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

1992

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle.....5

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung
und Organisation.....9
Organigramm.....12
Gremien.....13
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte.....15

Blanko-Seiten für "Mitteilungen".....17

Informationen über STAB-relevante Veranstaltungen.....20

Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen.....44

"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projekt-
gruppen und Fachkreisen.....51

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 147 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Diese "Mitteilungen" wurden 1988 eingeführt, um den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 51 bis 62), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Wegen der recht großen Anzahl von Beiträgen zu den Fachkreisen sind diese in vier Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Seite 19 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen".

Die Materialsammlung für die Jahresberichte soll möglichst effektiv gestaltet werden. Ziel ist es, die für die Präsentation vor dem Kuratorium benötigten Unterlagen mit den "Mitteilungen" zu kombinieren. Beachten Sie bitte hierzu die Hinweise auf Seite 16.

Für den Fall, daß Sie selbst eine "Mitteilung" verfassen möchten, finden Sie auf Seite 17 bis 18 die entsprechenden Blanko-Seiten.

Adressaten, die diesen Bericht persönlich zugeschickt bekommen haben, sind im Verteiler. Wer den Wunsch hat in den Verteiler aufgenommen zu werden, fülle bitte den Vordruck auf Seite 7 aus. Gleiches gilt für den Fall, daß Ihr Name nicht richtig oder unvollständig ist oder sich Ihre Adresse geändert hat oder diese unvollständig ist. Wenn Sie aus dem Verteiler gestrichen werden möchten, teilen Sie uns das bitte ebenfalls mit.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 730 Exemplaren.

Wir möchten Sie noch auf unsere neue Postleitzahl hinweisen:
37073 Göttingen

Göttingen, im April 1993

O Ich bitte um Aufnahme in den Verteiler "STAB - Jahresbericht".

O Ich bitte um Streichung aus dem Verteiler "STAB - Jahresbericht".

An die
Geschäftsstelle der AG STAB
c/o D L R
z. Hd. Dr.-Ing. H.-J. Heinemann
Bunsenstraße 10

D-3400 Göttingen

37073 Göttingen

Name :

Organisation :

Anschrift :

Telefon :

O Ich bitte um Aufnahme in den Verteiler "STAB - Jahresbericht".

O Ich bitte um Streichung aus dem Verteiler "STAB - Jahresbericht".

An die
Geschäftsstelle der AG STAB
c/o D L R
z. Hd. Dr.-Ing. H.-J. Heinemann
Bunsenstraße 10

D-3400 Göttingen

37073 Göttingen

Name :

Organisation :

Anschrift :

Telefon :

O Ich bitte um Aufnahme in den Verteiler "STAB - Jahresbericht".

O Ich bitte um Streichung aus dem Verteiler "STAB - Jahresbericht".

An die
Geschäftsstelle der AG STAB
c/o D L R
z. Hd. Dr.-Ing. H.-J. Heinemann
Bunsenstraße 10

D-3400 Göttingen

37073 Göttingen

Name :

Organisation :

Anschrift :

Telefon :

ZIELSETZUNGEN, CHRONOLOGISCHE ENTWICKLUNG UND ORGANISATION

Die Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) wurde auf Initiative der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR) 1979 von Strömungsforschern, Aerodynamikern und Luftfahrtingenieuren aus DLR, Hochschule und Industrie ins Leben gerufen.

Sie entstand aus "dem gemeinschaftlichen Bestreben, die Strömungsforschung in der Bundesrepublik Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch zukunftsträchtiges Teilgebiet zu vertiefen" (Auszug aus der Präambel der Verfahrensordung der AG STAB).

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 Bundesministerium 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 Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) — Köln-Porz, 23.02.1982

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

- Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten in der Bundesrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981) — April 1982

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

- 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

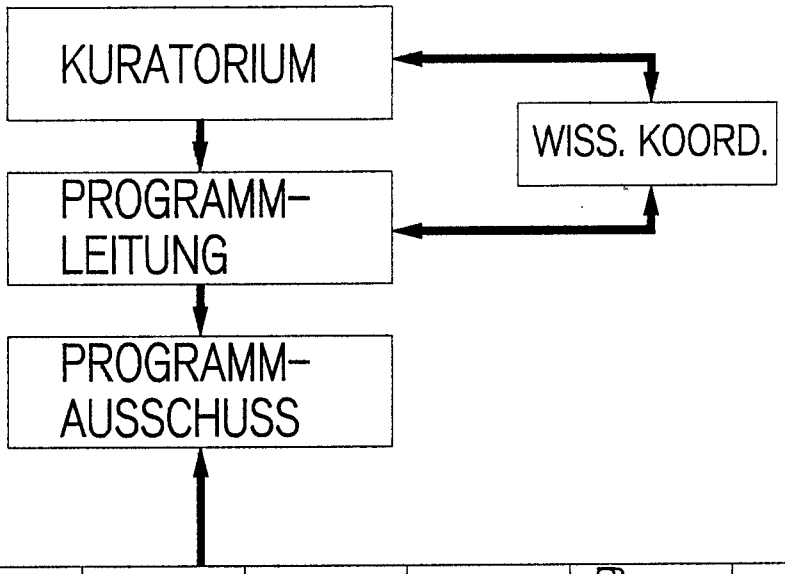
- Vortrag Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" - Neue Impulse für die Strömungsforschung und Aerodynamik - gehalten von H.-G. Knoche anläßlich der DGLR-Jahrestagung 1984	Hamburg, 01.-03.10.1984
- 5. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung"	München, 09./10.10.1986
- 3. STAB-Workshop	Göttingen, 10./11.11.1987
- DGLR Workshop "2D-Meßtechnik"	Markdorf, 18./19.10.1988
- 6. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung"	Braunschweig, 08.-10.11.1988
- 4. STAB-Workshop	Göttingen, 08.-10.11.1989
- 7. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung"	Aachen, 07.-09.11.1990
- 5. STAB-Workshop	Göttingen, 13.-15.11.1991
- 8. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung"	Köln-Porz, 10.-12.11.1992
- Application of Particle Image Velocimetry	Göttingen, 15.-19.03.1993

Vorschau

- 6. STAB-Workshop	Göttingen, 10.-12.11.1993

ARBEITSGEMEINSCHAFT "STRÖMUNGEN MIT ABLÖSUNG" AG STAB

Organigramm



Projekt-gruppen / Fachkreise	Flügel großer Streckung	Flügel kleiner Streckung	Drehflügler	Stumpfe Körper/ Rümpfe	Laminarhaltung von Tragflügeln	Hyperschall
Physikalische Grundlagen						
Mathematische Grundlagen						
Numerische Simulation						
Meßtechnik						
Anlagen						

Stand: Februar 1990

Kuratorium

MinRat Dipl.–Ing. Balzerowiak	(BMVg, Bonn)	
Dipl.–Ing. Friedrich	(MBB–UF, Ottobrunn)	
MinRat Friske	(BMWi, Bonn)	
Prof. Dr. Gersten	(Universität Bochum)	
MinRat Dr. Hertrich	(BMFT, Bonn)	
Dr. Knoche	(LBS, Ottobrunn)	
Prof. Dr. Kröll	(DLR, Köln)	– Sprecher –
Dr. Lachenmeier	(DFG, Bonn)	
Prof. Dr. Laschka	(DGLR, Bonn)	
Prof. Madelung	(DGLR, Bonn)	
Dipl.–Ing. Schmidt	(MTU, München)	
NN	(Dornier, Friedrichshafen)	
Dr. Stüssel	(DASA–Airbus, Hamburg)	– Stellv. Sprecher –
Prof. Dr. Weyer	(DLR, Köln)	
NN	(DLH, Hamburg)	

Programm–Leitung

Prof. Dr. Ballmann	(RWTH Aachen)	
Dr. Hennig	(MBB–UA, München)	
Dipl.–Ing. Hilbig	(DASA–Airbus, Bremen)	– Sprecher –
Dr. John	(MBB–UF, Ottobrunn)	
Dr. Körner	(DLR, Braunschweig)	
Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen)	
Dr. Lawaczeck	(DLR, Göttingen)	
Prof. Dr. G.E.A. Meier	(DLR, Göttingen)	– Stellv. Sprecher –
Prof. Dr. H.U. Meier	(DNW, Emmeloord)	
Prof. Dr. Oertel	(TU Braunschweig)	
Dipl.–Ing. Polz	(Eurocopter, Ottobrunn)	
Dr. B. Wagner	(Dornier, Friedrichshafen)	
Dr. Weiland	(MBB–UK, Ottobrunn)	

Wissenschaftlicher Koordinator

Dr. Heinemann	(DLR, Göttingen)

Projektgruppen

	Sprecher:	
Flügel großer Streckung	Prof. Dr. Thiede	(Deutsche Airbus, Bremen)
Flügel kleiner Streckung	Dr. B. Wagner	(Dornier, Friedrichshafen)
Drehflügler	Prof. Dr. S. Wagner	(Uni Stuttgart)
Stumpfe Körper/Rümpfe	Dr. Hennig	(MBB–UA, München)
Laminarhaltung von Tragflügeln	Dr. Redeker	(DLR, Braunschweig)
Hyperschall	Prof. Dr. Hirschel	(MBB–UF, München)

Fachkreise

	Sprecher:	
Physikalische Grundlagen	Prof. Dr. Durst	(Uni Erlangen)
	Dr. Dallmann	(DLR, Göttingen)
Mathematische Grundlagen	Prof. Dr. Wendland	(Uni Stuttgart)
Numerische Simulation	Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen)
Meßtechnik	Dr. Bütefisch	(DLR, Göttingen)
Anlagen	Dr. Lehthaus	(DLR, Göttingen)

Schwerpunktthemen der AG STAB

– Stoß–Grenzschicht–Interferenz	Prof. Dr. Thiede	(DASA–Airbus, Bremen)
– Laminarhaltung und Transition	Dr. Dallmann	(DLR, Göttingen)
– Instationäre Strömungen	Prof. Dr. G.E.A. Meier	(DLR, Göttingen)
– Turbulenzforschung	Prof. Dr. Friedrich	(TU München)

DFG – SP–Programme/– Forschergruppe

– Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern	Prof. Krause, Ph.D.	(RWTH Aachen)
– Physik abgelöster Strömungen	Prof. Dr. Gersten	(Universität Bochum)
– Beeinflussung und Steuerung turbulenter Grenzschichten	Prof. Dr. Fernholz	(TU Berlin)

DFG – Sonderforschungsbereiche

– Wirbelströmungen in der Flugtechnik	Prof. Dr. Staufenbiel	(RWTH Aachen)
– Transatmosphärische Flugsysteme (Grundlagen der Aerothermodynamik, Antriebe und Flugmechanik)	Prof. Dr. Sachs	(TU München)
– Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen	Prof. Krause, Ph.D.	(RWTH Aachen)
– Flugphysik von Hyperschallflugzeugen und Raumtransportern (bis 1992)	Prof. Dr. Oertel	(TU Braunschweig)
– Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme	Prof. Dr. Messerschmid	(Universität Stuttgart)

Stand: März 1993

In den AG STAB Jahresbericht 1993 sollen wieder die 'Mitteilungen' aufgenommen werden. Für den Fall, daß Sie sich mit einem oder mehreren Themen daran beteiligen wollen, möchten wir Sie bitten, die ausgefüllten Bögen jederzeit,

allerspätestens aber bis Mitte Februar 1994,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

Verwenden Sie bitte zu diesem Zweck die beigefügten Blanko-Seiten oder kopieren sich diese von den beiden folgenden Seiten.

Bitte halten Sie sich unbedingt an das vorgegebene Raster - vor allen Dingen bezüglich der Vorgabe von 2 Seiten pro 'Mitteilung'. Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein; das erledigt die Geschäftsstelle. Es wäre außerdem sehr wünschenswert, wenn Sie bei der Verwendung von Fotos Originale (und demzufolge möglichst keine Fotokopien) verwenden. Bitte sorgen Sie auch dafür, daß der Text maschinengeschrieben ist; vermeiden Sie bitte handschriftliche Texte. Bitte klammern Sie zusammenhängende Seiten mit Büroklammern (und nicht mit Heftklammern) zusammen. Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung.

Auf der Basis dieses Materials wird der Sprecher der Programm-Leitung die Präsentation vor dem Kuratorium im Jahre 1994 vornehmen.

Für den Fall, daß Sie dafür eine Folie bereitstellen möchten (möglichst farbig), legen Sie diese bitte bei. Teilen Sie uns bitte mit, ob Sie diese Folie der AG STAB überlassen oder ob Sie sie zurückhaben möchten.

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter/Ihre Fachkreisleiter/Ihre Geschäftsstelle

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner

Institution

Adresse

Telefon
Telefax

weitere Partner

Thema

Ausgangssituation

Ziel

Lösungsweg

AG STAB

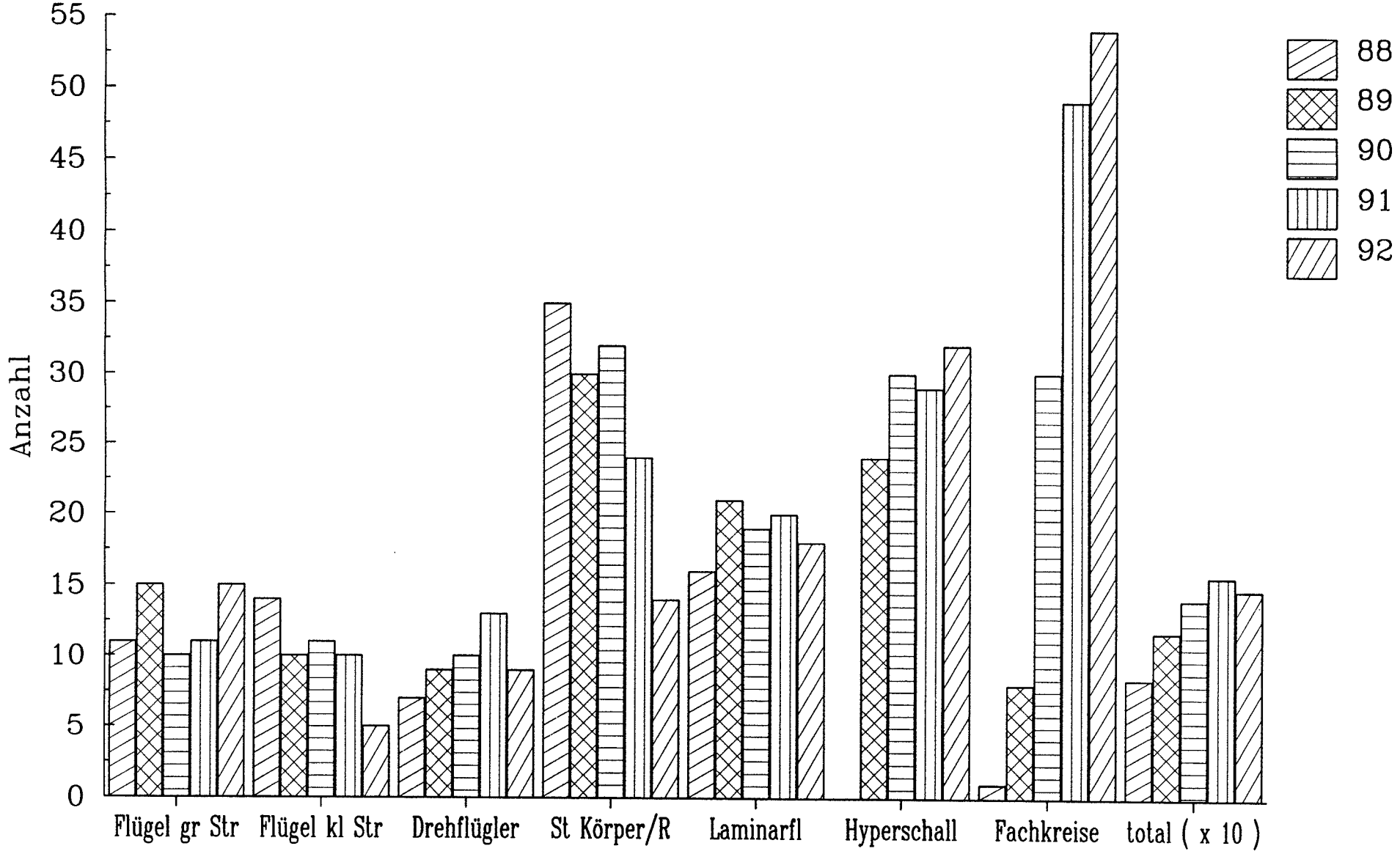
Ergebnis

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

weiteres Vorgehen

Statistik 'MITTEILUNG': 1988 ff



Quelle: Jahresberichte

STABJABE

EINLADUNG

zum

6. STAB-Workshop

10.-12. November 1993

im DLR-Forschungszentrum Göttingen

Vortragsanmeldungen richten Sie bitte in Form der "Mitteilungen" (siehe Seite 16) an den für Sie zuständigen Projektgruppen- bzw. Fachkreisleiter.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle jederzeit gerne zur Verfügung.
(Tel.: 0551 / 709 2107)

von KARMAN INSTITUTE FOR FLUID DYNAMICS

1992-1993 LECTURE SERIES PROGRAMME

Introduction to Computational Fluid Dynamics
(18-22 January 1993)

Spacecraft Propulsion Systems
(25-29 January 1993)

Introduction to the Modelling of Turbulence
(08-12 February 1993)

Methodology of Hypersonic Testing
(22-26 February 1993)

Computational Fluid Dynamics
(15-19 March 1993)

Progress in Transition Modelling
(29 March-1 April 1993)

Measurement Techniques
(19-23 April 1993)

Gas Turbine Engine Transient Behaviour
(10-14 May 1993)

Shock Boundary Layer Interaction
(24-28 May 1993)

Ventilation
(07-09 June 1993)

Combined Cycles
(05-09 July 1993)

Non-Intrusive Measurement Techniques
(13-17 September 1993)

von Karman Institute for Fluid Dynamics
Chaussée de Waterloo 72
1640 Rhode-Saint-Genèse
Belgium
Tel.: (02) 358.19.01 - Telefax: (02) 358.28.85

ERCOFTAC Summer School and Workshop

on

Laminar and Turbulent Combustion

Rheinisch-Westfälische

Technische Hochschule Aachen,

Germany

Organized by

Institut für Technische Mechanik

Prof. Dr.-Ing. N. Peters

and

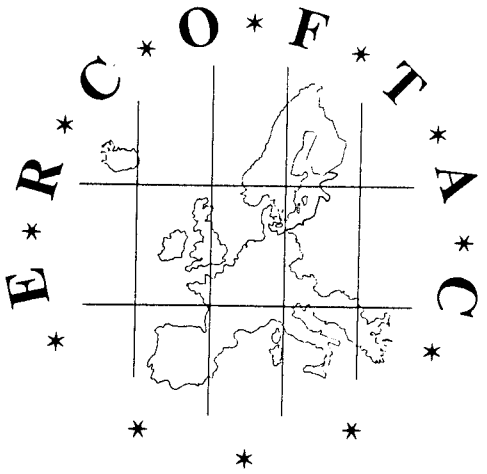
ERCOFTAC Pilot Centre Aachen

Supported by the COMETT

Programme of the CEC, through the

UETP AMADIS

ERCOFTAC Pilot Centre Aachen



ERCOFTAC Summer School

on

Laminar and Turbulent Combustion

Monday 14th September –
Friday 25th September 1992
Aachen, Germany

Assistance

In case of any question please contact

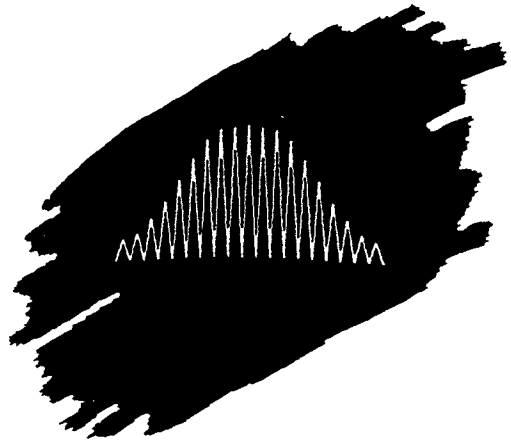
ERCOFTAC Summer School
Institut für Technische Mechanik
RWTH Aachen
Templergraben 64
W-5100 Aachen, Germany
Tel.: +49 241 804616
Fax: +49 241 20911
E-mail: ww@neptun.ercoftac.RWTH-Aachen.DE

Workshop

Lasermethoden in der Strömungsmeßtechnik

Aktueller Stand und neue Anwendungen

29. und 30. September 1992
Universität Karlsruhe



veranstaltet von der
Deutschen Gesellschaft für Laser-Anemometrie
GALA e.V.

Fachliche Leitung

Priv.-Doz. Dr.-Ing. B. Ruck
Forschungsgruppe Lasermeßtechnik
Institut für Hydromechanik
Universität Karlsruhe

Priv.-Doz. Dr.-Ing. A. Leder
Institut für Thermo- und Fluiddynamik
Universität GH Siegen

Dr.rer.nat. D. Dopheide
Direktor und Professor, Abt. Fluidmechanik
Physikalisch-Technische Bundesanstalt
Braunschweig

Tagungsort

Universität Karlsruhe, Kleiner Hörsaal, Neues Kollegiengebäude für Bauingenieurwesen, Geb.-Nr.10.50 (Am Durlacher Tor)

Anmeldungen

Anmeldungen bitte mit beigefügtem Anmeldeformular bis spätestens 11. September 1992.

Teilnahmegebühr

Die Teilnahmegebühr beträgt DM 250,-- pro Person. Mitglieder der Deutschen Gesellschaft für Laser-Anemometrie zahlen eine ermäßigte Teilnahmegebühr von DM 150,--. Die Rechnungstellung erfolgt nach eingegangener Anmeldung. Bitte überweisen Sie die Teilnahmegebühr vor Beginn der Veranstaltung auf das Konto der Deutschen Gesellschaft für Laser-Anemometrie (GALA) e.V.:

Bankverbindung: Sparda-Bank Karlsruhe
Kto.-Nr. 953180, BLZ: 66090500

Hotel

Bezüglich Unterkunftsmöglichkeiten wird gebeten, sich direkt mit dem Verkehrsverein Karlsruhe e.V., Bahnhofsplatz 6, 7500 Karlsruhe, Telefon (0721) 3553-0, in Verbindung zu setzen.

(für Fensterumschläge vorbereitet)

zurück an:

GALA e.V.
c/o Institut für Hydromechanik
z. Hn. Dr. B. Ruck
Universität Karlsruhe
Kaiserstr. 12
7500 Karlsruhe 1

Die Arbeitsgemeinschaft TECFLAM lädt Sie ein zum

8. TECFLAM-Seminar

am 13. November 1992 an der TH Darmstadt, Kekulé-Hörsaal (72/6), im Hörsaalgebäude des Fachbereichs Chemie auf der Lichtwiese, Petersenstraße 22, Darmstadt

TECFLAM wurde aufgrund einer Initiative des Bundesministeriums für Forschung und Technologie und eines Beschlusses des Baden-Württembergischen Ministerrats zur Einrichtung eines Forschungsschwerpunktes "Verbrennungstechnik" am 2. März 1984 in Karlsruhe gegründet.

Die Arbeitsgemeinschaft TECFLAM stellt jährlich einmal einen thematischen Schwerpunkt ihrer Arbeit in Form eines Seminars vor.

Ziel dieser Veranstaltung ist es, einem breiteren Kreis von Fachkollegen aus Industrie und Forschung aktuelle Resultate der Forschungs- und Entwicklungsarbeit vorzustellen und sie zu diskutieren.

Programm

Beginn: 10.00 Uhr

Begrüßung:

Prof. Dr. H. Böhme
Präsident der TH Darmstadt

Einführung:
Prof. Dr. J. Wolfrum, Heidelberg

Teil I
Sitzungsleitung: Dr. R. Maly, Stuttgart

Vorträge

Dr. U. Maas, Stuttgart
Automatische Reduktion von Reaktionsmechanismen mit niedrigdimensionalen Mannigfaltigkeiten

Dr. G. Goyal, Stuttgart
Simulation of Flammability Limits for Hydrogen-Air and Methane-Air Mixtures

Kaffeepause

Dipl.-Phys. M. Schäfer, Dipl.-Phys. F. Dinkelacker, Dipl.-Phys. A. Buschmann, Prof. Dr. J. Wolfrum, Heidelberg
Simultane Bestimmungen momentaner Konzentrations- und Temperaturfelder zur Strukturanalyse turbulenter Erdgasflammen

Teil II
Sitzungsleitung: Dr. M. Schäfer, Berlin

Vorträge

Dipl.-Ing. D. Renner, Dipl.-Ing. J. Görres, Dipl.-Ing. H.-C. Magel, Dr. U. Schnell, Stuttgart
Scale-Up Untersuchung von Kohlenstaubbrennern mit Hilfe mathematischer Modellbildung

Dipl.-Ing. P. Mühleck, Dr. H. Schütz, Köln
Numerische Untersuchungen von Brennkammer-Düsenströmungen bei Staustrahltriebwerken

Mittagspause

Dipl.-Ing. G. Wachter, Prof. Dr. W. Leuckel, Karlsruhe
Rußstrahlmodellierung turbulenter Diffusionsflammen unter Verwendung spektraler Intensitätsmessungen und eines SLG-Gasstrahlungsmodells

Teil III
Sitzungsleitung: Dr. B. Simon, München

Vorträge

Dr. M. Scheurlen, Prof. Dr. S. Wittig, Karlsruhe
Monte-Carlo-Simulation der skalaren PDF-Transportgleichung in einer drallstabilisierten Propanflamme: Numerische Effekte in elliptischen Strömungen

Dipl.-Ing. B. Epple, Dipl.-Ing. R. Schneider, Dr. U. Schnell, Stuttgart
Entwicklung einer problemangepaßten Diskretisierungsmethode zur Simulation technischer Feuerungen

Kaffeepause

Prof. Dr. J. Janicka, Darmstadt
Höhere Turbulenzmodelle für Diffusionsflammen

Dr. J. Lang, Berlin
Raum- und zeitadaptive Finite Elemente Methoden für Reaktions-Diffusionsgleichungen

Stehempfang mit kaltem Buffet

Ende ca. 18.00 Uhr

TECFLAM

8. TECFLAM-SEMINAR

Modellierung technischer Flammen

13. November 1992, Darmstadt

TECFLAM — Arbeitsgemeinschaft Technische Flammen der Universitäten Heidelberg, Karlsruhe, Stuttgart, der TH Darmstadt und der DLR - Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V.

AIAA/VKI Secretariat
von Karman Institute
Chaussée de Waterloo, 72
B-1640 Rhode-Saint-Genèse (Belgium)



An Overview of Computational Aeroacoustics in Aerodynamics

December 7-9, 1992

to be held at the von Karman Institute in Brussels, Belgium

An Overview of Computational Aeroacoustics in Aerodynamics

December 7-9, 1992

Computational aeroacoustics (CAA) is the employment of computational fluid dynamics (CFD) in the direct calculation of all aspects of sound generation and propagation in which the sound field, and perhaps the underlying flowfield, is computed from the fundamental equations describing the fluid motion. Although the computational power necessary to perform calculations typically utilized in acoustic analysis has only recently become available, CAA promises to remove the necessity for assumptions such as linearity, single frequency, uniform velocity and temperature profile.This capability has wide applications in aerodynamic and hydrodynamic noise generation and propagation studies for aeronautical, submarine, industrial and architectural concerns.

Highlights

This introductory course will concentrate on the physics of sound fields which make CAA a discipline unique from CFD. It will include an elementary description of the characteristics of standard CFD techniques and the ways in which they must be tailored for successful acoustic calculations. Emphasis will be placed on concepts rather than detailed numerical considerations.

Who Should Attend

This course is designed for scientists, engineers, managers, and students who need an introduction to this exciting new area of research. In particular, the goal is to bring together the acoustics and fluid mechanics communities since acoustics is, after all, a fluid mechanics discipline.

Course Outline

Registration
Welcome, J. Wendt, Director, VKI
Introduction and Governing Equations
- What is CAA
- Applications of CAA
- Challenges to CAA
- Governing equations of fluid flow

Classical (Linearized) Acoustics
- Governing equations
- Simple solutions
- Sources of sound
- Multipole analysis

Aeroacoustic (Nonlinear) Formulations
- Direct simulation
- Lighthill's acoustic analogy
- Powell's vortex theory
- Low wavenumber techniques (LES and RNG)

Perturbation Approaches
- Multiple scales
- Instability wave theories
- Expansion about time-dependent incompressible flow
- Acoustic/viscous split

Numerical Considerations I
- Accuracy
- Dissipation and dispersion
- Frequency/wavelength restrictions
- CFL number in CAA

Numerical Considerations II
- Computational boundary conditions
- Convergence
- Error measures
- Accelerating cylinder

Classical (Benchmark) Problems
- Piston in pipe
- Pulsating sphere
- Oscillating Sphere
- Ring vortex near cylinder

Real World Problems
- Duct acoustics
- Aeolian tones
- Blade/vortex interaction
- Jets

ERCIM

ERCIM stands for European Research Consortium for Informatics and Mathematics and is comprised of INRIA (France), GMD (Germany), RAL (UK) CWI (The Netherlands), INESC (Portugal), IEI/CNR (Italy), FORTH (Greece) and SINTEF (Norway).
One of ERCIM's aims is to further the applications of informatics and mathematics through an active policy of technology transfer. Offering advanced training courses forms part of this policy. More information on ERCIM and on ERCIM advanced training can be obtained from:
ERCIM, Domaine de Voluceau, BP 105, F-78153 Le Chesnay Cedex, France.
Tel. +33-1-39635378; fax: +33-1-39635330; email: ercim@inria.inria.fr

General information

Course directors

P.W. Hemker, tel. +31-20-5924108,
email: pieth@cwi.nl
A. Dervieux, tel. +33-93657791,
email: dervieux@cosinus.inria.fr

Secretariat

CWI, tel. +31-20-5924171
email: franss@cwi.nl
Fax: +31-20-5924199
Address:
Kruislaan 413; P.O. Box 4079
1009 AB Amsterdam, The Netherlands

Dates

7-11 December 1992

Location

CWI, Kruislaan 413, Amsterdam
The Netherlands

Course fee

NLG 2990.-- (ECU 1300), including course material, lunches, refreshments and a course banquet.
After receipt of your subscription form you will be invoiced. The amount due is to reach us before the first day of the course. In special cases an official confirmation by the responsible organization that the fee will be paid will suffice.

Subscriptions

Use the attached subscription form for subscribing. The number of participants is limited, so early subscription is advised.

Cancellations

No reimbursement of the subscription fee will be made for cancellations received less than two weeks before the first day of the course. Cancellations received earlier will be reimbursed less 10% administrative charges. The organizers reserve the right to cancel the course in the event of insufficient participation.

Hotel reservations

Participants will have to make their own hotel reservations. Tick the appropriate box on the subscription form if you want to receive information on available hotel accommodation.

ERCIM



5-day course on

MULTIGRID METHODS FOR COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS

December 7-11, 1992
Amsterdam

CWI
Centrum voor Wiskunde en Informatica
INRIA
Institut National de Recherche en Informatique et en Automatique
GMD
Gesellschaft für Mathematik und Datenverarbeitung

COMETT

Arbeitsbereich Meerestechnik II – Strukturmechanik
Eißendorfer Straße 42 2100 Hamburg 90
Tel.: 0 40/77 18-3220 FAX: 0 40/77 18-2684

Prof. Dr.-Ing. O. Mahrenholtz Prof. Dr.-Ing. E. Kreuzer

TECHNISCHE UNIVERSITÄT TUHH HAMBURG-HARBURG

E i n l a d u n g

zum

M E C H A N I K - K O L L O Q U I U M

der Niedersächsischen, Berliner und Hamburger Hochschulen,
Sonnabend, dem **30. Januar 1993** ab 9.00 Uhr in Hamburg-Harburg,
AUDIMAX der TUHH, Denickestraße 22

PROGRAMM:

ab 9.00 Uhr Zwangloses Treffen im Foyer des Audimax.

9.10 Uhr Begrüßung.

9.15 Uhr Prof. Dr.-Ing. O. Mahrenholtz, Meerestechnik-Strukturmechanik, TU Hamburg-Harburg:
Konkurrierende Verfahren bei der Analyse der Wechselwirkung von Welle und Struktur.

9.50 Uhr Dipl.-Ing. C. Haack, Meerestechnik-Strukturmechanik, TU Hamburg-Harburg:
Bewegungsanalyse von Mehrkörpersystemen im Seegang.

10.25 Uhr Dr.-Ing. M. Plenge, Institut für Mechanik, Universität der Bundeswehr Hamburg:
Schwingungsuntersuchungen mit Hilfe optoelektronischer Meßverfahren.

11.00 Uhr P a u s e, mit der traditionellen Bouillon.

11.30 Uhr Prof. Dr.-Ing. E. Kreuzer, Meerestechnik-Strukturdynamik, Tu Hamburg-Harburg:
Zur Stabilitätsuntersuchung in der angewandten Dynamik.

12.05 Uhr Dipl.-Ing. W. Kleczka, Meerestechnik-Strukturdynamik, TU Hamburg-Harburg:
Dynamik von Magnetleseköpfen in Plattenlaufwerken - ein interdisziplinäres Problem.

12.40 Uhr Dipl.-Ing. Z. Wu, Meerestechnik-Strukturmechanik, TU Hamburg-Harburg:
Kriechen und Kriechschädigung von Eis unter mehrachsiger Belastung.

13.15 Uhr Hamburger meerestechnische Erbsensuppe.

14.15 Uhr Besichtigung von Versuchsanlagen der TUHH.

15.30 Uhr Ende der Veranstaltung.

E. Kreuzer

KURZLEHRGANG

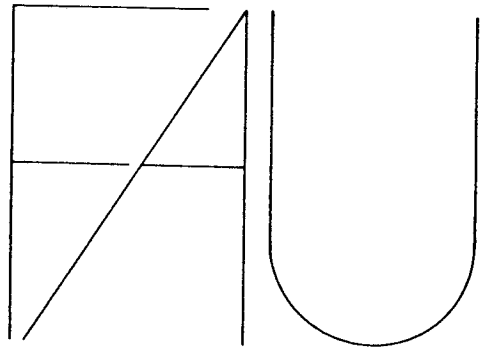
EFFIZIENZSTEIGERUNG VON STRÖMUNGSSIMULATIONEN DURCH NEUE NUMERISCHE VERFAHREN UND PARALLELRECHNEN

2. März 1993 bis 4. März 1993

BAYERISCHER FORSCHUNGSVERBUND FÜR TECHNISCH-WISSENSCHAFTLICHES HOCHLEISTUNGSRECHNEN (FORTWIHR)

LEHRSTUHL FÜR STRÖMUNGSMECHANIK

FRIEDRICH-ALEXANDER-UNIVERSITÄT ERLANGEN-NÜRNBERG



VORTRAGSPROGRAMM:

Dienstag, 2. März 1993

8.00– 9.00 Uhr	Einschreibung und Aushändigung der Kursunterlagen
9.00– 9.10 Uhr	Begrüßung und Einführung in den Lehrgang Prof. Dr. Dr. h. c. F. Durst
9.10–10.00 Uhr	Erhaltungsgesetze und Transportgleichungen für Strömungen mit Wärme- und Stoffübertragung Prof. Dr. Dr. h. c. F. Durst
10.00–10.30 Uhr	**Kaffeepause**
10.30–11.20 Uhr	Numerische Berechnungsmethoden I (Diskretisierung und Approximation) Dr. M. Perić
11.20–12.10 Uhr	Numerische Berechnungsmethoden II (Lösungsverfahren) Dr. M. Schäfer
12.10–13.30 Uhr	**Mittagspause**
13.30–14.20 Uhr	Methoden zur Beschleunigung numerischer Strömungsberechnungen: Ein Überblick Prof. Dr. Ch. Zenger
14.20–15.10 Uhr	Grundlagen der Turbulenzmodellierung und ihre Anwendung Prof. Dr. K. Hanjalić
15.10–15.40 Uhr	**Kaffeepause**
15.40–16.30 Uhr	Mehrgitterverfahren für Strömungsberechnungen Dr. M. Schäfer
16.30–17.30 Uhr	Computerdemonstration: Beschleunigung numerischer Strömungsberechnungen durch verbesserte Verfahren Prof. Dr. Ch. Zenger

Der erste Tag dient der Einführung in die Methoden zur Berechnungsbeschleunigung und der Demonstration der Beschleunigungsleistungen, die mit diesen Methoden erzielbar sind. Es soll damit erreicht werden, daß moderne numerische Methoden eine breite Anwendung innerhalb zukünftiger Strömungsberechnungen finden.

RÜCKFRAGEN

Bei Fragen bezüglich des Kurses wenden Sie sich bitte an:

Lehrgangssekretariat
Frau P. Fuhrmann, Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen-Nürnberg, Cauerstraße 4, D-8520 Erlangen,
Telefon: 09131/85-9502

oder

Lehrgangsleitung
Dipl.-Math. L. Kadinski, Telefon: 09131/810471
Dipl.-Phys. H.-J. Leister, Telefon: 09131/810473

Telefax 09131/859503
email: parallel@lstm.uni-erlangen.de

Mittwoch, 3. März 1993

8.30– 9.20 Uhr	Einführung in die Parallelisierung Dipl.-Phys. E. Schreck
9.20–10.10 Uhr	Parallelisierung in der numerischen Strömungsmechanik: Grundlagen und praktische Realisierung in Programmen Dipl.-Phys. E. Schreck
10.10–10.40 Uhr	**Kaffeepause**
10.40–11.30 Uhr	Parallelisierung in der Zeit und deren Kombination mit Gebietszerlegung Dr.-Ing. G. Horton
11.30–12.20 Uhr	Parallelisierung und Strömungsberechnungen aus der Sicht der Informatik Prof. Dr. Ch. Zenger
12.20–13.30 Uhr	**Mittagspause**
13.30–14.20 Uhr	Berechnungsverfahren für turbulente Strömungen Dr. M. Perić
14.20–15.10 Uhr	Beispiele von Berechnungen turbulenter Strömungen Dr. M. Perić
15.10–15.40 Uhr	**Kaffeepause**
15.40–16.30 Uhr	Die Computerprogramme LEARN-P und FASTEST-P für parallele Strömungsberechnungen Dipl.-Ing. B. Durst
16.30–17.00 Uhr	Parallele Rechner auf Transputerbasis Dr. G. Maxerath
17.00–17.30 Uhr	Parallele Vektorrechner Prof. Dr. F. Hofmann
17.30–18.00 Uhr	Computerdemonstration: Computerprogramme für parallele Strömungsberechnungen Dr. M. Schäfer Dipl.-Ing. B. Durst
18.15 Uhr	Abfahrt zum gemeinsamen Abendessen

Ziel der Vorlesungen und Computerdemonstrationen am zweiten Tag ist es, die Einführung in die verschiedenen modernen parallelen Rechnerstrukturen und Algorithmen, in die Berechnungsverfahren für turbulente Strömungen zu geben und die Implementierung von Methoden zur Parallelisierung numerischer Verfahren für Strömungsberechnungen vorzustellen und zu demonstrieren. Es werden Computerpakete vorgestellt, kombiniert mit Parallelrechnersystemen, die es dem Nutzer ermöglichen, mit Parallelrechnern so zu arbeiten, wie man dies von seriellen Rechnern kennt. Man nutzt die hohen Rechenleistungen der parallelisierten und numerisch verbesserten Programme, ohne daß man sich um Details der Struktur des Parallelrechnens zu bemühen hat. Dies wird anhand von verschiedenen Demonstrationsbeispielen erläutert.

Donnerstag, 4. März 1993

8.30– 9.20 Uhr	Anwendung parallelisierter numerischer Berechnungsverfahren in der Aerodynamik Dr. D. Drikakis
9.20–10.10 Uhr	Berechnung von 3D-Strömungen in Kristallzüchtungstiegeln mit vektorisiertem numerischem Berechnungsverfahren Dipl.-Phys. H.-J. Leister
10.10–10.40 Uhr	**Kaffeepause**
10.40–11.30 Uhr	Anwendung von Mehrgitterverfahren und Parallelisierung bei der Berechnung von chemischen Abscheidungsprozessen aus der Dampfphase Dipl.-Math. L. Kadinski
11.30–12.20 Uhr	Ein parallelisiertes Berechnungsverfahren für Plasmaätzprozesse Dipl.-Math. L. Kadinski/ K. Wechsler
12.20–13.40 Uhr	**Mittagspause**
13.40–15.10 Uhr	Computerdemonstration von numerischen Strömungsberechnungen auf Parallelrechnern: Vorführung von Berechnungsbeispielen Dipl.-Phys. E. Schreck Dr. M. Schäfer
15.10–15.40 Uhr	**Kaffeepause**
15.40–17.00 Uhr	Abschlußdiskussion mit Panelmitgliedern: Moderator: Prof. Dr. Dr. h. c. F. Durst Dr. G. Maxerath, Parsytec Dr. M. Schäfer, LSTM-Erlangen Dipl.-Phys. A. Hertz, Siemens-Nixdorf Dipl.-Phys. L. Heggmair, BMW Prof. Dr. F. Hofmann, Erlangen Prof. Dr. Ch. Zenger, München

Application of Particle Image Velocimetry

-Theory and Practice-

NACA0012 (α=5°, Ma_∞=0.75)

March 15 - 19, 1993

Course to be held at

DLR, Göttingen, Germany

organized by
AG STAB

in cooperation with

University of Oldenburg
and
DLR, Göttingen

Who should attend ?

This course is mainly intended for engineers, scientists and students, who have already some basic knowledge of the PIV technique and have just started or will soon start to utilize PIV for their special industrial or scientific applications. During the course many problems arising in the recording and evaluation of PIV photographs will be treated - in theory as well as in practice.

General Information

Program Schedule
Registration will begin at 8:00 on Monday, March 15, 1993. Lectures (4 half days) and experiments and demonstrations in the laboratory (5 half days) will run from 8:30 to 12:00 from Monday to Friday and from 13:30 to 16:30 from Monday to Thursday. All presentations will be given in English.

Course Materials
A complete set of course notes will be distributed to participants at registration.

Course Registration
Preregistration is required due to limited number of places in the laboratory. The registration fee is 940 DM and includes course notes, lunches and refreshments during the course. The organizers reserve the right to cancel the course in case of insufficient registration.

Additional Information
For additional information about the course contact:

Dr. Jürgen Kompenhans, DLR, Institute of Experimental Fluid Mechanics, DLR, Bunsenstraße 10, D-3400 Göttingen,
Tel. (49) 551 709 2252 and Fax (49) 551 709 2101,
e-mail: es22@vm.go.dlr.de.

Prof. Klaus Hinsch, Fachbereich 8, Carl von Ossietzky Universität Oldenburg, Postfach 2503, D-2900 Oldenburg,
Tel. (49) 441 798 3510 and Fax (49) 441 798 3201.

DLR
AG STAB
Frau Strempel

Bunsenstraße 10
D-3400 Göttingen
GERMANY

(Anmeldeformular, vorbereitet für Fensterumschlag)

Institut für Hydromechanik
Universität Karlsruhe
Kennwort "LDA-Kurs 1993"
Kaiserstr. 12

7500 Karlsruhe 1

31

Kursleitung

Priv.-Doz. Dr.-Ing. B. Ruck
Forschungsgruppe Lasermeßtechnik
Institut für Hydromechanik
Universität Karlsruhe
Kaiserstr. 12, 7500 Karlsruhe 1

Referenten

Dr. rer. nat. D. Dopheide
Direktor und Professor, Abt. Fluidmechanik
Physik. Techn. Bundesanstalt
Braunschweig

Dipl.-Ing. H. Kronewetter
TSI Aachen

Priv.-Doz. Dr.-Ing. A. Leder
Institut für Fluid- und Thermodynamik
Universität Siegen

Priv.-Doz. Dr.-Ing. B. Ruck
Institut für Hydromechanik
Universität Karlsruhe

Dr.-Ing. G. Schulte
Fachbereich Produktionstechnik
Universität Bremen

Laborübungen und Vorführungen

Laser- und LDA- Herstellerfirmen beteiligen sich am Kurs mit Versuchsständen und Gerätevorführungen

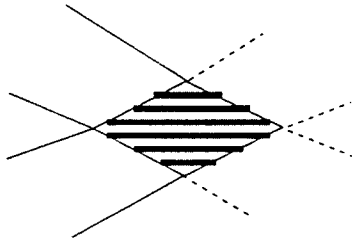
Anmeldung und Kursgebühren

Anmeldung wird mittels angefügtem Formblatt bis zum 10. Mai 1993 erbeten. Die Kursgebühren betragen 450,- DM und beinhalten sämtliche Kursunterlagen.

Hochschulkurs

Laser-Doppler-Anemometrie

Eine berührungslose Strömungsgeschwindigkeitsmeßtechnik



18. und 19. Mai 1993

Universität Karlsruhe

Durchführung:

Institut für Hydromechanik
Forschungsgruppe Lasermeßtechnik
Kaiserstr.12
7500 Karlsruhe 1, FRG

Laser-Doppler-Anemometrie

Der Hochschulkurs befaßt sich mit den Grundlagen und der Anwendung der Laser-Doppler-Anemometrie, einer laseroptischen, berührungslosen Geschwindigkeitsmeßtechnik für Fluide. In einführenden Vorträgen werden die physikalischen Grundlagen des Meßverfahrens erläutert. Der instrumentelle Aufbau von Laser-Doppler-Anemometern und die Verwendung von optischen Komponenten werden dargestellt. Hieran schließen sich Vorlesungen über die Signalverarbeitung und über Fehlermöglichkeiten in der Laser-Doppler-Anemometrie an. In weiteren Vorlesungen wird die Anwendung von LDA-Systemen in Gas-/ Wasserströmungen, Zwei- und Mehrphasenströmungen und Windkanälen im Detail besprochen. Die Verwendung von Halbleiterlasern in der Strömungsgeschwindigkeitsmeßtechnik wird aufgezeigt. Abschließend wird auf die Phasen-Doppler-Anemometrie eingegangen.

Die Veranstaltung wird an zwei Tagen abgehalten. An den Vormittagen finden für alle Kursteilnehmer Vorlesungen statt. An den Nachmittagen werden Unterweisungen und Vorführungen in Gruppen veranstaltet, die es jedem Kursteilnehmer erlauben, das theoretisch erworbene Wissen in die Praxis umzusetzen und erste praxisgerechte Erfahrungen zu sammeln.

Ziel der Veranstaltung ist es, den Teilnehmern eine Einführung in Theorie und Praxis der Laser-Doppler-Anemometrie zu vermitteln, die sie in die Lage versetzt, eigenständig Messungen durchzuführen.

Die Teilnehmerzahl ist begrenzt. Es wird um frühzeitige Anmeldung gebeten.

Kursprogramm

Dienstag, den 18. Mai 1993

vormittags:

- Einführung in die Laser-Doppler-Anemometrie
- Aufbau von Laser-Doppler-Anemometern
- Optische Systeme und Komponenten für LDA-Messungen
- Einführung in die Signalverarbeitung
- Fehlereinflüsse in der LDA-Meßkette

nachmittags: Unterweisungen und Vorträge in Gruppen an LDA-Versuchsständen

Mittwoch, den 19. Mai 1993

vormittags:

- LDA-Messungen in Flüssigkeiten und Mehrphasenströmungen
- 2-d und 3-d-LDA-Meßsysteme
- Windkanalmessungen mit LDA-Systemen
- Einsatz von Halbleiterlasern in der Laser-Doppler-Anemometrie
- Grundlagen der Phasen-Doppler-Anemometrie

nachmittags: Unterweisungen und Vorträge in Gruppen an LDA-Versuchsständen.

Kurssekretariat

Frau D. Bring
Institut für Hydromechanik
Forschungsgruppe Lasermeßtechnik
Universität Karlsruhe
Kaiserstr. 12, 7500 Karlsruhe 1
Tel.: 0721 / 608-3897

Anmeldung zum LDA-Hochschulkurs 1993

Name: _____

Anschrift: _____

_____

Tel.-Nr.: _____ Telefax-Nr.: _____

Ort _____ Datum _____ Unterschrift _____

Die Zusendung detaillierter Informationen sowie die Rechnungstellung erfolgt nach eingegangener Anmeldung

First Announcement
&
Call for papers

EMG'93

European Multigrid
Conference

July 6-9, 1993
Amsterdam
The Netherlands

ORGANIZING COMMITTEE
P.W. Hemker
F. Snijders
P. Wesseling
S. van der Wolff

CONFERENCE ADMINISTRATOR
EMG'93 - European Multigrid Conference
1993
c/o CWI
Ms. Simone van der Wolff
P.O. Box 4079
1009 AB Amsterdam
The Netherlands
Tel. 020-5929333
Fax. 020-5924199
email: simone@cwi.nl

CONFERENCE SPONSORS
AKZO NV
CWI
IBM Nederland NV
KNAW - Royal Academy of Sciences

IMPORTANT DATES
- *Now*
  Fill out reply card and return to the conference administrator
- *15 December 1992*
  Deadline for submissions
- *30 January 1993*
  Notification of acceptance
- *6-9 July 1993*
  Deadline for full papers
  EMG'93 in Amsterdam

REPLY CARD EMG'93

[ ] I intend to participate to EMG'93
[ ] I intend to submit an abstract
[ ] I wish to receive further announcements

Name : _____
Affiliation : _____
Department : _____
Address : _____
Postal Code : _____ City : _____
Country : _____
Tel. : _____ Fax : _____
Email : _____

turbulent shear flows

CALL FOR PAPERS

Ninth Symposium on Turbulent Shear Flows

Kyoto, Japan
August 16-18, 1993

The Ninth Symposium on Turbulent Shear Flows aims to advance understanding of the physics of turbulent motion and capabilities for predicting momentum, heat and mass transport processes in turbulent shear flows.

Approximately 30 technical sessions are planned. Contributed papers are invited on original work in the following general areas:

Fundamentals:	Measurements, theories and concepts that illuminate the nature of turbulence.
Turbulence Models:	Developments in single and two-point closures; large-eddy and other numerical simulations.
Experimental Techniques:	Improved experimental methods for single and multi-phase turbulent flows.
Computation Techniques:	Advances in computation methods for single and multi-phase turbulent flows.
Heat and Mass Transfer:	Developments in scalar modeling; related measurements and calculations.
Chemical Reaction:	Developments in modeling of turbulent flames and other reacting flows; related experiments and calculations.
Applications:	Contributions to applied turbulent flows; including those concerned with internal and external aerodynamics, climate control in buildings, automobiles, electronic-packaging, gas turbines and internal combustion engines, chemical and metallurgical processes, nuclear and wind engineering, geophysical and stratified flows, meteorology and the environment.

Abstracts
Paper selection will be based upon a review of extended abstracts of approximately 1000 words which should be double-spaced and state clearly the purpose, results and conclusions of the work with supporting figures as appropriate. Five copies of the abstract should be mailed **(ABSTRACTS SENT BY FAX WILL NOT BE ACCEPTED)** to:

Professor F. W. Schmidt
Secretary, Turbulent Shear Flows
Department of Mechanical Engineering
The Pennsylvania State University
University Park, PA 16802 USA
814-865-2072; FAX 814-863-4848

Deadlines
Final date for receipt of abstracts: November 1, 1992
Authors informed concerning acceptance: March 1, 1993.
Final date for receipt of camera-ready manuscript: May 1, 1993

9TH SYMPOSIUM PAPERS COMMITTEE

K. Suzuki, Chairman
Department of Mechanical Engineering
Kyoto University
Kyoto 606-01, Japan
81-75-753-5250
FAX 81-75-771-7286

F. Durst
Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Cauerstraße 4
8520 Erlangen, Germany
49-9131-85-9501
FAX 49-9131-85-9053

N. Kasagi
Department of Mechanical Engineering
University of Tokyo
7-3-1-Hongo, Bunkyo-ku
Tokyo 113, Japan
81-3-3812-2111
FAX 81-3-3818-0835

B. E. Launder
Department of Mechanical Engineering
UMIST
Manchester, M60 1QD, UK
44-61-200-3701
FAX 44-61-200-3723

ADVISORY COMMITTEE:

R.J. Adrian, USA
H. Alfredsson, Sweden
R.A. Antonia, Australia
G. Bergeles, Greece
R.W. Bilger, Australia
R. Blackwelder, USA
P. Bradshaw, USA
K. Bremhorst, Australia
I.P. Castro, UK
M.K. Chung, Korea
M. Coantic, France
J. Cousteix, France
R. Friedrich, Germany
I. Gartshore, Canada
E. Gutmark, USA
H. Ha-Minh, France
K. Hanjalic, Bosnia-Hercegovina
T.J. Hanratty, USA
J.A.C. Humphrey, USA
F. Hussain, USA
H. Kawamura, Japan
J. Kim, USA
M. Kiya, Japan
T. Kobayashi, Japan
E. Krause, Germany
M. Lesieur, France
M.A. Leschziner, UK
J.L. Lumley, USA
Y. Nagano, Japan
I. Nakamura, Japan
I. Nezu, Japan
F. Ogino, Japan
M. Peric, Germany
S.B. Pope, USA
W.C. Reynolds, USA
W. Rodi, Germany
U. Schumann, Germany
R. L. Simpson, USA
A.J. Smits, USA
M. Sokolov, Israel
M. Sommerfeld, Germany
T. Takeno, Japan
A. Taylor, UK
H. Ueda, Japan
M. Wolfshtein, Israel
J.C. Wyngaard, USA
A. Yoshizawa, Japan

LOCAL ARRANGEMENT COMMITTEE
H. Nakagawa, Chairman
Kyoto University, Kyoto 606-01, Japan

Return to:

L.A. CONFERENCE 1993

Dr. Ter Braaklaan 1

NL - 4002 WN Tiel

The Netherlands

ORGANISING COMMITTEE

Dr. P.J. de Groot (Chairman)
DSM Research, Geleen, The Netherlands

Scientific Committee	Local Committee
Dr. A. Boutier	**Ir. J.M Beesem**
ONERA-OP, Chatillon, France	Delft University of Technology
Prof. A. Cenedese	**Drs. R. Booij**
Rome University "La Sapienza", Italy	Delft University of Technology
Prof. M.L. Riethmuller	**Ir. G.F.M. Braat**
Von Karman Institute, Belgium	Océ Nederland bv, Venlo
Dr. E.P. Rood	**Ir. H.W.H.E. Godefroy**
Office of Naval Research, Arlington, USA	Delft Hydraulics, Delft
Dr. Ing. habil B. Ruck	**Dr. K. Krishna Prasad**
University of Karlsruhe, Germany	Eindhoven University of Technology
Dr. S.A. Sherif	**Dr. Ir. F.F.M. de Mul**
University of Florida, Gainsville, USA	Twente University, Enschede
Dr. J.T. Turner	**Dr. Ir. E.J. Nijhof**
University of Manchester, UK	University of Utrecht

FURTHER INFORMATION

A leaflet carrying the provisional programme and including a reservation form will be sent in February 1993 to all those responding to the enclosed application form. Those wishing to attend are invited to write to the address below.

Please assist us by passing a copy of this leaflet to any colleague who may wish to offer a paper or to attend.

IMPORTANT DATES

Submission of abstracts	1st October 1992
Decision on acceptance	15th November 1992
Submission of paper	15th February 1993
Referee's comments	1th April 1993
Receipt of camera-ready copy	15th May 1993

EXHIBITION

An exhibition is planned to enable participating organisations to bring their products to the attention of potential customers. Further details are available on request.

ENQUIRIES AND ALL CORRESPONDENCE SHOULD BE ADDRESSED TO:

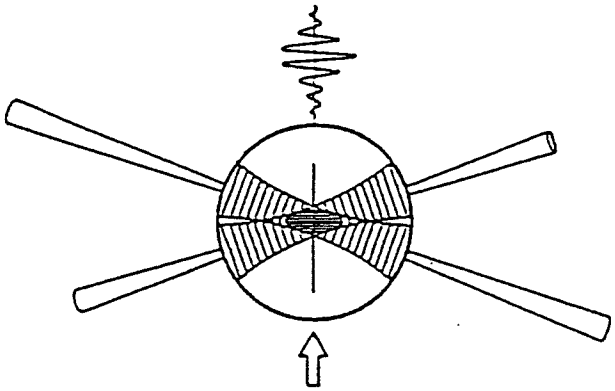
Ms. J. Schellingerhout
L.A. CONFERENCE 1993
Dr. Ter Braaklaan 1
NL-4002 WN Tiel
The Netherlands
Telephone +31 3440 15763/ 16384
Fax: +31 3440 24103

FIRST ANNOUNCEMENT AND CALL FOR PAPERS

Fifth International Conference

LASER ANEMOMETRY - ADVANCES AND APPLICATIONS

Koningshof, Veldhoven,
The Netherlands
23rd to 27th August 1993



Organised by the Dutch Association for Laser Anemometry in collaboration with:

EALA

European Association for Laser Anemometry

American Society of Mechanical Engineers

INTRODUCTION

International Conferences were held in the UK at the Universities of Manchester, Strathclyde, Swansea and in Cleveland, USA in December 1985, September 1987, September 1989 and in August 1991 respectively.
It is now planned to hold the fifth conference in the series at Koningshof, the Netherlands which is situated in the provence of Brabant near Eindhoven.
This venue offers a most attractive combined location for the meeting and is easily accessed by road, rail or air.

The meeting will take place from Monday 23rd until Friday 27th August 1993 and will follow the same proven format as in the previous highly successful meetings. All submitted abstracts will be reviewed and papers will be refereed before acceptance. The number of parallel sessions will be minimised. Poster Sessions will be arranged for most recent findings or highly specialised topics.

Papers are sought on every aspect of Laser Anemometry, although those making reference to "Advances in techniques" and "Special applications" will be particularly welcome.
The following list is offered for guidance.

Techniques	Flow-types
Laser Doppler anemometry	Single-phase fluid mechanics
Two-spot velocimetry	Two-phase flow and particle sizing
Whole field velocimetry	Effects of temperature on flow
Particle image velocimetry	High speed flows
Doppler pictures	Unsteady flows
New optical schemes	Separated flows
Fibre optics	Biomedical flows
Refractive index matching	Combustion and reacting flows
Miniature laser velocimeters	Cavitation
Signal processing	Atmospheric bondary layer flow
Data acquisition, processing, reduction	Rotating and reciprocating machinery
Non standard forms of laser anemometry	
Comparison between codes and experiments	

Note that this list is not meant to be exhaustive and that papers in other subject areas will be considered.

OFFERS OF PAPERS

Authors are invited to submit titles and extended abstracts (500 words minimum plus supporting figures) on topics appropriate to the conference. The abstract should be sent to the Conference Address as soon as possible and certainly not later than 1 October 1992.
Subject to acceptance of this abstract, completed papers having a text of 3000-5000 words will be required for refereeing by 15 February 1993.
Final acceptance of the paper will depend upon the referees' judgement of the draft manuscript and receipt of the corrected camera-ready proof (incorporating any specified corrections) before 15 May 1993.
Here, authors should note that the Proceedings Volumes from the former conferences are on sale from the British Hydromechanics Research Association, Cranfield and that hard bound volumes from the second conference in Strathclyde and third conference in Swansea have been distributed by Springer-Verlag.

FURTHER NOTES TO AUTHORS

In all cases work must be original and should not have been published nor offered for publication elsewhere. Papers must be written and presented in English. Papers accepted for presentation will be available to delegates at the time of the meeting.
Authors are expected to present their papers in person and to attend the meeting as delegates.

NATIONAL REPRESENTATIVES are currently being appointed to assist with planning and advertising the conference. Full details will be available in the next announcement.

INVITED LECTURES will be given by acknowledged experts on several topics selected by the Organising Committee. Details of these will be available in the second announcement due for release in July 1992.

LASER ANEMOMETRY- ADVANCES AND APPLICATIONS
INTERNATIONAL CONFERENCE- KONINGSHOF, THE NETHERLANDS
23rd to 27th August 1993

Please send further details on the Conference as these become available.

Name: ..... Title: .....(Prof. Dr. Mr. Mrs. Miss)

Affiliation: .....

Address for correspondence: .....

.....

.....

Telephone: ..... Fax: .....

I intend to submit a paper/ poster Y/N
Abstract herewith Y/N
Abstract will follow Y/N
Title of paper will be: .....

Keywords concerning paper subject: .....

FURTHER INFORMATION

For further information on the
1993 European Forum
Recent Developments
and Applications in
Aeronautical CFD

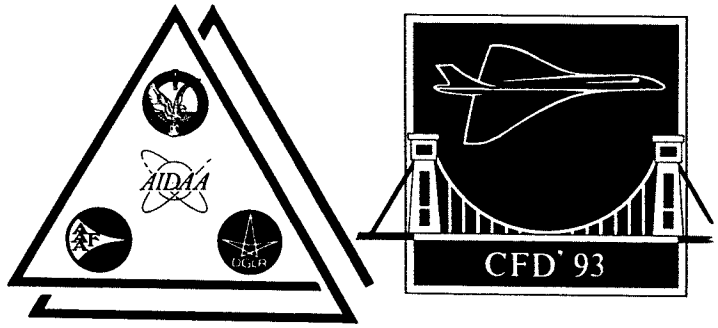
Conference Secretariat
Ref 214
Royal Aeronautical Society,
4 Hamilton Place,
London W1V 0BQ

Tel: + 44 (0) 499 3515
Fax: + 44 (0) 71 499 6230
Telex: 262826

The Royal Aeronautical Society
4 Hamilton Place
London W1V 0BQ

THE ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY

CALL FOR PAPERS



1993 EUROPEAN FORUM

RECENT DEVELOPMENTS AND APPLICATIONS IN AERONAUTICAL CFD

1-3 SEPTEMBER 1993, BRISTOL, UK

EINLADUNG

und

ZWEITER AUFRUF

zum Einreichen von Beiträgen
für die
2. Fachtagung

Lasermethoden in der Strömungsmeßtechnik

Aktueller Stand
und neue Anwendungen

14. und 15. September 1993

Physikalisch-Technische Bundesanstalt
(PTB)
Bundesallee 100
3300 Braunschweig

veranstaltet von der
Deutschen Gesellschaft für Laser-Anemometrie
GALA e.V. und der PTB

Besichtigungen verschiedener Einrichtungen der Bundesanstalt werden angeboten:

Atomuhr, Laserlaboratorien zur Darstellung der Einheit Meter, Frequenzkette, interferentielle Längenmessung, LDA-Durchfluß-apparatur und Bildanalyse.

Anmeldeformular:

Das Anmeldeformular sollte von allen verwendet werden, die beabsichtigen, teilzunehmen und/oder einen Vortrag einreichen möchten. Die sich anmeldenden Teilnehmer erhalten Informationen über Hotels, die Bundesanstalt, den Tagungsort etc.

Fachliche Leitung:

Priv.-Doz. Dr.-Ing. Bodo Ruck,
Institut für Hydromechanik,
Universität Karlsruhe

Priv.-Doz. Dr.-Ing. Alfred Leder,
Institut für Fluid- und Thermodynamik,
Universität Siegen

Direktor u. Prof.
Dr. rer. nat. Dietrich Dopheide,
Physikalisch-Technische Bundesanstalt,
Abt. Fluidmechanik,
Braunschweig

für Fensterumschlag vorbereitet

Bitte senden Sie mir weitere Informationen

Name, Vorname.....

Firma.....

Anschrift.....

Telefon / Telefax.....

Ich / wir melden einen Beitrag an ☐ ja ☐ nein

Thema des Beitrages.....

.....

.....

Namen der Autoren .....

SECOND ANNOUNCEMENT AND FINAL CALL FOR PAPERS

Under the Auspices of the American INSTITUTE OF ELECTRICAL AND ELECTRONIC ENGINEERS (IEEE)



20 - 23 September 1993
French-German Research Institute (ISL)
SAINT-LOUIS, FRANCE

15 th

International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities

ABSTRACT DEADLINE
15 JANUARY 1993

IASF Panel Members

Dr. Dan P. Aeschliman
Sandia National Laboratory
Div 1554 - Albuquerque,
NM 87185-5800 (USA)
Tel. : (505) 844-0448
FAX : (505) 846-8278

Dr. Karl A. Bütefisch*
DLR - Inst. für Exp.
Strömungsmechanik
Bunserstrasse 10
3400 GÖTTINGEN (Germany)
Tel. : (49) 551 709 2460
FAX : (49) 551 709 2800

Mrs Debra L. Carraway
NASA Langley Research
Center - Hampton, VA
23665-5225 (USA)
Tel. : (804) 864-4663
FAX : (804) 864-8315

Mr David Graham Coulton
Aircraft Research Ass. Ltd.
Manton Lane - Bedford
MK 417 PF (England)
Phone : 0234 350681
FAX : 0234 328584

Mr Peter W.W. Fuller
MSc. CEng MIEE.SMIEEE
47 Madeira Avenue
Bromley, Kent BR1 4AR
(England)
Phone : 081 464 4680
FAX : 081 464 4680

Mr Pieter H. Fuykschot*
ETW GmbH
Linder Höhe
5000 Köln 90 (Germany)
Tel. : (49) 2203 609 155
FAX : (49) 2203 609 124

Dr. Ernest Hanff
National Research Council of
Canada - Ottawa
K 1 A O R 6 (Canada)
Phone : (613) 993 6870
FAX : (613) 952 7677

M. Marc Hannisberg
ONERA
Centre de Modane-Arrieux
BP 25 - 73500 Modane
Tél : (33) 79 20 21 22
FAX : (33) 79 20 21 68

Dr. William W. Hunter, Jr. *
NASA, Langley Research Center
Hampton, Virginia
23665-5225 (USA)
Phone : (804) 864 4594
FAX : (804) 864 8315

Dr. F. Kevin Owen
Complere Inc.
P.O.Box 1697
Palo Alto, CA 94302 (USA)
Phone : (415) 321 5630
FAX : (415) 965 4601

Mr Daniel Parobeck
Wright-Patterson AFB, WY
FIMN
Ohio 45433 (USA)
Phone : (513) 255 6317
FAX : (513) 476 7652

Dr. Hans J. Pfeifer*
Institut franco-allemand de
recherches (ISL)
5 rue du Gén.-Cassagnou
68301 Saint-Louis (France)
Tél. : (33) 69 51 60
FAX : (33) 69 51 62

Prof. Arman Seginer
Dept. of Aerospace Eng.
Technion - Israel Institute of
Technology - Haifa (Israel)
Phone : (972) 4 231513
FAX : (972) 4 326282

Dr. Mark P. Wernert
Lewis Research Center
2100 Brooks Park Rd.
Cleveland, OH 44135 (USA)
Phone : (216) 433-3152
FAX : (216) 433-8643

Dr. William Yanta*
Naval Surface Warface Center
Silver Spring,
MD 20903-5000 (USA)
Phone : (301) 394 1928
FAX : (301) 394 4631

*** Member of the Program Committee, 15th ICIASF**

Impression ISL - ED 11/92

Dr. Hans J. PFEIFER
Chairman, 15 th ICIASF
INSTITUT FRANCO-ALLEMAND DE RECHERCHES (ISL)
5 rue du Général-Cassagnou
F 68301 SAINT LOUIS CEDEX
FRANCE

please stamp

FINAL CALL FOR PAPERS

You are cordially invited to participate in the 15th ICIASF to be held on 20-23 September 1993 at ISL, Saint-Louis, France. This Congress provides an important forum for an international group of leading scientists and engineers interested in instrumentation and techniques used in aerospace simulation facilities and in-flight measurements.

Sessions will be organized in such areas as:

1. Data Acquisition and Analysis
2. Microcomputer and Computer Applications
3. Mechanical Probes (including Smart Sensors)
4. Optical High-Speed Flow Diagnostics (including Holography, Laser Velocimetry, Particle Sizing, etc.)
5. Instrumentation for Cryogenic Tunnels
6. Aerodynamic Testing
7. Holographic Non-Destructive Testing
8. Transient Phenomena
9. In-Flight Sensors
10. Space Applications
11. Combustion
12. Free Jets
13. Two-Phase Flows
14. Turbomachinery
15. Shock Tubes
16. High-Enthalpy FLows.

LANGUAGE: Language of the Congress will be English.

PAPER SELECTION: The selection of papers will be based upon 500 words abstracts which must include the title of the paper, the author(s) name(s) and affiliation(s), a clear statement of the problem, the method of approach, the results and the conclusions. Sketches of important figures may also be included.

Four copies of the abstract must be submitted before 15 January 1993 to the General Chairman of the 15th ICIASF:

Dr. Hans J. PFEIFER
Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis (ISL)
5 rue du Général-Cassagnou - BP 34
F 68301 SAINT LOUIS CEDEX, France
Tel. (33) 89 69 51 60 - FAX (33) 89 69 51 62
Secretary's office (33) 89 69 53 60

DEADLINES

Final date for receipt of abstracts: 15 January 1993.
Notice of acceptance: March 1st. Manuscripts in final form: June 1st.
Final date for registration: 23 July 1993.

REGISTRATION FEE: For IEEE Members, Authors and Session Chairmen, the registration fee will be 1800.- FF and for all other participants 2100.- FF. These amounts correspond approximately to 360 and 420 US $, respectively, at the date of issue of the present announcement.
The registration fee will include the proceedings, transportation from and to the hotels, lunches and the social events.

LOCATION: Saint-Louis is situated in France right in the middle of Western Europe and at a distance of 5 km from both the German and the Swiss borders. Beautiful mountains like the Vosges, the Black Forest and the Alps may be reached within less than 90 minutes by car. The nearby airport Basel-Mulhouse is served by many European airlines and is located at a distance of 7 km from ISL. The major railroad stations are situated within similar distances.
Detailed information on hotels and access to ISL will be included in the final program.

PRELIMINARY REGISTRATION FORM: Persons who have not yet sent in the preliminary registration form of the first call for papers are cordially invited to fill in the enclosed form or a copy of it. The final program of the Congress will be distributed in mid June 1993.

LECTURE SERIES

A lecture series on

Non-intrusive Measurement Techniques

will be organized by the VKI at ISL, Saint-Louis, France in the week before the Congress, i.e. 14-17 September 1993. If you are interested in participation, please contact

Prof. Michel RIETHMULLER
von Kármán Institute for Fluid Dynamics (VKI)
Chaussée de Waterloo, 72
1640 Rhode-St-Genèse (Belgium)
Tel. (02) 358 19 01 - FAX (02) 358 28 85

PLEASE SEND ME FURTHER CONFERENCE INFORMATION

Name ..... First Name ..... M.I. .....

Affiliation .....

Address .....

City ..... Zip Code .....

Country ..... Phone .....

I intend to submit a paper [Yes] [No] FAX .....

Subject of the paper .....

Please note Abstract Deadline 15 January 1993
Inscription Deadline 23 July 1993

Sonderdruck aus dem Achema-Jahrbuch 91
Band 1: Forschung und Lehre des Chemie-Ingenieur-Wesens
(Seiten 235-237)

Lehrstuhl für Strömungsmechanik Technische Fakultät der Universität Erlangen-Nürnberg

Franz Durst
Prof. Dr.
Peter O. Brunn
Prof. Dr.

Cauerstraße 4
D-W-8520 Erlangen
T 09131-85-9501, -9502
Tx 629755
Fax 09131-9503

Summary
The LSTM Erlangen (Lehrstuhl für Strömungsmechanik) contributes to the education of chemical engineers by providing lectures on basic fluid mechanics, on flow measuring techniques, on current developments in experimental and theoretical fluid flow, on rheology and the design of flow equipment. Students carry out their work under the supervision of the well-trained LSTM-staff. Research activities take place in diverse fields such as fluid flow measuring techniques, experimental fluid mechanics, numerical fluid mechanics, two-phase flows, rheology and theoretical fluid mechanics. Particular attention is given to single- and two-phase laminar and turbulent separated flows. Wind tunnels, water channels and modern computers are available for flow research. All these facilities are also used for applied research carried out in close cooperation with industry. The LSTM-Erlangen also takes part in international research exchange programmes, wich allows guest researchers to participate in short- and long-term fluid flow studies.

Allgemeines
Der Lehrstuhl für Strömungsmechanik ist Bestandteil des Instituts für Mechanische Verfahrenstechnik, Apparatetechnik und Chemiemaschinenbau und Strömungsmechanik. Am Lehrstuhl arbeiteten im Januar 1990 insgesamt 45 wissenschaftliche Mitarbeiter, davon 38 auf Drittmittelstellen, 20 technische Mitarbeiter und 6 Verwaltungsangestellte. Der Lehrstuhl verfügt über diverse Forschungseinrichtungen, die für Untersuchungen in der Grundlagenforschung und der angewandten Forschung eingesetzt werden. Laser-Doppler-Anemometer, Hitzdraht-Anemometer, Rheometer, Temperaturmeßeinrichtungen, zwei Wind-, ein Wasser- sowie ein Überschallkanal, Laserlichtschnitt und Hochgeschwindigkeitskinematographie erlauben in Verbindung mit automatischen Datenerfassungsanlagen, experimentelle Untersuchungen effizient durchzuführen. Es stehen zudem Computerprogramme und -einrichtungen zur Verfügung für die Berechnung laminarer und turbulenter Strömungen in einphasigen und teilchenbeladenen zweiphasigen Medien.

Lehre
Veranstaltungsangebot für die Fachrichtung Chemieingenieurwesen (CIW): Einführungsvorlesung in die Strömungsmechanik und Spezialvorlesungen in Gebieten, die für das Chemieingenieurwesen wichtig sind. Festes Lehrveranstaltungsangebot: Strömungsmechanik I und II; Einführung in die Strömungsmeßtechnik; Einführung in die Laser-Doppler-Anemometrie; Durchflußmeßverfahren und ihr Einsatz; Einführung in die Rheologie/Rheometrie; Numerische Lösung der strömungsmechanischen Grundgleichungen; Einführung in die Turbulenzmodellierung; Anwendung von Computern im Chemieingenieurwesen; Auslegung strömungsmechanischer Anlagen; Grundlagen der Zweiphasenströmung; Meßtechnik und experimentelle Untersuchungsmethoden in Zweiphasenströmungen; Seminar in Strömungsmechanik; Praktikum in Strömungsmechanik I und II; Praktikum Rechneranwendung in der Strömungsmechanik und Strömungsmeßtechnik. Die Studenten des CIW erhalten eine Grundausbildung in analytischer Strömungsmechanik. Es besteht zudem die Möglichkeit, die experimentelle Strömungsmechanik, die Strömungsmeßtechnik und die numerische Strömungsmechanik als Wahlpflichtfächer zu vertiefen. Außerdem finden, z.T. regelmäßig, Kurzlehrgänge im Rahmen des COMETT-Programms der Kommission der EG statt, z.B.: Einführung in die Laser-Doppler-Anemometrie; Durchflußmeßverfahren und ihr Einsatz; Laborabzüge und Laborabzugstechnik; Numerische Methoden zur Berechnung von Strömungs und Wärmeübergangsproblemen; Regeneintragssicherheit von Dacheindeckungen.

Forschung
Der Lehrstuhl für Strömungsmechanik ist in sechs Forschungsgruppen unterteilt. Die durchgeführten Forschungsarbeiten lassen sich in Grundlagenforschung und angewandte Forschung unterteilen, wobei die angewandte Forschung etwa 30% bis 40% der Forschungsaktivitäten ausmacht. Diese Forschung wird durch Industrieaufträge finanziert. Die Grundlagenforschung wird durch Forschungsvorhaben gefördert, die durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft, Stiftung Volkswagenwerk, Bundes- und Landesministerien finanziert werden.

1. Strömungsmeßtechnik (Prof. Dr. F. Durst)
Durchführung lokaler störungsfreier Geschwindigkeitsmessungen in Gas- und Flüssigkeitsströmungen mittels Laser-Doppler-Anemometrie. Spezialisierung der LDA-Technik auf Messungen in Verbrennungsmotoren, Untersuchungen von Windfeldern, Geschwindigkeits- und Teilchengrößenmessungen in teilchenbeladenen Zweiphasenströmungen. Entwicklung von Miniatur-LDA-Systemen unter Einsatz der Halbleitertechnik. Entwicklung der Meßtechnik für Massen- und Volumenstrommessungen in Einphasen- und Zweiphasenströmungen. Neuentwicklungen von Verfahren und Adaptionen bestehender Verfahren an Anlagen, die im Hochdruckbereich arbeiten. Umfassende Applikation der LDA- und PDA-Meßtechniken in industriellen Applikationen.

2. Experimentelle Strömungsmechanik (Dr.-Ing. C. Tropea)
Grundlagenforschung: Untersuchung turbulenter abgelöster Strömungen — 2D und 3D; Physik der Flüssigkeitszerstäubung und Spraywechselwirkung mit Wänden; Meßtechnische Entwicklung in der Laser- und Phasen-Doppler-Anemometrie — Anwendung von Glasfasern und Halbleiterkomponenten. Angewandte Forschung: Aerodynamik von bodennahen Fahrzeugen; Sprayforschung; Ladungsbewegungen und ihr Einfluß in Verbrennungsmotoren.

3. Numerische Strömungsmechanik (Dr. M. Perić)
Entwicklung und Anwendung von Methoden zur numerischen Lösung der strömungsmechanischen Grundgleichungen. Schwerpunkte der Forschung: 1. Entwicklung numerischer Methoden zur Berechnung abgelöster Strömungen in komplexen Geometrien (Finite-Volumen-Verfahren); 2. Entwicklung von Mehrgitterverfahren zur Konvergenzbeschleunigung bei iterativer Lösung gekoppelter Gleichungssysteme; 3. Weiterentwicklung und Test von Turbulenzmodellen (Zweigleichungsmodelle, Reynoldsspannungsmodelle); 4. Entwicklung und Anpassung von Berechnungsverfahren zum

Einsatz auf Parallelrechnern. 5. Anwendung der entwickelten Verfahren auf praktisch relevante Strömungsprobleme.

Die entwickelten Berechnungsverfahren werden sowohl zur Untersuchung grundlegender physikalischer Phänomene bei abgelösten Strömungen als auch zur Lösung von Problemen in praktischen Anwendungen eingesetzt. Durch den kombinierten Einsatz von Berechnungs- und Meßverfahren lassen sich, speziell bei Parameterstudien und Optimierungsaufgaben, die zeit- und kostenaufwendigen experimentellen Untersuchungen erheblich reduzieren.

4. Zweiphasenströmungen (Dr.-Ing. M. Sommerfeld)
Grundlagenuntersuchungen bezüglich der Wechselwirkung zwischen disperser und kontinuierlicher Phase. Teilchenbewegung in turbulenten drallbehafteten Strömungen. Räumlich aufgelöste Messungen der Geschwindigkeitsfelder der kontinuierlichen Phase und der Partikel sowie der Partikelgröße und -konzentration. Verbesserung von zweiphasigen Brennersystemen. Entwicklung von Modellen zur Beschreibung der Wechselwirkung der Partikel mit dem Strömungsfeld. Numerische Simulation von dispersen Zweiphasenströmungen. Grundlagenuntersuchungen zum pneumatischen Transport von Kohlestaub. Vermeidung der räumlichen und zeitlichen Fluktuation des Kohlestaubmassenstroms. Erarbeitung von Auslegungsrichtlinien für den Kohlestaubtransport im Kraftwerksbereich. Verbesserung von Begasungs- und Rührsystemen für die Abwasserbehandlung in Kläranlagen. Grundlegende Untersuchungen zum Sauerstoffeintrag durch Einzelblasen und Blasenschwärme. Optimierung von Stoffaustauschprozessen in der chemischen Industrie. Experimentelle und numerische Untersuchung von zweiphasigen Hochgeschwindigkeitssystemen (z.B. in Triebwerken von Raumfahrzeugen) an verschiedenen Überschallkanälen. Einfluß der dispersen Phase auf die Struktur der Düsenströmung und des Freistrahls.

5. Rheologie (Prof. Dr. P. O. Brunn)
Untersuchung des Fließverhaltens nicht-Newtonscher Flüssigkeiten, hauptsächlich solcher, bei denen das nicht-Newtonsche Verhalten durch Additive (Polymere, Tenside) hervorgerufen wird. Tertiäre Erdölförderung. Reibungsminderung in turbulenten Strömungen. Grundlagenforschung: Erstellung von Lösungsalgorithmen zur Berechnung praxisrelevanter Strömungen nicht-Newtonscher Fluide. Theoretische Zweiphasenbehandlung von Polymerlösungen. Untersuchungen zur Anwendung der Laser-Doppler-Anemometrie in der Viskosimetrie. Grenzschichtuntersuchungen. Grundlagenuntersuchungen an Schmierstoffen, Farben und Lacken sowie elektrorheologischen Fluiden.

6. Theoretische Strömungsmechanik (Dr.rer.nat. H. Raszillier)
Arbeitsschwerpunkte:
1. Filmbeschichtung: Vorwiegend werden Untersuchungen von Filminstabilitäten durchgeführt, die durch äußere Störungen und durch Wärme- und Stofftransport verursacht werden. Die Kenntnis der Instabilitäten ist, über die Grundlagen hinaus, in der Praxis der Beschichtung wesentlich für die Parameterbereiche der Funktion von Anlagen.

2. Durchflußmessung: Im Vordergrund steht insbesondere das auf dem Coriolis-Effekt beruhende Meßprinzip, das auf die in die Elastohydrodynamik reichende Untersuchung der Schwingungsmoden eines durchströmten Rohres hinausläuft.

Weitere Arbeiten beziehen sich u.a. auf die theoretisch-optischen Hintergründe der Laser-Doppler-Anemometrie und auf die Wechselwirkung von Teilchen in teilchenbeladenen Zweiphasenströmungen.

Die Untersuchungen greifen auf die physikalischen und mathematischen Grundlagen zurück und zielen, unter Einbeziehung leistungsfähiger analytischer und numerischer Rechentechnik und in enger Abstimmung mit den meßtechnischen und experimentellen Bereichen des Lehrstuhls, auch auf die Beantwortung von Fragen, welche durch die industrielle Praxis gestellt werden.

7. Entwicklungsarbeiten
Der Lehrstuhl für Strömungsmechanik führt eine Reihe von Entwicklungen durch, die für einige Bereiche der chemischen Industrie von Interesse sind. Die Arbeiten umfassen Entwicklungen und Optimierungen von chemischen Apparaten aller Art, in denen Strömungsvorgänge dominant sind. Bei solchen Entwicklungsarbeiten erweist es sich als sehr nutzbringend, berührungslose Meßverfahren, wie die Laser-Doppler-Anemometrie, zur Verfügung zu haben und zudem Teiluntersuchungen mit Hilfe numerischer Berechnungen durchführen zu können. Der kombinierte Einsatz experimenteller und numerischer Methoden führte zu einer Beschleunigung der Entwicklungs- und Optimierungsarbeiten.

7.1 Laborabzüge
Eines der Gebiete, die am Lehrstuhl für Strömungsmechanik bearbeitet werden, ist die Abzugstechnik. Entwicklungsarbeiten an verschiedensten Laborabzügen führten zu einem umfassenden Wissen über die sich in den Abzügen abspielenden Strömungsvorgänge und über deren Nutzen zur Erhöhung der Sicherheit des im Abzugsbereich arbeitenden Personals. Aufbauend auf diesen Erfahrungen gelang es, Methoden zur Prüfung der Sicherheit von Abzügen zu entwickeln (z.B. Schadstoffausbruchsmessungen) und für die praktische Prüfung von Laborabzügen einzusetzen. Am LSTM-Erlangen konnte ein Prüflabor für die Sicherheitsprüfung von Abzügen errichtet werden, in dem lufttechnische Prüfungen nach der neuen Fassung der DIN 12 924 und Normen anderer Länder (z.B. British Standard, ASHREA) durchgeführt werden können. Das Institut arbeitet mit der DEKRA-Stuttgart zusammen, um die Gesamtprüfung von Abzügen durchzuführen und die notwendigen Sicherheitszertifikate zu erteilen.

7.2 Abwassertechnik
Ein weiteres Anwendungsgebiet des strömungsmechanischen Wissens des LSTM-Erlangen betrifft die Abwassertechnik. In diesem Bereich ist es gelungen, neue Begasungssysteme zu entwickeln, die den für den biologischen Abbau von Schadstoffen erforderlichen Sauerstoffeintrag in Abwässern mit minimalem Energieverbrauch ermöglichen. Modellversuche mit verschiedenen Belüftungssystemen zeigen, daß der kombinierte Abbau durch aerobe und anaerobe Prozesse eine überaus günstige Abwasserreinigung erlaubt. Hierfür werden kombinierte Begasungs-, Rühr- und Mischsysteme erstellt, die den erforderlichen Sauerstoffeintrag, die Gesamtrührung des Belebtschlammbeckens und die erforderliche Durchmischung ermöglichen.

Entkoppelte Begasungs- und Rühreinrichtungen ermöglichen die Einstellung der optimalen Betriebsbedingungen. Die Vorteile der in Erlangen entwickelten Systeme gegenüber konventionellen Verfahren konnten in Laborversuchen nachgewiesen werden. Die für solche Nachweise erforderlichen Meßverfahren sind parallel zu den Entwicklungsarbeiten erstellt worden und finden bei Entwicklungsarbeiten und Vergleichsmessungen Einsatz.

7.3 Beschichtungstechnik
Weitere Arbeiten des LSTM-Erlangen betreffen den Bereich der Beschichtungstechnik. Durch Einsatz von Berechnungsverfahren ist es gelungen, Detailinformationen über die sich in Fließern abspielenden Strömungsvorgänge zu erhalten und, darauf aufbauend, Fließerverbesserungen vorzunehmen, die zu verbesserten Schichten bei der Beschichtung von Platten und Folien führen. Die für verschiedene Beschichtungsverfahren vorliegenden Einsatzgrenzen konnten durch Integralbetrachtungen der Strömungsvorgänge an Fließern erhalten werden. Besondere Untersuchungen werden für Schlitzfließerdüsen durchgeführt. Erweiterungen der Untersuchungen auf Streichfließer, Vorhang- und Rollenbeschichtungsverfahren sind geplant.

8. DGLR/AG STAB-Symposium

Vorwort zum Tagungsband

Dieser Band enthält die schriftlichen Fassungen der Vorträge, die auf dem 8. DGLR/AG STAB-Symposium vom 10. - 12. November 1992 in Köln-Porz gehalten worden sind.

In der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", AG STAB, sind derzeit etwa 800 Strömungsforscher aus Deutschland zusammengeschlossen. Ihre Zahl ist weiter steigend. Die anfängliche Konzentration auf "Strömungen mit Ablösung" ist längst ausgeweitet über alle Problemzonen und Anwendungsgebiete.

Herr Professor Jordan war seit Gründung Sprecher des Kuratoriums der AG STAB. Im Jahr 1992 hat er dieses Amt niedergelegt. Ihm hat die AG sehr viel zu verdanken und hat ihm daher als ein Zeichen des Dankes dieses Symposium gewidmet.

Leitgedanke der AG STAB ist es, durch Bündelung der Kapazitäten in den Hochschulen, der Industrie und den Großforschungseinrichtungen aktuelle und längerfristige Strömungsprobleme gemeinsam mit dem Ziel anzugehen, wissenschaftliche Grundlagenkenntnisse zu vertiefen und in die Praxis umzusetzen und dazu beizutragen, die deutsche Industrie und Forschung im internationalen Rahmen wettbewerbsfähig zu halten.

Die AG STAB ist bestrebt, die Strömungsmechanikinteressen in der Bundesrepublik zu vereinigen. Damit sind nicht nur die traditonellen Themen der Strömungsmechanik im Gespräch, sondern auch beispielsweise Problemzonen auf den Gebieten der Verfahrenstechnik, dem Motorenbau, dem Automobilbau, usw.

Wie sehr die AG "lebt", ist durch die Fülle der eingereichten Beiträge dokumentiert. Ihre hohe Qualität braucht den internationalen Maßstab nicht zu scheuen. Dabei zeigt sich auch, daß eine motivierte und kompetente jüngere Forscher-Generation nachwächst. Dieses ist eine Voraussetzung zur Bewältigung der großen Aufgaben der Zukunft.

Wir hoffen, daß für alle Teilnehmer die Tage in Köln-Porz fruchtbar waren. Es wurde Neues vorgestellt und viel diskutiert. Viele neue Kontakte wurden geknüpft und Zusammenarbeiten verabredet.

Der vorliegende Band bietet die Möglichkeit, das eine oder andere noch zu vertiefen. Zum Redaktionsschluß lagen nahezu alle Beiträge vor. Den Autoren sei an dieser Stelle nochmals gedankt.

Die Zukunftsperspektiven der Strömungsmechanik in Deutschland sind abhängig von den kommenden Aufgaben in den Anwendungsgebieten wie Luft- und Raumfahrt, Strömungsmaschinen, Energie- und Verfahrenstechnik, etc. Das STAB-Symposium verdeutlichte, daß die Strömungsmechaniker hochmotiviert und qualifiziert bereit sind, sich diesen Herausforderungen zu stellen.

Reinhard Hilbig, Bremen
Hans-J. Heinemann, Göttingen

im März 1993

Prof. Dr.-Ing. P. Thiede

Deutsche Aerospace
Airbus

JAHRESBERICHT 1992

STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Die Weiterentwicklung der transsonischen Tragflügeltechnologie erfordert starke Anstrengungen auf den Gebieten der numerischen und experimentellen Simulation sowie der Entwurfsoptimierung. Ein Arbeitsschwerpunkt der Projektgruppe, in der die Universitäten Aachen, Berlin, Darmstadt, Karlsruhe und Stuttgart, die Forschungsanstalten DLR und ONERA sowie die Firmen DA, DoL und DASA-LM zusammenarbeiten, lag auch im vergangenen Jahr auf dem Themenkomplex "Stoß-Grenzschicht-Interferenz". Im Rahmen des 8. DGLR-Fachsymposiums "Strömungen mit Ablösung", das vom 8. - 12. November 1992 in Köln-Porz stattfand, wurde ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe gegeben.

Die CFD-Entwicklung ist gekennzeichnet durch eine verstärkte Anwendung von 3D Verfahren in der Industrie. Insbesondere hat der industrielle Einsatz von 3D Eulerverfahren zur numerischen Simulation komplexer Flugzeugkonfigurationen stark zugenommen (DA, DoL, DASA-LM). Eine weitergehende Automatisierung der Rechennetzerzeugung und eine verbesserte Erfassung der viskosen Effekte sind die wesentlichen Voraussetzungen für einen künftig noch stärkeren Einsatz dieser Verfahren. Daneben ist die Bedeutung der Panelverfahren rückläufig. Beachtliche Fortschritte sind im Berichtzeitraum auch bei der Navier-Stokes-Simulation transsonischer Flügel/Rumpf-Konfigurationen erzielt worden (DA, DoL, DLR-BS). Aufgrund des erreichten Standards steht dem künftigen industriellen Einsatz von 3D Navier-Stokes-Lösern zur Berechnung realistischer Flugzeugkonfigurationen nichts mehr im Wege. Entscheidende Impulse werden hier künftig von automatisierten/adaptiven Netzgeneratoren, verbesserten Turbulenzmodellen sowie von neuen Parallelrechnern ausgehen. Dagegen erweist sich die Navier-Stokes-Simulation von Hochauftriebskonfigurationen aufgrund ihrer höheren Komplexität hinsichtlich Geometrie und viskoser Effekte als wesentlich schwieriger (DLR-BS, DoL, DA). Die Entwurfsoptimierung von Profilen und Tragflügeln erfolgt nach wie vor auf der Basis robuster und rechenzeiteffizienter, interaktiv gekoppelter zonaler Lösungen, die systematisch weiterentwickelt und verbessert werden (DA, DoL, DLR-BS).

Für die Validierung der CFD-Codes besteht ein Mangel an entsprechend qualifizierten Experimenten. 3D Validierungsexperimente sind wegen begrenzter Ressourcen meist nur in internationaler Kooperation (CEC/ IMT, GARTEUR) durchführbar. Erfreuliche Fortschritte sind in Deutschland auf dem Gebiet der Kryo-Windkanalmeßtechnik zu verzeichnen: im DLR-KKK wurden erfolgreiche Pilotmessungen durchgeführt, im DLR-KRG wurde die Eichphase beendet, und die Inbetriebnahme des ETW steht unmittelbar bevor. Der Kryo-Modellbau steht damit vor großen Herausforderungen, obgleich der Bau der ersten Kryo-Eichmodelle recht zufriedenstellend verlief (DA, DLR Köln-Porz).

Mit zunehmendem Bypass-Verhältnis moderner Triebwerke nimmt das Interferenzproblem zu. Flügel, Triebwerk und Pylon bilden zunehmend eine zu optimierende Einheit. Sowohl bei der experimentellen als auch bei der numerischen Simulation treten erhebliche Probleme auf (Triebwerkssimulator, Schubvektoreffekte, Übertragbarkeit/3D Netzerzeugung, Strahlmodellierung, Verfahrensvalidierung), deren Lösung verstärkt in Angriff genommen wurde (DA, DLR-BS). Umfangreiche Aktivitäten fanden hierzu im Rahmen des B/E Projektes DUPRIN statt.

Im vergangenen Jahr trat verstärkt die Problematik des aeroelastischen Flügels hervor (Flugerprobung A340). Es zeigte sich, daß bei Flügeln extremer Spannweite (z.B. UHCA) künftig der instationären Aerodynamik, der Aeroelastik und schließlich der Flügeladaption ein höherer Stellenwert einzuräumen sind. Instationäre Berechnungsverfahren befinden sich in Entwicklung (DLR-Gö, DA), haben aber noch nicht den Stand stationärer Verfahren erreicht. Für aeroelastische Untersuchungen befindet wird ihre Kopplung mit der Strukturdynamik vorangetrieben.

Außerdem wurden 1992 verstärkt neue Technologien zur Widerstandsreduktion untersucht. Über die Aktivitäten zur Flügellaminarisierung wird in der Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln" berichtet. Auf dem Gebiet der Stoßkontrolle wurden im vergangenen Jahr entscheidende Fortschritte erzielt (Uni Karlsruhe, DA, ONERA). Die Untersuchungen zur passiven Stoßkontrolle werden seit Anfang 1993 verstärkt im Rahmen des CEC/IMT Projektes EUROSHOCK fortgesetzt.

10991929/12.92

STAB-Jahresbericht 1992 der Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

Einige wichtige Arbeiten des Jahres 1992 wurden beim STAB-Symposium 1992, 10.-12.11.,DLR Köln-Porz-Wahnheide präsentiert, und zwar mit Vorträgen und Postern. Leider wurde über die vom BMVg-geförderten Arbeiten im Rahmen der IEPG TA-15 nur in einem Vortrag berichtet. Aus den IEPG-Arbeiten ist vor allem das Common Exercise bezüglich Navier-Stokes Lösungen zu erwähnen, das im Vergleich zwischen verschiedenen europäischen Nutzern von Navier-Stokes-Codes recht gut übereinstimmende Ergebnisse für die transsonische Flügelumströmung mit Vorderkantenwirbeln erkennen ließ. Dabei wurden weitgehend gleiche Rechennetze und Turbulenzmodelle benützt. Leider reichte die Zeit noch nicht, um systematische Variationen dieser beiden wichtigen Parameter durchzuführen. Bezüglich der Fortführung dieser Aktivitäten im Hinblick auf instationäre Strömungen bestehen weiterhin international große Hoffnungen, obwohl die Finanzierung der Arbeiten noch nicht völlig gesichert ist.
Eine systematische Arbeit befaßte sich mit der Analyse berechneter dreidimensionaler Wibelströmungsfelder, die einen neuen Ansatzpunkt zur Erklärung der Details der Strömungsphänomene liefert. Systematische Messungen zur Struktur der Wirbelphänomene werden vor allem an der TU-Braunschweig(Prof.Hummel und Mitabeiter) durchgeführt, wobei auf dem Symposium nur über eine dieser Arbeiten berichtet wurde. Ferner sind verschiedene numerische Arbeiten, wie zum Beispiel an der DLR Braunschweig, im Gange. An einer numerischen Arbeit über Flugkörperumströmungen wurde deutlich, daß die Grenze zur Projektgruppe "Rümpfe" naturgemäß fließend ist.
Für das Jahr 1993 ist vor allem zu hoffen, daß die Fortführung der internationalen Zusammenarbeit im Rahmen der IEPG TA-15 mit der Behandlung instationärer Probleme an Deltaflügeln mit Vorderkantenablösung möglichst bald beginnen kann. Die Voraussetzungen dafür sind auf englischer und niederländischer Seite bereits seit einiger Zeit erfüllt.

STAB-Projektgruppe "Drehflügler"

Univ.-Prof. Dr.-Ing. S. Wagner
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Universität Stuttgart

Die Erhöhung der Wirtschaftlichkeit und des Flugkomforts sowie die Reduzierung der Lärmbelästigung sind nach wie vor wesentliche Ziele der Hubschrauberentwicklung. Entsprechend gestalten sich Forschung und Entwicklung. Zur Klärung möglicher Ursachen für die Vibrationsanfachung am rücklaufenden Blatt werden Untersuchungen des Dynamic Stall mit Hilfe von Lösungen der instationären - zunächst zweidimensionalen - Navier-Stokes-Gleichungen durchgeführt. Hochgeschwindigkeitslärm und Leistungserhöhungen infolge pulsierender transsorischer Strömungen am vorlaufenden Blatt sollen durch numerische Lösungen der Euler-Gleichungen untersucht werden, wobei damit auch Auswirkungen der Blatt-Wirbel-Interferenz ermittelt werden können.

Weiterhin werden Randelementemethoden zur Untersuchung von Interferenzwirkungen zwischen Hubschrauberrotor und Zelle entwickelt.

Im Rahmen des von der EG geförderten BRITE/EURAM Projektes ergab sich eine fruchtbare Zusammenarbeit zwischen Industrie, Forschungsinstituten und Universitäten des In- und Auslandes auf den Gebieten "Rotor-Rumpf-Interferenz" und "Numerische Methoden zur Berechnung der Rotor-Aerodynamik."

STAB-PROJEKTGRUPPE "STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE"

Dr. Paul Hennig, Deutsche Aerospace AG, Abwehr und Schutz,
Postfach 801149, 8000 München 80
Tel.: (089)607-22568
Fax: (089)607-22461

Bedingt durch finanzielle und personelle Einschränkungen bei vielen der beteiligten Institutionen mußten geplante Vorhaben gestreckt oder gekürzt werden. Dies wird auch aus den Beiträgen zum vorliegenden Jahresbericht deutlich. Dafür konnte eine wachsende Zahl von teilweise neuen Interessenten gewonnen werden, die Beiträge zu verschiedenen Bereichen der Industrie-Aerodynamik lieferten vor allem auch für Anwendungen außerhalb der Luft- und Raumfahrt.

Die Hauptaktivität der Projektgruppe war die Mitwirkung am Symposium in Köln, am 10.-12.11.1992. Die Vorträge aus der Gruppe gaben einen guten Überblick über die weitgespannte Themenstellung der Gruppe. Neben einer numerischen Simulation und Analyse abgelöster Strömungen an Grundkörpern stand eine Untersuchung von Flugkörpern mit Euler- und Navier-Stokes-Verfahren und eine numerische Untersuchung von Heckströmungen mit Treibstrahl. Eine umfangreiche Messung der (instationären) Umströmung eines wandgebundenen Würfels und ihre Analyse könnte als Ausgangsbasis für entsprechende numerische Studien dienen und kann andererseits als Grundsatzuntersuchung für die Gebäudeaerodynamik angesehen werden. Eine praxisnahe Messung auf diesem Gebiet beschäftigte sich mit der Stabilität von (elastischen) Schornsteinanordnungen. Dabei wurde auch auf eine Untersuchung an Kreiszylindern zurückgegriffen, die bereits früher in der Gruppe vorgestellt worden war. Eine weitere Arbeit beschäftigte sich mit einem praxisnahen semi-empirischen Verfahren zur Beschreibung der Heckumströmung stumpfer Körper. Die Ergebnisse können beispielsweise für Kraftfahrzeuge oder Flugkörper angewandt werden.

Der im Jahresbericht 1991 vorgestellte Rahmen für einen Testcase-Katalog kann von Interessenten jederzeit bestellt werden. Die Zahl der eingesandten Testcases ist bisher leider noch sehr klein. Experimentelle und numerische Untersuchungen, die ausreichend systematisch angelegt und gut dokumentiert sind, können als Testcases für weitere Arbeiten dienen. Entsprechende Beiträge können jederzeit auf dem Formblatt der STAB-Mitteilungen eingesandt werden.

STAB-Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"

G. Redeker, DLR Braunschweig

Nach wie vor ist die Laminarhaltung eine Schlüsseltechnologie zur Steigerung der Effizienz von Verkehrsflugzeugen. Hieran wird national wie auch international gearbeitet, wie die Tagungen "First European Forum on Laminar Flow Technology", 16.-28.3.92, Hamburg, Deutscher Luft- und Raumfahrt-Kongreß 1992, 29.9.-2.10.1992, Bremen und das 8. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösungen", 10.-12.11.1992 Köln-Porz belegen.

Dabei wird nach wie vor auch in Deutschland auf breiter Front gearbeitet:

- Weiterführung der theoretischen Untersuchungen mittels direkter numerischer Simulation in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten teilweise bei Strömungen mit Druckgradienten.

- Verbesserung der linearen Stabilitätsanalyse-Verfahren durch Berücksichtigung der Kompressibilität und Krümmung auf der einen Seite und durch Entwicklung einer nichtlokalen, linaren Stabilitätstheorie, sowie deren Vergleich mit experimentellen Befunden.

- Erfolgreiche Flugversuche mit einem Laminarhandschuh an der Do 228 zum Leistungsnachweis eines Laminarprofils im Flug, Einfluß des Propellerstrahls auf die laminare Grenzschicht und Erprobung eines fluidischen Reinigungssystems.

- Versuche zur Anwendung der Hybridlaminarhaltung mit dem SlMa-Experiment in ELFIN I am ATTAS-Halbflügelmodell und Vorbereitung von Absaugeexperimenten am Modell eines A320 Seitenleitwerks.

- Erfolgreicher Abschluß der F100-Flugversuche am NLF-Handschuh im Rahmen von ELFIN I.

- Weiterentwicklung und erfolgreiche Anwendung von neuen Meßtechniken, speziell zur Untersuchung laminarer Grenzschichten.

Das Fehlen einer generellen nationalen Förderung der Technologie der Laminarhaltung, abgesehen von spezieller Hochschulförderung, fördert wie bereits in den vergangenen Jahren die zunehmende Europäisierung der Forschung auf diesem Gebiet wie zahlreiche vorgestellte Projekte belegen. Eine weitere Förderung der Technologie der Laminarhaltung durch die Europäische Gemeinschaft in den Folgejahren mit ELFIN II und LARA setzt diese Tendenz fort.

Prof.Dr.E.H.Hirschel
Deutsche Aerospace AG, Ottobrunn

STAB-Projektgruppe Hyperschall

Jahresbericht 1992

Die Arbeiten in den Sonderforschungsbereichen liefen wie geplant. Teilweise fand bereits der Übergang in die zweite Drei-Jahres-Periode statt. Für den Braunschweiger SFB gab es leider ein vorzeitiges Aus. Weitergeführt wurden die Arbeiten von Industrie, DLR und Hochschulen im Hermes-Projekt, allerdings vor dem Hintergrund einer sehr negativen Entwicklung des Projektes. Das BMFT-Förderkonzept Hyperschalltechnologie, in dem die einschlägigen Firmen und die DLR vertreten sind, befand sich 1992 im letzten Jahr der Phase Ib. Beim 8. DGLR-Fachsymposium Strömungen mit Ablösung, 10.-12.11.1992, DLR Köln-Porz Wahnheide, wurde über Tätigkeiten aus diesem ganzen Umfeld berichtet. In vier Vorträgen wurden Arbeiten zu Vorentwurfsverfahren und numerischen Verfahren, mit Anwendungen an der SÄNGER-, der HERMES- und an der U.S. Space-Shuttle Konfiguration vorgestellt. Sechs Poster waren Vorkörperströmungen, Nichtgleichgewichtsströmungen usw. gewidmet. Erfreulich war die relativ große Zahl von Themen zu den strömungsphysikalischen Grundlagen im Hyperschall, mit alleine fünf Beiträgen zum Übergang laminar-turbulent.

Fachkreis Meßtechnik

K.A. Bütefisch

Aktivitäten 1992

Die Beteiligung des Fachkreises am diesjährigen Symposium war nicht besonders angestrebt worden, da in vielen Fällen die Meßtechnik direkt im Zusammenhang mit den Aufgaben der Projektgruppen presentiert wurde.

Die Bemühung, eine nationale Absprache über vordringlich erscheinende Aktivitäten auf dem Gebiet der Meßverfahren herbeizuführen, leidet unter den allgemeinen Kürzungsmaßnahmen und dem Fehlen längerfristiger, gesicherter Programme. Nach wie vor wäre eine Konzentration auf Entwicklungen, die sich mit der Erfassung zeitabhängiger Strömunsgrößen befassen, wünschenswert. Für eine neue Generation von Raumfahrttransport-Systemen wäre die Beschäftigung mit der heißen Experimentaltechnik notwendig.

Als großer Fortschritt ist das Particle Image Velocimetry Verfahren allgemeiner bekannt geworden. Es ist eine Ganzfeldmethode, die momente Geschwindigkeitsfelder liefert. Hiermit wird erwartet, daß u.a. ein gänzlich neues Werkzeug für die Turbulenzforschung geliefert wird. Mit der Unterstützung des Fachkreises wurde für 1993 ein Lehrgang in der DLR Göttingen initiiert, der die potentiellen Möglichkeiten sowohl von der Theorie wie auch von der praktischen Anwendung potentiellen Nutzern nahebringen soll.

STAB-Fachkreis
Mathematische Grundlagen
W. Wendland

Zur Zeit werden eine Reihe von mathematischen Forschungsprojekten durchgeführt, die zur numerischen Strömungsmechanik in engem Zusammenhang stehen.

Im DFG-Schwerpunkt „Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern" bestehen die folgenden Projekte:
„Numerische Simulation laminarer 2-D-Diffusionsflammen auf massiv parallelen MIMD-Rechnern" (Bader, Heidelberg)
„Ein adaptiver paralleler Löser für die inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen" (Jäger/Wittum, Heidelberg)
„Entwicklung und Validierung eines Partikelverfahrens zur Berechnung von Strömungen um Raumfahrzeuge im Bereich verdünnter ionisierter Gase" (Neunzert, Kaiserslautern)
„Parallele Mehrgitterverfahren für instationäre Probleme" (Hackbusch, Kiel)
„Entwicklung paralleler Algorithmen für die inkompressiblen Navier–Stokes–Gleichungen im Fall hoher Reynoldszahlen " (Tobiska, Magdeburg)
„Entwicklung und Implementierung von ALgorithmen zur Lösung der Euler- und Navier-Stokes-Gleichungen auf Parallelrechnern" (Bode, München)
„Mehrgitter-Poisson-Löser auf dünn besiedelten Gittern zur Turbulenzsimulation mit Parallelrechnern" (Zenger, München)
„Optimierung von Rechenverfahren für 3-dimensionale Strömungsprobleme" (Borchers/Hebeker/ Farwig/-Rautmann, Paderborn)

Im DFG–Schwerpunkt „Randelementmethoden " laufen die folgenden Projekte mit strömungsmechanischen Themen:
„Panel-Clustering" (Hackbusch, Kiel)
"Randelementmethoden bei nichtlinearen Oberflächenwellen mit Ankopplung von starren elastischen Strukturen mit und ohne Berücksichtigung viskoser Dämpfungskräfte" (Mahrenholtz/Schlegel, TU Hamburg–Harburg)
„Integralgleichungen bei instationären Tragflügelumströmungen" (Meister, Darmstadt)
"Ausweitung der Randelementmethoden auf transsonische Strömungsfälle durch Kopplung mit Feldverfahren" (Wagner, U. Stuttgart)

An der Universität Heidelberg laufen die DFG-Projekte „Mehrgitterverfahren für die Stokes– und Navier–Stokes–Gleichungen" im SFB 123 (Wittum) und „Parallele Lösung partieller Differentialgleichungen mit adaptiven Lösungsverfahren auf richtungsangepaßten Gittern"(Wittum).
An der Universität Kiel laufen die DFG-Projekte „Finite-Volumen-Diskretisierungen" (Hackbusch) und „Mehrgitterverfahren für hyperbolische Differentialgleichungen" (Hackbusch).
An der Universität Stuttgart läuft das DFG–Projekt „Adaptive finite Elementmethoden bei transsonischen Strömungen" (Wendland).
Am Wissenschaftlichen Zentrum Heidelberg der IBM laufen die Projekte „Gebietszerlegungsmethoden für instationäre inkompressible Strömungen " (Hebeker) in Zusammenarbeit mit der RWTH Aachen (Krause) und „Numerische Simulation von Klopfschäden in Verbrennungsmaschinen auf Vektor- und Parallelrechnern" (Hebeker) in Zusammenarbeit mit Daimler-Benz (Schöffel).

Im Jahre 1991 wurde das Verbundforschungsvorhaben „Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik" abgeschlossen. Damit wurde die Finanzierung durch die Volkswagen-Stiftung der mathematischen Projekte an der Technischen Hochschule Darmstadt „Entwicklung, Optimierung und mathematische Fundierung von numerischen Algorithmen in der Aerodynamik" (Törnig) und an der Universität Stuttgart „Analytische und numerische Behandlung transsonischer Strömungen" (Kirchgässner/Wendland) beendet. Für die großzügige Finanzierung mathematischer Forschungen in der Strömungstechnik sei hier nochmals gedankt.
Zur gleichen Thematik besteht bis Ende 1992 eine Kooperation zwischen der Stuttgarter Gruppe und dem Oxford University Computing Laboratory (Prof. Morton, Oxford, U.K.), die vom DAAD gefördert wird. Ebenfalls bis Ende 1992 besteht eine Kooperation mit der Universität Concepcion, Chile über "Mathematische und Numerische Analysis von Sedimentationsprozessen in der Metallurgie", die von DFG und GTZ gefördert wird.

1. März 1992

Fachkreis "Anlagen" 1992

Das Bemühen, im Rahmen des Fachkreises Informationen bezüglich der verschiedenartigen strömungsmechanischen Versuchsanlagen im nationalen Bereich der Universitäten und Hochschulen sowie der Großforschungseinrichtungen und der Industrie verfügbar zu machen, wird auch mit dem diesjährigen Jahresbericht fortgesetzt. Wie seit einigen Jahren üblich, wird in diesem Bericht in der Form der Mitteilungen über einige DLR-Anlagenprojekte von den betreibenden DLR-Instituten bzw. Einrichtungen informiert. Aufgrund einer schriftlichen Anregung gingen weitere Mitteilungen aus dem Bereich der Universitäten und Hochschulen ein.

Mit der Einladung zum **6. Workshop der AG STAB am 10.-12. November 1993 in Göttingen** wurde den Mitgliedern bzw. Interessenten des Fachkreises schriftlich vorgeschlagen, im Rahmen dieser Veranstaltung auch eine **Session des Fachkreises "Anlagen"** durchzuführen. Hierzu werden **Anregungen und Vorschläge bzw Vortragsanmeldungen in Form der Mitteilungen bis zum 28. Mai 1993** erbeten.

Im Hinblick auf die Einweihung des ETW am 8. Juni 1993 und die beginnende ETW-Betriebsphase könnte beim STAB-Workshop möglicherweise ein Überblick über Anlagen für Transsonikuntersuchungen in Deutschland ein interessanter Themenkreis für die Session des Fachkreises sein !?

F. Lehthaus, DLR WT-WK-GÖ, Göttingen

Projektgruppe

"Flügel großer Streckung"

		Seite
Arnold	Neue Lösungstechniken zur Berechnung von High-Lift Profilumströmungen	63
Bartelheimer	Entwicklung eines Verfahrens zum Entwurf transsonischer Flügel großer Streckung	65
Becker	Netzgenerierung für vierstrahlige Konfigurationen	67
Dargel	Berechnung viskoser transsonischer konischer Flügelströmungen auf der Basis gekoppelter Potential- und Grenzschichtströmungen	69
Elsholz/ John	Navier-Stokes Simulation für Flügel-Rumpf-Konfigurationen im Transsonikbereich	71
Longo	Numerical simulation of the transonic viscous flow around a wing-body combination of a realistic transport aircraft configuration	73
Lühmann	Verbesserung der Ergebnisgenauigkeit von Euler-Verfahren	75
de Mattos/ Wagner	Numerischer inverser Entwurf von transsonischen Flügeln	77
Rill	Strömungssimulation komplexer Konfigurationen mit Hilfe von Euler und Navier-Stokes Verfahren	79
Rossow/ Ronzheimer/ Rudnik	Numerische Studie der Interferenzeffekte von zwei- und vierstahligen Transportflugzeugen	81
Schwamborn	Validierung von Navier-Stokes Codes unter Bezug auf die Turbulenzmodellierung für Flügelumströmungen	83
Send	Berechnung der Luftkräfte an Tragflächen und Triebwerksgondeln für aeroelastische Stabilitätsuntersuchungen	85
Voß	Zeitgenaue CFD-Verfahren für instationäre transsonische Strömungen um schwingende Tragflügel für aeroelastische Anwendungen	87
Voß	Berechung instationärer transsonischer Luftkräfte an Tragflächen und Triebwerksgondeln mit Feldpanelverfahren	89
Wichmann	Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Interferenz bei kompressibler Strömung	91

Projektgruppe

"Flügel kleiner Streckung"

		Seite
Hitzel	Simulation kompressibler, turbulenter Strömung um Flügel kleiner Streckung	93
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschall-flugkörpern im Nidergeschwindigkeitsbereich	95
Hummel	Interferenzeffekte bei Entenanordnungen	97
Longo	Numerical study of the flow over a sharp-edged delta wing at transonic speed by the solution of the Navier-Stokes equations	99
Longo/ Das	Numerical study of a Delta Wing in Sideslip	101

Projektgruppe "Drehflügler"

		Seite
Beesten/ Neuwerth	Messung des Rotorschubes für verschiedene Blattspitzen	103
Gürgey/ Thiele	Instationäre Umströmung oszillierender Tragflügelprofile-Dynamic Stall	105
Körber/ Ballmann	Wechelwirkung von Wirbeln mit Profilen (SFB 25)	107
Pahlke	Anwendung eines zeitgenauen dreidimensionalen Euler-Verfahrens auf Rotoren im auftriebslosen Vorwärtsflug	109
Raddatz/ Pahlke	Untersuchung von unterschiedlichen Blattgeometrien bei Rotoren im Schwebeflug auf Grundlage der dreidimensionalen Eulergleichung	111
Stangl/ Wagner	Berechnung der stationären Umströmung eines Hubschrauberrotors unter Verwendung überlappender Netze	113
Vollmers	Analyse und Darstellung von instationären Strömungsfeldern	115
v.d. Wall	Einfluß variabler Geschwindigkeit auf in stationäre Profilbeiwerte	117
Wagner/ Zerle	Entwicklung eines Rechenprogramms zur Untersuchung von Rotor-Rumpf Interferenzeffekten	119

Projektgruppe

"Stumpfe Körper/Rümpfe"

		Seite
Bärwolff	Numerische Berechnung der Umströmung von Zylindern und Zylindergruppen bei kleinen Reynoldszahlen	121
Brechling/ Siemens	Aerodynamische Optimierung der Kontur eines Oberleitungsrevisionstriebwagens (ORT)	123
Brechling/ Schlanzke	Untersuchungen an Sporthelmvarianten zur Verbesserung der Kühlluftführung sowie zur Beeinflussung der Abreißzonen am Körper eines Radrennsportlers	125
Gietz/ Kux	Vergleich experimenteller und numerischer Untersuchungen der Strömung an einer realistischen Schiffsform mit schwacher Ablösung	127
Hipp-Kalthoff/ Bestek	Numerische Untersuchung inkompressibler freier Scherschichten	129
Kreplin/ Stäger	Bestimmung des Reynoldsschen Spannungstensors in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationskörpers	131
Lieser	Numerische Simulation transsonischer Heckströmungen mit Treibstrahl	133
Nikolitsch	Interferenz eines Flugzeugabwindfeldes mit einem Dispenser	135
Nikolitsch	Einfluß eines achsparallelen Triebwerksstrahls auf die Druckverteilung auf einem Flugkörper	137
Papenfuß/ Dilgen	Berechnung abgelöster inkompressibler Strömungen um rotationssymmetrische Rümpfe mit Hilfe der Zonenmethode	139
Rodi	Experimentelle Untersuchung der instationären Wirbelablösung an quadratischen Zylindern	141
Streit	Numerische Lösung der Euler- und Navier-Stokes Gleichungen für die Überschallströmung um einen komplexen Flugkörper und Vergleich mit Windkanalmessungen	143

Seite

Waxweiler/ Nikolitsch — Bahnsimulation eines Flugkörpers in einem Störwindfeld und in der Abgangsphase von einem Träger.....145

Wunderlich/ Kosmowski/ Lilienblum — Optimierung von Turbulenzbuchsen zur Intensivierung der Wärmeübertragung im Kühlrohr.....147

Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"

Seite

Bestek/ Eppler — Laminar-turbulenter Grenzschichtumschlag bei kompressibler Strömung im Bereich von Unterschall und schallnahem Überschall.....149

Bieler — Laminarhaltung dreidimensionaler Tragflügelumströmungen durch lokale Absaugung (Hybrid-Technologie).....151

Fischer/ Hein/ Dallmann — Hochfrequente, sekundäre Störungen in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen.....153

Guntermann — Experimentelle Untersuchungen an einem verstellbaren Profilmodell.....155

Horstmann — Flugversuche am Laminarhandschuh der DO 228....157

Ketthaus — Darstellung von Infrarotbildern auf Laserdruckern, Kontrastverbesserung.....159

Kleiser/ Wagner — Numerische Simulation der Turbulenzentstehung in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten..161

Kloker/ Bestek — Numerische Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlags in einer stark verzögerten Grenzschicht.....163

Kreplin/ Höhler — Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen.....165

Seite

Müller — Meßtechnik am Laminarhandschuh der DO 228.....167

Müller/ Bestek — Laminarhaltung von Grenzschichten.....169

Puffert-Meißner Müller — Der Transsonische Windkanal Braunschweig (TWB) als Instrument für Laminarprofilentwicklungen..171

Quast — Vorbereitende Absaugeversuche am A320 Absauge-Seitenleitwerk.....173

Rempfer/ Bestek — Niedrigdimensionale Modelle turbulenter Strömungen.....175

Rist/ Wagner — Untersuchung der Strömungsphysik laminarer Ablöseblasen.....177

Rohardt — Auslegung eines Laminarhandschuhs für die Fokker F100.....179

Seitz/ Rohardt — Entwurf eines Laminarhandschuhs mit Hybrid Laminarhaltung für den Aussenflügel des Airbus A320.....181

Wiegand/ Bestek/ Wagner — Experimentelle Untersuchungen des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags im Laminar-wasserkanal.....183

Projektgruppe "Hyperschall"

		Seite
Beck	Messungen an verschiedenen Großanlagen mit Hilfe von LIF als Vorbereitung für den Einsatz am HEG	185
Behr/ Schröder/ Menne	Berechnung der aerodynamischen Lasten an der Unterstufe des TSTO Raumtransportsystems (Sänger)	187
Bergemann	Modellierung von Wandkatalyse innerhalb der DSMC-Simulation verdünnter Hyperschall-strömungen	189
Brenner	Numerische Simulation von Stoß-Stoß und Stoß-Grenzschichtwechselwirkungen in reagierenden Hyperschallströmungen	191
Brück	Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechsel-wirkungen	193
Eggers	Vorentwurf von Hyperschallkonfigurationen mit der Shock-Expansion Methode SOSE	195
Eggers	Parameterstudien zur Auslegung von Wellen-reitern bei Hyperschallanströmung	197
Eißler/ Bestek	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung	199
Frühauf	Hochtemperatur-Nichtgleichgewicht-Rechenver-fahren	201
Gerhold	Numerische Simulation von Stoß-Wechselwirkungen mit Stößen und turbulenter Grenzschicht	203
Haidinger/ Friedrich	Berechung komplexer zweidimensionaler turbulenter Überschallgrenzschichten	205
Hannappel/ Friedrich	Direkte numerische Simulation der Wechselwirkung zwischen einem Verdichtungsstoß und isotroper Turbulenz	207
Hannemann	Numerische Simulation der HEG-Düse	209
Hannemann/ Girke	Numerische Simulation von Überschall-Einlauf-strömungen	211
Hartmann/ Schröder	Berechnung von reibungsfreien und reibungsbe-hafteten Düsenströmungen mit einem Eulerver-fahren, bzw. einem Navier-Stokes-Verfahren	213

		Seite
Hauser/ Friedrich	Direkte Numerische Simulation der Störungsanfachung im Nasenbereich stumpfer Körper im Überschall	215
Henckels/ Maurer/ Kreins	Wärmeübergangsbestimmung an generischen Modellen im Hyperschall-Kanal H2K mittels Infrarot-Thermovision	217
Hummel	Hypersonische Eckenströmungen	219
Kleiser/ Adams	Numerische Simulation der Transition in kompressiblen Grenzschichtströmungen	221
Kroll/ Hermann Radespiel	Weiterentwicklung des DLR Euler-Verfahrens CEVCATS zur Berechnung von Hyperschallströmungen	223
Laurien/ Böhle Holthoff/ Wiesbaum	Numerische Simulation von Wiedereintrittsströmungen	225
Lösch/ Wagner	Untersuchungen zur flexiblen Netzgenerierung zur Lösung der Eulergleichungen für die Berechnung der Aerodynamik hypersonischer Fluggeräte	227
Menne	Lösungsverfahren für die 3D Euler und Navier-Stokes Gleichungen für Strömungen in chemischem und thermischem Nichtgleichgewicht	229
Michl/ Wagner	Entwicklung und Implementierung von Algorithmen zur Lösung der Euler und Navier-Stokes Gleichungen auf Parallelrechnern	231
Mundt	Berechnung 3-D viskoser Hyperschallströmungen im chemischen Nichtgleichgewicht	233
Olivier	Erste Kalibrierergebnisse einer konturierten Düse für den Aachener Stoßwellenkanal TH 2	235
Radespiel/ Kroll/ Longo	Entwicklung und Anwendung von 3D Mehrgitterverfahren für Hyperschallströmungen	237
Schröder	Verfahren zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes Gleichungen	239
Sarma	Couette Strömung eines dissoziierenden zweiatomigen Gases	241
Sonar/ Hannemann/ Hempel	Instationäre Adaption	243

Wendt	Experimentelle Untersuchungen zur Instabilität und Tansition in Hyperschallströmungen.....245
Warnatz/ Riedel/ Schmidt	Reduzierung detaillierter Reaktionsmechanismen von zustandsselektierten Spezies zur Modellierung thermischer Nichtgleichgewichts-Effekte....247

Fachkreise

"Physikalische Grundlagen"
"Mathematische Grundlagen"
"Numerische Simulation"

Angelis/ Rokonal	Aerodynamik bodennaher Fahrzeuge.....249
Berger	Instabilitäten viskoelastischer Strömungen.....251
Blazek	Untersuchung der Dämpfungs- und Konvergenzeigenschaften des impliziten LU-SSOR (Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation) Verfahrens.....253
Dohrmann	Theoretische Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung in einer transsonischen Strömung durch ein Verdichtergitter.....255
Schnerr	Experimentelle Untersuchungen zur passiven Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht Interferenz in Überschallverdichtern.....257
Frank/ Bräuer	Modellierung und Computersimulation turbulenter Zweiphasenströmungen.....259
Friedrich/ Sonar	Regularisierte Wirbelmethoden für reibungsfreie Strömungen.....261
Gebing/ Dallmann	Numerische Simulation und Analyse der instationären, dreidimensionalen, abgelösten Wirbelströmungen an einer Kugel und an Rotationsellipsoiden.....263
Güntsch/ Friedrich	Komprimierte isotrope Turbulenz im Zylinder....265

Seite

Hackeschmidt/ Buschmann/ Masri — Strukturuntersuchungen in der turbulenten Plattengrenzschicht.....267

Herberg/ Dallmann — Wirbel, Wirbellinien, Wirbelstärkefeld: Lokale geometische Analyse dreidimensionaler Vektorfelder am Beispiel der Delta-Flügel-Umströmung.....269

Kadinski — Numerische Simulation von Beschichtungsprozessen in der Halbleiterindustrie.....271

Kessler/ Kleiser — Test und Verbesserung von Turbulenzmodellen unter Verwendung von DNS-Daten.....273

Kleiser/ Härtel — Untersuchung von Feinstrukturmodellen für die Large-Eddy-Simulation wandbegrenzter Scherströmungen.....275

Koch — Nichtlineare Verzweigungs- und Stabilitätstheorie zur Transitionsvorhersage.....277

Kröner/ Geiben — Simulation kompressibler instationärer Strömungsvorgänge in komplexen dreidimensionalen Geometrien.....279

Kufner/ Dallmann — Berechnung der laminaren Grundströmung und Stabilitätsanalyse am stumpfen Kegel.....281

Laurien/ Delfs — Numerische Simulation von Transition und Turbulenz in kompressiblen Grenzschichtströmungen.....283

Leister — Effiziente dreidimensionale Strömungssimulation mit Wärme- und Stofftransport mit Anwendungen in der Kristallzüchtung.....285

Meier — Instationäre Strömungen in Aeroelastik, Aerodynamik und Antrieben.....287

Rodi — Testfälle für turbulente Strömungen.....289

Rodi — Berechnung abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen.....291

Rose — Fernschallfeld des Transitionsbereiches einer Plattengrenzschicht.....293

Simen/ Dallmann — Nichtlokale Instabilitätstheorie von Grenzschichtströmungen.....295

Simen/ Dallmann — Vergleich lokaler und nichtlokaler Störungsanfachung in Grenzschichten entlang gewölbter Oberflächen.....297

Seite

Simen/ Dallmann/ Tiedemann	Lokale Instabilität hypersonischer Grenzschichten an angestellten spitzen Kegeln	299
Sonar	Fehlerindikatoren zur adaptiven Berechnung kompressibler Strömungen	301
Stilla	Lineare Stabilität rotationssymmetrischer, hypersonischer Grenzschichten auf der Basis eines Euler-Grenzschicht Verfahrens	303
Unger/ Friedrich	Grobstruktursimulation (LES) und direkte numerische Simulation (DNS) turbulenter Rohrströmungen	305
Vinckier/ Wagner	Entwicklung und Implementierung eines Euler Verfahrens auf Basis des Flux Filterings	307
Wagner/ Friedrich	Direkte numerische Simulation der plötzlichen Rohrerweiterung	309
Wendland/ Sonar/ Warnecke	Adaptive Finite-Volumen-Methoden für transsonische Strömungen	311

"Meßtechnik"

Hädrich	Laser-Doppler-Velocimetrie an Zweiphasenströmungen	313
Lehmann/ Mante	Zweikomponentiges Scannen von Geschwindigkeitsprofilen mit einer Laser-Doppler-Meßtechnik zur Ermittlung ebener Vektorfelder	315
Lienhart/ Becker	Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlages im Flugversuch	317
Stiegelmeier	Miniaturisierung von LDA-Systemen im Rahmen eines Sensorkonzeptes unter Verwendung von Halbleiter- und integriert-optischen Komponenten	319

"Anlagen"

Eitelberg	Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG).....321
Esch	Trisonik-Windkanal (TMK) Untersuchung von Triebwerkskomponenten.....323
Koschel/ Parvizinia	Einfluß der Filmkühlung auf die Aerodynamik von Turbinenprofilen.....325
Koschel/ Pollak	Erfassung der Strömung im Laufrad unter besonderer Berücksichtigung der Radialspaltströmung.....327
Kux	Windkanal.....329
Kux	Schlepptank.....330
Niezgodka	Hyperschall-Windkanal (H2K)-Erweiterung.....331
Otto	Grenzschichtabsaugung im Windkanal NWB.....333
Rippl	Erarbeiten der Versuchtechnik zur Untersuchung zweidimensionaler (schwingender) Auftriebsflächen bei hohen Reynodszahlen im Hochdruckwindkanal (HDG) von DLR-WT-WK in Göttingen.....335
Schönlebe	1m-Niedergeschwindigkeits-Windkanal (NK II) Versuchsstand "Rollband" zur Simulation von Bodeneffekten.....337
Schönlebe/ Schmidt	3m-Windkanal (NK I), Versuchsstand "Radsport".....339
Schwarz	Überschall-Stoßwindkanal.....341
Schwarz	Grenzschicht-Windkanal.....343
Viehweger	Kryo-Kanal Köln (KKK).....345
Viehweger	Experimentelle Simulation.....347
Wulf	Transsonischer Windkanal in Göttingen (TWG)....349

"Verfahrenstechnik"

Schade	Untersuchung der Vorgänge beim Stoß fester Teilchen auf eine feste Wand.....351
Trommer	Ortsfiler-Anemometrie für Tropfenströmungen mit hoher Tropfenbeladung.....353

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr.-Ing. Frank Arnold

Institution Deutsche Aerospace Airbus GmbH

Adresse Hünefeldstr. 1-5, D-2800 Bremen 1 **Telefon** 0421-538-3181
Telefax 0421-538-4486

weitere Partner

Thema **Neue Lösungstechniken zur Berechnung von High-Lift Profilumströmungen**

Ausgangssituation

Mit Hilfe numerischer Verfahren auf der Basis interaktiver Kopplungen von reibungsfreien und viskosen Gleichungen lassen sich Profilumströmungen bei vergleichsweise geringem Kostenaufwand recht genau vorherberechnen. Dennoch treten bei starken Lösungsinteraktionen erhebliche Konvergenzschwierigkeiten der Verfahren auf, was auf eine meist unzureichende Kopplung zurückzuführen ist.

Ziel

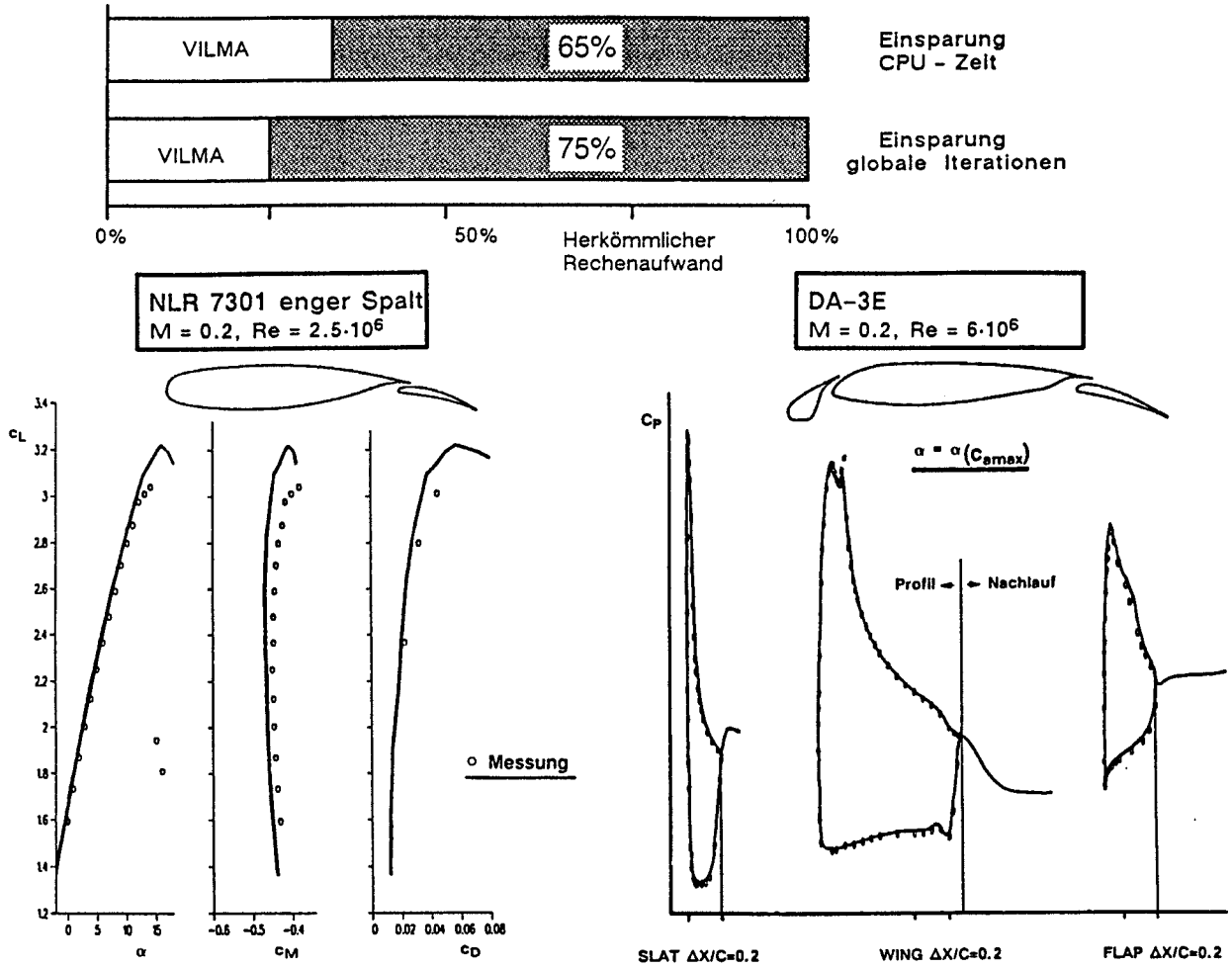
Verbesserung der Stabilität und Effizienz von numerischen Kopplungsverfahren für Profilströmungen im Nieder- und Hochgeschwindigkeitsbereich durch ein neues, genaueres Interaktionsgesetz auf der Grundlage der Potentialströmung mit viskosen Randbedingungen und Kuttascher Abflußbedingung (Laplace Interaktionsgesetz) [1].

Lösungsweg

Aufbauend auf dem Programm **ILCOM** [2] zur lokal-simultanen Kopplung von reibungsfreien und Grenzschicht-Verfahren, wurde das neue Hochauftriebsverfahren **VILMA** [3] für viskose Spaltklappenprofilströmungen entwickelt. Das Verfahren basiert auf einem Panelverfahren für die Potentialströmung und einem Integralverfahren zur Berechnung der Grenzschicht- und Nachlaufströmung. Die geschickte Umformulierung der Gleichungen führt auf ein verblüffend einfaches Gleichungssystem, welches mit sehr geringem numerischen Aufwand gelöst werden kann. Die integralen Grenzschichtgleichungen werden durch Schließungsbeziehungen nach dem Vorbild von Drela [4] vervollständigt.

Ergebnis

Durch die Berücksichtigung von Drela-Schließungsbeziehungen bei der Grenzschichtlösung liefert das Verfahren auch in Strömungsfällen mit partieller Ablösung zuverlässige Ergebnisse. Die lokal-simultane Lösung (enge Kopplung) der Gleichungen beider Strömungsbereiche macht das Verfahren im Vergleich zu herkömmlichen Kopplungsmethoden schneller und robuster und damit für die industrielle Anwendung besonders geeignet.



Qualität der Lösungen und Effizienz des neuen Hochauftriebsverfahrens VILMA anhand verschiedener Beispiele zur Strömung am Mehrelementprofil.

Literatur

[1] Arnold, F.: Ein simultanes Lösungsverfahren mit exaktem Interaktionsgesetz zur Berechnung von inkompressiblen Profilumströmungen. Dissertation Technische Universität Berlin 1991.

[2] Arnold, F.: ILCOM – die Interaction Law COupling Method als eine effektive Kopplungsprozedur für sub-/transsonische Profilströmungen mit starker Interaktion. 5. DGLR-STAB-Workshop, Göttingen, DGLR-Jahresbericht 1991.

[3] Arnold, F.: VILMA – Berechnungsverfahren für viskose Strömungen um Spaltklappenprofile. Bericht EF-1904 Limited, Deutsche Airbus GmbH, Bremen 1992.

[4] Drela, M.: Two-dimensional transonic aerodynamic design and analysis using the Euler equations. MIT, Gas Turbine Laboratory Rept. 187 1986.

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung zur Verbesserung der c_{AMAX}-Vorhersage (laminar-turbulente Ablösung an der Profilvorderkante, Nachlaufentwicklung über stromabliegenden Profilelementen)

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. W. Bartelheimer		
Institution	Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	DLR, Am Flughafen	**Telefon:**	0531/395-2630
	3300 Braunschweig	**Telefax:**	0531/395-2320
weitere Partner			

Thema Entwicklung eines Verfahrens zum Entwurf transsonischer Flügel großer Streckung

Ausgangssituation

Es werden in der Literatur beschriebene Entwurfsverfahren ausgewählt und auf ihre Eignung hin ausführlich beim Entwurf von Profilen untersucht. Nach einer abschließenden Bewertung soll der geeigneteste zum Aufbau eines 3D Entwurfsverfahrens verwendet werden.

Ziel

Das zu entwickelnde Verfahren soll auf der Lösung der Euler/Navier-Stokes-Gleichungen basieren, um Verdichtungsstöße richtig beschreiben zu können. Die gewünschte Druckverteilung wird in Profilschnitten vorgegeben, und das Verfahren soll die entsprechende Geometrie bestimmen. Neben dem Entwurf der Ober- und Unterseite soll es auch möglich sein, die Nasenregion entwerfen zu können, wobei hier auf eine hohe Genauigkeit zu achten ist, um den Druckgradienten einer Laminardruckverteilung einhalten zu können.

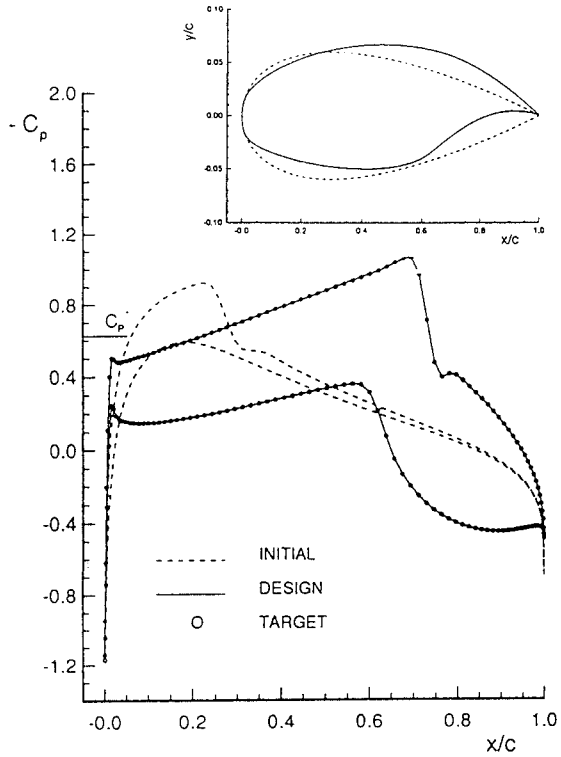
Lösungsweg

Es sind aus der Gruppe der indirekten Methoden der Ansatz von Takanashi [1] und der von Malone [2] ausgewählt und beim Entwurf transsonischer Profile miteinander verglichen worden. In beiden Ansätzen wird, ausgehend von einer Startgeometrie, die Geometrie so lange variiert, bis die vorgegebene Zieldruckverteilung erreicht ist. Die Differenz zwischen aktuell berechneter Druckverteilung und Zieldruckverteilung wird durch einen geeigneten Algorithmus in eine Geometrieänderung überführt. Um während der Iteration die aerodynamischen Größen bestimmen zu können, ist ein Analysecode erfoderlich. Hierfür wird der am Institut entwickelte Euler/Navier-Stokes Code CEVCATS [3] verwendet. Diese Strategie wird auch als residual-correction approach bezeichnet.
Zur Beurteilung der beiden Ansätze sollen bekannte transsonische Profile ausgehend von einem NACA-0012 nachentworfen werden. Da die gesuchte Lösung bekannt ist, kann die Genauigkeit des Verfahrens anhand der verbliebenen Druckdifferenz und der Abweichungen in der Kontur beurteilt werden.

Ergebnis

In **Abbildung 1** wird der Nachentwurf des Laminarprofils DLR - LV2 mit dem inversen TSP-Verfahren von Takanashi gezeigt. Man erkennt die sehr gute Übereinstimmung nach 35 Geometriekorrekturen der Druckverteilung des entworfenen Profils mit der Zieldruckverteilung im gesamten Bereich. Die quadratisch gemittelte Abweichung im Druckbeiwert konnte von 0.3920 um mehr als 2 Größenordnungen auf 0.0034 verringert

werden. Die **Abbildung 2** zeigt den Konvergenzverlauf dieses Entwurfs, dargestellt anhand der Abweichung des quadratisch gemittelten ΔCp und der Geometrieänderung $\Delta y/c$.
Auch der zweite Ansatz, bei dem es sich um eine von Malone et al. modifizierte Version des Garabedian-McFadden Verfahrens handelt (MGM), ermöglicht einen erfolgreichen Nachentwurf bekannter transsonischer Profile mit verschiedenen Druckverteilungstypen.
Vergleicht man die Eigenschaften des inversen TSP-Verfahrens mit denen der MGM-Methode, so ist das TSP-Verfahren wesentlich leistungsfähiger : Die Konvergenz erfordert nicht nur wesentlich weniger Iterationszyklen, sondern die Rechenzeit ist auch erheblich geringer. Der hier als Beispiel gezeigte Entwurf mit dem TSP-Verfahren beansprucht etwa 200s (35 Geometrieänderungen) auf einer CRAY-YMP, während der MGM-Ansatz mehr als 600s (250 Geometrieänderungen) erfordert. Die erzielte Genauigkeit in der Druckverteilung ist mit dem TSP-Verfahren ebenfalls besser. Darüber hinaus handelt es sich hierbei um eine 3D Formulierung, wodurch beim Flügelentwurf auch im Entwurfsschritt und nicht nur in der Nachrechnung spannweitige Effekte berücksichtigt werden und eine verbesserte Konvergenz erwartet werden kann.



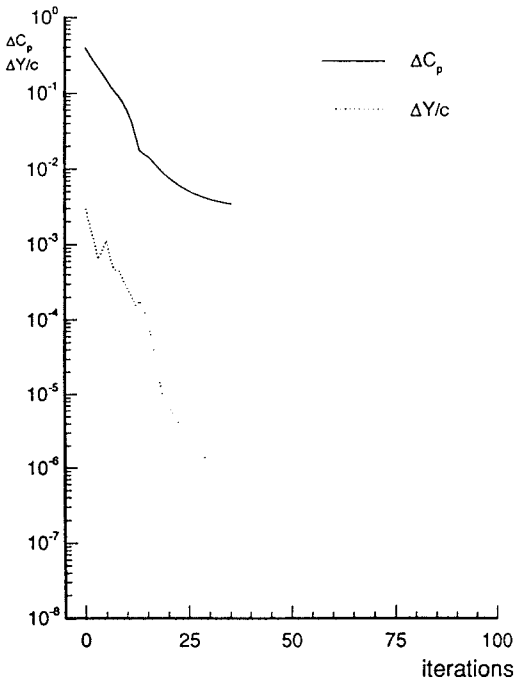


Abbildung1 : Design DLR-LV2 $Ma = 0.74$ $\alpha = -0.5$ **Abbildung2 : Konvergenz**

Literatur

[1] Takanashi, S. *An Iterative Procedure for Three-Dimensional Transonic Wing Design by the Integral Equation Method.* AIAA 84-2155 (1984)

[2] Malone, J.B.; Narramore, J.C.; Sankar, L.N. *An Efficient Design Method Using the Navier-Stokes Equations.* AGARD-CP-493 (1989)

[3] Rossow, C.; Kroll, N.; Radespiel, R.; Scherr, S. *Investigation of the Accuracy of Finite Volume Methods for 2- and 3-Dimensional Flows.* AGARD-CP-437 Vol.2. (1988)

Weiteres Vorgehen

An dem TSP-Ansatz sind weitere Verbesserungen und Erweiterungen erforderlich, um auch unbekannte Profile robust und effizient entwerfen zu können. Weiterhin sind Vergleiche mit Rechnungen geplant, die auf der Basis einer numerischen Optimierung durchgeführt werden.
Nach abschließender Bewertung der untersuchten Methoden besteht die nächste Aufgabe darin, ein 3D Entwurfsverfahren aufzustellen.

Datum: 8. Januar 1993

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr. Klaus Becker

Institution

Deutsche Aerospace Airbus GmbH
EF 10

Adresse

Hünefeldstr. 1-5
D-2800 Bremen 1

Telefon 0421 / 538 3361
Telefax 0421 / 538 3320

weitere Partner

Petra Aumann

Thema

Netzgenerierung für vierstrahlige Konfigurationen

Ausgangssituation

Die ständig wachsenden Anforderungen an die Wirtschaftlichkeit moderner Transportflugzeuge erfordern in zunehmendem Maße die Konfigurationsoptimierung in Bereichen stark dreidimensionaler Strömung, wie z.B. der Triebwerksintegration am Flügel. Daher ist die Weiterentwicklung dreidimensionaler Verfahren zur Simulation reibungsbehafteter transsonischer Strömungen und deren Anpassung an die Erfordernisse des aerodynamischen Entwurfs dringend geboten. Hierzu zählen insbesondere Netzgenerierungswerkzeuge, da die Zeit zur Erstellung eines Netzes um eine komplexe Konfiguration die Zeit für Rechnung und Auswertung bei weitem übersteigt.

Ziel

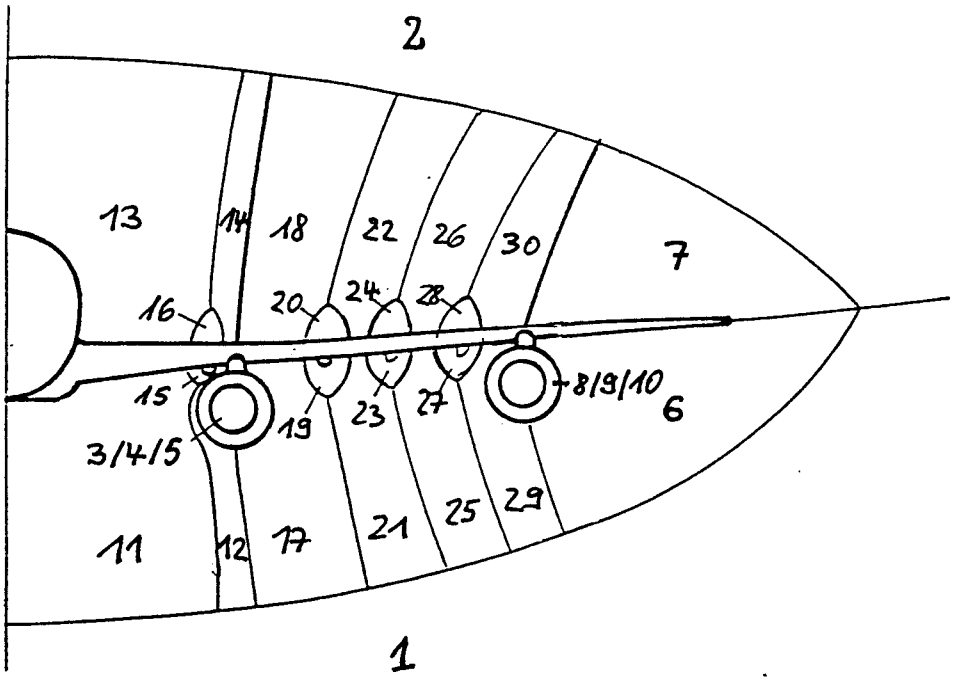
Erweiterung des Netzgenerierungssystems INGRID der Deutschen Aerospace Airbus GmbH auf vierstrahlige Konfigurationen Flügel/Rumpf/Pylon/Gondel/Flap-Track-Fairings, zusätzlich Anfügen von Leitwerken.

Lösungsweg

Das Netzgenerierungssystem INGRID ist ein interaktives Paket zur Erzeugung von Multi-Block-Rechennetzen um komplexe Konfigurationen. Es ist nach einem Baukastenprinzip strukturiert und kann so um immer weitere Konfigurationsteile erweitert werden. Das Einbringen eines weiteren Triebwerks samt Pylon erfordert die Definition einer neuen Blocktopologie sowie die Entwicklung und Implementierung der eigentlichen Gitterpunkterzeugungsverfahren. Hierbei ist vor allem die Interdependenz zu den Flap-Track-Fairing-Blöcken zu berücksichtigen. Zur Erzeugung der Leitwerkblöcke werden alle von der Flügeloberseite kommenden Blöcke hinter dem Flügel in einem neuen Block zusammengefaßt, der dann zur Aufnahme der Leitwerke in einen unteren und einen oberen Block geteilt wird.

Ergebnis

Das erste Bild zeigt die verwendete Multi-Block-Topologie. Die Blöcke für die Flap-Track-Fairings sind nur lokal in das sonstige Netz implantiert. Das gesamte System besteht aus 30 Blöcken. Die Erweiterung der Konfiguration um die Leitwerke zieht zwei weitere Blöcke nach sich. Die Gesamtpunktzahl beläuft sich typischerweise auf ca. 1.5 Millionen.



Netztopologie für den viermotorigen Fall Rumpf/Flügel/Pylon/Gondel/FTFs

Literatur

S. Rill, K. Becker: "Simulation of Transonic Flow over a Twin Jet Transport Aircraft", AIAA Journal of Aircraft, Vol. 29, No. 4, Juli/August 1992.

K. Becker, S. Rill: "Multi-Block Mesh Generation for Complete Aircraft Configurations", in: Notes on Numerical Fluid Mechanics, (E.H. Hirschel, ed.), Vieweg, Braunschweig, erscheint 1993.

S. Rill, K. Becker: "MELINA - A Multi-Block, Multi-Grid 3D Euler Code with Local Sub-Block Technique for Local Mesh Refinement", ICAS Paper 92-4.3R, ICAS Conf. Beijing, Sept. 1992.

K. Becker, S. Rill: "Numerische Strömungssimulation für komplexe Konfigurationen - Basis des modernen Flügelentwurfs", DGLR-Jahrestagung, Bremen, Sept. 1992.

E. Greff, K. Becker, M. Karwin, S. Rill: "Integration of high bypass ratio engines on modern transonic wings for regional aircraft", Aeronautical Journal, Januar 1993.

weiteres Vorgehen

Automatisierung des Netzgenerierungsprozesses.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	**Flügel großer Streckung**	
Ansprechpartner	G. Dargel	
Institution	Deutsche Airbus GmbH	
Adresse	Hünefeldstr. 1-5, 2800 Bremen 1	**Telefon** 0421/538 3181 **Telefax** 0421/538 4486
weitere Partner		

Thema	Berechnung viskoser transsonischer konischer Flügelströmungen auf der Basis gekoppelter Potential- und Grenzschichtströmungen
Ausgangssituation	Interaktive reibungsfreie/viskose Rechenverfahren zur Berechnung transsonischer viskoser Profilströmungen werden erfolgreich beim Profilentwurf für Verkehrsflugzeuge eingesetzt und zeichnen sich durch hohe Zuverlässigkeit und Genauigkeit aus.
Ziel	Entwicklung eines interaktiven Rechenverfahrens für viskose transsonische konische Flügelströmungen und Erprobung des viskosen Verfahrensteils für die Kopplung mit einem 3D-reibungsfreien Verfahren.

Lösungsweg

Es ist ein Programmsystem für die Berechnung einer viskosen transsonischen Profil- und konischen Flügelströmung unter der Erfassung der starken reibungsfreien-viskosen Wechselwirkung entwickelt worden. Die Komponenten sind ein 2D Transonic Full Potential Verfahren mit speziellen Erweiterungen zur näherungsweisen Berechnung wichtiger 3D-Effekte in einem Flügelschnitt wie Pfeilung, Zuspitzung und gekrümmte Anströmung und ein Grenzschicht-Differenzenverfahren zur Berechnung der Grenzschicht- und Nachlaufströmung unter der Bedingung des lokal schiebenden Flügel unendlicher Streckung. Beide Lösungen werden nach quasi-simultaner Technik gekoppelt.

Im Vergleich zu Messungen zeigen die Rechenergebnisse gute Übereinstimmung bis zu beginnender Ablösung bei Profilströmungen. Unter der Voraussetzung einer Isobarendruckverteilung auf dem Flügel lassen sich bei schnittweisen Vorgehen mit dem Programmsystem die 3D-Druckverteilung sowie 3D-Grenzschichteinflüsse gut berechnen.

Ergebnis

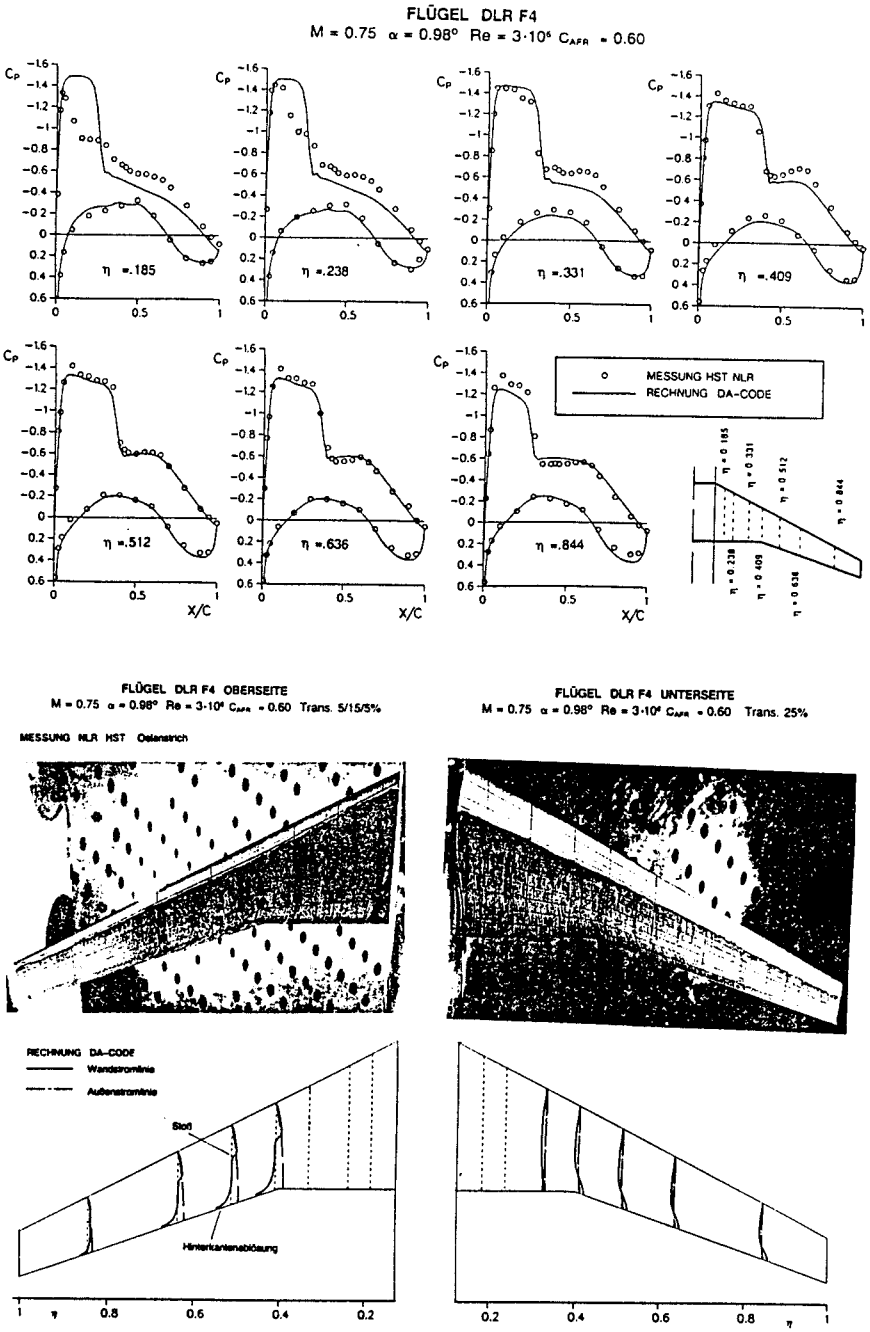


FIG 1: Vergleich der Druckverteilung und des Wandstromlinienverlauf zwischen Messung und Rechnung am DLR F4 Flügel

Literatur

Dargel, G.: Ein Programmsystem für die Berechnung transsonischer Profil- und konischer Flügelströmungen auf der Basis gekoppelter Potential- und Grenzschichtlösungen. 8. DGLR Fach Symposium, Strömung mit Ablösung, Nov. 1992, Köln

weiteres Vorgehen

- Erweiterung des Verfahrens auf widerstandsreduzierende Maßnahmen wie Absaugung und Stoßkontrolle durch Ventilation
- Kopplung des viskosen Verfahrensteils mit einem 3D-reibungsfreien Verfahren

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. E. Elsholz, D. John

Institution: Deutsche Aerospace Airbus GmbH

Adresse: Postfach 10 78 45
2800 Bremen 1

Telefon: 0421 538 3905
Telefax: 0421 538 4486

Weitere Partner

Thema

Navier-Stokes Simulation für Flügel-Rumpf-Konfigurationen im Transsonikbereich

Ausgangssituation

Ausgehend von den Erfahrungen mit bisherigen 2D NS-Simulationen sollen die Grundlagen für entsprechende 3D Untersuchungen gelegt werden. In einem ersten Schritt sollte das Multigrid-Verfahren CEVCATS-3D /1/ unter industriellen Randbedingungen erprobt werden.

Ziel

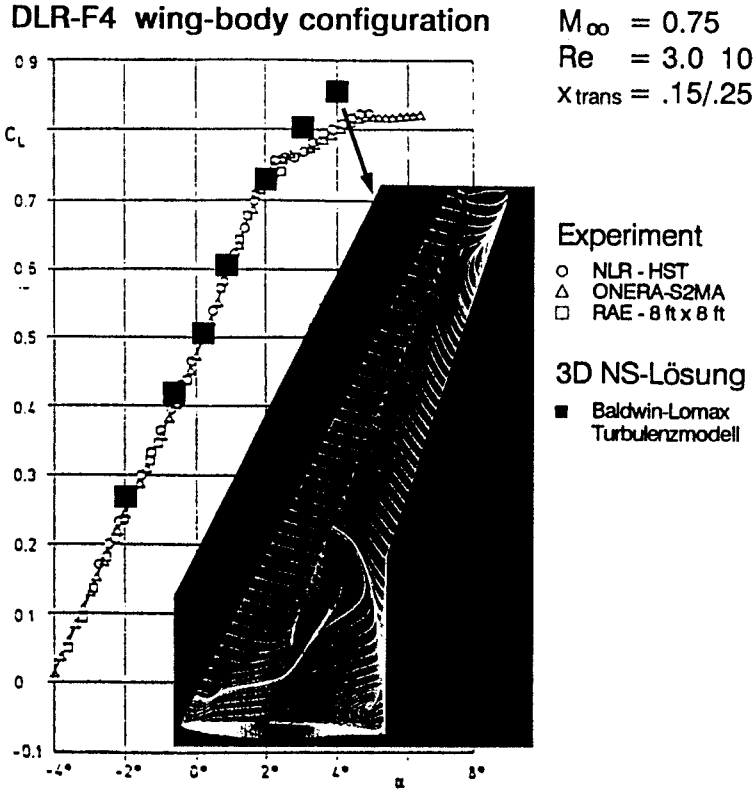
- Bereitstellung eines industriell einsetzbaren Navier-Stokes Codes hoher Effizienz und Zuverlässigkeit
- Steigerung der erzielbaren Ergebnisqualität durch Modifikation des verwendeten Turbulenzmodells

Lösungsweg

Zunächst erfolgte eine grundsätzliche Erprobung des Codes und Erfahrungssammlung auf dem VP200 Vektorrechner. Als Testfall hierfür diente die DLR-F4 Flügel-Rumpf Kombination, für die einige Messungen (Druckverteilungen, Beiwerte) vorliegen /2/. Die Untersuchungen wurden in einem C-H Netz durchgeführt, für die bereits in /3/ Ergebnisse vorliegen. In Anlehnung an die 2D Techniken wurde ein erweitertes Postprocessing-System erstellt /4/, das eingehende Auswertungen einschließlich nachgeschalteter Grenzschichtanalysen erlaubt. Schließlich ermöglicht die Anbindung an das Visualisierungssystem CFView /5/ nochmals weitergehende Analyse- und Darstellungsmöglichkeiten.

Für die DLR-F4 Flügel-Rumpf Kombination wurden in einem C-H Netz (insgesamt 256x56x56 Zellen in 6 umlaufend angeordneten Blöcken) erste NS-Lösungen (Baldwin-Lomax-Turbulenzmodell BLM) bei M=0.75 für verschiedene Anstellwinkel erzielt und ausgewertet /6/. Dabei zeigt sich schnell, daß bei Verwendung des Gleichgewichts-Turbulenzmodells BLM zufriedenstellende Ergebnisse nur bis zum Einsetzen massiver stoßinduzierter Ablösung erhalten werden. Bis zu dieser Grenze (hier bei α etwa 2 Grad) wird insgesamt gute Übereinstimmung der Druckverteilungen und aerodynamischen Beiwerte mit dem Experiment erzielt, obwohl die Grenzschichtanalysen der Lösung auf z.T. nicht ausreichende Netzauflösung im Grenzschichtaußenbereich hindeuten. Oberhalb 2 Grad Anstellung werden numerisch stabile, aber von den Messungen -soweit hier vorhanden- zunehmend abweichende Lösungen erhalten.

Die Abbildung zeigt die berechneten Auftriebsbeiwerte über dem Anstellwinkel im Vergleich zur Messung sowie den erhaltenen Wandstromlinienverlauf auf der Flügeloberseite bei α = 4 Grad. Gut zu erkennen ist das Rückströmgebiet auf dem Außenflügel, das am Stoß beginnt und sich bis zur Hinterkante erstreckt. Im Bereich des Flügelspitzenwirbels legt die Strömung wieder an, und an der Rumpfverschneidung ist im Hinterkantenbereich der Abdruck einer Eckenablösung zu erkennen.



Auftriebspolare Wandstromlinien bei α = 4.0°

Literatur

[1] R.Radespiel,C.Rossow,R.C.Swanson: An Efficient Cell-Vertex Multigrid Scheme for the 3D Navier-Stokes Equations. AIAA paper 89-1953, 1989

[2] G.Redeker, R.Müller, P.R.Ashill, A.Elsenaar, V.Schmitt: Experiments on the DFVLR-F4 Wing Body Configuration in Several European Windtunnels. AGARD-FDP-Symposium, Naples, Sept.28-Oct.1, 1987

[3] J.M.A.Longo: Viscous Transonic Flow Simulation Around a Transport Aircraft Configuration. DGLR-Jahrestagung 29.9-2.10.1992 in Bremen, 1992

[4] E.Elsholz, D.John, C.Hünecke: Dreidimensionale Navier-Stokes-Lösung um eine Flügel-Rumpf- Kombination. DA-Rep. EF 1 - 1927, Okt. 1992

[5] D.Vucinic, M.Pottiez, V.Sotiaux, Ch.Hirsch: CFView - An Advanced Interactive Visualization System Based on Object-oriented Approach. AIAA-92-0072, 1992

[6] E.Elsholz, D.John, C.Hünecke: März 1993, DA-Rep. in Vorbereitung

weitares Vorgehen

Die bereitgestellten Ergebnisse bei Gleichgewichtsturbulenzmodellierung dienen als Basis für vergleichende Untersuchungen

- unter Verwendung anderer Netze
- mit einem Nichtgleichgewichtsturbulenzmodell der Johnson-King Klasse,

um die Einzeleinflüsse auf die Gesamtlösung beurteilen zu können.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner : J.M.A. Longo

Institution : Institut für Entwurfsaerodynamik. DLR - Braunschweig

Adresse : Postfach 3267, Am Flughafen, D-3300 Braunschweig.

Telefon : (0.531) 395-2833
Telefax : (0.531) 395-2320

Thema

Numerical simulation of the transonic viscous flow around a wing-body combination of a realistic transport aircraft configuration.

Ausgangssituation

One of the factors contributing to high cost of aircraft development is the need to evaluate numerous geometrical modifications to ensure that the final design will meet all project requirements while maintaining desired levels of performance. For the aerodynamic part of the design, such evaluations are most effectively performed by a combination of wind-tunnel testing and computational simulation.

Ziel

In this study, computed solutions are carried out for the DLR-F4 wing-body combination to illustrate the capabilities and limitations of the DLR multigrid-multiblock thin layer Navier-Stokes solver CEV-CATS-RANS. Special attention is given to the evaluation of the sensitivity of solutions to grid density, numerical dissipation, and turbulence models. Computed solutions are compared with available experimental data.

Lösungsweg

The CEVCATS-RANS [1] to [3] is designed to compute steady-state solutions of the Euler and time averaged thin layer Navier-Stokes equations. The laminar viscosity is assumed to follow an empirical power law. Alternatively, the Sutherland's law can be used. Two algebraic turbulence models and one half-equation model have been tested, namely the Baldwin-Lomax, Kays and Johnson-King turbulence models. The computational algorithm employs a finite-volume spatial discretization, in which the discrete values of the flow quantities are located at the vertices of the mesh cell. Artificial dissipative terms are added to the governing discrete equations based on the work of Jameson et al.. The system of ordinary differential equations is advanced in time with a five stage Runge-Kutta scheme. Three methods are used to accelerate convergence to steady state: local time stepping, implicit smoothing of the residuals and a multigrid method. The code allows multiblock decomposition of the computational domain and it is therefore grid topology independent.

Ergebnis

Solutions are obtained for the transonic Mach numbers $M_\infty = 0.60$, 0.75 and 0.80, for lift coefficients up to C_{Lmax}. Three computational grids of C-H topology were used, the finest one with a total of 901579 points, i.e. 259x59x59. The effect of grid refinement is to sharpen the shock as well as to resolve the region of accelerated flow at the leading edge. By varying the second-order dissipation coefficient no remarkable effects are found on the surface pressure distribution of the configuration, even for places where strong shock waves are exhibited. On the other hand, as the coefficient of the fourth-difference dissipation reduces, the strengh of the shock increases. The pressure rise through the shock wave causes a thickening of the boundary layer at the foot. A local separation bubble, containing a region of reversed flow develops just behind the shock. Due to the wing rear-loading, a second separation occurs upstream the wing trailing edge. Furthermore, the flow separations cause the shock wave to move forward in direction to the wing leading edge. For fully attached flows or turbulent rear separation at subsonic speed the three tested turbulence models produce the same pressure field. For mild shock induced boundary layer separation the Johnson-King and the Kays turbulence models produce the same solution. The solution obtained with the Baldwin-Lomax turbulence model exhibit a more downstream shock location and a weaker separation bubble at the foot of the shock. For angles of attack beyond the onset of buffet, where the shock wave induces massive boundary layer separation, the Johnson-King model appears to be the most reliable. Also, for fully turbulent flow both the separation bubble at the foot of the shock and the rear separation upstream the wing trailing edge become more remarkable. These effects produce an upstream shift of the shock system and a drop on total lift of approximately 3%.

Correlation of computed and measured surface pressure distributions for the three Mach numbers at cruise flight conditions are presented in Fig.1. Computations were carried out for the same angle of attack used during the experiments. Correlations of computed and measured lift data for the three Mach numbers are presented in Fig.2. The agreement is quite satisfactory, even beyond the onset of buffet. Other details are given in [5].

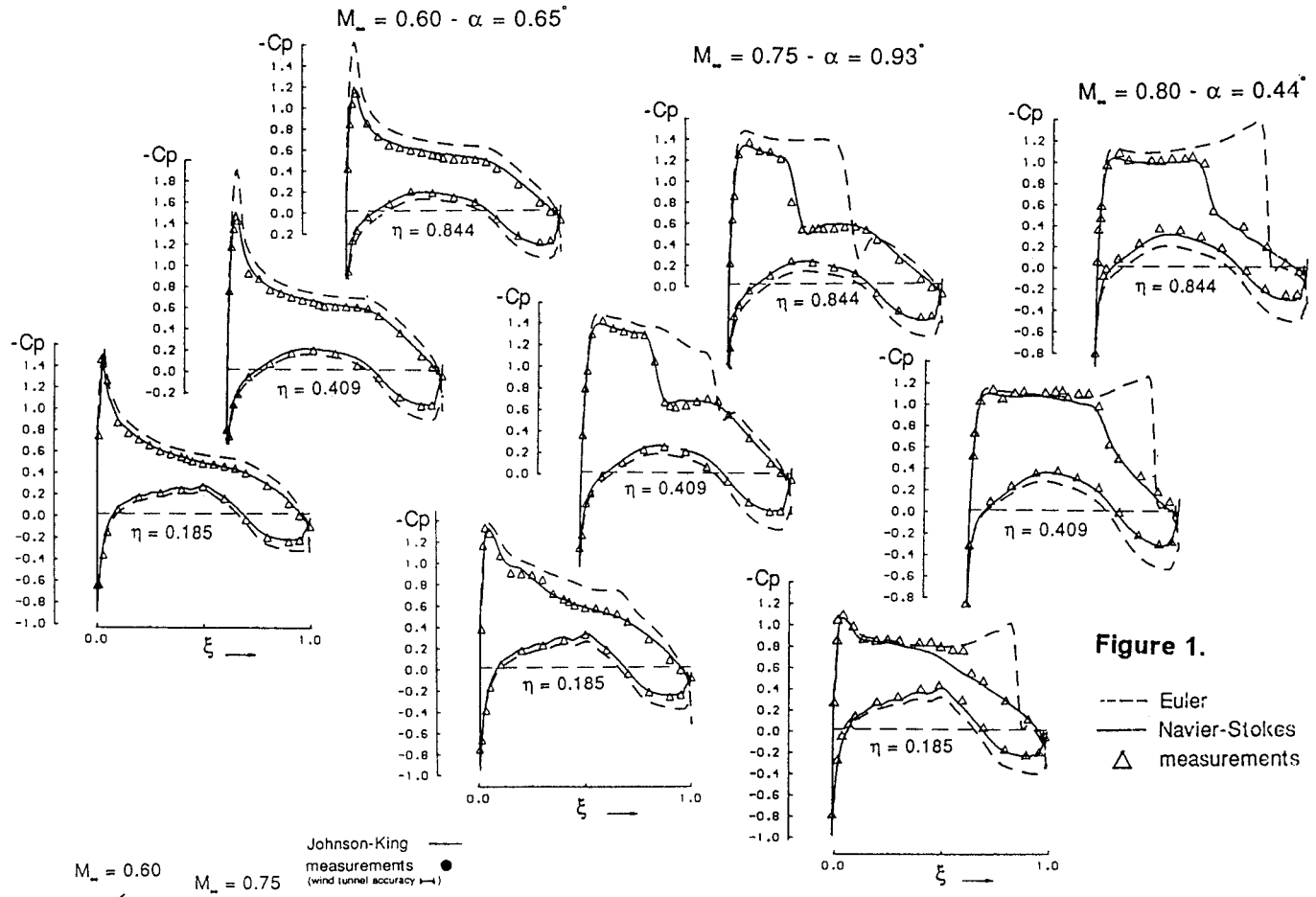


Figure 1.

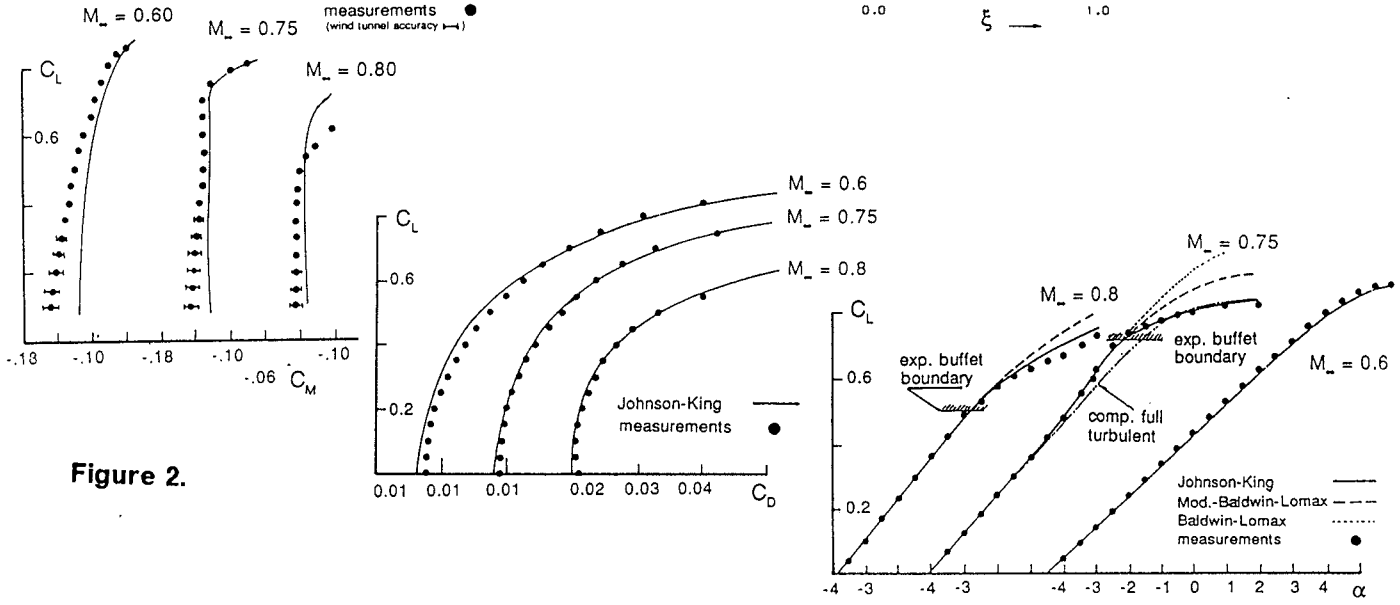


Figure 2.

[1] Radespiel R., Rossow C. and Swanson R.C. *Efficient Cell-Vertex Multigrid Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Equations*. AIAA Journal, Vol.28, No.8, pp.1464-1472 (1990).

[2] Atkins H. *A Multi-Block Multigrid Method for the Solution of the Euler and Navier-Stokes Equations*. AIAA 91-0101 (1991).

[3] Rossow C.C. *Efficient Computation of Inviscid Flow Fields Around Complex Configurations Using a Multi-Block Multigrid Method*. Fifth Copper Mountain Conference on Multigrid Methods, Colorado, USA (1991).

[4] Redeker, G., Müller, R., Ashill, P.R., Elsenaar, A., Schmitt, V. *Experiments on The DFVLR-F4 Wing-body Configuration in Several European Windtunnels* AGARD-FDP Symposium, paper Nr.2, Naples (1987)

[5] Longo J.M.A. *Viscous Transonic Flow Simulation Around a Transport Aircraft Configuration*. Proceeding of the DGLR Jahrestagung (1992), 189-196.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dipl.-Ing. M. Lühmann

Institution Deutsche Aerospace Airbus GmbH
EF 10

Adresse Hünefeldstr. 1-5
D-2800 Bremen 1

Telefon 0421/538 44 99
Telefax 0421/538 33 20

weitere Partner Dr.-Ing. Stefan Rill, Msc.
Dr. Klaus Becker

Thema

Verbesserung der Ergebnisgenauigkeit von Euler-Verfahren

Ausgangssituation

Zur Berechnung transsonischer 3-D-Strömungen wird bei der Deutsche Aerospace Airbus GmbH das Verfahren MELINA eingesetzt, das Strömungsvorgänge auf der Basis der Navier-Stokes oder Euler-Gleichungen beschreibt. Wird der Euler-Modus gewählt, so werden zunächst keine Reibungseffekte berücksichtigt. Der Vorteil gegenüber dem Navier-Stokes Verfahren liegt hierbei in der verkürzten Rechenzeit sowie in der einfacheren Netzgenerierung.
Bisher standen als Verfahren zur Reibungssimulation im Euler-Modus Verfügung das Entwölbungskonzept und das Aufdickungskonzept zur Verfügung.
Es zeigte sich, daß es hiermit möglich ist, Reibungseffekte auf dem tragenden Teil, dem Flügel, in das Euler-Verfahren einzubringen. Beim Aufdickungskonzept blieb bislang der Nachlauf hinter dem Flügel unberücksichtigt.

Ziel

Behandlung des Nachlaufes im Verfahren der nicht-iterativen Kopplung.

Lösungsweg

2-dimensionale Untersuchungen mit dem potentialtheoretischen Verfahren zeigten, daß durch eine Nachlaufberücksichtigung eine Verbesserung der Strömungssimulation zu erwarten ist. Bei einer Rechnung mit Nachlauf tritt eine Anhebung des Hinterkantendruckes sowie eine Annäherung der Druckverteilung im Bereich der Profilhinterkante im Vergleich zur Rechnung ohne Nachlauf ein.
Im Verfahren der nicht-iterativen Kopplung, d.h. einer Euler-Rechnung am aufgedickten Profil, werden vergleichbare Effekte durch eine Berücksichtigung des Nachlaufes erwartet.
Die Simulation der Grenzschicht erfolgt im Euler-Verfahren, indem das Ergebnis einer zuvor vorgenommenen potentialtheoretisch gekoppelten Rechnung zur Ermittlung der Grenzschichtinformationen dient. Mit der hiermit ermittelten Grenzschichtverdrängungsdicke wird die original Profilkontur aufgedickt. Es entsteht eine neue Profilkontur, mit der die Verdrängungswirkung der Grenzschicht berücksichtigt wird. Während der anschließenden Euler-Rechnung wird von dieser neuen Profilkontur ausgegangen. Dabei werden die Grenzschichtdaten als exakt angenommen und während des gesamten Iterationsvorganges unverändert gelassen. Die Form der Kopplung wird aus diesem Grund als nicht-iterativ bezeichnet.
Der wesentliche Vorteil dieser nicht-iterativen Kopplung liegt im 3-Dimensionalen. Dabei sollen folgende Vereinfachungen in der Ermittelung der Grenzschicht vorgenommen werden.

> Die Grenzschichtsimulation erfolgt nur für einzelne Elemente einer Konfiguration. Dabei wird die Grenzschichtsimulation dort vorgenommen, wo eine hohe Ergebnisgenauigkeit gefordert wird bzw. wo ein entscheidender Grenzschichteinfluß erwartet wird. Dies ist z.B. der Flügel und das Höhenleitwerk beim Transportflugzeug.
>
> Die Strömung wird auf den tragenden Teilen als lokal weitgehend 2-Dimensional bzw. schiebend angenommen. Somit ist es möglich, durch schnittweise (schiebende) Rechnungen die Grenzschichtverdrängungswirkung zu bestimmen.

Mit dem Euler-Verfahren werden anschließend die 3-dimensionalen Effekte der Außenströmung erfaßt.

Ergebnisse

Zunächst konnte anhand von 2-Dimensionalen Untersuchungen festgestellt werden, daß eine hohe Übereinstimmung zwischen dem Ergebnis der für die Grenzschichtsimulation notwendigen potentialtheoretisch gekoppelten Rechnung und der anschließenden Euler-Rechnung erzielt werden. Es wurden Untersuchungen für verschiedene Nachlauflängen vorgenommen. Dabei zeigte sich, daß es ausreicht, die Nachlaufkontur nur bis zu einer begrenzten Länge zu berücksichtigen. Eine Kontur mit einer größeren Länge hat keinen weiteren sichtbaren Einfluß auf das Ergebnis in Form der Druckverteilung und des Auftriebsbeiwertes. Eine Nachlauflänge von 10% der geamten Profillänge stellte sich als ausreichend heraus.
Die 3-dimensionalen Untersuchungen auf der Basis eines 2-dimensionalen gekoppelten Verfahrens zur Bestimmung der Grenzschicht durchgeführt. Es zeigten sich hierbei im konkreten Anwendungsfall verschiedene Vorteile gegenüber den bisher eingesetzten Verfahren. Das 2-dimensionale Verfahren ermöglicht eine Nachlaufermittelung; es kann somit eine 3-dimensionale Verdrängungskontur für den Nachlauf erstellt werden. Die Begrenzung der Länge wird hier, ebenso wie bei den 2-dimensionalen Untersuchungen, auf 10% der lokalen Tiefe festgesetzt. Bild 1 zeigt hierzu die cp-Verteilungen für eine 3D Flügel-Rumpf-Konfiguration. Es wird ein Vergleich zwischen Messung und einer Euler-Rechnung ohne sowie mit 10% Nachlauf vorgenommen. Festzustellen ist bereits eine hohe Übereinstimmung des Euler-Ergebnisses ohne Nachlauf mit der Messung. Wird zusätzlich die Rechnung auf eine begrenzte Nachlaufverdrängungskontur ausgedehnt, so zeigt sich eine Verbesserung der Druckverteilung im Flügelhinterkantenbereich.

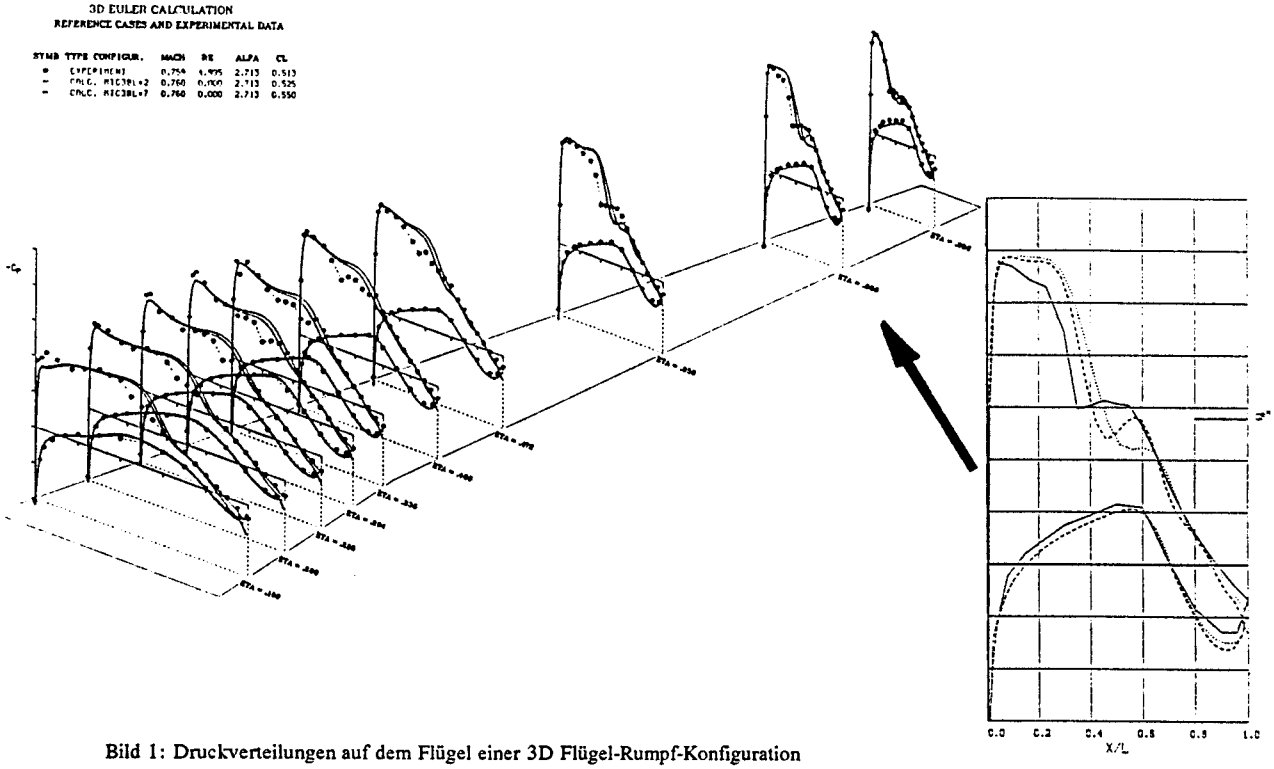


Bild 1: Druckverteilungen auf dem Flügel einer 3D Flügel-Rumpf-Konfiguration

——— Messung
- - - - - - Euler-Rechnung mit aufgedickter Profilkontur
..... Euler-Rechnung mit aufgedickter Profilkontur und einer 10% igen Nachlaufkontur

Literatur

Rill, S.; Becker, K.: "Simulation of Transonic Inviscid Flow over a Twin Jet Transport Aircraft", AIAA - Paper 91-0025

Becker, K.:"Interactive Algebraic Mesh Geneneration for Twin Jet Transport Aircraft", Poc. 3rd Int. Conf. Num. Meth. Grid Generation, Barcelona, June 1991.

weiteres Vorgehen

Verbesserte Darstellung der Nachlaufkontur, Übergang auf das Ausströmkonzept.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel groβer Streckung

Ansprechpartner de Mattos, MSc, Prof.Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse Pffafenwaldring 21 7000 Stuttgart 80

Telefon (0771) 685-3401
Telefax (0771) 685-3438

weitere Partner

Thema Numerischer inverser Entwurf von transsonischen Flügeln

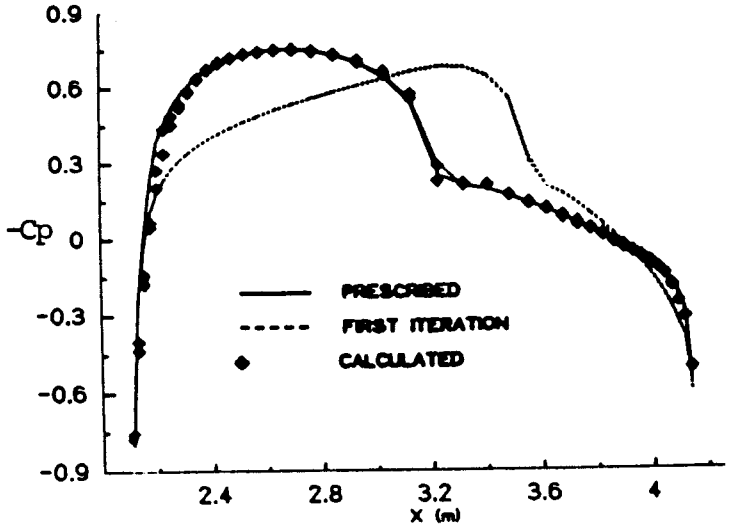
Ausgangssituation Obwohl mehere Arbeiten verschiedener Forscher vorliegen, haben die derzeitigen Methoden mehrere Einschränkungen. Einige können nur stoβfreie Geometrien mit schlechten Off-Design-Eigenschaften entwerfen und andere sind nicht in der Lage, geometrische Randbedigung vorzuschreiben. Unter dem Gesichtspunkt der Optimierungsmethoden kann die vorgeschriebene Druckverteilung nur nach erst langen Rechnungzeiten annährend erreicht werden.

Ziel Entwicklung einer Technik, die eine vorgeschriebene Druckverteilung im Feld in der Nähe des Flügels ermöglicht.

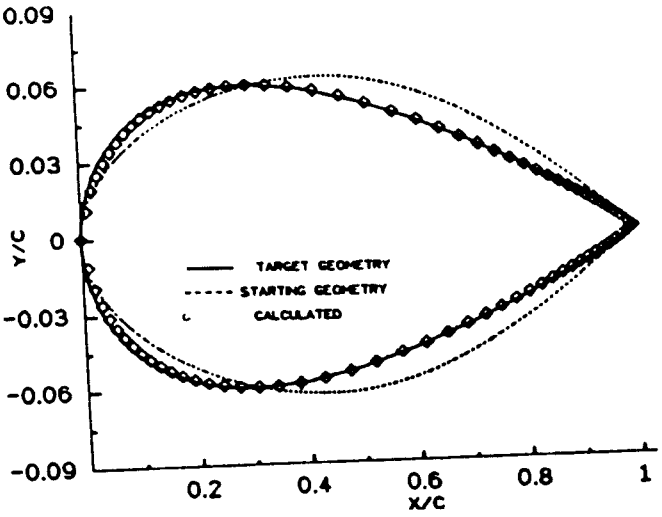
Lösungsweg Die gegenwärtige Methode zum Flügel-Entwurf nimmt an, daβ die Potentialbeiwerte in Schichten in der Nähe der Flügelgeometrie aus dem vorigen Interationsschritt übernommen werden, so daβ keine Kontrolle über die Strömung im Feld möglicht ist. Die neue Technik soll durch ein iteratives Verfahren die Strömngsgröβern in den benachbarten Schichten entsprechend der erwünschten Eigenschaften ändern, so daβ, z.B., der Überschall-Umschlag um die Geometrie gesteuert werden kann.

Ergebnis

C_p distribution for the MSJ planform without twist at the kink station ($M_\infty = 0.83, \alpha = 0°$).



Designed and original geometries for Case I at the kink station ($M_\infty = 0.83, \alpha = 0°$).



Literatur

de Mattos, B.S., and Wagner,S. , "Numerical Design of Transonic Wings in Curvilinear Coordinates," *Proceedings of DGLR annual Meeting*, Bremen, Germany, Nov. 1992, pp. 197-205.

de Mattos, B.S., Wagner, S., Azevedo, J.L.F., "Transonic Profile Design in Curvilinear Coordinates Using an Approximate Factorization Algorithm," *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*, Vol. 16, No. 4, August 1992.

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr.-Ing. Stefan Rill MSc.

Institution Deutsche Aerospace Airbus GmbH, EF 10

Adresse Hünefeldstr. 1-5 **Telefon** 0421/538 4499
D-2800 Bremen 1 **Telefax** 0421/538 3320

weitere Partner Dr. Klaus Becker

Thema Strömungssimulation komplexer Konfigurationen mit Hilfe von Euler und Navier-Stokes Verfahren

Ausgangssituation

Bei der Deutschen Aerospace Airbus wurde das 3D Euler- und Navier-Stokes Verfahren MELINA basierend auf Arbeiten der DLR in Braunschweig entwickelt. Bereits seit einigen Jahren spielt das MELINA-Verfahren im aerodynamischen Entwurfsprozess von dreidimensionalen Geometrien eine vitale Rolle, (1) (2). Erst kürzlich wurde das Programm zu einem Navier-Stokes Verfahren ausgebaut. Validierungs- sowie erste Produktionsrechnungen zeigen gute bis hervorragende Ergebnisse.

Ziel

Bereitstellung einer Methode zur Analyse dreidimensionaler, reibungsbehafteter Strömungen für komplette Flugzeuge

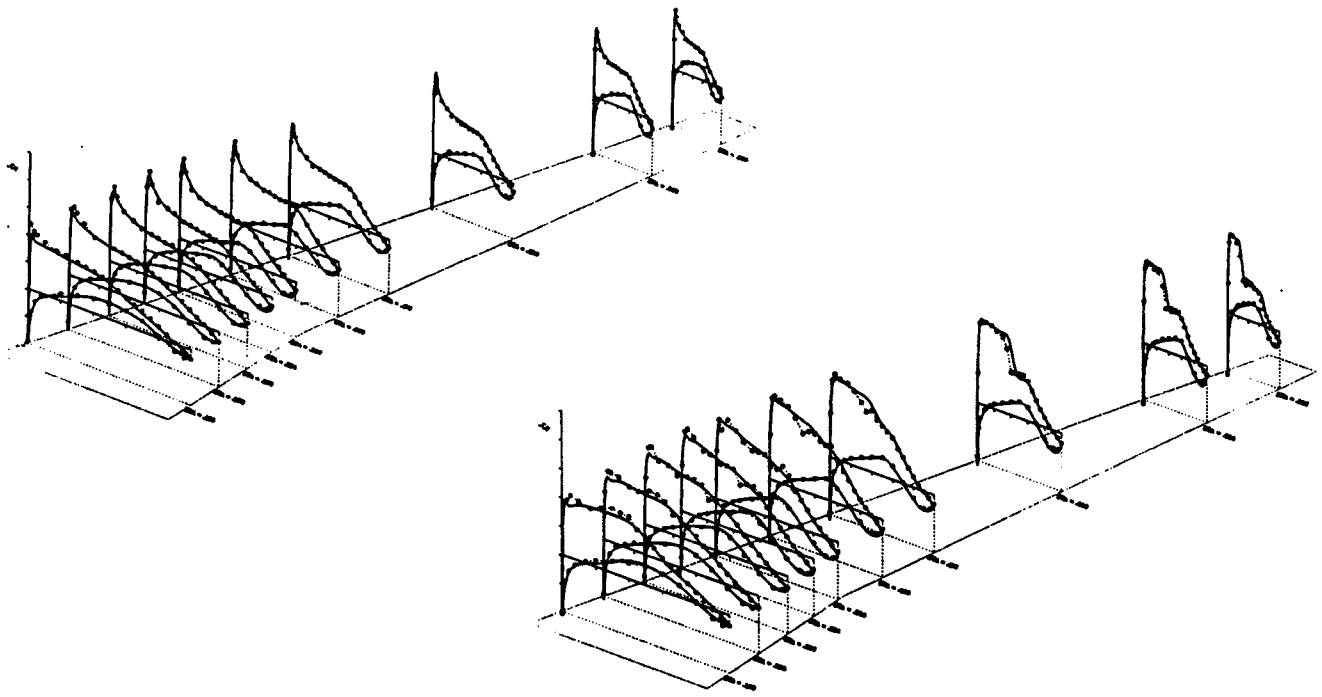
Lösungsweg

Einige wesentliche Eigenschaften des MELINA-Verfahrens:

- Euler- bzw. NS-Gleichungen in konservativer Form
- Finite Volumendiskretisierung (unterstützt Multi-Block Netze)
- Jameson-Typ Dissipation zweiter und vierter Ordnung
- Lokale Verfeinerung mittels Sub-Block Technik
- Besonders enge Kopplung zwischen benachbarten Netzblöcken
- 5-Schritt Runge-Kutta Zeitschrittverfahren, mit diversen Beschleunigungstechniken
- Mehrgitter-Beschleunigung
- Thin-Layer-Approximation der viskosen Terme
- Baldwin-Lomax Turbulenz Modell (Johnson-King in Arbeit)

Ergebnisse

Resultate aus der Validierungsphase der NS-Option von MELINA am Beispiel des F4-Modells zeigen hervorragende Übereinstimmung mit experimentellen Ergebnissen, (3). Die hier vorgestellten Bilder präsentieren die Druckverteilungen auf dem Flügel einer Flügel/Rumpf-Kombination eines modernen Transportflugzeug-Entwurfs bei unterkritischen Bedingungen und im Transsonik. In den Darstellungen werden die Navier-Stokes Ergebnisse mit den experimentellen Druckverteilungen verglichen. Die Rechnungen sind mit dem Baldwin-Lomax Modell ohne laminare Anlaufstrecke durchgeführt worden.



Literatur

(1) Rill, S.; Becker, K.: " Simulation of Transonic Inviscid Flow over Twin Jet Transport Aircraft", Journal of Aircraft, Vol. 29, No. 4, 1992, pp. 640-646.

(2) Greff, E.; Becker, K.; Karwin, M.; Rill, S.: "Integration of high bypass ratio engines on modern transonic wings for regional aircraft", The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, Jan. 1993.

(3) Rill, S.; Becker, K.: "Numerical Flow Simulation for Complete Aircraft", in Proceedings of Supercomputing Europe '93 Conference, Utrecht, Holland, 1993.

Weiteres Vorgehen

Ausdehnung der Navier-Stokes Simulationen mit MELINA auf komplexere Konfigurationen in Richting auf komplette Transportflugzeuge

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner C.-C. Rossow, A. Ronzheimer, R. Rudnik

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig **Telefon** 0531/395-2178

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema Numerische Studie der Interferenzeffekte von zwei- und vierstrahligen Transportflugzeugen

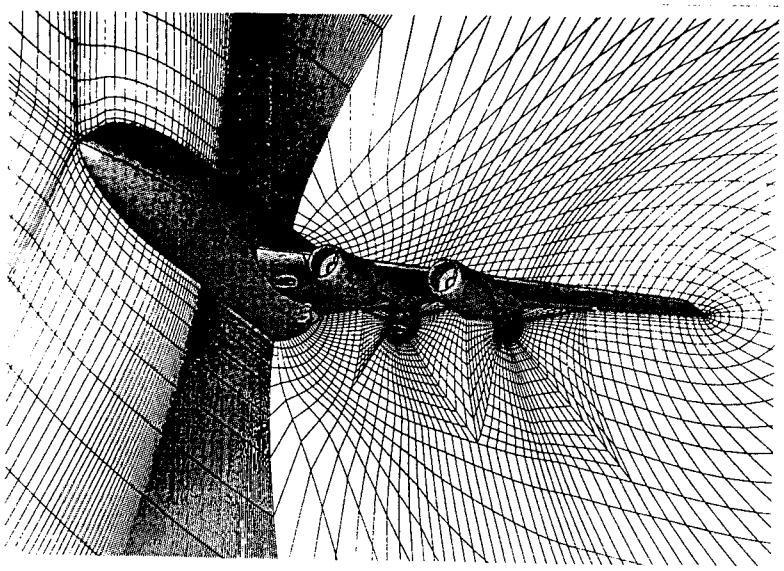
Ausgangssituation Die Bedeutung der Triebwerksintegration bei Transportflugzeugkonfigurationen wird zum einen durch die Einführung moderner Hochbypass Triebwerke bestimmt. Andererseits erfordert aber auch die für Langstreckenflugzeuge übliche Mehrfachanordnung von Triebwerken ein grundlegendes Verständnis der Triebwerks-Zellen Interferenz.

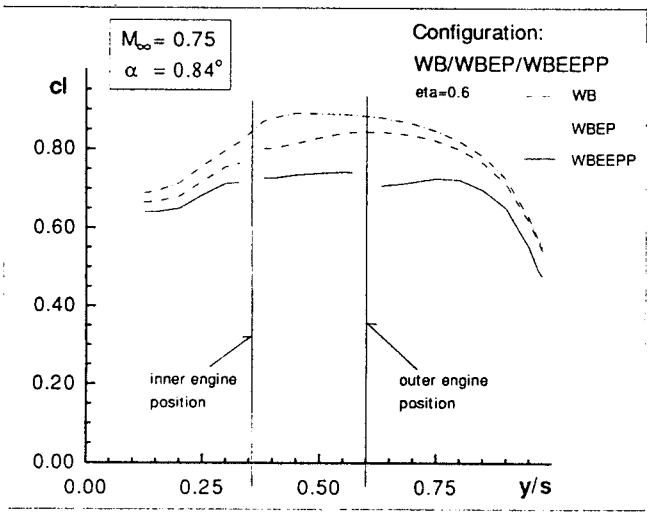
Ziel Ziel der Arbeit ist es, die Interferenzphänomene an einer vierstrahligen Transportflugzeugkonfiguration durch Berechnung der reibungsfreien Umströmung auf Basis der Lösung der Euler-Gleichungen zu untersuchen.

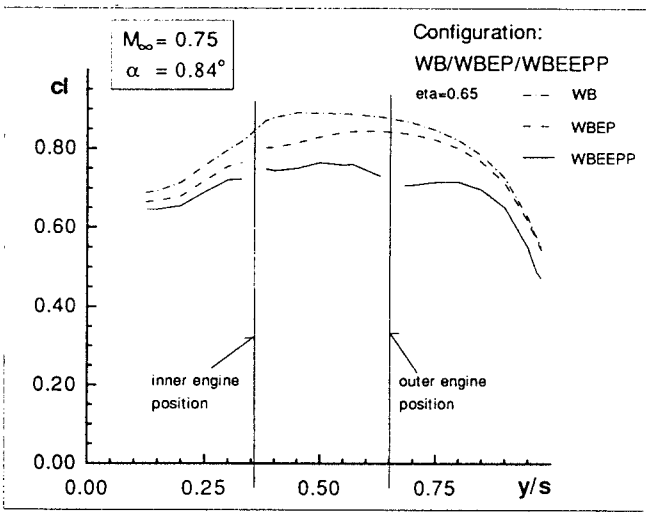
Lösungsweg Im Rahmen der theoretischen Untersuchungen zum Interferenzeinfluß der Mehrfachanordnung von Triebwerken an Transportflugzeugen wurde der DLR-Netzgenerator zur Erzeugung blockstrukturierter Netze um zweistrahlige Konfigurationen zur Behandlung einer vierstrahligen Konfiguration erweitert. Diese Erweiterung wurde dergestalt vorgenommen, daß die Triebwerkspositionen variiert werden können, um den Einfluß der Position auf die Interferenzeinflüsse abschätzen zu können. Die Berechnung der Umströmung erfolgt mit dem DLR-Euler-Verfahren CEVCATS. Hierbei wird die Simulation der Triebwerksströmung mittels spezieller Randbedingungen in der Fan-Ein- und Austrittsebene sowie in der Kerntriebwerksaustrittsebene realisiert. Obwohl sich die Untersuchungen nur auf reibungsfreie Strömungsfelder beschränken, können die wesentlichen Interferenzwirkungen qualitativ gut abgeschätzt werden, wie bereits in früheren Arbeiten für zweistrahlige Konfigurationen gezeigt worden ist. In dieser Arbeit wird zur Beurteilung der Interferenzeffekte sowohl die triebwerkslose als auch die zweistrahlige Konfiguration herangezogen.
Als Basiskonfiguration dient das DLR-ALVAST Windkanalmodell, mit dem bereits experimentelle und numerische Untersuchungen zur Antriebsintegration vorgenommen wurden. Die vierstrahlige Konfiguration ergibt sich aus der zweistrahligen ALVAST-Konfiguration durch Hinzufügen eines weiteren, außen liegenden Triebwerks. Der Abstand des äußeren Triebwerks zum inneren Triebwerk ist zunächst willkürlich festgelegt worden und entspricht der Entfernung zwischen innerem Triebwerk und Rumpf.

Ergebnis

Es sind die Ergebnisse von Strömungsrechnungen für einen Reiseflugfall ($Ma_\infty = 0.75$, $\alpha = 0.84°$) dargestellt. Anhand der spannweitigen Auftriebsverteilungen wird deutlich, daß sich bei der vierstrahligen Konfiguration im Vergleich zur zweistrahligen und triebwerkslosen Konfiguration ein weiterer erheblicher Auftriebsverlust einstellt. Eine Vergrößerung des spannweitigen Triebwerksabstandes führt zu einer Verminderung der Auftriebsverluste.







Literatur

(1) C.-C. Rossow, A. Ronzheimer, R. Rudnik: Numerische Studie der Interferenzeffekte von zwei- und vierstrahligen Transportflugzeugkonfigurationen. DGLR Jahrestagung Bd. 3 ,Bremen 1992.

(2) C.-C. Rossow, A. Ronzheimer: Multi-Block Grid Generation around Wing-Body-Engine-Pylon Configurations. Third International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and Related Fields, Barcelona 1991.

(3) C.-C. Rossow, J.-L. Goddard, H. Hoheisel, V. Schmitt: Investigations of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration. AIAA/SAE/ASME/ASEE, 28th Joint Propulsion Conference, Nashville, Tennessy 1992, AIAA 92-3097.

weiteres Vorgehen

Zur Lösung der Navier-Stokes Gleichungen werden um die einzelnen Komponenten hochauflösende C-Netze eingebettet.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. D. Schwamborn

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon 0551-709-2271
Telefax 0551-709-2446

weitere Partner TU Berlin, DA, RAE, CFD norway, Cerfacs, CASA

Thema

Validierung von Navier-Stokes Codes unter Bezug auf die Turbulenzmodellierung für Flügelumströmungen.

Das 1990 begonnene BRITE/EURAM Projekt "EUROVAL" (Validation of CFD Codes) wurde abgeschlossen. Die Ergebnisse werden als Buch [1] herausgegeben, wobei sich ein Kapitel des Buches mit den Arbeiten zum DLR F5 Flügel beschäftigt [2].

Das Rechennetz, das in der letzten Phase der Arbeiten von allen Partnern verwendet werden sollte, wurde von der DLR erstellt und hat 209 x 41 x 33 Gitterpunkte. Das Bild zeigt eine mit dem DLR ViB-Code (Viscous Blockstructured Code) erzeugte Lösung. Einige Partner haben jedoch auf eigenen möglichst ähnlichen Netzen gerechnet, wobei z.B. das Oberflächennetz auf dem Flügel beibehalten wurde. Insgesamt waren 7 Partner beteiligt, von denen einer nur Eulerlösungen betrachtete, während jeweils 3 Partner diverse Navier-Stokes bzw. Grenzschichtlösungen auf verschiedenen Netzen oder mit verschiedenen Turbulenzmodellen lieferten. Trotz der relativ heterogenen Datenmenge und dem weitgehenden Fehlen von experimentellen Daten konnten an den Vergleichen wesentliche Erkenntnisse gewonnen werden.

Die von den Partnern in diesem Projekt geleistete Arbeit muß als einer von vielen Schritten zur Validierung von Verfahren und Turbulenzmodellen für Flügelumströmungen gesehen werden. Es konnte unter anderem gezeigt werden, daß selbst bei relativ geringer Stoß-Grenzschicht Wechselwirkung der Eulerverfahren alleine nicht geeignet sind, die Stoßlage und damit die Druckverteilung auch nur einigermaßen wiederzugeben. Allerdings erlauben sie einen leichteren Einblick in den Einfluß der numerischen Dämpfung.

Bei dem Navier-Stokes Verfahren scheint diese Dämpfung auf den feineren Netzen eher geringen Einfluß zu haben, während die Behandlung der Transition und geringe Unterschiede im Turbulenzmodell eher zu größeren Unterschieden führen. Die Modelle, die gewisse Nichtgleichgewichtseffekte oder zumindest den lokalen Druckgradienten berücksichtigen, zeigten deutliche qualitative und quantitative Unterschiede zum Baldwin/Lomax Modell, reagierten aber aufgrund des nun moderaten Einflusses des turbulenten Transports insgesamt ähnlich.

Die Grenzschichtverfahren, deren Lösungen auf der Vorgabe der Druckverteilung aus einer Navier-Stokes Lösung basierten, erlaubten die Erzeugung von Grenzschichtdaten mit guter Auflösung und den Vergleich zu den Navier-Stokes Lösungen. Dabei zeigte sich bezogen auf die relativ geringe Auflösung der letzteren Verfahren trotz der vorhandenen Streuung eine erstaunlich gute Übereinstimmung der Ergebnisse beider Verfahrensgruppen.

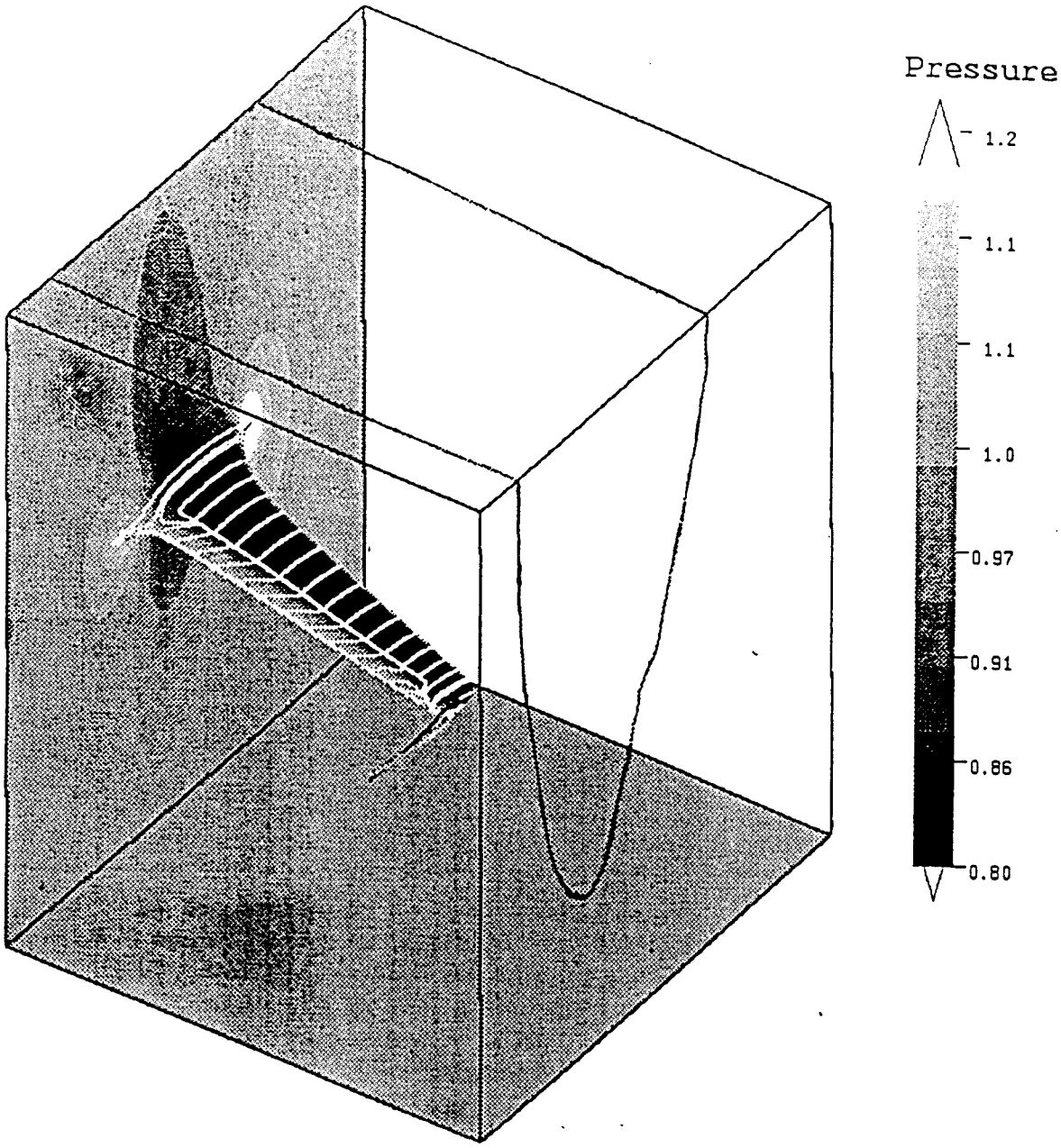


Bild DLR-F5-Flügel im Windkanal mit Druckverteilung, Wandstromlininen und Flügelspitzenwirbel

Literatur

[1] Haase, W., Brandsma, F., Elsholz, E., Leschziner, M., Schwamborn, D. (editors), *EUROVAL - A European Initiative on Validation of CFD-Codes*. Erscheint als: Notes on Numerical Fluid Mechanis, Vol.??, Vieweg, 1993.

[2] Schwamborn, D., *The DLR F5 Wing Test Case*. In: [1] .

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. W. Send	
Institution	DLR-Institut für Aeroelastik	
Adresse	Bunsenstraße 10, W-3400 Göttingen	**Telefon:** 0551/709-2387 **Telefax:** 0551/709-2862
Weitere Partner	Prof. Dr. H. Försching, Dr. R. Voß	

Thema Berechnung der Luftkräfte an Tragflächen und Triebwerkgondeln für aeroelastische Stabilitätsuntersuchungen

Ausgangssituation

Für theoretische Untersuchungen der Flatterstabilität von Konfigurationen Flügel mit Triebwerk ist zunächst eine Datenbasis erstellt worden, die die Luftkräfte der Triebwerkgondel als dünnen Ringflügel in inkompressibler Strömung enthält.
Auf dieser Basis sind die Stabilität der Gondel selbst sowie die Kombination Gondel mit Flügel untersucht worden. Als Freiheitsgrade der Bewegung sind Flügelbiegung und -torsion betrachtet worden, die sich auch auf das mit dem Flügel verbundene Triebwerk auswirken. Dabei ist die wechselseitige Beeinflussung von Gondel und Tragfläche zunächst nicht berücksichtigt. Der Algorithmus gestattet aber sowohl die Lösung des Umströmungsproblems für Körper endlicher Dicke, als auch die Einbeziehung des wechselseitigen Einflusses (Interferenzwirkung) und die Entwicklung der Lösung bis in den hohen Unterschall hinein (etwa Ma=0.6).

Ziel

Als nächstes Ziel wird die Erstellung einer Datenbasis für den Ringflügel endlicher Dicke angestrebt, die auch den Unterschallbereich abdeckt. Mit diesen Daten und den Druckverteilungen eines 3D-Flügels (Airbus A320) sollen das Stabilitätsverhalten eines Flügels mit Triebwerk erneut systematisch untersucht werden. Der Einfluß der Interferenz soll dabei ebenfalls theoretisch und experimentell untersucht werden.
Durch Einbeziehung eines weiteren Triebwerks (Konfiguration Airbus A340) soll der Einfluß zweier Triebwerke auf die Flügelstabilität im Unterschall dargestellt werden. Auf der Basis solcher systematischen Befunde sind in der Arbeitsgruppe gezielte Einzeluntersuchungen im transsonischen Bereich unter Verwendung von Luftkräften aus der numerischen Integration der Eulergleichung geplant.

Lösungsweg

Ausgangspunkt für die Beschaffung der instationären Druckverteilungen, damit auch der Kräfte und Momente am Flügel und an der Gondel, ist ein Panelverfahren höherer Ordnung, das die Wirbeldichte auf der Körperoberfläche und im Nachlauf als stetige Funktion der Schwingungsformen wiedergibt. Der Vorzug des Verfahren ist, daß räumliche Körper wie 3D-Tragflächen und Triebwerkgondeln keine Beschänkungen in ihrer Geometrie erfahren, wenn man von der grundsätzlich unterstellten Annahme absieht, daß die infinitesimal dünne Grenzschicht der Körperkontur vollständig folgen kann.
Die Einbeziehung der Kompressibilität erfolgt iterativ aufgrund der fundamentalen Eigenschaft der Strömung, daß jede Umströmung im inkompressiblen Fall bereits eine von der Grundgeschwindigkeit bestimmte Quelldichte im Fluid hervorruft. Die Quelldichte ihrerseits wirkt - wie die Wirbeldichte - auf das Profil zurück und verlangt hierdurch eine erneute Lösung des Umströmungsproblems, die auf eine nunmehr von der Machzahl abhängige Druckverteilung führt. Die veränderte Lösung ruft eine wiederum veränderte Quelldichte hervor, bis die Lösung konvergiert ist.

Ergebnisse

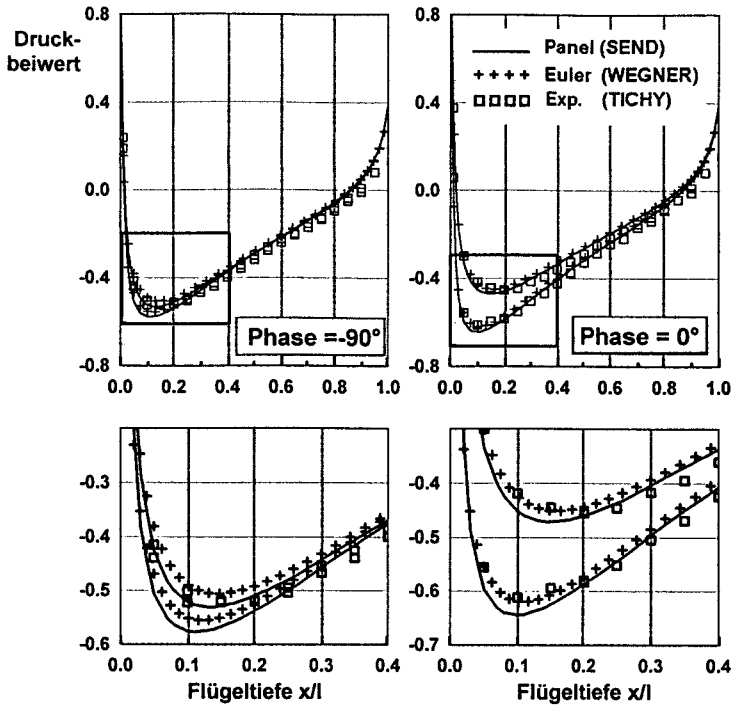
Die dargestellten ersten Erfahrungen zeigen, daß das Iterationsverfahren selbst bei hohen Machzahlen innerhalb weniger Schritte konvergiert. Außerhalb des Bereichs transsonischer Effekte ergeben sich gute Übereinstimmungen sowohl mit experimentellen Ergebnissen, als auch mit theoretischen Rechnungen. Die dargestellte Druckverteilung eines NACA 0012 Profils bei Ma=0.6 ist eines der ersten Ergebnisse mit dem neuen Verfahren und bislang noch nicht publiziert worden.

Die Auftragung im Zeitbereich ist auf das Ergebnis der Eulerrechnung ausgerichtet. Ebenso liegen die Ergebnisse im Frequenzbereich vor, in dem sie zunächst ermittelt worden sind. Die Integration der Quelldichte ist auf dem gleichen Netz ausgeführt worden, mit dem der umgebende Raum auch für die dargestellte Eulerrechnung diskretisiert worden ist. Auch wenn diese Integration nicht notwendig auf einem auch für numerische Integration geeigneten Netz ausgeführt werden muß, so hat diese Möglichkeit den Vorteil, daß bei komplizierteren Konfigurationen, wie etwa Flügel mit Triebwerk, ein- und dieselbe Netzgenerierung verwendet werden kann.

Eine wesentliche Voraussetzung für das skizzierte Verfahren ist, daß die Quelldichte in unmittelbarer Nähe des Profils, wo ihr Einfluß am größten ist, in stetiger Weise von der erzeugenden Wirbeldichteschicht dargestellt werden kann. Es genügt also nicht, nur an ausgewählten Punkten auf dem umströmten Körper über eine Lösung zu verfügen, da die Integration der Quelldichte auf wesentlich kleineren Raumunterteilungen basiert, als es die Lösung des Umströmungsproblems auf dem Profil erfordert.

It.	Ma	re ($c_N/2\pi$)	im ($c_N/2\pi$)
0.	0.0	0.7295	+0.07319
1.	0.6	0.8345	-0.01255
2.	0.6	0.8376	-0.03630
3.	0.6	0.8352	-0.03965
4.	0.6	0.8346	-0.03980
5.	0.6	0.8345	-0.03974
6.	0.6	0.8345	-0.03973
.....			
(E)	0.6	0.8136	-0.03690

Iterationsverhalten für Profil NACA 0012
bei Drehschwingung um l/4-Achse;
α_S= 0°, ω^*=0.25.
Zum Vergleich Eulerrechnung (E).



Literatur

TICHY, L., Transsonische Strömungen an einem schwingenden Profil und dessen Einfluß auf die Flattergrenze. Dissertation TU München, 1992; auch erschienen als DLR-FB 92-08.

WEGNER, W., Vollständige Riemannlösung der ein- und zweidimensionalen Euler-Gleichungen. Dissertation TU München 1992; auch erschienen als DLR-FB 92-34.

FÖRSCHING, H.; von DIEST, K., Flutter stability of annular wings in incompressible flow. J. of Fluids and Structures, **5**, 47-67, 1991

FÖRSCHING, H.; SENFT, A., A parametric study of the aeroelastic stability of a binary wing-with-engine nacelle flutter system in incompressible flow. ZFW **16** (1992) 77-87

SEND, W., Forces and Moments of an Engine Nacelle. In: Proceedings of the European Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 1989, DGLR Bericht 89-1, 159-168, Bonn 1989.

SEND, W., Flutter Characteristics of the Interfering Wing and Engine Nacelle Determined from their Mean Aerodynamic Powers. In: Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics 1991, DGLR Bericht 91-6, 329-338, Bonn 1991.

SEND, W., The Mean Power of Forces and Moments in Unsteady Aerodynamics. ZAMM **72** (1992) 2, 113-132

CARSTENS, V., Two Dimensional Elliptic Grid Generation for Airfoils and Cascades. DFVLR-FB 88-82.

Weiteres Vorgehen

Für einen profilierten Ringflügel ist ein ebenes Netz erzeugt worden, das durch Rotation die 3D-Geometrie zur Berechnung der Druckverteilung im Unterschall liefert. Mit Hilfe der für eine größere Zahl von reduzierten Frequenzen noch zu erzeugenden Datenbasis werden die voranstehend beschriebenen Flatteruntersuchungen wiederholt und mit den Ergebnissen für inkompressible Strömung verglichen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. R. Voß	
Institution	DLR-Institut für Aeroelastik	
Adresse	Bunsenstraße 10, W-3400 Göttigen	**Telefon:** 0551/709-2411 **Telefax:** 0551/709-2862
Weitere Partner	Dr. V. Carstens, Dr. W. Wegner, Institut für Aeroelastik	

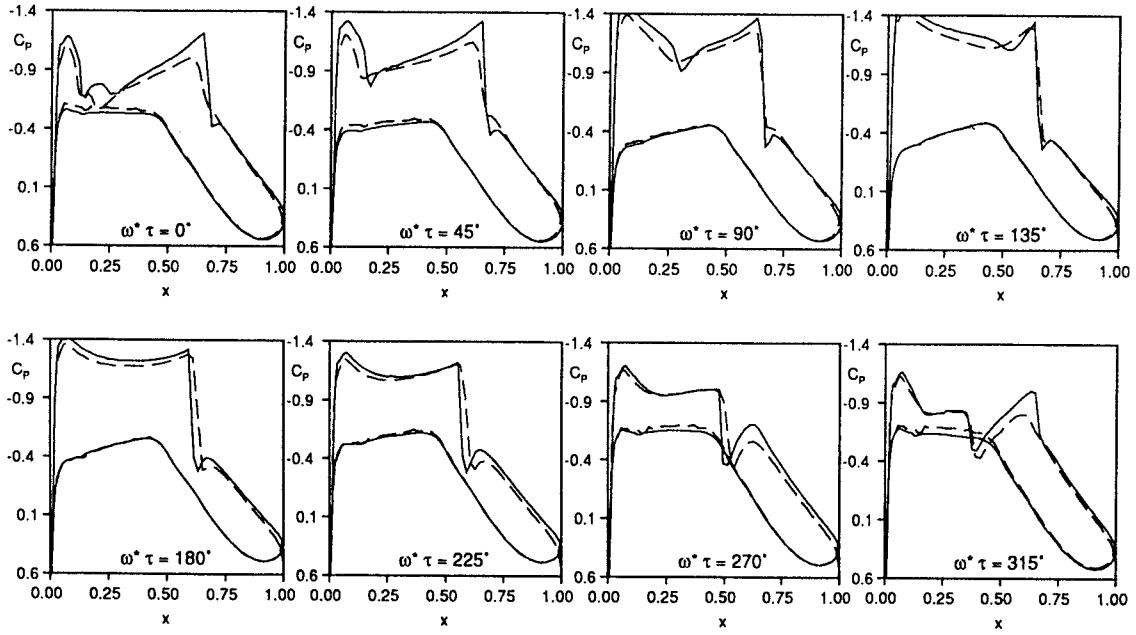
Thema Zeitgenaue CFD-Verfahren für inststionäre transsonische Strömungen um schwingende Tragflügel für aeroelstische Anwendungen

Ausgangssituation :
Genaue und detaillierte aeroelastische Berechnungen für moderne Verkehrsflugzeuge im transsonischen Geschwindigkeitsbereich mit auftretenden instationären Verdichtungsstößen und Ablösung erfordern die direkte Kopplung zeitgenauer CFD-Verfahren mit der strukturdynamischen Rechnung im Zeitbereich. Daher wurden in den vergangenen Jahren in der Arbeitsgruppe Instationäre Aerodynamik des Instituts für Aeroelastik zeitgenaue transsonische Verfahren, zunächst für schwingende Flügelprofile, und zwar verschiedene Euler-upwind Verfahren sowie ein konservatives Full-Potential Verfahren mit Entropiekorrektur entwickelt. Sie wurden intensiv validiert und auch untereinander verglichen. Für die Netzgenerierung steht ein selbstentwickelter schneller und sehr flexibler elliptischer 2D Netzgenerator zur Verfügung. Entsprechend den elastischen Flügelschwingungen kann man damit auch die Netze zeitlich verformen.

Ziel :
Die zweidimensionalen Verfahren sollen für elastisch schwingende 3 D Tragflügel sowie für Triebwerksgondeln erweitert werden, später auch für Flügel mit Triebwerken. Die Verfahren (Euler und Full Potential) sollen untereinander und an Messungen, sowie im Unterschallbereich auch an den gleichzeitig in der Gruppe entwickelten kompressiblen Panelverfahren getestet werden und bei der direkten aeroelastischen Simulation zum Einsatz kommen.

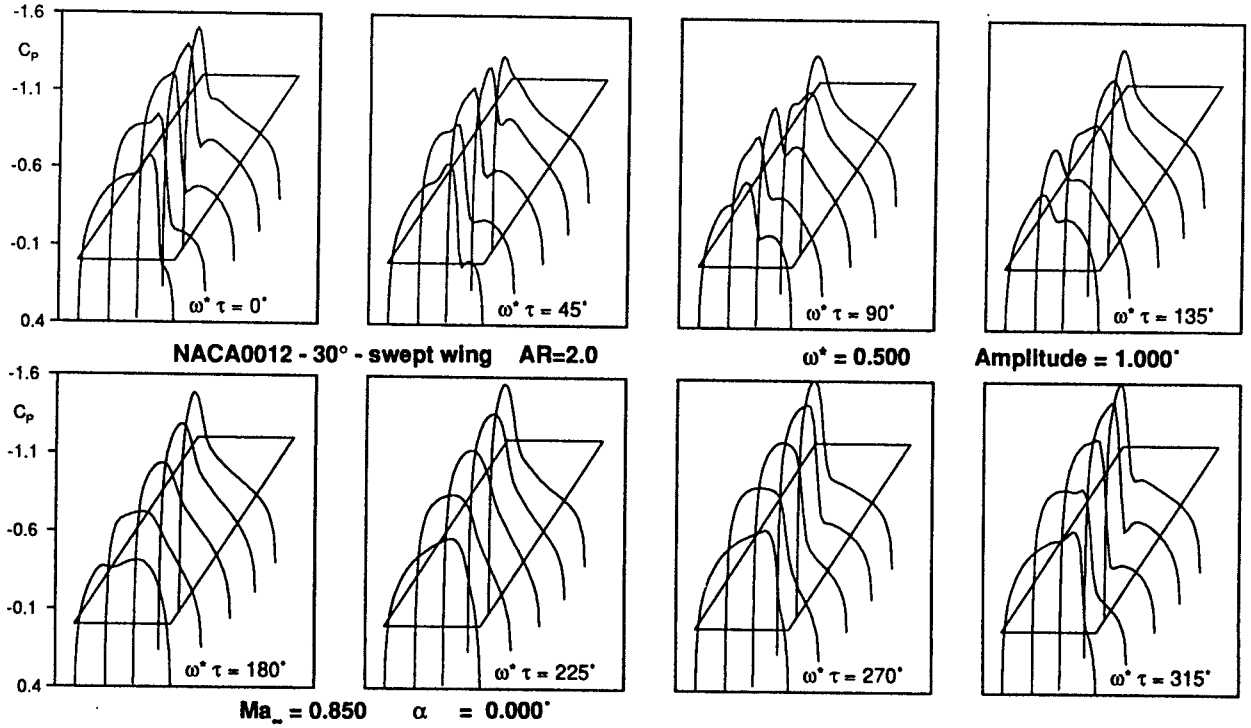
Lösungsweg :
Wegen der Notwendigkeit oft mehrere Schwingungen bis zum periodischen Einschwingen der Lösung zeitgenau zu rechnen steigt der Rechenaufwand gegenüber stationären CFD-Verfahren erheblich an, zumal dort benutzte Methoden der Konvergenzbeschleunigung nicht übertragbar sind. Daher wird Wert auf implizite Verfahren gelegt. Da 2D Full Potential und Euler-Verfahren i. allg. recht gute Übereinstimmungen zeigten, wurde zunächst das schnellere Potentialverfahren (derzeit noch ohne Entropiekorrektur) für schwingende 3 D Tragflügel erweitert. Als Rechnennetz wurden bisher CH-Netze benutzt, die schnittweise in Spannweitenrichtung aus zweidimensionalen elliptischen C-Netzen erzeugt wurden. Daneben wird eine schnelle flexible elliptische 3 D Netzgenerierung angestrebt, als Basis dafür liegt ein algebraischer 3D Netzgenerator vor.

Ergebnisse : Vergleiche zwischen Euler und Full Potential Verfahren zeigen auch bei transsonischen Strömungen um schwingende superkritische Profile mit ausgeprägter Stoßdynamik (vgl. 1.Bild) recht gute Übereinstimmung, solange die Verdichtungsstöße nicht zu stark sind. Erste Testrechnungen mit dem 3D Full Potential Verfahren zeigen, daß das Verfahren auch komplizierte 3D Stoßbewegungen erfassen kann (nahezu harmonische Bewegung an der Flügelspitze, kompliziertere Stoßbewegung am Innenschnitt, 2.Bild).



NLR7301-airfoil
Ma_∞ = 0.721 α = -0.190°
Oscillatory pitching motion about x=0.400 axis

ω* = 0.500 Amplitude = 2.000°
Euler
Full Potential



NACA0012 - 30° - swept wing AR=2.0
ω* = 0.500 Amplitude = 1.000°
Ma_∞ = 0.850 α = 0.000°
Oscillatory pitching motion about x=0.600 axis
Unsteady Full Potential Calculation

Literatur

CARSTENS, V., Two Dimensional Elliptic Grid Generation for Airfoils and Cascades. DFVLR-FB 88-32.

VOSS, R.; CARSTENS, V., Computation of Unsteady Transonic Flows Around Oscillating Airfoils Using Full Potential and Euler Equations. DGLR-Bericht 89-01, S. 51-64.

VOSS, R.; WEGNER, W., Comparison of Euler and Full Potential Methods for Unsteady Transonic Flow Calculations. AGARD CP 507, S. 8.1 - 8.17 (1992)

WEGNER, W., Vollständige Riemannlösung der ein- und zweidimensionalen Euler-Gleichungen. Dissertation TU München 1992; auch erschienen als DLR-FB 92-34.

Weiteres Vorgehen : Das 3D Full Potential Verfahren soll weiter validiert werden, eine instationären Grenzschichtkopplung ist geplant. Eines der Euler-upwind Verfahren wird für 3D Tragflügel und für Triebwerksgondeln erweitert. Ein flexibler und schneller elliptischer 3D Netzgenerator ist zu entwickeln.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. R. Voß	
Institution	DLR–Institut für Aeroelastik	
Adresse	Bunsenstraße 10, W–3400 Göttigen	**Telefon:** 0551/709–2411 **Telefax:** 0551/709–2862
Weitere Partner	Prof. Shuquan Lu, Nanjing Aeronautical Institute, VR China	

Thema Berechnung instationärer transsonischer Luftkräfte an Tragflächen und Triebwerksgondeln mit Feldpanelverfahren

Ausgangssituation

Für die theoretische Untersuchung der Flatterstabilität von Tragflügeln im transsonischen Geschwindigkeitsbereich sind eine Vielzahl von instationären Luftkraftberechnungen für variable Machzahlen, Frequenzen und verschiedene elastische Schwingungsformen nötig. Daher wurde am Institut für Aeroelastik als Alternative zu den rechenaufwendigen zeitgenauen CFD–Verfahren ein sog. Feldpanelverfahren entwickelt. Dieses löst die zeit= linearisierte TSD (Transonic Small Disturbance)–Gleichung für harmonisch schwingende 3D Tragflügel bei kleinen Schwingungsamplituden. Das Umströmungsproblem wird dabei aufgespalten in einen stationären Anteil (beschrieben durch die nichtlineare stationäre TSD Gleichung) und in eine diesem überlagerte instationäre Störströmung. Letztere wird durch eine lineare komplexe DGL beschrieben, deren räumlich variable Koeffizienten durch das stationäre Strömungsfeld bestimmt werden. Ihre numerische Lösung erfolgt iterativ mit einem Feldpanelverfahren. Dabei wird die instationäre transsonische Störströmung durch Dipole auf der Skelettfläche des Flügels und der instationären Nachlauffläche und durch Quellen im Außenraum beschrieben. Das stationäre (oder mittlere) Strömungsfeld, das als Eingabe benötigt wird, kann entweder durch eine stationäre CFD–Rechnung oder durch Extrapo= lation gemessener stationärer Oberflächendrücke ins Feld hinein bereitgestellt werden.

Ziel

Das Feldpanelverfahren soll auf geometrisch komplexere Konfigurationen (Flügel mit Trieb= werksgondeln, winglets) erweitert werden. Danach soll es am Beispiel des "Aeroelastischen Modellflügels" (A340–Modell) mit und ohne Triebwerksgondeln durch Vergleich mit gemessenen transsonischen Druckverteilungen und Flattergrenzen validiert werden.

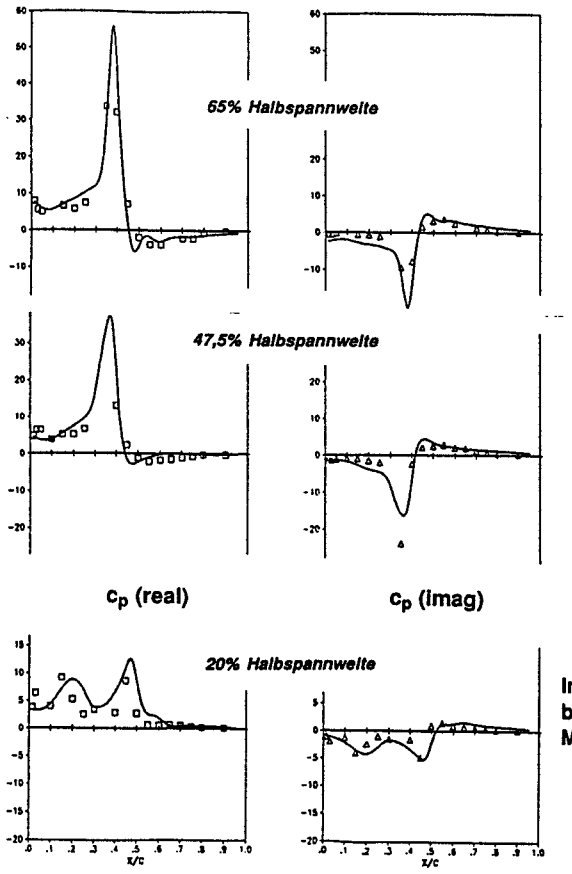
Lösungsweg

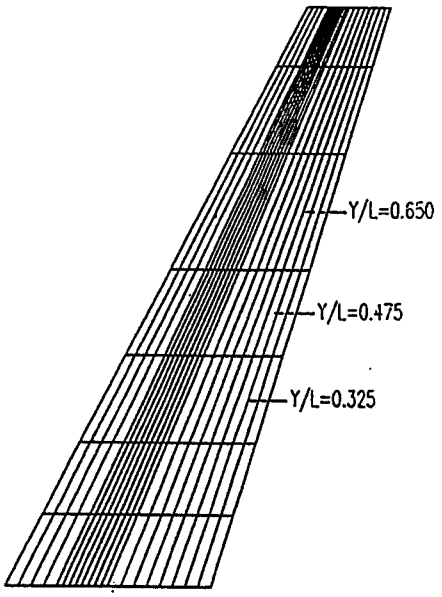
Da bei mehreren auftriebserzeugenden Komponenten die nötige Berücksichtigung der Nachlaufflächen das Verfahren numerisch sehr verkompliziert, wurde es modifiziert.
Es wurde auf der Basis des Beschleunigungspotentials umformuliert. Die so entstandene Transsonische Doublet Lattice Methode (TDLM) löst dieselbe Grundgleichung (zeitlineare TSD) wie das alte Verfahren. Neben einigen Unterschieden bei den Einflußintegralen entfällt

jetzt aber vor allem die explizite Berücksichtigung der Nachlaufflächen. Dadurch wurden u.a. verbessertes Konvergenzverhalten und erhöhte Genauigkeit der Lösung bei gleichblei= bend niedrigen Rechenzeiten erzielt.

Ergebnisse

Das neue Verfahren wurde zunächst an verschiedenen Einzeltragflügeln getestet. Als Bei= spiel sind instationäre Druckverteilungsrechnungen am superkritischen LANN-Flügel mit Messungen verglichen. Die stationäre Eingabelösung wurde hier aus stationären gemesse= nen Oberflächendrücken und durch Extrapolation ins Feld hinein gewonnen. Für die nume= rische Lösung wurde das Feld in 20x7 Panels auf dem Flügel und in 20x7x8 Volumenele= mente diskretisiert. Das Rechengebiet erstreckt sich dabei soweit in den Raum, daß lokale Überschallgebiete gut miteingeschlossen werden. Die Resultate stimmen gut mit den Meß= ergebnissen überein, besonders die Druckspitzen an Orten oszillierender Verdichtungs= stöße werden gut wiedergegeben. Eine Rechnung benötigt ca. 10 min auf einer IBM3090.





Instationäre Druckverteilung (1.Harmonische) am LANN-Flügel (Oberseite) bei harmonischen Drehschwingungen um eine Drehachse in 60% Wurzelflügeltiefe Ma = 0.820, α = 0.600° ***(links: Realteil, rechts: Imaginärteil des inst. Druckbeiwerts)***

Instationäre Druckverteilungen am LANN-Flügel.
Transonische Doublet-Lattice-Methode (TDLM) und Messungen.

Literatur

LU, S.; VOSS,R., TDLM - A Transonic Doublet Lattice Method for 3D Potential Unsteady Transonic Flow Calculation. DLR-FB 92-25

Weiteres Vorgehen

Das entwickelte Verfahren wird weiter durch Anwendung bei transsonischen Flatterrech= nungen und Vergleich mit entsprechenden Windkanalmessungen zunächst für Einzeltrag= flügel getestet. Dabei ist die Eingabe der nötigen stationären Lösung noch zu verbessern (Benutzung stationärer Navier-Stokes Rechnungen oder Vollst. Potentialtheorie mit Grenz= schichtkopplung), da die Feldextrapolation recht ungenau sein kann. Schließlich soll das Verfahren auf Flügel mit Triebwerksgondeln erweitert und mit Messungen am schwingenden Ringflügel sowie am Aeroelastischen Modellflügel mit 2 Triebwerken getestet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dipl.-Ing. G. Wichmann

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig **Telefon** 0531/395-2443

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Interferenz bei kompressibler Strömung

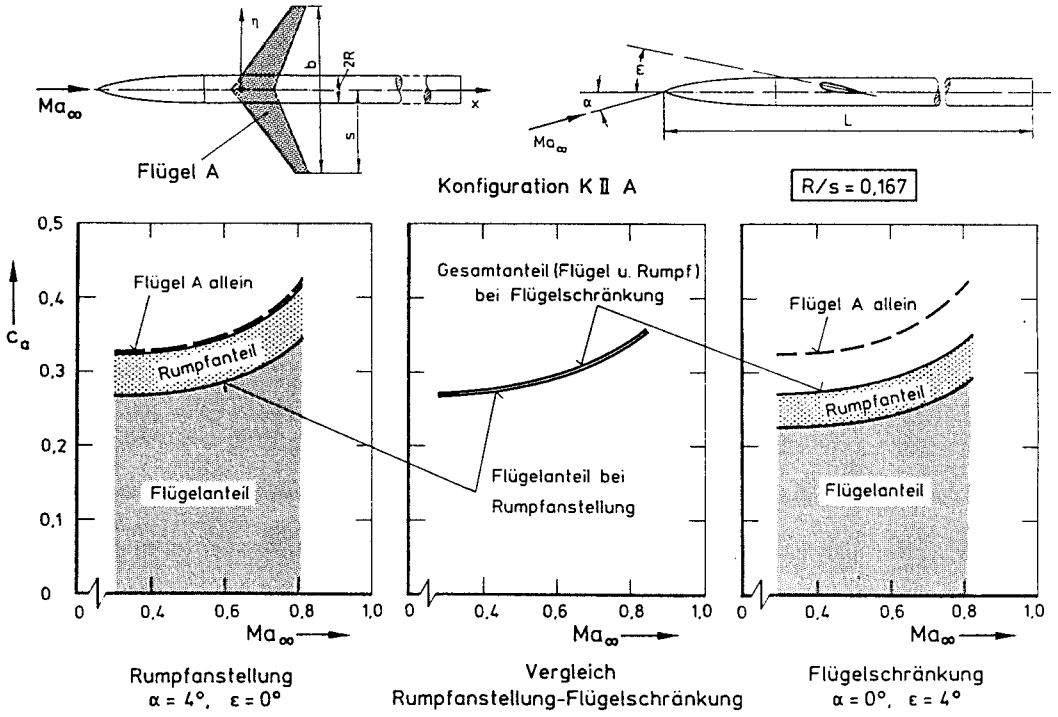
Ausgangssituation Im inkompressiblen Geschwindigkeitsbereich existiert eine Vielzahl experimenteller und theoretischer Untersuchungen, in denen die grundlegenden Effekte der Flügel-Rumpf-Interferenz herausgearbeitet wurden. Mit Hilfe moderner Methoden, wie Euler- und Navier-Stokes-Verfahren, sind bis heute sehr genaue Einzellösungen um Flügel-Rumpf-Konfigurationen erzielt worden, die jedoch keine Aussagen über die Gesetzmäßigkeiten der Flügel-Rumpf-Interferenz zulassen. Dieser Umstand ist auf einen Mangel an systematischen Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Interferenz vor allem im kompressiblen Geschwindigkeitsbereich zurückzuführen.

Ziel Es besteht daher die Zielsetzung, diesen Mangel zu beseitigen. Insbesondere ergibt sich die Notwendigkeit zur Erlangung detaillierter Kenntnisse über die Interferenzeinflüsse auf Druck- und Auftriebsverteilungen von Flügel und Rumpf, die sich im Hinblick auf eine optimale Auslegung von Verkehrsflugzeugen im hohen Unterschall als sehr bedeutsam erweisen.

Lösungsweg Die hier vorgestellten Untersuchungen wurden mit Hilfe eines Verfahrens zur Berechnung von dreidimensionalen Strömungsfeldern, basierend auf der Lösung der Euler-Gleichungen (DLR CEVCATS Code) durchgeführt, das die Behandlung des kompletten Strömungsproblems um komplexe Flügel-Rumpf-Konfigurationen mit der korrekten Berechnung von eingebetteten Überschallfeldern mit Verdichtungsstößen bei transsonischen Anströmungsbedingungen erlaubt. Die zur Anwendung des Eulerverfahrens notwendigen Rechennetze wurden mit Hilfe eines Netzgenerierungsverfahrens erzeugt, das auf der Lösung eines elliptischen Gleichungssystems beruht. Anhand eines einfachen Prinzipmodells einer Flügel-Rumpf-Anordnung wurden die numerischen Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Interferenz durchgeführt, wobei der Rumpfdurchmesser, die relative Hochlage des Flügels und die Machzahl der Anströmung variiert wurde.

Ergebnis

Bei der gegenseitigen Beeinflussung von Flügel und Rumpf einer Konfiguration großer Streckung (induzierter Anstellwinkel klein) mit gegebener Flügelzirkulation wird festgestellt, daß der Auftrieb des unter dem Einfluß des angestellten Rumpfes (Rumpfanstellungsfall) stehende Flügel nahezu von gleicher Größe ist wie der Gesamtauftrieb einer Konfiguration mit Nullanstellung des Rumpfes (Flügelschränkungsfall). Wie die Darstellung zeigt, gilt dieser Sachverhalt im gesamten betrachteten Machzahlbereich (siehe Bild unten). Die Ergebnisse der Untersuchungen zeigen weiter, daß die Druck- und Auftriebsverteilungen von Flügel und Rumpf durch die folgenden Effekte beeinflußt werden: Strömungsverzögerung verursacht im rumpfnahen Flügelbereich, Mitteneffekt beim Pfeilflügel im Bereich der Flügel-Rumpf-Verschneidung, angestellten Rumpf (zusätzliche Anstellwinkelverteilung), Änderung der Streckung mit Variation des Rumpfdurchmessers bei konstanter Halbspannweite des Flügels (bei Flügelschränkung ist dieser Einfluß klein) und nicht angestellten Rumpf bei Flügelschränkung (Senkung des gesamten Auftriebsniveaus; Nullverwindungseffekt). Bei Variation der Flügelhochlage beeinflussen folgende Effekte die Druck- und Auftriebsverteilungen: Staupunktverlagerung und Änderung der Übergeschwindigkeiten auf der Flügelkontur ausgehend vom Flügel-Rumpf-Übergangsbereich. Bei der Variation der Machzahl stellt sich heraus, daß das Auftriebsverhältnis gebildet aus dem Anteil des Rumpfauftriebes und dem Gesamtauftriebsbeiwert der Konfiguration (Flügel und Rumpf) näherunsweise unabhängig von der Machzahl ist.



Literatur

(1) Wichmann, G.: Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Interferenz durch Anwendung eines Eulerverfahrens für kompressible Strömungen. Dissertation TU Braunschweig, 1993.

weiteres Vorgehen

Ausweitung der Untersuchungen hinsichtlich der Bestimmung des Interferenzwiderstandes

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Stephan M. Hitzel

Institution DORNIER Luftfahrt GmbH
Theoretische Strömungsmechanik BF30

Adresse Friedrichshafen, Postfach 1303

Telefon 07545-8-2159
Telefax 07545-8-4411

weitere Partner IEPG TA-15,DASA-LME,DLR

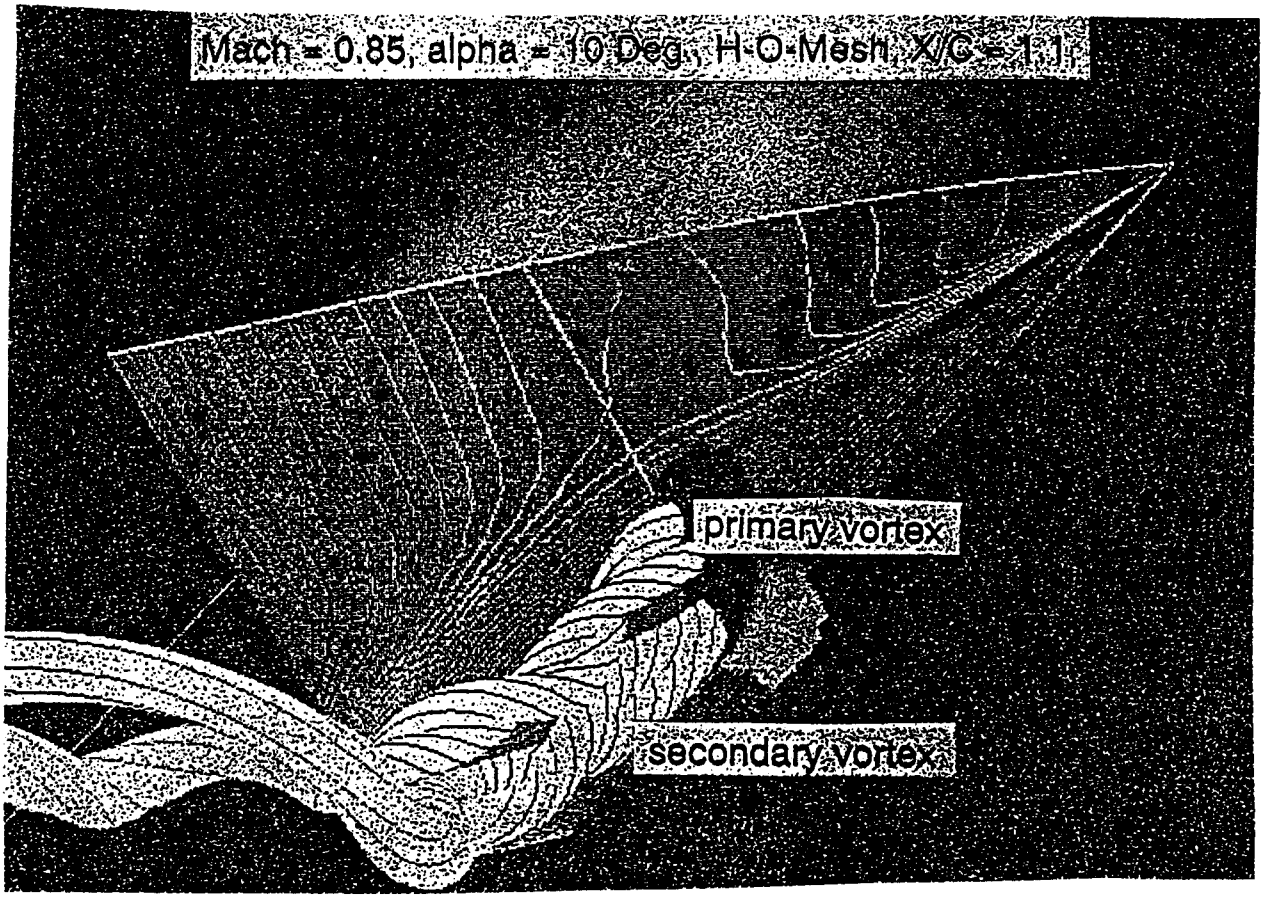
Thema **Simulation kompressibler, turbulenter Strömung um Flügel kleiner Streckung**

Ausgangssituation Common Exercise "Navier-Stokes" der IEPG TA-15

Ziel Das Problem der Simulation der abgelösten Vorderkantenwirbelströmung wird mit der Lösung der kompressiblen, Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen angegangen.

Lösungsweg Die Lösung wird mit einem "Finite Volumen" Verfahren in einem zellzentrierten Schema bestimmt. Die in der Zeit hyperbolischen Gleichungen werden mit einem Mehrschrittverfahren unter Verwendung der Mehrgittermethode gelöst. Das System der Gleichungen wird mit Hilfe eines algebraischen Turbulenzmodells geschlossen. Dieses Modell basiert auf der Vorgehensweise von Balwin & Lomax wobei die Besonderheiten der Bedingungen der abgelösten Wirbelströmungen geeignete Modifikationen erforderlich machen. Hierbei wird die Problematik der Skalierung des Längenmaßes bzw. der Dissipationsrate der turbulenten Strömung eingangen. Erste Versuche mit einem höherwertigen 2-Gleichungsmodell werden ebenfalls vorgestellt und diskutiert.

Ergebnis Es werden sub- und transsonische Fälle im mittleren und hohen Anstellwinkelbereich gezeigt und sowohl bzgl. der aerodynamischen Kräfte sowie strömungstechnischer Details diskutiert. Anhand der Darstellung der Y+-Verteilung als auch in einem Vergleich der numerischen und physikalischen Dissipation wird eine umfassende Bewertung der Simulation der Vorderkantenwirbelströmung um Flügel kleiner Streckung versucht. Das beiliegende Bild zeigt die Lösung eines Strömungsfalles bei Mach = 0.85, alpha = 10 Grad



Literatur Vortrag STAB-Symposium Nov. 1992

weiteres Vorgehen Fortsetzung IEPG TA-15

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse Bienroder Weg 3
3300 Braunschweig

Telefon 0531/391-2972
Telefax 0531/391-5952

weitere Partner Dipl.-Ing. A. Brümmer Telefon 0531/391-2975

Thema Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschallflugkörpern im Niedergeschwindigkeitsbereich

Ausgangssituation Für Hyperschallflugzeuge ist der Langsamflug in der Start- und Landephase besonders kritisch. Der Strömungszustand ist bei großen Anstellwinkeln gekennzeichnet durch Ablösung an den Vorderkanten von Flügel und Leitwerk in Form von Wirbeln. In Abhängigkeit vom Anstellwinkel und vom Schiebewinkel verändern diese Wirbel ihre Lage und Struktur [1-3]. Sie sind für die häufig bei schlanken Flügel-Rumpf-Kombinationen im Bereich großer Anstellwinkel auftretende Roll- und Gierinstabilität verantwortlich. Schlanke Flügel-Rumpf-Anordnungen benötigen daher Seitenleitwerke, deren Wirkungsweise in der abgelösten Strömung auf der Flügeloberseite noch nicht hinreichend untersucht worden ist.

Ziel Bei den Untersuchungen soll ein Grundverständnis über die Wirkungsweise von Seitenleitwerken und Steuerflächen an schlanken Flügeln gewonnen werden. Zusätzlich sollen aerodynamische Daten für Hyperschallfluggeräte im Langsamflugbereich erarbeitet werden. Die Daten sollen für die Validierung von aerodynamischen Berechnungsverfahren sowie für flugmechanische Untersuchungen herangezogen werden.

Lösungsweg Zum Verständnis der Strömungsphysik und des Einflusses geometrischer Parameter wird ein einfaches Prinzipmodell untersucht, bei dem an einem schlanken Plattenflügel Seitenleitwerke von verschiedener Größe in unterschiedlicher Lage angebracht werden. Als Grundlage für flugmechanische Berechnungen wird eine anwendungsnahe Konfiguration (ELAC-1) herangezogen. Bei den Windkanaluntersuchungen werden Sechskomponenten-, Druckverteilungs-, und Strömungsfeldmessungen durchgeführt. Qualitativ wird die Strömung unter Einsatz der Laser-Lichtschnitt-Methode und mit Hilfe von Anstrichverfahren sichtbar gemacht. Die Messungen werden von theoretischen Untersuchungen begleitet, bei denen ein Wirbelleiterverfahren benutzt wird. Mit diesem Verfahren können die Einflüsse von Seitenleitwerken und Klappenanordnungen besonders leicht erfaßt werden.

Ergebnis

Für das Prinzipmodell liegen umfangreiche Sechskomponentenmessungen vor [2]. Bild 1 zeigt ein typisches Ergebnis der Druckverteilungsmessungen und des Verlaufs der Wandstromlinien am Prinzipmodell mit zwei Seitenleitwerken, die bei der halben Halbspannweite angeordnet sind. Die Seitenleitwerke arbeiten in einer vom Flügelwirbel induzierten Auswärtsströmung, die ihrerseits zur Ausbildung eines Wirbels auf der Außenseite des Leitwerks führt. Derartige Ergebnisse liegen für verschiedene Leitwerksanordnungen bei unterschiedlichen Anstellwinkeln und Schiebewinkeln vor [3].

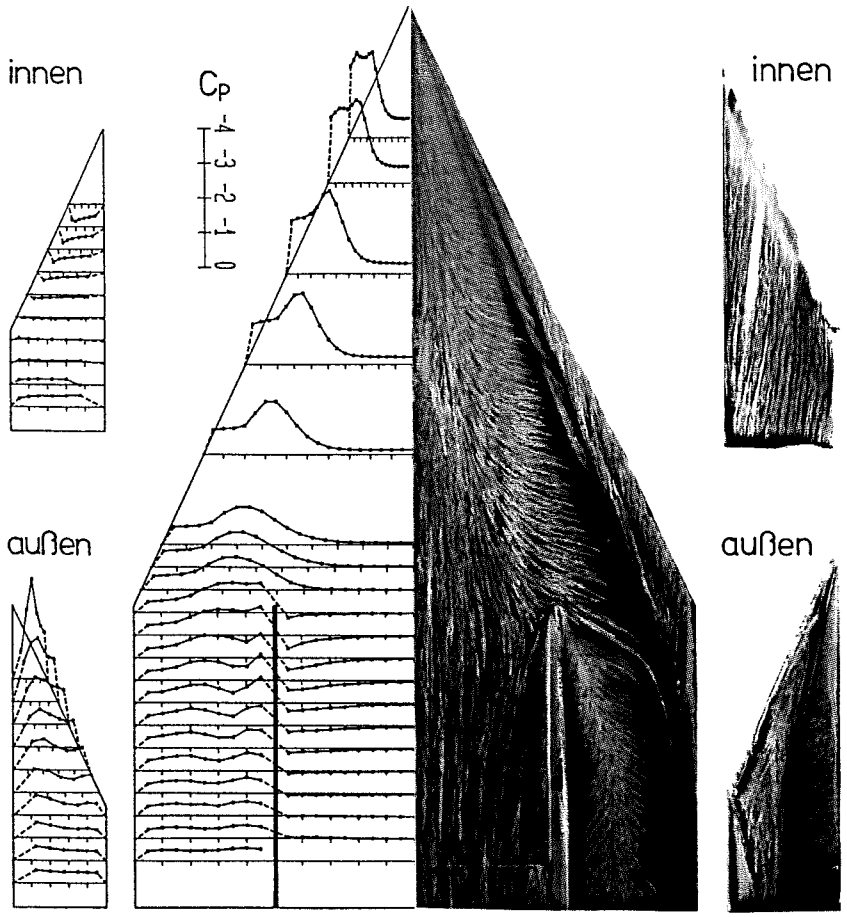


Bild 1 : Druckverteilung und Strömungsverlauf an der Konfiguration (KH) bei α = 20°, β = 0° (Anstrichbilder der Seitenleitwerke vergrößert).

Literatur

[1] D. Hummel: Documentation of separated flow for computational fluid dynamics validation. AGARD CP-437 (1988), Vol. 2, P 15-1 to P 15-24.

[2] A. Brümmer, D. Hummel: Low-speed aerodynamic characteristics of a slender wing with vertical fins. 3rd Aerospace Symposium Braunschweig 1991.

[3] A. Brümmer, D. Hummel: Aerodynamische Eigenschaften eines schlanken Flügels mit Seitenleitwerken im Niedergeschwindigkeitsbereich. Jahrbuch 1992 der DGLR, Bd. 1, 227 - 236.

weiteres Vorgehen

Als anwendungsnahe Konfiguration wird das Modell ELAC-1 im Windkanal vermessen.

Datum

13.01.93

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse Bienroder Weg 3
3300 Braunschweig

Telefon 0531/391-2972
Telefax 0531/391-5952

weitere Partner Dipl.-Ing. A. Bergmann Telefon 0531/391-2975

Thema Interferenzeffekte bei Entenanordnungen

Ausgangssituation Die Interferenz zwischen Entenleitwerk und Flügel bei symmetrischer Strömung wird derzeit im Grundsatz verstanden. Ein offener Teilaspekt ist die Wirbelstruktur im Bereich zwischen Leitwerk und Flügel. Für praktische Anwendungen ist der Einfluß des Rumpfes sowie der Fall unsymmetrischer Anströmung von großem Interesse.

Ziel Es sollen detaillierte Einblicke in die Struktur der Wirbelsysteme von Flügel, Leitwerk und Rumpf sowohl bei symmetrischer als auch bei unsymmetrischer Strömung gewonnen werden. Darüberhinaus sollen die Auswirkungen des Strömungsverlaufs auf die Druckverteilung und die aerodynamischen Beiwerte ermittelt werden. Es werden Daten bereitgestellt, die bei der Validierung von Verfahren der numerischen Aerodynamik benötigt werden.

Lösungsweg Die früher untersuchte Delta-Konfiguration mit einem scheibenförmigen Rumpf [1] wurde mit einem rotationssymmetrischen Rumpf [2] ausgerüstet. An diesem Modell wird die Leitwerkslage relativ zum Flügel systematisch variiert, um die Wirbelinterferenz gezielt zu beeinflussen und günstige Steuerungsstrategien zu entwickeln. Im 1,3 m Windkanal des Instituts werden Kraftmessungen, Druckverteilungsmessungen und Laser-Lichtschnitt-Untersuchungen über den Strömungsverlauf bis zu großen Anstellwinkeln und mäßigen Schiebewinkeln durchgeführt. Die Untersuchungen über die Wirbelstruktur zwischen Entenleitwerk und Flügel werden am deutschen VFE-Originalmodell (VOMO) mit Hilfe der LDA-Meßtechnik vorgenommen.

Ergebnis Die Strömung im Leitwerkswirbel erfährt im Bereich der Hinterkante des Leitwerks eine starke Verzögerung. Etwa in der Mitte zwischen Leitwerk und Flügel ist die Geschwindigkeit im Wirbelzentrum am kleinsten, siehe Bild 1. Danach setzt unter der Wirkung des Flügels

Ergebnis

eine Wiederbeschleunigung der Wirbelströmung ein, wobei jedoch nicht mehr die ursprünglich vorhandenen Geschwindigkeitsbeträge erreicht werden. Die Messungen der Schwankungsgeschwindigkeiten zeigen, daß die Wirbelströmung vorübergehend instationären Charakter annimmt. Es liegt also ein lokal begrenztes Aufplatzen des Leitwerkswirbels vor [3].

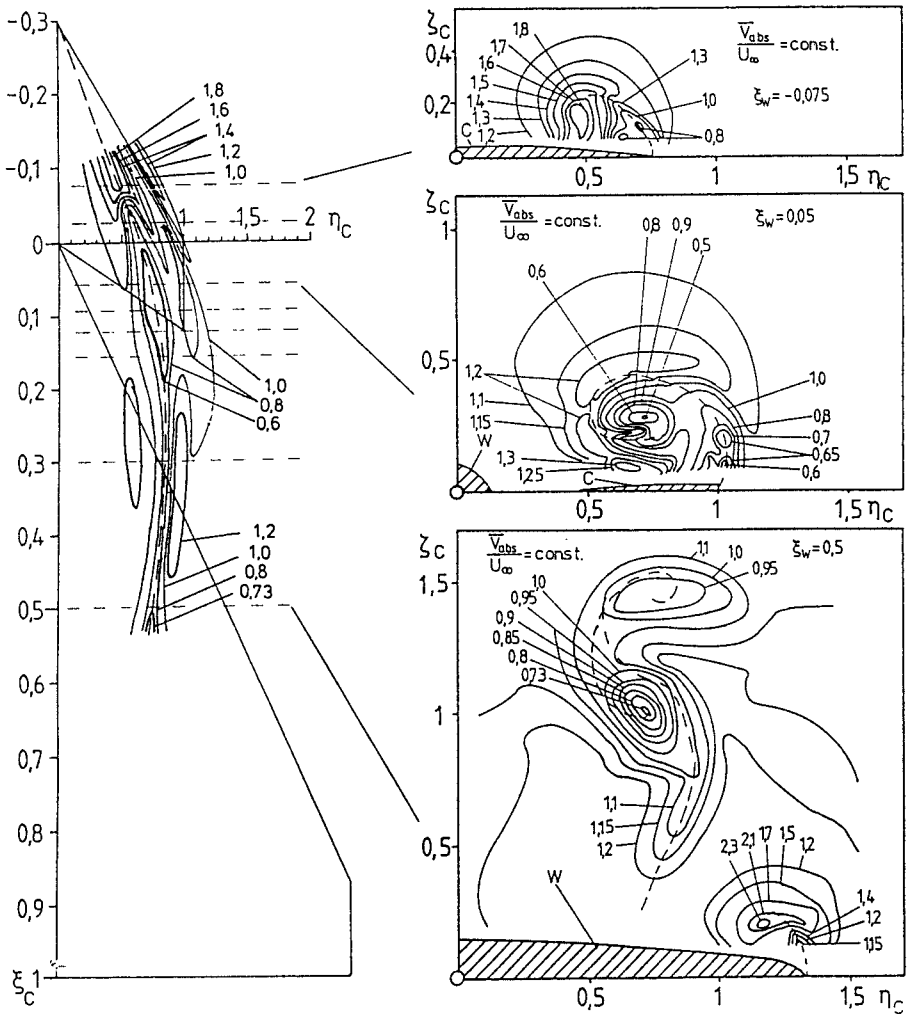


Bild 1: Geschwindigkeitsverteilung im Leitwerkswirbel an der VFE-Konfiguration bei $\alpha = 20°$ und $Re = 0{,}5 \cdot 10^6$. (Isotachen V_{abs}/U_∞ = const.)

Literatur

[1] H.-Chr. Oelker: Aerodynamische Untersuchungen an kurzgekoppelten Entenkonfigurationen bei symmetrischer Anströmung. Dissertation TU Braunschweig 1990. ZLR-Forschungsbericht 90-01 (1990).

[2] A. Bergmann, D. Hummel, H.-Chr. Oelker: Vortex formation over a close-coupled canard-wing-body configuration in unsymmetrical flow. AGARD-CP-494 (1991), 14-1 to 14-14.

[3] A. Bergmann, D. Hummel: Wirbelstruktur zwischen Leitwerk und Flügel an einer Entenkonfiguration. 8. DGLR-Fach-Symposium, Köln 1992.

Datum

13.01.93

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner : J.M.A. Longo

Institution : Institut für Entwurfsaerodynamik. DLR - Braunschweig

Adresse : Postfach 3267, Am Flughafen, D-3300 Braunschweig. **Telefon** : (0.531) 395-2833
Telefax : (0.531) 395-2320

weitere Partner : DASA-MBB Flugzeuge

Thema Numerical study of the flow over a sharp-edged delta wing at transonic speed by the solution of the Navier-Stokes equations.

Ausgangssituation

The shock-vortex interaction that take place near the wing surface of the delta wing of the International Vortex Flow Experiment presents a unique challanges for the computational fluid dynamics. Experimental observations at transonic speed ($M_\infty = 0.85$, $\alpha = 20°$) indicate the existency of a large supersonic flow field region above the wing. This supersonic region is closed on the aft part of the wing by a rear or terminating shock, and is closed on the outer part of the wing by a leading edge shock. Also embeded with the vortical flow field, untherneath the primary vortex and just outboard the suction peak induced by this primary vortex, a cross flow shock is developed.

Ziel

The objective of the present study is to illustrate the capabilities and limitations of the DLR multigrid-multiblock thin layer Navier-Stokes solver CEVCATS-RANS for simulation the flow field characteristics of modern tactical aircrafts.

Lösungsweg

The CEVCATS-RANS [1] to [3] is designed to compute steady-state solutions of the Euler and time averaged thin layer Navier-Stokes equations. The laminar viscosity is assumed to follow an empirical power law. Alternatively, the Sutherland's law can be used. Several algebraic turbulence models and one half-equation model have been incorporated into CEVCATS-RANS, namely the Baldwin-Lomax, Degani-Schiff, Kays and Johnson-King turbulence models. The computational algorithm employs a finite-volume spatial discretization, in which the discrete values of the flow quantities are located at the vertices of the mesh cell. On smoothly varying meshes the discretization is second-order accurate. Artificial dissipative terms (also known as artificial viscosity) are added to the governing discrete equations based on the work of Jameson et al. The system of ordinary differential equations which is obtained by the discretization in space is advanced in time with a five stage Runge-Kutta scheme. Three methods are used to accelerate convergence to steady state: local time stepping, implicit smoothing of the residuals and a multigrid method. The code allows multiblock decomposition of the computational domain and it is therefore grid topology independent.

Ergebnis

While at transonic speed the occurrence of shock waves in vortical dominated flow fields can be described by Euler methods (there are many cases reported in the literature), the description of flow features by the inviscid solution is incomplete. On the one side the strength and location of shock waves is the result of the interaction process between the shock-wave and the boundary layer (and hence outside the scope of an Euler method). On the other side, the state of the boundary layer and its thickness are also a result of this process of interaction. Figure 1 shows the transonic case $M_\infty = 0.85$, $\alpha = 20°$ computed with the Navier-Stokes code for the IVFE 65° sharp leading edge cropped delta wing. Despite some local discrepancies (mostly due to deficiencies in the geometric representation of the wind tunnel support) the overall agreement with the measurements [4] is quite good. The numerous suction peaks exhibit by the pressure distributions are due to the presence of several flow separations and embeded shock-waves, as indicate the distributions of computed velocities in cross planes of Fig.1 (values of the displayed local Mach number are

taken at the boundary-layer edge). Fig.2 indicates the location of the terminating shock and the two embeded shocks: the cross-flow shock and the leading-edge shock. The analysis of the near-surface stream lines indicates the location of the secondary separation at the foot of the cross-flow shock. Downstream of the 0.45 station the secondary vortex induces a tertiary separation (in the experiments it extends almost along the whole wing) At the same due to the ocurrency of the leading-edge shock, the attachment line of the secondary vortex moves inboard towards the symmetry plane. Other details are given in [5]

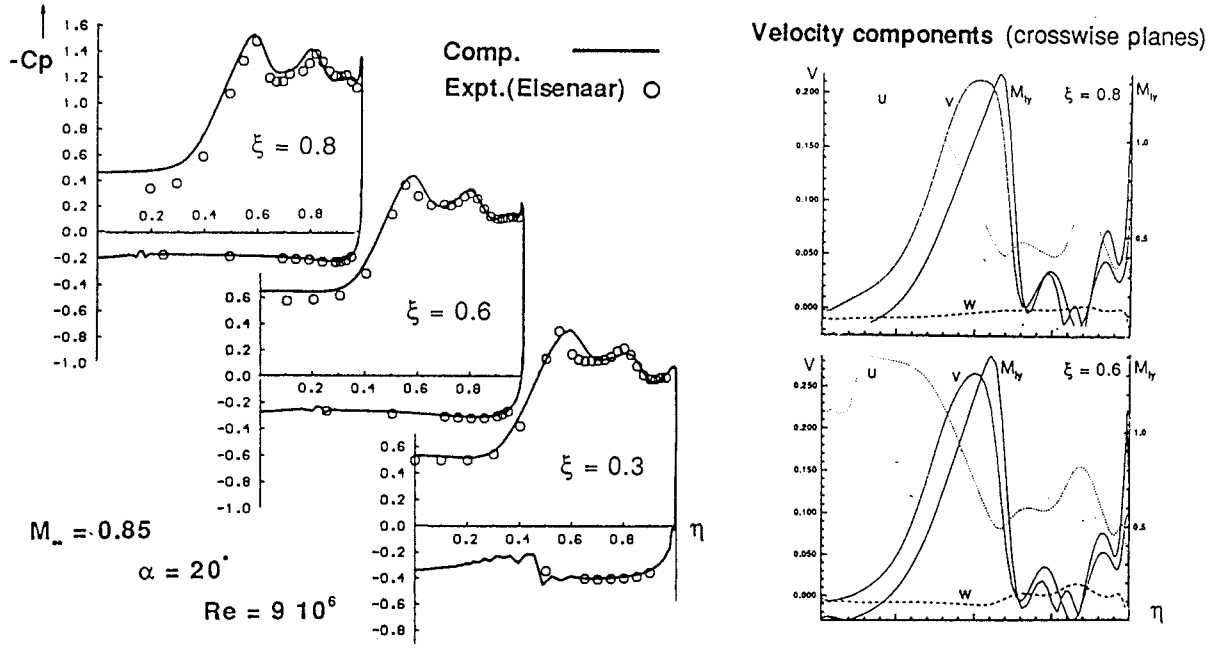


Figure 1. Pressure, velocity and Mach in crosswise planes

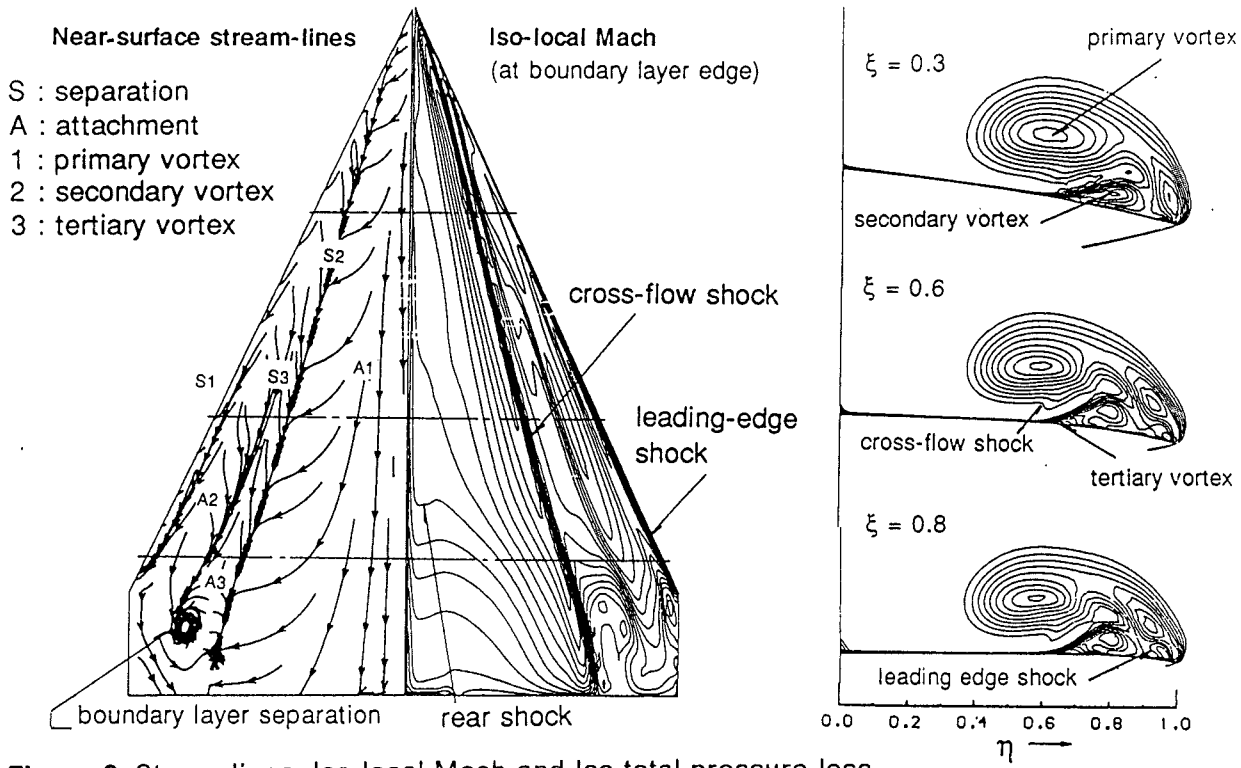


Figure 2. Streamlines, Iso-local Mach and Iso-total pressure loss

[1] Radespiel, R. *A Cell-Vertex Multigrid Method for the Navier-Stokes Equations.* NASA TM-101557 (1989).

[2] Atkins, H. *A Multi-Block Multigrid Method for the Solution of the Euler and Navier-Stokes Equations.* AIAA 91-0101 (1991).

[3] Rossow, C.C. *Efficient Computation of Inviscid Flow Fields Around Complex Configurations Using a Multi-Block Multigrid Method.* Fifth Copper Mountain Conference on Multigrid Methods, Colorado, USA (1991).

[4] Elsenaar A. and Hoeijmakers H.W.M. *An Experimental Study of The Flow over a Sharp-Edge Delta Wing at Subsonic and Transonic Speeds.* AGARD CP-494, paper No.15 (1990).

[5] Longo, J.M.A. *Simulation of Complex Inviscid and Viscous Vortex Flow.* IUTAM Symposium on Fluid Dynamics of High Angle of Attack (1992).

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner : J.M.A. Longo und A. Das

Institution : Institut für Entwurfsaerodynamik. DLR - Braunschweig

Adresse : Postfach 3267, Am Flughafen, D-3300 Braunschweig.

Telefon : (0.531) 395-2833
Telefax : (0.531) 395-2320

weitere Partner : DASA-MBB Flugzeuge

Thema Numerical study of a Delta Wing in Sideslip.

Ausgangssituation

Experimental results indicate that at sideslip attitude the change in the effective sweep of the leading edge produces significant changes in the vortex structure and the corresponding pressure distribution.

Ziel

The emphasis on the present study is placed on the evaluation of the numerical Euler solution for delta wings in sideslipping attitude. This is accomplished by correlating the computed solutions with available experimental data.

Lösungsweg

For this study the DLR multigrid-multiblock Euler solver CEVCATS [1] is used. The computational algorithm employs a finite-volume spatial discretization, in which the discrete values of the flow quantities are located at the vertices of the mesh cell. On smoothly varying meshes the discretization is second-order accurate. Artificial dissipative terms (also known as artificial viscosity) are added to the governing discrete equations based on the work of Jameson et al.. The system of ordinary differential equations which is obtained by the discretization in space is advanced in time with a five stage Runge-Kutta scheme. Three methods are used to accelerate convergence to steady state: local time stepping, implicit smoothing of the residuals and a multigrid method. The code allows multiblock decomposition of the computational domain and it is therefore grid topology independent.

The selected configuration is the 65° sharp leading edge cropped delta wing used in the joint study of the International Vortex Flow Experiment [2]. A body-fitted mesh with an O-O topology is used to discretized the physical domain. It contains 64 cells in chordwise direction, 112 cells in spanwise direction and 36 cells in normal direction. Solutions are obtained for the transonic case $M_\infty = 0.85$, $\alpha = 20°$ for sideslip angles up to $\beta = 10°$.

Ergebnis

The computed results show (Fig.1) that the lift coefficient C_L reduces slightly with increasing sideslip. The increasing asymmetry of the spanwise pressure distribution (Fig.2) results in an increasing value of the rolling moment C_l with sideslip. When vortex bursting occurs, it initially counteracts the tendency of the wing to roll. With increasing sideslip the roll moment increases again, however with lower rate. The Euler solution predicts with acceptable accuracy the general changes of the vortex structure in the cross-flow field under the condition of side slip. Certain discrepancies between measurements and computed results are due to the neglection of the secondary vortex and the inability of the numerical solution to calculate the rapid upstream shift of the burst location observed during the experiments (Fig.3).

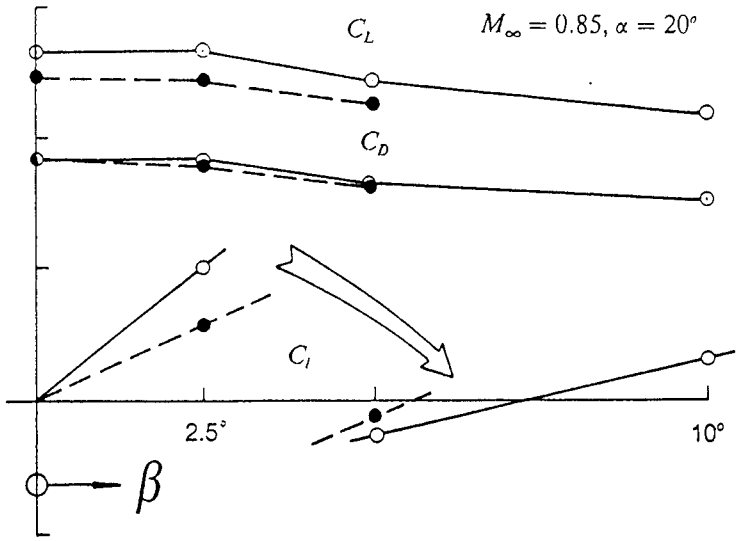


Figure 1. Total forces and rolling moment
—O— computed —●— measurements

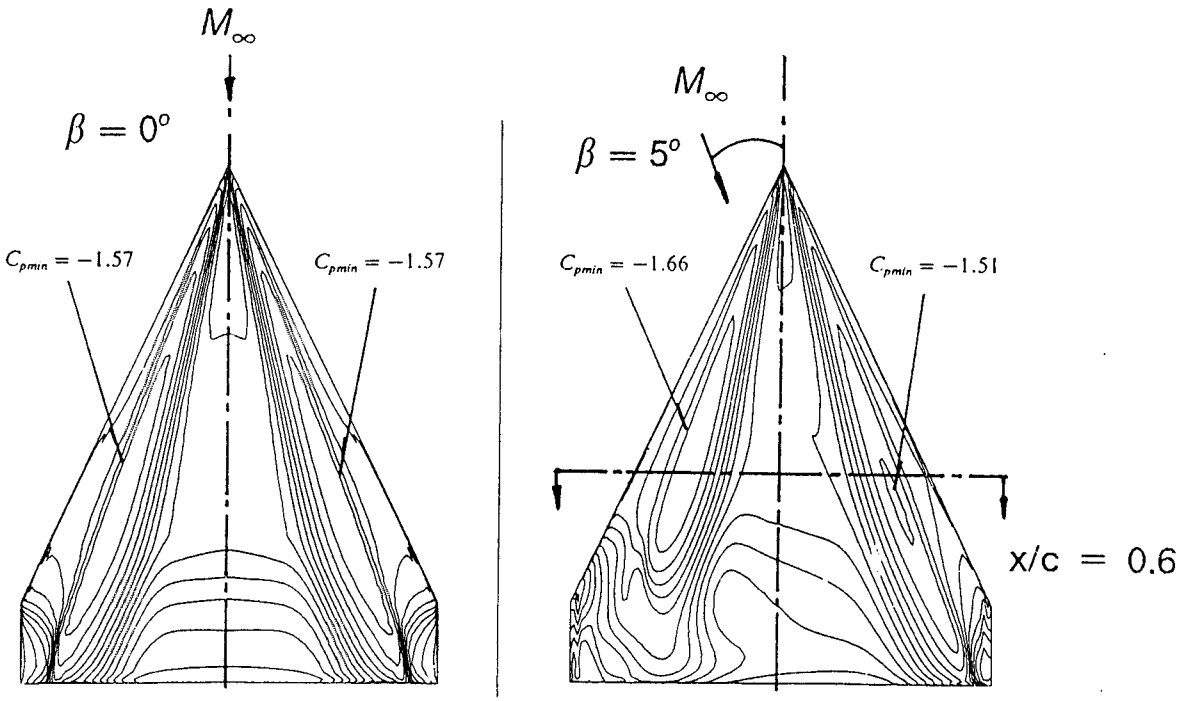


Figure 2. Effect of the sideslip on the surface pressure distribution

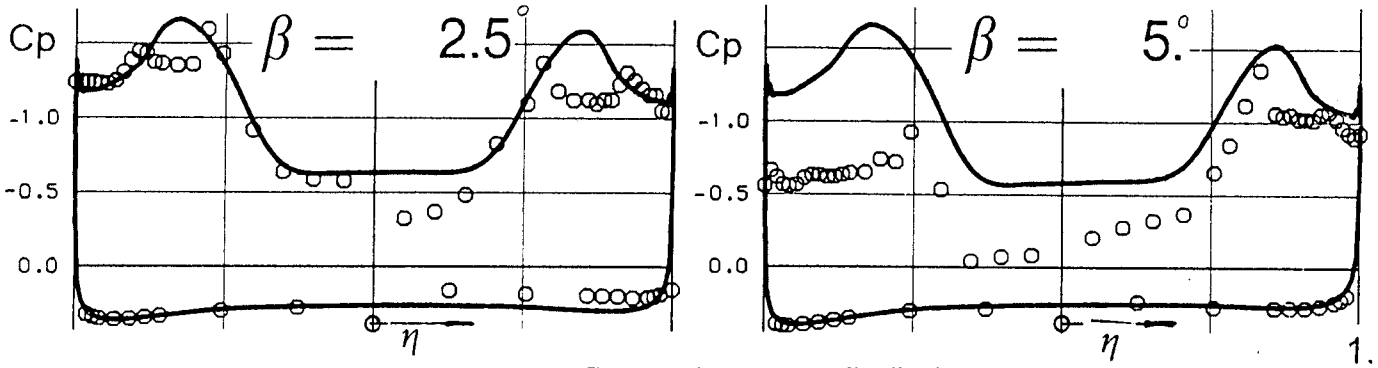


Figure 3. Cross section pressure distribution
—— computed O measurements

[1] Rossow, C.C. *Efficient Computation of Inviscid Flow Fields Around Complex Configurations Using a Multi-Block Multigrid Method.* Fifth Copper Mountain Conference on Multigrid Methods, Colorado, USA (1991).

[2] Elsenaar A., Hjelmberg L., Bütefisch K. and Bannik W.J. *The International Vortex Flow Experiment.* AGARD CP-437, paper No.9 (1988).

weiteres Vorgehen Basic features of compressibility on vortical flow fields.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Benno Beesten, Dr.-Ing. Günther Neuwerth

Institution Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen

Adresse Wüllnerstr.7
D-5100 Aachen

Telefon 0241/ 80-6822
Telefax 0241/ 35010

weitere Partner

Thema

Messung des Rotorschubes für verschiedene Blattspitzen

Ausgangssituation

Nichtplanare Blattspitzen (Winglets) sind entwickelt worden, um den Blatt-Wirbel-Interaktions-Lärm zu reduzieren. Nachdem entsprechende Verbesserungen im Lärm gemessen wurden, war von Interesse zu wissen, welchen Einfluß die Winglets auf den Leistungsbedarf haben.

Ziel

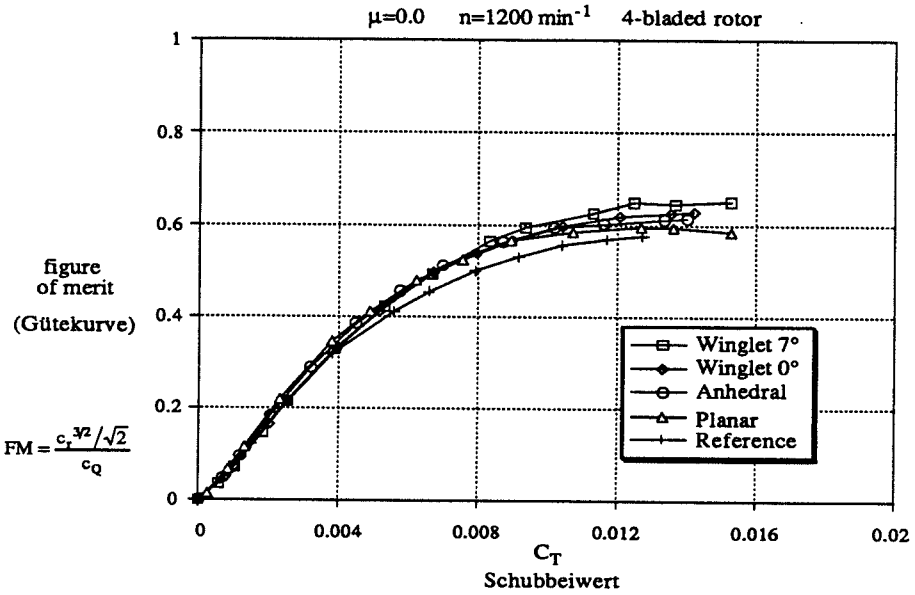
Ermittlung des Schub-Leistungsverhältnisses für verschiedene planare und nichtplanare Blattformen

Lösungsweg

Ein Modellhubschrauber mit integrierter 6-Komponenten-DMS-Waage wurde mit verschiedenen Rotorblattsätzen ausgerüstet. Es wurde der Leistungsbedarf in Abhängigkeit vom erzeugten Schub für verschiedene Geschwindigkeiten (μ=0 bis 0.3), mehrere Blattformen und Blattzahlen gemessen.

Ergebnis

Im Schwebeflug zeigen sich erfreuliche Leistungsvorteile der Winglets, insbesondere im Fall stark belasteter Rotoren. Begründet wird die Verbesserung der Effizienz um bis zu 12,9% (d.h. Reduzierung des Leistungsbedarfs für gleichen Schub) mit einem infolge geänderter Wirbelstrukturen deutlich verringerten induzierten Widerstand. Der Schubgewinn bei schwach belasteten Rotoren ist primär dem verbesserten Grundriß zuzuschreiben, wie ein Vergleich mit dem Planarblatt (gleicher Grundriß wie Winglet) zeigt. Leistungsvorteile lassen sich - natürlich mit abnehmendem Ausmaß - bis zu mittleren Fluggeschwindigkeiten (μ=0.2) nachweisen. Lediglich im schnellen Vorwärtsflug sind Leistungseinbußen unumgänglich. Die Ergebnisse zusammenfassend bietet sich der Einsatz stark nichtplanarer Blattspitzen zunächst bei schwereren Hubschraubern an, die nach der Schwebeflugleistung ausgelegt werden und sowohl Lärm- als auch Leistungsvorteile der Winglets nutzen können.



Literatur

B. Beesten Influence of non-planar blade tips on rotor performance, Paper No. 73, XVIII. European Rotorcraft Forum, Avignon, France, Sept. 1992

B. Beesten Einfluß nichtplanarer Rotorblattspitzen auf den Schub eines Hubschrauberrotors, Vortrag auf dem 8. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösungen ", Köln, Nov. 92, zur Veröffentlichung vorgesehen als DGLR-Bericht

weiteres Vorgehen

Eine numerische Behandlung des Problems durch Erweiterung des modularen Rotoraerodynamikprogramms ist angestrebt. Auf experimentellem Gebiet sollen transonische Effekte mit nichtplanaren Blattspitzen untersucht werden.

19.01.1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Emre Gürgey , M.Sc. , Prof. Dr. Frank Thiele

Institution HFI, Hermann-Föttinger-Institut für Thermo- und Fluiddynamik, TU-Berlin

Adresse Sekr. HF1, Straße des 17. Juni 135, 1000 Berlin 12 **Telefon** (030) 31424339
Telefax (030) 31421101

weitere Partner

Thema Instationäre Umströmung oszillierender Tragflügelprofile - Dynamic Stall

Ausgangssituation Die Eigenbewegungen eines umströmten Körpers haben einen sehr großen Einfluß auf das aerodynamische Verhalten. Ablösung und Wiederanlegen der Strömung werden von der Bewegung des Körpers zeitlich verzögert, die Größe und die Form des Ablösegebiets und der Wirbelstrukturen sind unterschiedlich als bei der Umströmung eines ruhenden Körpers. Ein oszillierend rotierender Tragflügel erreicht für einen bestimmten Anstellwinkel Auftriebswerte, die weit über den Werten von einem ruhenden Tragflügel liegen. Dies zeigt deutlich, daß der instationäre Auftrieb das aerodynamische Verhalten des Flügels bestimmt. Ab einem bestimmten Anstellwinkel gerät der Flügel normalerweise in sog. Dynamic Stall. Dieser Vorgang modelliert unter anderem auch Dynamic Stall Effekt von rücklaufenden Rotorblättern eines Hubschraubers.

Ziel

Der Einfluß der Oszillationsbewegung auf die Formation und Ablösung der Wirbelstrukturen und auf das aerodynamische Verhalten des Tragflügelprofils wird untersucht. Die Strömungsparameter Oszillationsfrequenz, -Amplitude, Reynoldszahl und die Lage der Rotationsachse werden variiert. Dynamic Stall und das hysteresis Verhalten vom Profil werden ermittelt.

Lösungsweg

Der Lösungsalgorithmus beruht auf der Stromfunktionsformulierung der vollen Navier-Stokes Gleichungen. Die räumlichen Diskretisierung erfolgt durch Hermitesche Differenzenapproximationen. Dabei werden die ersten Ableitungen der Stromfunktion auch als Unbekannte in das System eingeführt. Zwei Mehrstellformeln für die ersten Ableitungen schließen das System. Das daraus resultierende block-tridiagonale Gleichungsystem wird auf jeder Zeitebene mit einer an die Matrixstruktur speziell angepaßten L-U Zerlegungsmethode direkt gelöst. Die Nicht-Linearität wird wird mittels Newton-Chord Verfahrens auskonvergiert. Die Methode ermöglicht die exakte Einarbeitung der Wandhaftungsbedingungen sowie der konvektiven Ausflußrandbedingungen.

Ergebnis

Die bisherigen Untersuchungen über die Umströmung oszillierender Tragflügelprofile, haben ermöglicht, die instationären physikalischen Vorgänge bei der Entstehung von Dynamic Stall besser zu verstehen. Die Rolle der Wirbelformationen und deren Konvektion im abgelösten Strömungsgebiet wurde bestätigt. In vielfältigen Strömungsfällen mit verschiedenen Strömungsparametern wurde Dynamic Stall beobachtet und die Unterschiede der karakteristischen Eigenschaften dieser Strömungsfälle wurden festgestellt. Die Ergebnissen der numerischen Rechnungen wurden sowohl mit experimentellen-, als auch mit den anderen numerischen Ergebnissen verglichen und eine sehr gute Überstimmung wurde festgestellt.

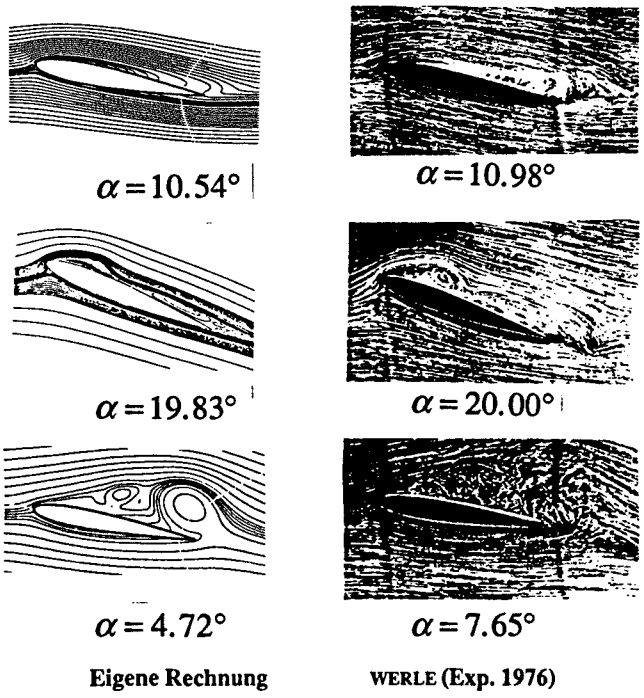


Abb. 1: Umströmung eines oszillierenden NACA0012 Profils - Re=5000, k=0.5 (reduzierte Frequenz). Links: Eigene Rechnung , rechts: Experimentelle Visualisierung von WERLE (1976)

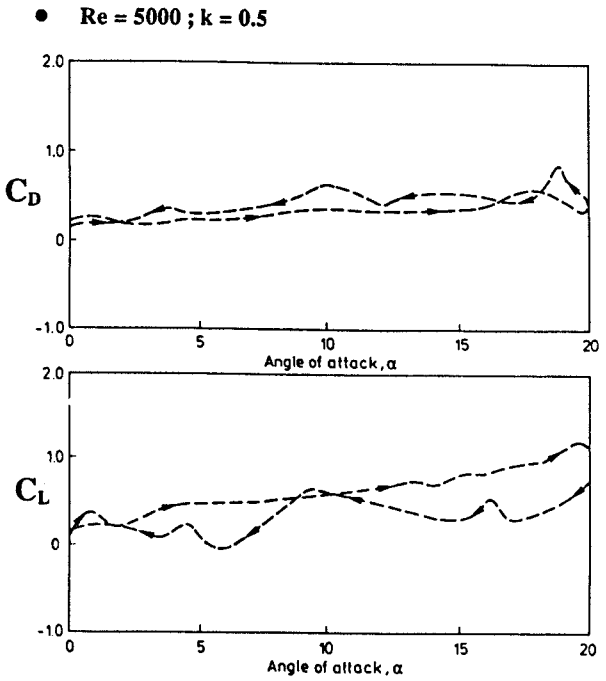


Abb. 2: Zeitlicher Verlauf der aerodynamischen Beiwerte.

Literatur

[1] Schütz, H. ; " Ein direktes Lösungsverfahren der Navier-Stokes Gleichungen in reiner Stromfunktionsformulierung zur Simulation instationärer, inkompressibler Strömungen in zwei dimensionalen Geometrien ", Diss. TU-Berlin, (1990).

[3] Gürgey E. , Thiele F.; " Numerical Simulation of the Viscous Flow over Oscillating Airfols ", 2nd Syposium on Experimental and Numerical Flow Visualisation, ASME Winter Annual Meeting, Atlanta, Georgia, December 1-6, (1991)

weiteres Vorgehen

1) Anwendung weiterer Turbulenzmodelle.
2) Berechnung von Multi-Komponenten-Tragflügelumströmungen mit schwingender Hinterklappe.

Berlin, den 14.01.1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Drehflügler

Ansprechpartner

Dipl.-Math.-techn. S. KÖRBER, Prof. Dr.-Ing. J. BALLMANN

Institution

Lehr & Forschungsgebiet für Mechanik (Prof. Ballmann)

Adresse

Templergraben 64,
5100 AACHEN

Telefon 0241-80-4639
Telefax -80-4635

weitere Partner

Thema

Wechselwirkung von Wirbeln mit Profilen (SFB 25)

Ausgangssituation

Der impulsartige Hubschrauberlärm wird auf die Wechselwirkung von Rotorblattspitzenwirbeln mit den nachfolgenden Rotorblättern zurückgeführt. Für das vorschlagende Hubschrauberblatt erreicht der Impulsschall gerade seine maximale Stärke, wenn die Wirbelachse lokal parallel zu der Spannweitenrichtung des Tragflügels ist.

Ziel

Dieser strömungsakustische Vorgang wird mit Hilfe einer numerischen Simulation aus dem Gesichtspunkt der instationären Aerodynamik analysiert. Durch verschiedene Berechnungen im transsonischen Strömungsbereich sollen im Vergleich mit Experimenten die aerodynamischen Mechanismen der impulsartigen Schallerzeugung geklärt und die dabei ermittelten verantwortlichen Parameter qualifiziert werden. Unter Verwendung dieser Resultate sollen in einer anschließenden Analyse des akustischen Fernfeldes Aufschlüsse über die Ausbreitung der durch BWI entstandenen Impulswellen gezogen werden, die dann Aussagen über das Lärmverhalten von Hubschraubern ermöglichen.

Lösungsweg

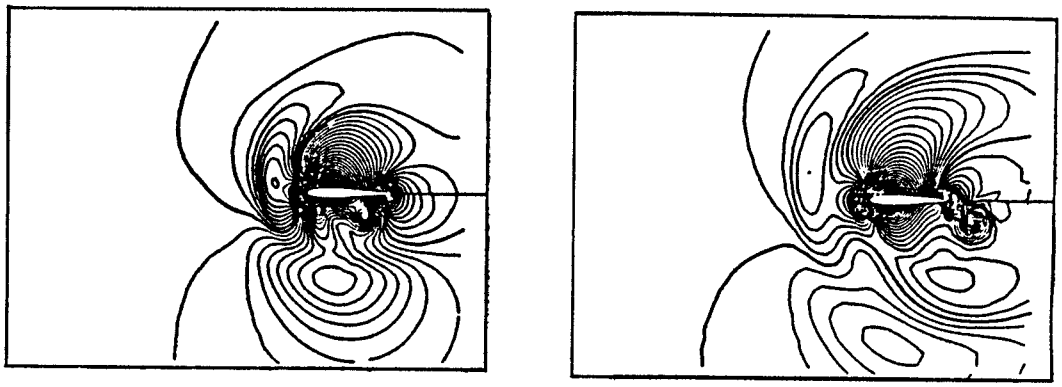
Für die numerische Integration des mathematischen Modells, das aus den zunächst zweidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen besteht, wird ein implizites ADI-Upwind-Finite-Differenzen-Verfahren herangezogen. Die Fernfeldakustik wird wegen des räumlichen Ausbreitungsverhaltens der Wellen mittels einer dreidimensionalen GREEN'sche Funktion (KIRCHHOFF-Methode) berechnet, die in einem schmalen Übergangsbereich in Profilnähe mit dem zweidimensionale Navier-Stokes-Code gekoppelt wird.

AG STAB

Ergebnis

Abb. 1 zeigt Isolinienbilder für verschiedene Wirbelpositionen bezogen auf Profilvorderkante und Profillänge (x_w = 0.75, x_w = 1.25). In Abb. 2 sind zeitliche Druckverteilungen an einem mitbewegten Beobachter dargestellt. Variiert wurde die Anströmmachzahl M und die Wirbelstärke Γ bei sonst konstanten Parametern (y_w Anflughöhe). Die mit 1,2,3 gekennzeichneten Peeks stellen die drei wesentlichen Druckwellen dar, die durch Staupunktsverlagerung, Zusammenfall des Überdruckgebietes auf der Profilunterseite und eines 'Klappeneffektes' an der Hinterkante verursacht werden.

Abb. 1



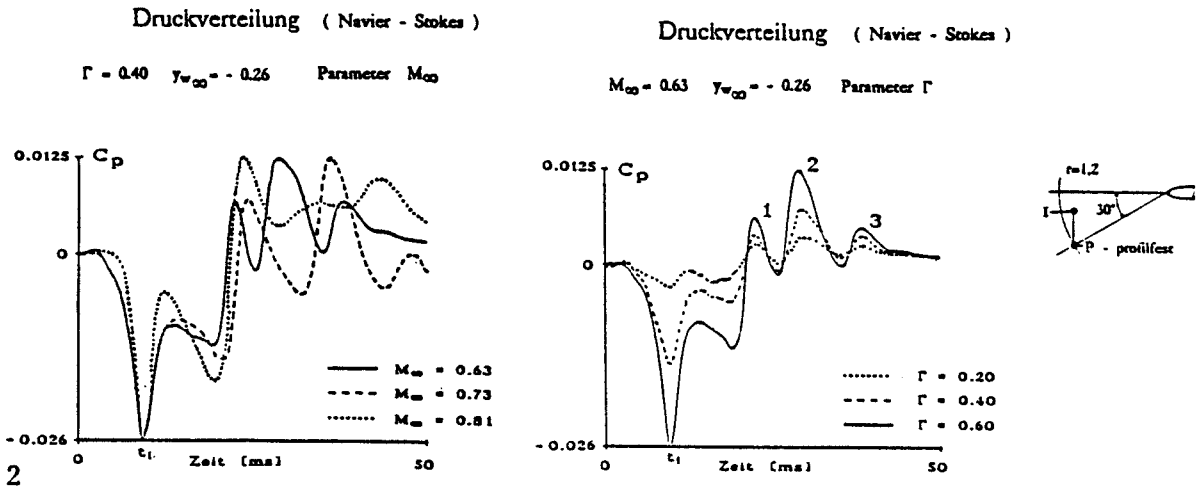


Abb. 2

Literatur

Kocaaydin, C.S., Ballmann, J. :
Some Aerodynamic Mechanisms of Impulsive Noise During Blade-Vortex-Interaction, Proc. 16th Europ. Helicopter Ass. Sym., Glasgow, Sept. 1990

Kocaaydin, C.S. :
Aerodynamik der Impulsschallentstehung durch Profil-Wirbel-Wechselwirkung, Diss. RWTH Aachen, VDI-Verlag 1990

weiteres Vorgehen

Datum

Januar 1993

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis DREHFLÜGLER

Ansprechpartner Dipl.-Math. K. Pahlke

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig **Telefon** 0531/395-2443

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema Anwendung eines zeitgenauen dreidimensionalen Euler-Verfahrens auf Rotoren im auftriebslosen Vorwärtsflug

Ausgangssituation

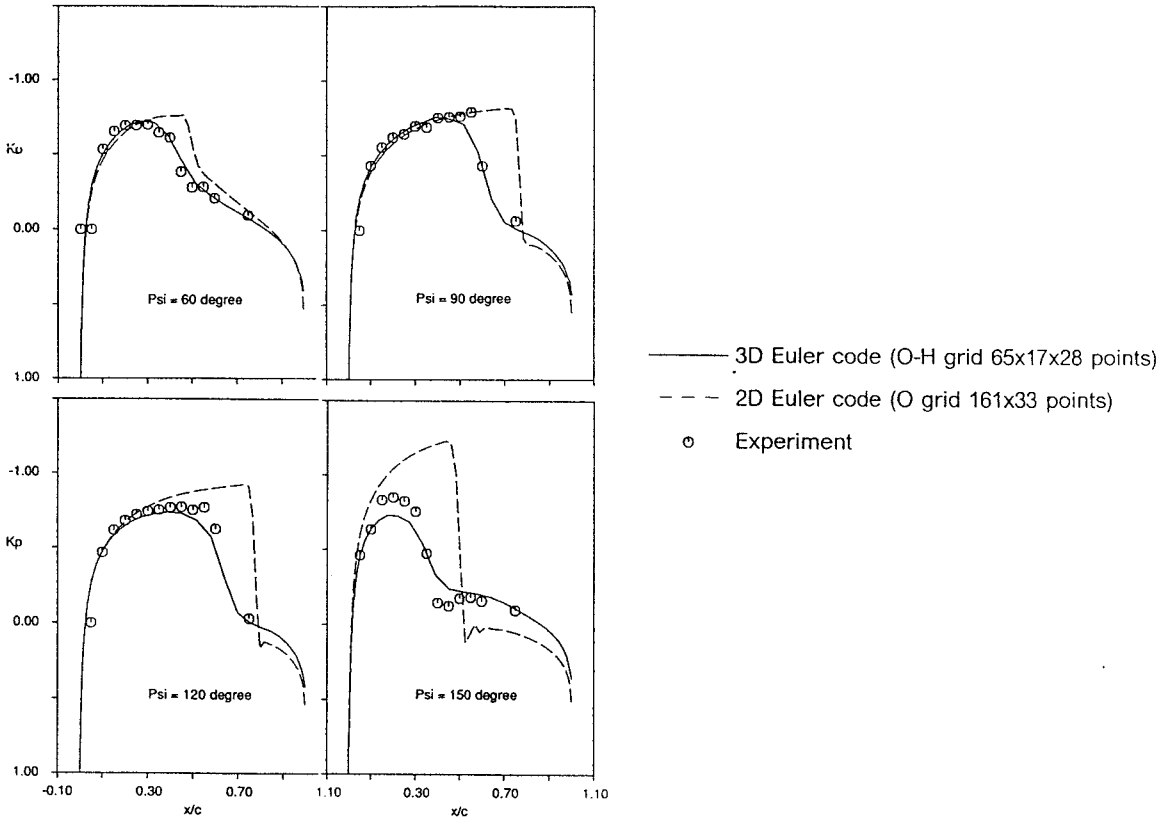
- Zeitgenaues Verfahren zur Berechnung der Umströmung eines starren Profils in beliebiger Bewegung mittels der zweidimensionalen Euler-Gleichungen (Ref. 1).
- Verfahren zur Berechnung des stationären Strömungsfeldes um Propeller oder Hubschrauberrotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen unter Verwendung eines blattfesten rotierenden Koordinatensystems (Ref. 2)

Ziel Entwicklung eines Euler-Verfahrens zur Berechnung des dreidimensionalen instationären Strömungsfeldes um Hubschrauberrotoren im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug.

Lösungsweg Die bei der Entwicklung des zweidimensionalen Verfahrens gewonnenen Erfahrungen wurden auf den Fall eines Rotors im auftriebslosen Vorwärtsflug übertragen. Die in das bewegte System transformierten Gleichungen wurden so formuliert, daß die Lösungsvariablen keine Geschwindigkeitsanteile aufgrund der Rotation enthalten. Dies ermöglicht es, die Fernfeldbedingungen netzunabhängig zu formulieren. Die mit dem 2D Verfahren erprobte Technik des impliziten Residuenglättens mittels lokaler Koeffizienten für zeitgenaue Rechnungen wurde in das 3D Verfahren implementiert und führte zu einer noch deutlicheren Verminderung der Rechenzeit als beim 2D Verfahren (fallabhängig ein Faktor 5 - 15). Da ein Vergleich der Druckverteilungen zwischen einer Rechnung mit einem 2-Blatt-Rotor und einem 1-Blatt-Rotor für den auftriebslosen Vorwärtsflug keine signifikanten Unterschiede zeigte, wurden die Rechnungen mit einem verkleinerten Netz, das nur ein Rotorblatt enthält, durchgeführt.

Ergebnis

Es wurde ein Fall für einen Rotor im auftriebslosen Vorwärtsflug nachgerechnet. Es handelt sich um das 2-blättrige ONERA Windkanalmodell (Ref. 3), welches bei den Anströmbedingungen $\mu = 0.5$, $M_{\omega R} = 0.625$ vermessen wurde. Die Profile sind symmetrisch (NACA00XX) mit einer von der Wurzel zur Spitze abnehmenden relativen Dicke. Die Bilder zeigen den Vergleich zwischen einer 2D Rechunug (O-Netz 161x33 Punkte), einer 3D Rechnung (O-H-Netz 65x17x28 Punkte) und dem Experiment für einen radialen Schnitt (r/R=0.9) für vier Azimuthwinkel ($\psi = 60,90,$ 120 und 150°). Während die Ergebnisse der 2D Rechnung nur qualitativ das richtige Verhalten zeigen, stimmt die 3D Rechnung auch quantitativ recht gut mit dem Experiment überein. Um diese gute Übereinstimmung mit einem relativ groben Netz zu erzielen, war die Verdichtung der Netzpunkte in radialer Richtung im Bereich von $r/R = 0.9$ nötig.



Literatur

(1) Pahlke, K., Development of a Numerical Method Solving the Unsteady Euler Equations for Airfoils in Arbitrary Motion. DLR-IB 129-92/09

(2) Kroll, N.:Berechnung von Strömungsfeldern um Propeller und Rotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen. DLR-FB 89-37

(3) Caradonna,F.X.;Philippe,J.J. : The Flow over a Helicopter Blade Tip in the Transonic Regime. Second European Rotocraft Forum, No.21, Sept. 1976

weiteres Vorgehen

Das Verfahren muß weiter validiert werden. Die Nachrechnung von Experimenten mit Rotoren im auftriebshafteten Vorwärtsflug unter der Verwendung eines Abwindmodells ist vorgesehen. Danach soll das Verfahren so erweitert werden, daß der Abwind im Vorwärtsflug als Teil der Euler-Lösung berechnet wird.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis DREHFLÜGLER

Ansprechpartner Dipl.-Ing. J. Raddatz , Dipl.-Math. K. Pahlke

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig **Telefon** 0531/395-2835

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema Untersuchung von unterschiedlichen Blattgeometrien bei Rotoren im Schwebeflug auf Grundlage der dreidimensionalen Eulergleichung.

Ausgangssituation Verfahren zur Berechnung des stationären Strömungsfeldes um Propeller oder Hubschrauberrotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen unter Verwendung eines blattfesten rotierenden Koordinatensystems (Ref. 1).

Ziel Leistungsberechnung von Hubschrauberrotoren im Schwebeflug auf der Grundlage der Euler / Navier-Stokes Gleichung.
Zwischenziel: Entwicklung eines effizienten, routinemäßig einsetzbaren, dreidimensionalen Euler-Verfahrens für Rotoren mit komplexer Blattgeometrie im Schwebeflug.

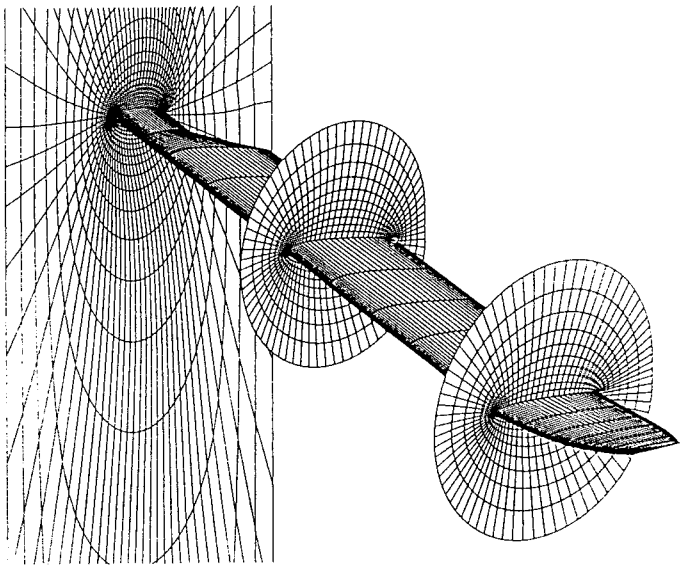
Lösungsweg Um das vorhandene Euler-Verfahren auf Rotoren mit beliebiger Blattanzahl und Blattgeometrie anwenden zu können, wurde ein Netzgenerator entwikkelt, der Rechennetze mit O-H Topologie erstellt. Das Programm basiert auf den am Institut für Entwurfaerodynamik entwickelten elliptischen 2D und 3D Netzgenerierungstechniken (Ref. 2).

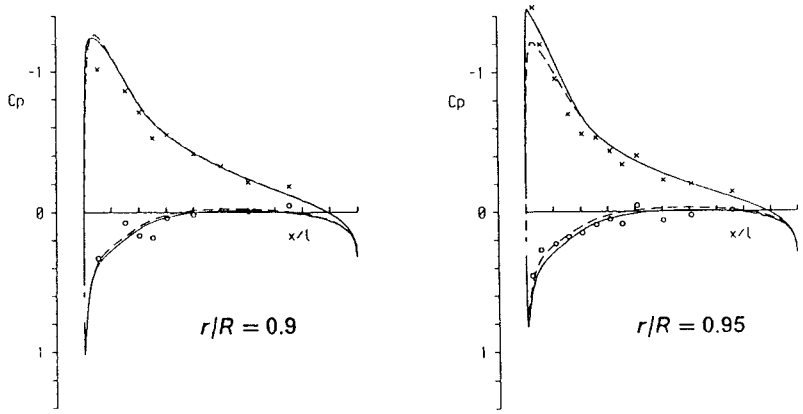
Im Bereich der Verfahrensentwicklung sind folgende Modifikationen erforderlich:

- Konvergenzbeschleunigung mit Hilfe von Multigrid-Verfahren
- Modifikation der Randbedingungsbehandlung in der Ein- und Ausflußebene zur Verbesserung des Konvergenzverhaltens (siehe Ref. 3)
- Erweiterung der Multiblock-Struktur mit der Möglichkeit der Verwendung lokal verfeinerter Blöcke für eine verbesserte Wirbelauflösung.

Ergebnis Als Testfall für die Anwendung des Verfahrens auf komplexe Rotorkonfigurationen wurden Windkanalversuche der ONERA an einem 3-Blatt Rotor mit PF1-Rotorblättern nachgerechnet. Das PF1-Blatt ist linear verwunden und besitzt ein unsymmetrisches Profil mit einer über dem Radius variierten Profildicke sowie eine parabolisch gepfeilte Blattspitze mit negativer V-Stellung. Die vorliegenden Hover-Messungen wurden bei einer Blattspitzenmachzahl von $M_{Tip} = 0.614$ und einem kollektiven Blattanstellwinkel von $\vartheta_{0.7} = 11.68°$ durchgeführt.

Die Bilder zeigen das verwendete Oberflächennetz des PF1-Blattes einschließlich der Punktverteilung in Blattnähe in drei Netzebenen sowie die berechneten und gemessenen Druckverteilungen in zwei radialen Schnitten. Es sind Rechenergebisse für ein feines Netz (145x37x59 Punkte, durchgezogene Linie), für ein grobes Netz (73x19x30 Punkte, gestrichelte Linie) und die Meßergebnisse dargestellt (x o). Insbesondere die Druckverteilung des feinen Rechennetzes zeigt eine gute Übereinstimmung mit den Meßergebnissen.





Literatur

[1] Kroll, N.: *Berechnung von Strömungsfeldern um Propeller und Rotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen*. DLR-FB 89-37

[2] Findling, A. / Herrmann, U.: *Development of an efficient and robust solver for elliptic grid generation*. Proceedings of the Third International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and Related Fields, Barcelona, Spain, 1991

[3] Srinivasan, G.R. / Raghavan, V. / Duque, E.P.N.: *Flowfield Analysis of Modern Helicopter Rotors in Hover by Navier Stokes Method*. Proceedings of the American Helicopter Society - Royal Aeronautical Society - International Technical Specialists Meeting on Rotorcraft Acoustics and Rotor Fluid Dynamics, Philadelphia, PA, 1991

weiteres Vorgehen Verbesserung des Konvergenzverhaltens mit Hilfe der oben aufgeführten Modifikationen und Validierung des Verfahrens für weitere Blattgeometrien.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Dipl. Ing. Roland Stangl, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Addresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon 0711 / 685 3436
Telefax 0711 / 685 3438

Thema Berechnung der stationären Umströmung eines Hubschrauberrotors unter Verwendung überlappender Netze

Ausgangssituation Es existiert ein 3-dimensionales, stationäres Eulerverfahren zur Berechnung des Strömungsfeldes um einen Hubschrauberrotor im Schwebeflug. Das Verfahren basiert auf einer Finite-Volumen Methode in zell-zentrierter Formulierung. Die Flüsse werden mit einem Upwind-Schema vom Godunov Typ berechnet, das von A. Eberle entwickelt wurde. Mit Hilfe einer impliziten Gauß-Seidel-Relaxation wurde das Verfahren auf instationäre Berechnungen vorbereitet sowie beschleunigt. Durch Einführen eines Multi-Grid-Verfahrens wurde die Konvergenzgeschwindigkeit weiter erhöht.

Ziel Ziel der Arbeit ist es, mit Hilfe einer flexiblen Behandlung der Geometrie das Verfahren auf die Berechnung instationärer Strömungen um einen Hubschrauberrotor vorzubereiten. Die dabei auftretenden Schlag-, Schwenk- oder Anstellwinkeländerungen des Rotorblattes sollen dabei durch Positionsänderung von verschiedenen, sich überlappenden Netzen zueinander dargestellt werden. Zudem bietet sich die Möglichkeit die Strömung um komplexe Geometrien, wie zum Beispiel einen Hubschrauberrumpf, zu betrachten.

Lösungsweg Die verwendete Methode ist aus dem "Chimera-Schema" von Steger und Benek abgeleitet.
Die Elemente dieser Methode sind :

- Eine konventionelle Erzeugung der verschiedenen Netze. Bis jetzt sind zwei Netze beteiligt. Ein "Cover-grid", das den ganzen Berechnungsraum einschließt, sowie ein "Body-grid", das den Rotornahbereich bedeckt.
- Eine sog. "Hole-procedure", die die Aufgabe hat Gebiete zu markieren die von mehr als einem Netz bedeckt werden und in denen ein Transfer der Lösungen durchgeführt werden muß.
- Das "Updating", die Übergabe der Lösungen von einem Netz auf das andere.
- Ein Eulerverfahren, das an diese Methode angepasst ist

Ergebnis Der berechnete Testfall basiert auf Messungen von Caradonna und Tung. Ein unverwundener Rotor mit einer Streckung von 6 und einem NACA 0012 Profil wurde bei einem Anstellwinkel von 8° und einer Machzahl von 0.877 an der Blattspitze nachgerechnet. In Bild 1 sind die beiden Netze dargestellt. In Bild 2 sind die Druckbeiwerte sowie Konturlinien der Dichte auf der Blattoberseite dargestellt.

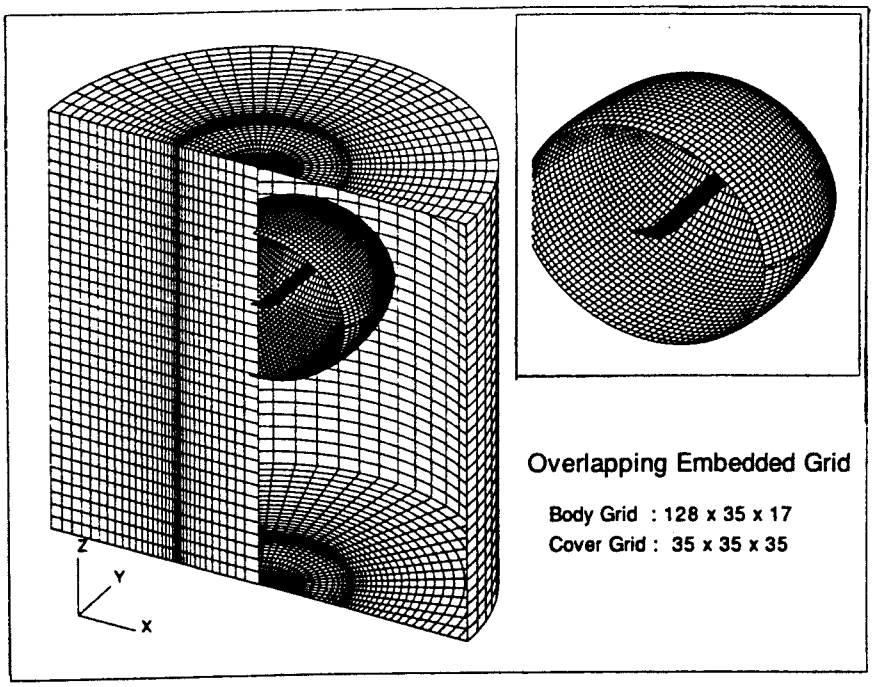


Bild 1 Zylindrisches Cover-grid mit Body-grid und Rotor

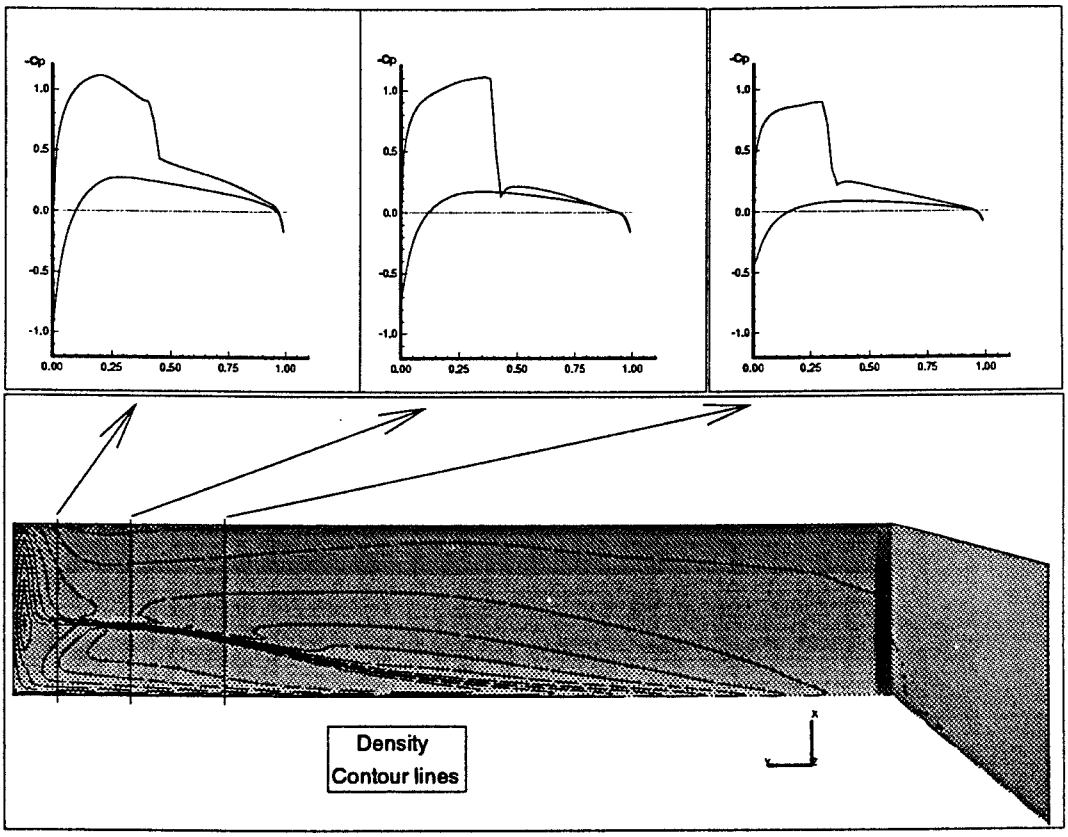


Bild 2 Konturlinien der Dichte sowie Druckbeiwerte auf der Ober- und Unterseite

Literatur R. Stangl and S. Wagner. *Calculation of the steady rotor flow using an overlapping embedded grid technique.* Proceedings of the 18. European Rotorcraft Forum, Sept. 1992, Avignon, France.
R. Stangl and S. Wagner. *Investigations of grid manipulations.* Report 4.8.2 of BRITE EURAM Project DACRO. 1992.

weiteres Vorgehen Die verwendete Methode wird eingehend mit verschiedenen Netztopologien, Übergaberoutinen und Testfällen validiert. Anschließend wird das Verfahren auf instationäre Berechnungen erweitert.

Datum 14. Januar 1993 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/	Drehflügler		
Fachkreis			
Ansprechpartner	Dipl.phys. Heinrich Vollmers		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	**Telefon** **Telefax**	(0551) - 709 - 2299 (0551) - 709 - 2446
weitere Partner			

Thema

Analyse und Darstellung von instationären Strömungsfeldern

Ausgangssituation

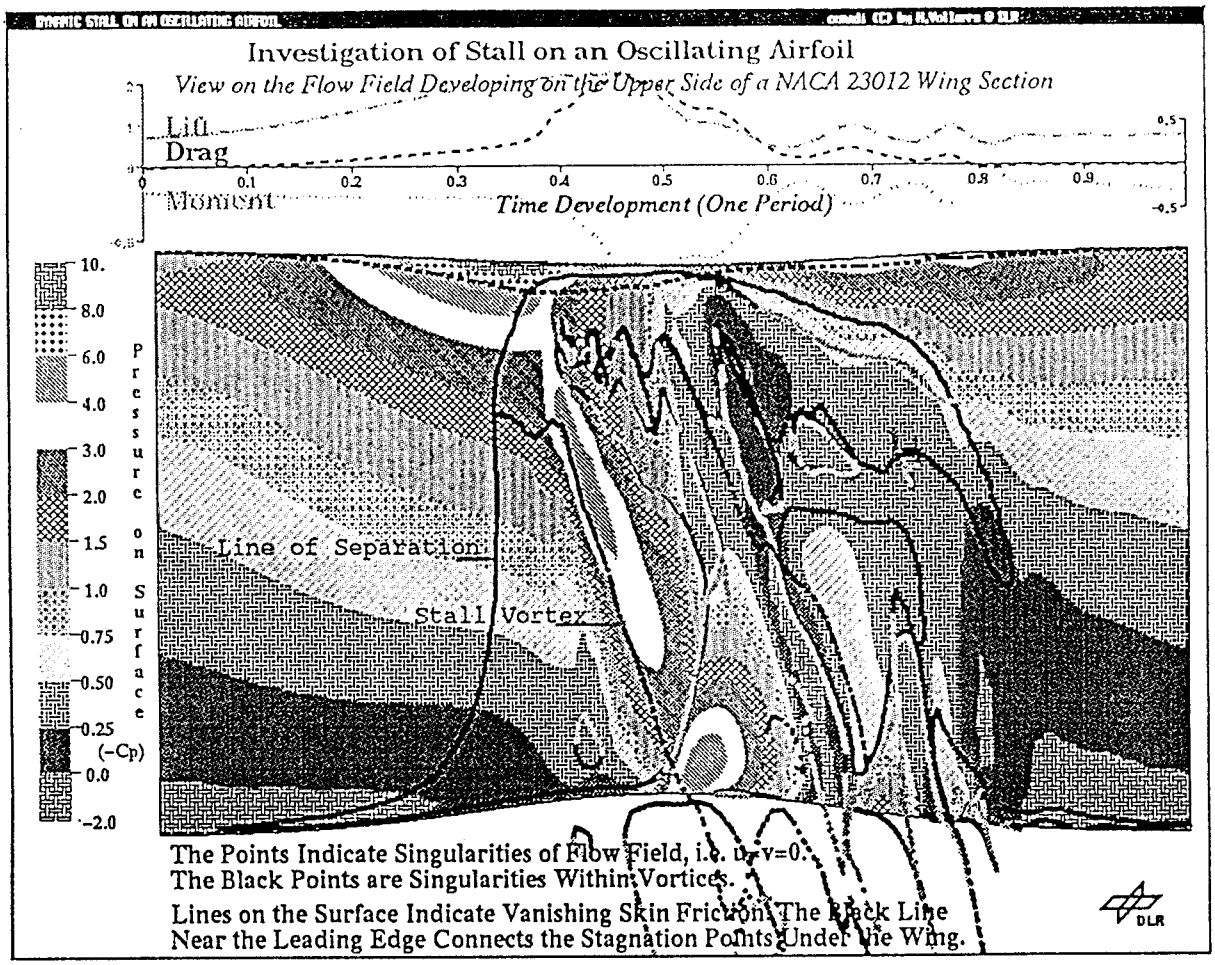
Das Analyse- und Graphiksystem **comadi** konnte auf Workstations mehrerer Hersteller portiert werden. Es erlaubt die Analyse von zwei- und dreidimensionalen instationären Strömungsfeldern. Erfahrungen und Ergebnisse sind in mehreren Arbeiten [1], [2] dokumentiert.

Ziel

Es sollen weitere effektive Werkzeuge für die Analyse und Darstellung von experimentell und numerisch gewonnenen Ergebnissen den Nutzern des Systyems **comadi** zur Verfügung gestellt werden. Die Pläne reichen bis zu einer automatischen Erzeugung von topologischen Beschreibungen der Skalar- und Vektorfelder zur Untersuchung von strukturellen Änderungen.

Lösungsweg

Um möglichst effektive Darstellungen der Strömungfelder zu erreichen, werden neue Analysemethoden erarbeitet und an vorhandenen experimentellen und numerischen Daten erprobt. Dabei stellt die mangelnde räumliche und zeitliche Auflösung der vorhandenen Daten ein Problem für die Beurteilung der Methoden dar.



Spuren von kritischen Punkten ($u = v = 0$) über einem Flügelprofil NACA 23012. Der Wert der Diskriminante für nicht-reelle Eigenwerte ist grau kodiert. Schwarze Punkte zeigen Wirbel an. Auf der "Oberfläche" des Flügels ist die zeitliche Entwicklung des Druckes musterkodiert dargestellt. Die graue Linie umschließt Gebiete mit Ablösung. Die gestrichelte schwarze Linie verbindet die Staupunkte auf der Unterseite des Flügels.

Literatur

[1] H.Vollmers, W.Geißler: *Kinematische Untersuchungen an schwingenden Flügeln im Stall-Bereich.*, 8. DGLR-Fach-Symposium 'Strömung mit Ablösung, Köln-Porz-Wahnheide, 10.-12. November 1992

[2] H.Vollmers: *Strömungfelder analysieren, darstellen und interpretieren*, DLR-Nachrichten 70, Februar 1993 , p. 2

Weiteres Vorgehen

Vorläufig wird gezielter das Medium (Video) Film eingesetzt, um eine bessere Anschauung über den zeitlichen Verlauf und die räumlichen Zusammenhänge zu vermitteln. Eine anschaulichere Darstellung der Spuren von singulären Punkten in dreidimensionalen Vektorfeldern wird bearbeitet.

Mitteilung

Projektgruppe: Drehflügler

Ansprechpartner: Dipl.–Ing., M.S., Berend G. van der Wall

Institution: DLR – Institut für Flugmechanik

Adresse: DLR FF/FM, Flughafen, 3300 Braunschweig **Telefon:** 0531/395–2698
Telefax: 0531/395–2641

Thema: Einfluß variabler Geschwindigkeit auf instationäre Profilbeiwerte

Ausgangssituation:

Rotorblätter operieren in einem stark gestörten Geschwindigkeitsfeld. Der Einfluß periodisch schwankender Geschwindigkeiten, wie er zum Beispiel im Vorwärtsflug oder aufgrund einer Schwenkbewegung hervorgerufen wird, ist derzeit weitgehend unbekannt. Es gibt nur wenig analytische Ansätze und auch kaum Versuchsergebnisse zu dieser Problematik.

Ziel:

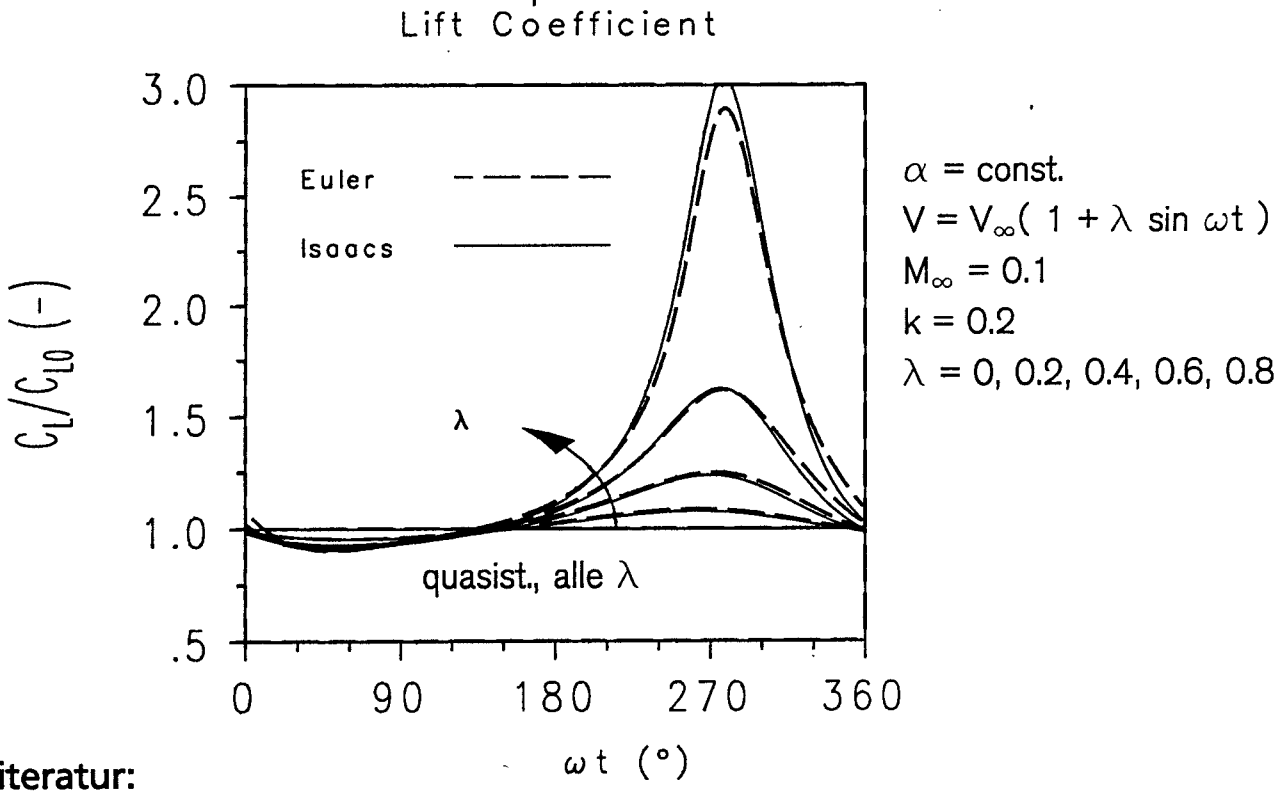
Der Effekt periodischer Geschwindigkeitsänderungen soll analytisch in inkompressibler, reibungsfreier, 2–dimensionaler Strömung untersucht werden. Das Profil soll die Freiheitsgrade Schlagen, Drehen und Schwenken haben.

Lösungsweg:

Unter Annahme kleiner Störungen läßt sich die Integralgleichung für die Zirkulation analytisch lösen. Das Ergebnis, der instationäre Auftrieb und das Moment, können in Form einer Fourierreihe geschrieben werden, die im Falle reiner Schlag– und/oder Drehbewegung nur soviel Glieder hat, wie Frequenzen eingesteuert werden. Dies entspricht der Theorie nach Theodorsen. Jedoch führt bereits eine kleine Schwenkbewegung nur einer Frequenz zu einem unendlichen Spektrum in der Auftriebsantwort. Der Grund liegt in der periodischen Dehnung und Stauchung der Wirbeldichte hinter dem Profil. Diese geometrische Veränderung führt dazu, daß sich die Wirbeldichte als Funktion des Ortes nur durch eine unendliche Fourierreihe ausdrücken läßt.

Ergebnis:

Der Einfluß periodischer Geschwindigkeitsschwankungen ist signifikant, wenn entweder die reduzierte Frequenz oder die Geschwindigkeitsamplitude groß ist. Dann kann bereits bei kleinen Anstellwinkeln ein starkes Anwachsen des Auftriebsbeiwertes beobachtet werden, das als Indikator zu erwartender Strömungsablösungen gewertet werden kann. Diverse Rechnungen mit einem Rechenprogramm zur Lösung der instationären Eulergleichungen haben die analytische Lösung in excellenter Weise bestätigt. Im folgenden Bild ist das Verhalten des Auftriebsbeiwertes bei konstantem Anstellwinkel und periodischer Geschwindigkeitsschwankung dargestellt und mit dem Ergebnis quasistationärer Strömung und der Eulerrechnung verglichen. Im Bereich hoher Geschwindigkeit findet eine Auftriebsabminderung statt, die durch die Dehnung der abfließenden Wirbeldichte verursacht wird. Bei Geschwindigkeiten unterhalb der mittleren Geschwindigkeit verursacht die Stauchung der Wirbeldichte jedoch ein Anwachsen des Auftriebs, das bei höheren Anstellwinkeln schnell den stationären Stallpunkt überschreiten kann.



Literatur:

B. van der Wall, "The Influence of Variable Flow Velocity on Unsteady Airfoil Behavior", DLR-FB 92-22, 1992

weiteres Vorgehen:

Es wird in Zukunft auch das Problem der periodischen horizontalen Windböen analytisch behandelt werden.

Datum: 15. 1. 1993

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing S. Wagner, Dipl. Ing. L. Zerle

Instituition Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon 0711/6853401
Fax 0711/6853438

weitere Partner

Thema

Entwicklung eines Rechenprogramms zur Untersuchnung von Rotor - Rumpf Interfernzeffekten.

Ausgangssituation

Ein vorhandenes Programm zur Berechnung der frei entwickelten Nachlaufwirbelschichten am isolierten Rotor wurde versuchshalber um einen einfachen Verdrängungskörper, bestehend aus einer 3-D Punktquelle erweitert [2]. Dieses Modell gestattet nur eine einseitige Kopplung, d.h. Verdrängungseffekt des Rumpfes im Bereich des Rotors.

Ziel

1) Erweiterung des Programs um einen voll panelierten Rumpf.
2) Untersuchnug vo Druckschwankungen auf der Rumpfoberfläche, welche durch Nachlaufwirbel der Rotorblätter erzeugt werden.

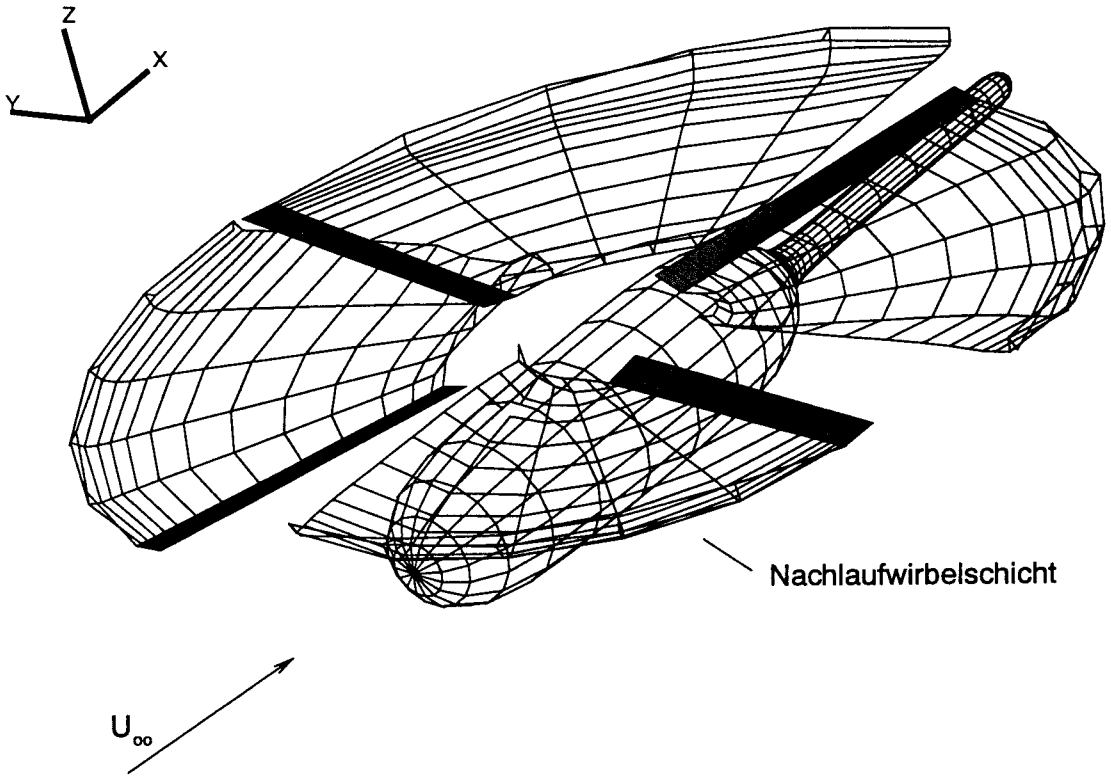
Lösungsweg

Das bestehende Panelprogramm [1] zur Berechnung des isolierten Rotors ermittelt die Dipolstärken der Blattpanel zu jedem Zeitschritt durch simultanes Lösen eines Gleichungssystems. Freie Anströmung, Rotorblattbewegung und Geschwindigkeitsinduktion des freien Nachlaufs bestimmen die Blattlösung. Im Falle zweiseitiger Kopplung wird der mit Quellpanel belegte Rumpf (Verdrängungskörper) komplett in das Gleichungssystem eingebunden. Die relative Bewegung zwischen Rumpf und Rotor erfordert eine Neuerstellung des Gleichungssystems zu jedem Zeitschritt. In einem ersten Entwicklungsschritt wird zunächt eine einseitige Einkopplung der freien Rumpfumströmung in das Gleichungssystem des freien Rotors erfolgen.

AG Stab

Ergebnis

Hubschrauberähnlicher Verdrängungskörper mit Oberflächenpanelierung. Dieser Rumpfkörper wurde ursprünglich durch Überlagerung von drei räumlichen Quellen und Senken in freier Anströmung erzeugt. Die Ergebnisse dieser ersten Studie sind in [2] enthalten. Vergleiche mit LDA - Messdaten wurden durchgeführt.



4 - Blatt Hubschrauber im Vorwärtsflug

Literatur

[1] L. Zerle and S. Wagner. *Development and Validation of a Vortex Lattice Method to Calculate the Flowfield of a Helicopter Rotor Including Free Wake Development.* In *Proceedings of the 18. European Rotorcraft Forum*, Avignon, France, September 1992. Paper No. 72.

[2] L. Zerle and S. Wagner. *Rotor - Rumpf Interferenzuntersuchung durch Kopplung eines Wirbelgitterverfahrens für den freien Nachlauf mit einem einfachen Verdrängungskörpermodell.* In *Tagungsband des 8. DGLR-Fach-Symposiums*, Köln-Porz, November 1992.

Weiteres Vorgehen

Untersuchung und Anwendung von vereinfachten Kopplungsmöglichkeiten im Hinblick auf Rechenzeitreduzierung.

Datum 14. Januar 1993 **AG Stab**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Dr. Günter Bärwolff

Institution Strömungstechnisches Labor Berlin-Adlershof
(WIP-Projektgruppe / KAI e.V.)

Adresse Rudower Chaussee 6, Geb. 19.6
O-1199 Berlin

Telefon 6704 3292
Telefax 6704 4993

weitere Partner

Thema Numerische Berechnung der Umströmung von Zylindern und Zylindergruppen bei kleinen Reynoldszahlen

Ausgangssituation Im Zusammenhang mit einer angewandten Aufgabenstellung zur Optimierung der Strömungsführung im Fall der Umströmung von zylinderförmigen Hindernissen /1/ entstand die Frage nach

Ziel

a) der Berechnung der Geschwindigkeits- und Druckfelder für konkrete Hindernisanordnungen und

b) der theoretischen Untersuchung des Einflusses geometrischer Parameter auf die Nachlaufstrukturen.

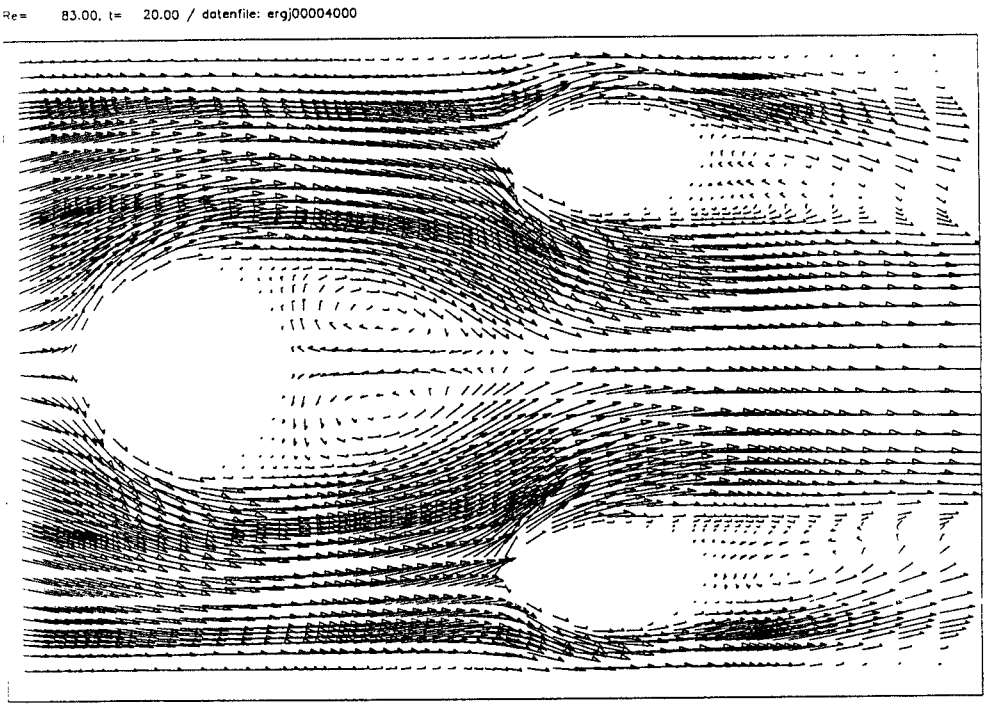
Lösungsweg Zur numerischen Berechnung der inkompressiblen Strömung wurde ein Finite-Volumen-Verfahren für die Navier-Stokes-Gleichungen in der Formulierung für die natürlichen Variablen Geschwindigkeit und Druck für die vorliegenden Geometrien der Berechnungsgebiete aufbereitet. Bisher wurden kartesische Gitter (Einzelzylinder und Gruppen) sowie zylindersymmetrische Gitter (Einzelzylinder) verwendet.
Die instationären Navier-Stokes-Gleichungen werden durch ein semi-implizites Zeitintegrationsverfahren und eine Druck-Geschwindigkeits-Iteration zur Erfüllung der Kontinuitätsgleichung zu jedem Zeitpunkt gelöst.

Ergebnis

Durchgeführt wurde die Berechnung der Umströmung von Einzelzylindern, Tandemanordnungen und Dreiergruppen für kleine Reynoldszahlen (80...200) /2/.

Als Zylinderquerschnitte wurden Kreise und Ellipsen verwendet.

Die bisherigen Resultate (Nachlaufstruktur, Ablösefrequenz) lassen sich durch die im Strömungstechnischen Labor gewonnenen experimentellen Erfahrungen und durch Vergleiche mit anderen Arbeiten /3/ rechtfertigen.
Die Ergebnisse weisen jedoch auf die Notwendigkeit einer höheren örtlichen Auflösung durch eine Verfeinerung der verwendeten FV-Gitter hin (z.Z. ca. 100 x 60 Gitterpunkte).



Ausschnitt eines berechneten Vektorfeldes:
Kreiszylinderumströmung mit 2 ellipsoidalen Zylindern im Nachlauf zu einem Zeitpunkt $t=t_0$, 58x98 Gitterpunkte

Literatur

/1/ Klatt, Kühn: Experimentelle Untersuchungen der Umströmung von Tandemzylinderanordnungen. Report No. 23, Institut für Mechanik, Karl-Marx-Stadt 1989.
/2/ Bärwolff: Problems of Navier-Stokes-Computations of Flows around Cylinders. Proc.of 4th Intern.Symp.on CFD,Sept. 1991. Davis.
/3/ Li et al: Numerical Study of laminar flow part one and two circular cylinders. Comput.Fluids 19, 155-170 (1991).

weiteres Vorgehen

Erweiterung des Berechnungsverfahrens für eine Behandlung der 3D-Problematik,

Einsatz von direkten Lösungsverfahren für die Druck-Poisson-Gleichung als Ergänzung zu den bisherigen Iterationsverfahren zur Erfüllung der Kontinuitätsgleichung
LES und DNS für die Einzelzylinderumströmung

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden

Ansprechpartner Doz.Dr.-Ing.habil. J.Brechling / Dr.-Ing. H.Siemens

Institution TU Dresden, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Mommsenstr. 13 Telefon 4579258
O-8027 Dresden Telefax 4579226

weitere Partner

Thema Aerodynamische Optimierung der Kontur eines Oberleitungsrevisionstriebwagens (ORT)

Ausgangssituation Revisions- und Reparaturaufgaben eines Oberleitungsrevisionstriebwagens an den Anlagen elektrivizierter Eisenbahnstrecken erfordern auf den Triebwagendach verschiedener Aufbauten, von den vor allem die Hebebühne zusammen mit der Formausführung des Triebwagenkopfes einen eintscheidenden Anteil am Gesamtfahrwiderstand des Triebwagens bewirken. Den aerodynamischen Triebwagenwiderstand galt es zu verringern, damit dieser eine notwendige Erhöhung seiner maximalen Fahrgeschwindigkeit ohne großen Leistungszuwachs erreichen kann.

Ziel

Konturänderungen an dem symmetrisch ausgeführten Bug- und Hecktriebwagenkopf bei den Übergängen von der Kopfstirnfläche zu dem Kopfdach und zu den Kopfseitenwänden sowie eine technologisch einfache, nachträglich auf dem Kopfdach vor der kantigen Stirnfläche der Hebebühne anzubauende Luftleiteinrichtung sollen zu einer Gesamtwiderstandssenkung des Fahrzeuges führen.

Lösungsweg

Experimentelle Untersuchungen zur Umströmung von Schienenfahrzeugmodellen erfolgen in der Meßstrecke des NWK an Modellen im Maßst. 1:20. Durch Rauchversuche werden die Strömungsfelder und deren Berandung bei der Umströmung des Triebwagenmodelles in einem vertikalem bzw. horizontalem Mittelschnitt sichtbar gemacht für eine qualitative Bewertung. Quantitative Aussagen zum Form- und Rauhigkeitseinfluß auf den Fahrwiderstand des Triebwagens werden durch das Messen der Widerstandskraft abhängig von der Reynoldszahl der Fahrzeugumströmung und durch Wanddruckmessungen auf der Fahrzeugmodelloberfläche gewonnen. Die Kraftmeßeinrichtung für die Widerstandsmessungen ist in einem Modellbahndamm unterhalb des Triebwagens untergebracht und zu dessen Längsachse ausgerichtet, daß nur in der Anströmrichtung v_∞ eine Kraftwirkung erfaßt wird.

Ergebnis Die qualitativen Umströmungsuntersuchungen zeigten, daß die Strömung an dem Übergang von der Kopfstirn des bisherigen Originalmodellkopfes K1 zu dessen Kopfdach großräumig ablöst und intensiv über dem Triebwagendach mit seinen Aufbauten verwirbelt. Auch die Modellkopfvarianten K2 und K3 bewirkten ähnliche Strömungsbilder. Die Ursache für diesen beobachteten Umströmungszustand sind die zur Richtung der Anströmungsgeschwindigkeit viel zu steil stehende Kopfstirnfront und die kantige Gestaltung bzw. ein zu klein ausgeführte Kopfdachradius.des Kopfstirnüberganges zum flachen Kopfdach. Das Bild 1 zeigt den Verlauf des Widerstandsbeiwertes des ORT-Modelles für beide möglichen Anströmrichtungen, Hebebühne (HB) am Bug und Stromabnehmer (SA) am Heck bzw. im umgekehrten Aufbau, abhängig von der Triebwagenmodell-Reynoldszahl. Das Bild 2 enthält Widerstandsbeiwerte für Re > $2{,}5 \cdot 10^6$ abhängig von vier verschiedenen Kopfmodellen. Der im NWK entworfene Modellkopf K9 mit seinen elliptischen Konturübergängen zu den Seitenwänden und zum Kopfdach ergibt gemeinsam mit einer auf dem Kopfdach aufgesetzten Luftleiteinrichtung vor der Hebebühne eine hinreichend große Widerstandssenkung, die die Zielstellung des Auftraggebers erfüllt.

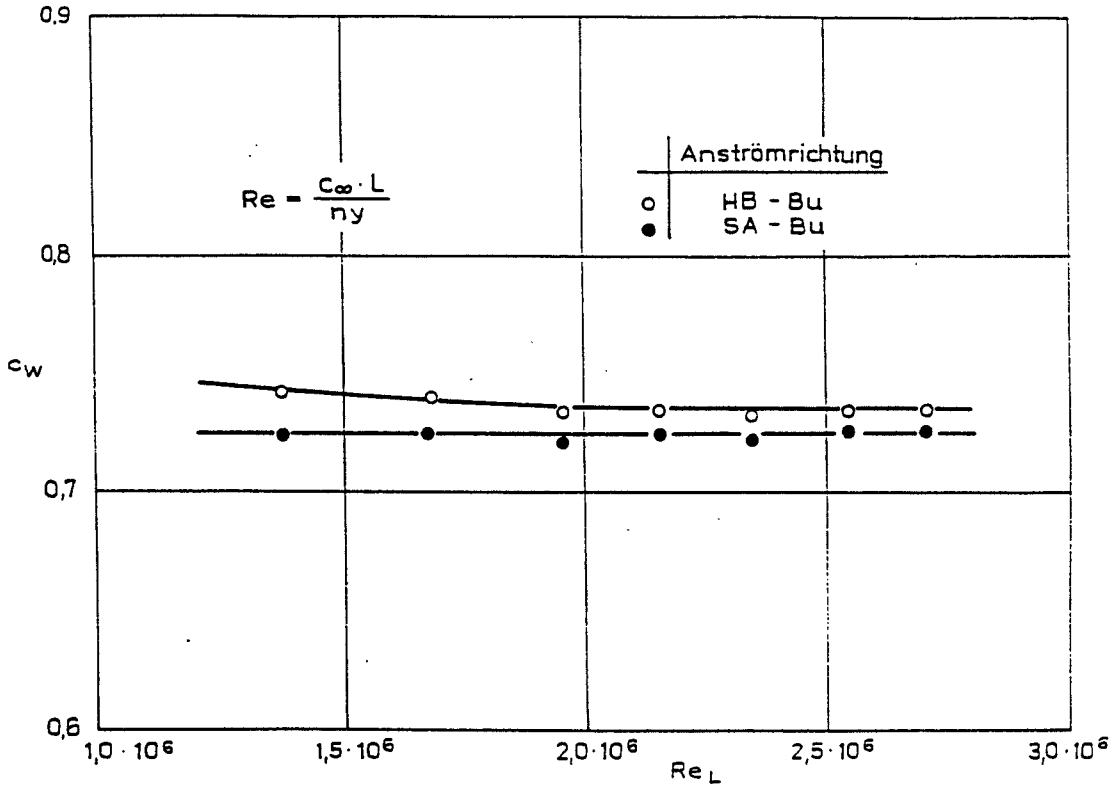


Bild 1 Abhängigkeit des Widerstandsbeiwertes des Triebwagenmodelles mit Kopf K1 von der Reynoldszahl der Modellumströmung

Literatur

Siemens, H.; Schlanzke, G.: Aerodynamische Optimierung der Kontur eines Oberleitungsrevisionstriebwagens (ORT) -Bericht, Niedergeschwindigkeitswindkanal, Institut für Strömungsmechanik, TU Dresden,-1991 (unveröff.)

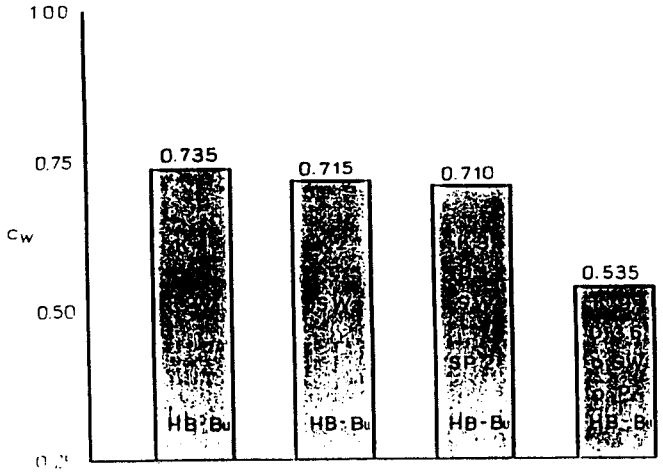


Bild 2 Vergleich der Widerstandsbeiwerte des Modelltriebwagens bei verschiedenen Modellköpfen

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden

Ansprechpartner Doz.Dr.-Ing.habil. J.Brechling/Dr.-Ing. G.Schlanzke

Institution TU Dresden, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Mommsenstr. 13
O-8027 Dresden

Telefon 4579 258
Telefax 4579 226

weitere Partner

Thema Untersuchungen an Sporthelmvarianten zur Verbesserung der Kühlluftführung sowie zur Beeinflussung der Abreißzonen am Körper eines Radrennsportlers

Ausgangssituation Es erfolgten Untersuchungen zu aerodynamischen Fragestellungen im Radsport.
Zwei Aufgaben waren zu bearbeiten:

1. Verbesserung der Kühlluftführung in Schutzhelmen
2. Untersuchung von Möglichkeiten zur Beeinflussung der Körperumströmung des Sportlers durch die Trikotgestaltung

Ziel Im Hinblick auf die zu erwartenden hohen Temperaturen bei den Wettkämpfen der Sommerolympiade 1992 in Barcelona sollte die Kühlluftführung an den Schutzhelmen so gestaltet werden, daß eine möglichst gute Kühlwirkung erreicht wird. Darüber hinaus sollten Möglichkeiten aufgezeigt werden, wie durch die Trikotgestaltung eine Verringerung des Widerstandsbeiwertes des Rennfahrers erreicht werden kann.

Lösungsweg Die Untersuchungen erfolgten im Niedergeschwindigkeitswindkanal des Institutes für Strömungsmechanik an verschiedenen, vom Auftraggeber vorgegebenen Helmvarianten. Neben der günstigen Gestaltung der Kühlluftführung sollten auch Möglichkeiten zur Verbesserung der Helmumströmung aufgezeigt werden.
Die durch den Helm strömende Kühlluftmenge ist unter anderem abhängig von der Druckdifferenz zwischen Ein- und Austrittsöffnung sowie von der Größe dieser Flächen. Die Eintrittsöffnung sollte deshalb im Bereich des vorderen Staupunktes und die Austrittsöffnungen im Bereich kleiner Drücke auf der Helmoberfläche liegen. Sie sind so zu gestalten, daß sie die Helmumströmung nicht negativ beeinflussen. Mit Hilfe von Anstrichversuchen konnten die Strömungsverläufe auf den Konturen der Helmvarianten sichtbar gemacht werden. Bei einer Wettkampfgeschwindigkeit von c = 56 km/h ergibt sich für die mit dem Helmdurchmesser gebildete Reynoldszahl ein Wert von $Re = 1{,}75 \cdot 10^5$. Sie ist damit kleiner als die kritische Reynoldszahl für die Kugelumströmung. Damit war die Möglichkeit gegeben, durch Anbringen einer Stolperkante die Helmumströmung zu verbessern. Durch anschließende Anstrichversuche waren bei allen Helmvarianten Verbesserungen nachzuweisen. Die Einflüsse der Ein- und Austrittsöffnungen sowie vorgenommene Verbessungen konnten mit dieser einfachen Methode nachgewiesen werden. Die vorgeschlagenen Maßnahmen wurden bei den Olympiahelmen weitgehend berücksichtigt.

Ergebnis

In vorangegangenen Arbeiten wurde der Einfluß der Oberflächenrauhigkeit, die bedingt ist durch die Stoffqualität des Trikots sowie der Einfluß der Schnittgestaltung (Lage der Nähte, Kombination verschiedener Stoffarten) auf die Köperumströmung untersucht. Bei diesen Untersuchungen gelang es nicht immer, mehrere Einflußgrößen voneinander zu trennen (z. B. nicht eindeutige Lage der Nähte bei Trikotwechsel, ungewollte Faltenbildung u.s.w.). Es konnten aber Unterschiede im Widerstandsverhalten bei verschiedenen Trikotvarianten nachgewiesen werden. Systematische, grundlegende Untersuchungen waren damit jedoch nicht möglich. Im Rahmen der durchgeführten Arbeiten wurde mit solchen systematischen Untersuchungen begonnen. Sie erfolgten an einem Bahnrad. Die Trikotnähte wurden durch Aufkleben von 2 mm-Kunststoffschläuchen nachgebildet. Für spoilerartige Verdickungen wurden Schläuche größeren Durchmessers verwendet. Zur Bestimmung der Lage der Stolperkanten dienten wiederum Anstrichversuche. Ihre Wirkung auf den Widerstand wurde durch Messung der Widerstandskräfte ermittelt. Die durchgeführten Untersuchungen führten zu einer Widerstandsverminderung von 6,9 %.



Bild 1: Helm ohne Stolperkante

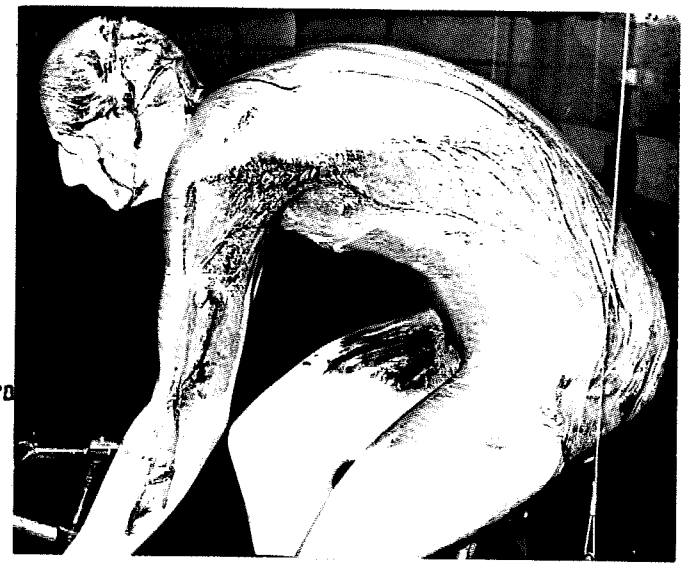


Bild 3: Anstrichbild an glatter Puppe

Literatur

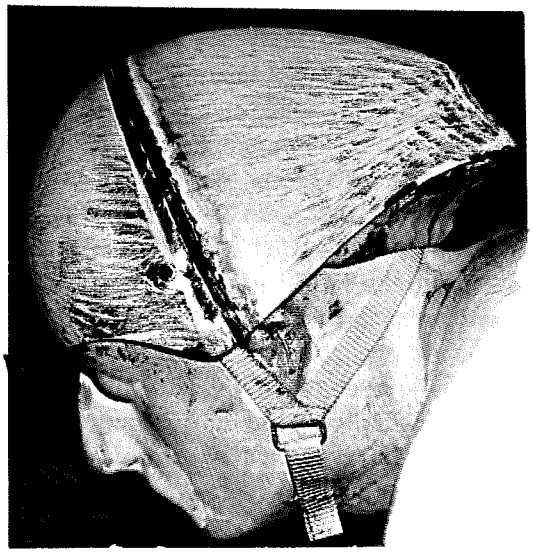


Bild 2: Helm mit Stolperkante



Bild 4: Puppe mit simulierten Trikotnähten. Widerstandsreduzierung 6,9%

weiteres

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

"Stumpfe Körper / Rümpfe"

Ansprechpartner

U. Gietz, Dr. J. Kux

Institution

Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse

Lämmersieth 90, 2000 Hamburg 60

Telefon (040)29 84 - 3100

Telefax - 3199

weitere Partner

Thema

Vergleich experimenteller und numerischer Untersuchungen der Strömung an einer realistischen Schiffsform mit schwacher Ablösung

Ausgangssituation

Die Gegenüberstellung von Windkanalmessung/CFD-Rechnung ist für vergleichende Untersuchungen der Schiffsumströmung besonders geeignet. Im Experiment werden Doppelmodelle verwendet, die wie in vielen CFD-Rechnungen üblich, den Einfluß der freien Wasseroberfläche und die Wirkung des Propellers vernachlässigen. Sie sind somit die naturgetreue Abbildung der abstrakten Rechennetze in die Realität. Die Rechenergebnisse lassen sich direkt an den entsprechenden Punkten am Doppelmodell überprüfen.

Ziel

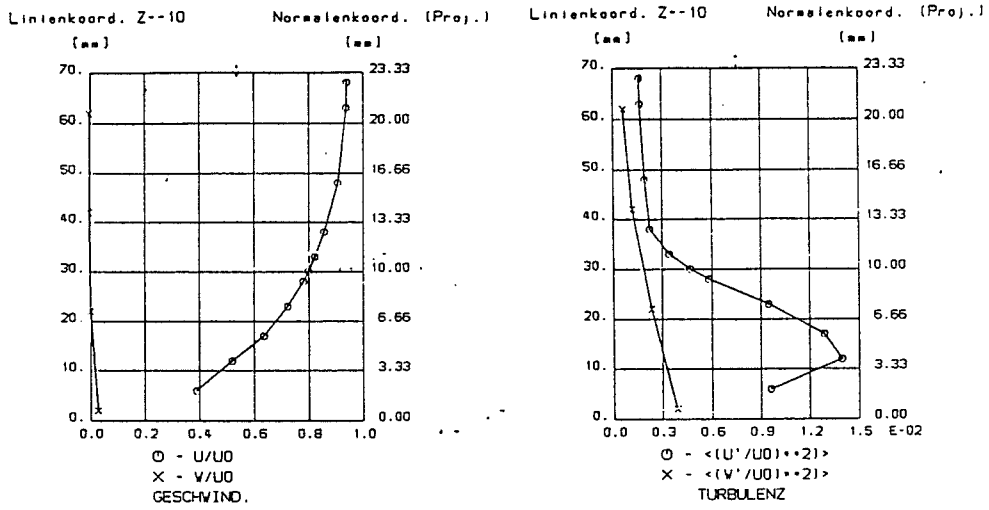
Es werden Basisdaten aus der Untersuchung mehrerer Schiffsformen gewonnen. Sie bilden eine Grundlage für die Weiterentwicklung der strömungsphysikalischen Modellbildung und eine Kontrolle der darauf aufbauenden CFD-Rechnungen.

Lösungsweg

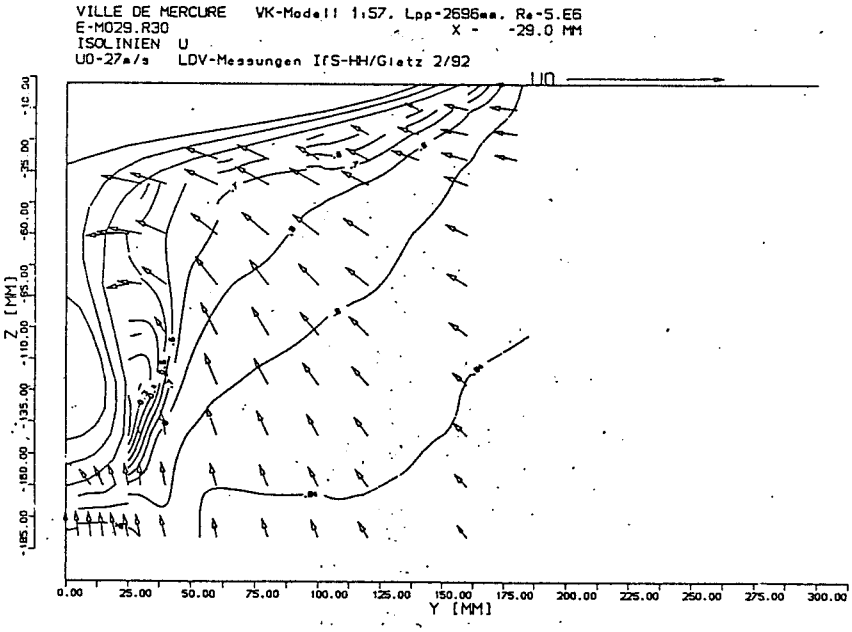
In Windkanalexperimenten am Modell eines wirklichkeitsgetreuen Containerschiffes mit Wulstbug und Trimm werden Komponenten der mittleren Geschwindigkeit sowie deren turbulente Schwankungen bestimmt. Außerdem wurden der Oberflächendruck gemessen und mit einem Anstrichbild die Wandschubspannungsrichtungen dargestellt. Schlepptankmessungen aus einem externen Forschungsprojekt ergänzen die durchgeführten Untersuchungen.

Ergebnis

Die experimentellen Ergebnisse über die Verteilung von der mittleren Geschwindigkeit, Diagonalkomponenten des Reynoldstensors und Oberflächendruck entlang des Schiffes liegen vor. Grenzschichtrechnungen (ohne Ablösezone) wurden durchgeführt.



Geschwindigkeits- und Turbulenzprofil in der Heckzone



Querkomponenten (Pfeile) und Axialkomponente (Isolinien)

Literatur

Denker J., Knaack T., Kux J.,"Experimental and Numerical Investigations of HSVA-tanker-2 flow field", IfS-Bericht 516, 1992

Knaack T., "Untersuchung der Struktur des Reynolds Tensorfeldes in einer dreidimensionalen Strömung", IfS-Bericht 527, 1992

weiteres Vorgehen

Messung von instationären Vorgängen im Bereich der Ablösung
Bestimmung des Gesamtwiderstandes des Windkanalmodells
Detailmessungen im Bereich der Ablösezone

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Dr.-Ing. C. Hipp-Kalthoff, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3405
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Numerische Untersuchung inkompressibler freier Scherschichten

Ausgangssituation In Laborexperimenten und in technischen Anwendungen entwickeln sich freie Scherschichten räumlich in Stromrichtung. Numerische und theoretische Untersuchungen des laminar-turbulenten Übergangs von Scherströmungen sind aber bisher zu überwiegenden Teil an zeitlichen freien Scherschichten, d.h. mit den vereinfachenden Modellannahmen der zeitlichen Entwicklung von räumlich periodischen Scherschichten durchgeführt worden.

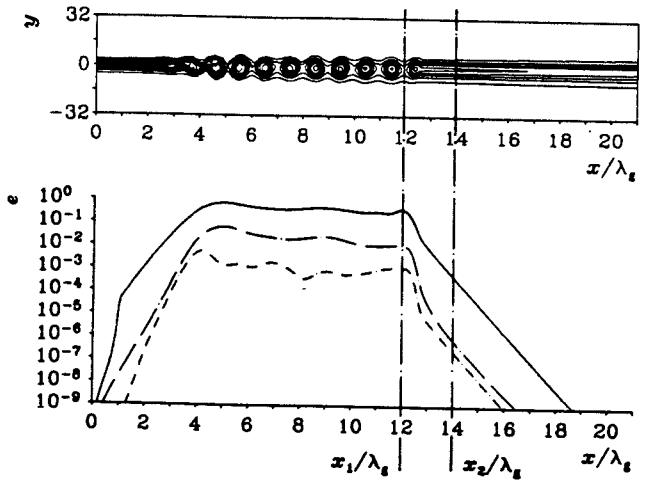
Ziel

Am Beispiel der ebenen freien Scherschicht sollen Gemeinsamkeiten und Unterschiede zwischen der räumlichen und der zeitlichen Scherschichtentwicklung untersucht werden. Insbesondere soll geklärt werden, welche Mechanismen die dreidimensionale Entwicklung von freien Scherschichten einleiten und einen maßgebenden Anteil an der Bildung von Längswirbelstrukturen haben.

Lösungsweg Es wurden direkte numerische Simulationen mit einem kombinierten Differenzen-Spektralverfahren zur Lösung der instationären, inkompressiblen, dreidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen durchgeführt. Unterschiedliche Randbedingungen am Einström- und am Ausströmrand ermöglichen die Simulation der Scherschicht als sich zeitlich und als sich räumlich entwickelnde Strömung.
Beim räumlichen Simulationsverfahren wurde die schwierige Aufgabe, am Ausströmrand geeignete Randbedingungen vorzugeben, mit Hilfe der gleichen, effektiven Vorgehensweise wie bei unseren räumlichen Umschlagssimulationen in der Plattengrenzschicht mit Druckanstieg gelöst: In der Nähe des Ausströmrandes werden die Störungen in einer "Beruhigungszone" (ohne schädliche Stromaufwärtswirkung) künstlich gedämpft, so daß gar keine Störungen, sondern nur eine relaminarisierte Grundströmung den Ausströmrand passieren muß.

Ergebnis

Das zweidimensionale und das dreidimensionale Entwicklungsstadium freier Scherschichten wurde mit einem zeitlichen und mit einem räumlichen Simulationsverfahren untersucht. Es konnte gezeigt werden, daß abgesehen von der Dispersion linearer Störwellen alle untersuchten physikalischen Mechanismen in zeitlichen freien Scherschichten in vergleichbarer Weise wirken wie in räumlichen freien Scherschichten. Qualitative Unterschiede bestehen jedoch hinsichtlich der Symmetrieeigenschaften der Störungen in Normalenrichtung. Die Störungen sind bei räumlichen Scherschichten asymmetrisch, bei zeitlichen Scherschichten jedoch symmetrisch. Quantitative Unterschiede bestehen hinsichtlich der Größe der Anfachungsrate von Störungen. Im Wirkungsbereich einer Sekundärinstabilität (subharmonische Sekundärinstabilität, translative Instabilität) werden Störungen in räumlichen freien Scherschichten sehr viel stärker angefacht als vergleichbare Störungen in zeitlichen freien Scherschichten. Das Zusammenwirken mehrerer Instabilitätsmechanismen im Verlauf der räumlichen zwei- und dreidimensionalen Entwicklung freier Scherschichten läßt sich nur mit räumlichen Simulationen quantitativ richtig erfassen.



Abklingverhalten der Störung in der Beruhigungszone am Ausströmrand. Linien konstanter Wirbelstärke ω_z über x/λ_g und y (oberes Bild) und kinetische Energie e dreier harmonischer Anteile über x/λ_g.
(—·—· $\beta=0$; ——— $\beta=\beta_f$; —·—·—· $\beta=2\beta_f$). Die freie Scherschicht wird in $x/\lambda_g=1$ mit der Frequenz β_f monochromatisch gestört.

Literatur

C. Hipp-Kalthoff: Numerische Untersuchung inkompressibler freier Scherschichten. Dissertation, Universität Stuttgart, 1992.

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	H.-P. Kreplin, R. Stäger	
Institution	DLR, SM-ES	
Adresse	Bunsenstr.10 3400 Göttingen	**Telefon** 0551-709-2259 **Telefax** 0551-709-2889
weitere Partner		

Thema Bestimmung des Reynoldsschen Spannungstensors in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationskörpers

Ausgangssituation

Im Rahmen eines langfristigen Forschungsvorhabens zur Untersuchung dreidimensionaler Grenzschichten sind umfangreiche Messungen der zeitlich gemittelten Geschwindigkeitsprofile am angestellten DLR-Rotationsellipsoid durchgeführt worden.

Ziel

Vervollständigung der experimentellen Datenbasis durch Turbulenzmessungen in der 3d-Grenzschicht für den Modellanstellwinkel $\alpha = 10°$ (Testfall der AGARD-FDP WG 10). Turbulenzmodellierung für 3d-Grenzschichten an Rümpfen und Flugkörpern bei mäßigen Anstellwinkeln.

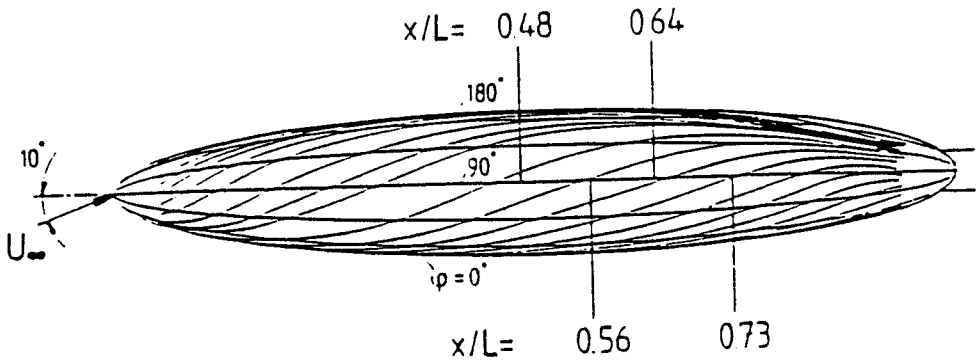
Lösungsweg

Für die Turbulenzmessungen in der 3d-Grenzschicht wird die Hitzdrahtanemometrie eingesetzt. Es wird eine Vierdrahtsonde mit einem Auswerteverfahren benutzt, das die gleichzeitige Bestimmung aller drei Komponenten des momentanen Geschwindigkeitsvektors gestattet.
Die Messungen wurden im 3m-Niedergeschwindigkeitswindkanal Göttingen bei einem Modellanstellwinkel $\alpha = 10°$ und einer Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 30$ m/s ($Re_L = 4{,}7 \times 10^6$) durchgeführt. Der Grenzschichtumschlag war bei x/L= 0,2 mit einem Stolperdraht fixiert.

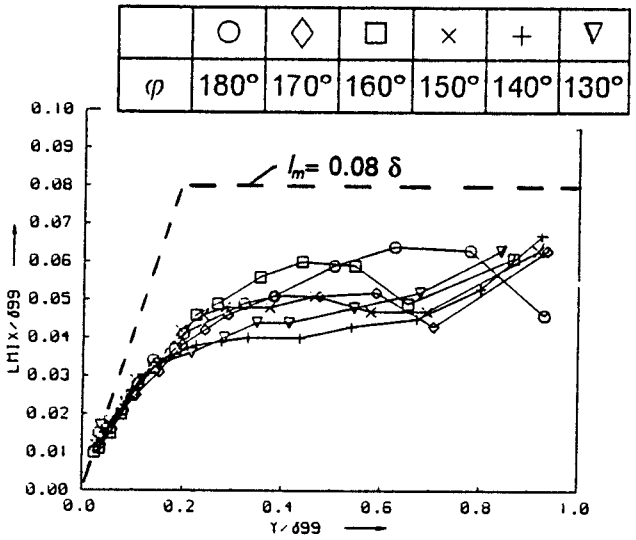
AG STAB

Ergebnis

In der hinteren Modellhälfte wurden in vier Schnitten Messungen durchgeführt. Hier ist insbesondere der Bereich konvergierender Wandstromlinien und aufgedickter Grenzschicht auf der Leeseite von Interesse. Aus den vorliegenden Momentanwerten des Geschwindigkeitsvektors wurden die Komponenten der mittleren Geschwindigkeit, der komplette Reynoldssche Spannungstensor sowie höhere Momente der Geschwindigkeitsschwankungen berechnet. Hieraus lassen sich weitere Größen für Vergleiche mit Turbulenzmodellen bestimmen.



Verlauf der gemessenen Wandstromlinien am Rotationsellipsoid, α= 10°, und Schnitte der Hitzdrahtmessungen



Verteilungen des Mischungswegs in der 3d-Grenzschicht bei x/L= 0,73 für verschiedene Umfangswinkel auf der Leeseite

Literatur

R. Stäger, H.-P. Kreplin: Turbulenzmessungen in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationskörpers, 8. DGLR-Fach -Symposium "Strömungen mit Ablösung", 10.-11.11.1992, Köln-Porz, Vortrag 92-04-048.

Weiteres Vorgehen

Analyse und Dokumentation der Daten

Datum 20.01.93 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis
Stumpfe Körper/Rümpfe
Physikalische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner
Herr Lieser

Institution
Technische Hochschule Darmstadt, seit 1.12.92 DLR Braunschweig

Adresse
Institut für Entwurfsaerodynamik
Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531/395-2470
Telefax

weitere Partner
Dornier

Thema
Numerische Simulation transsonischer Heckströmungen mit Treibstrahl

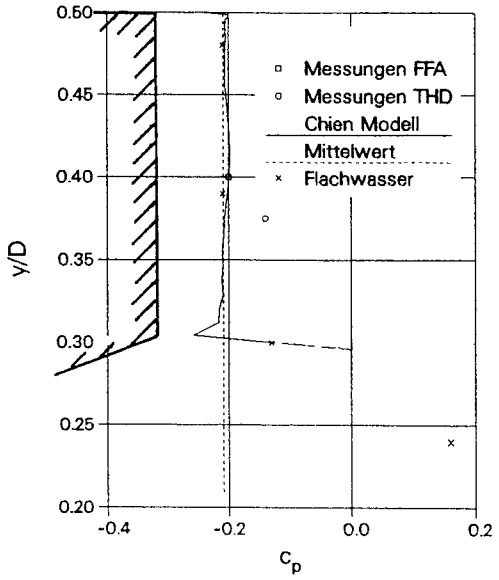
Ausgangssituation
Als Basis dient ein explizites Finite-Volumen, Runge-Kutta Zeitschrittverfahren (Jameson). Die numerische Berechnung abgelöster Heckströmungen stellt höchste Anforderungen an die Stabilität des Verfahrens. Es mangelt an Erfahrungen bei Verwendung von Turbulenzmodellen in kompressiblen abgelösten Strömungen.

Ziel
Weiterentwicklung des Verfahrens für die Berechnung turbulenter transsonischer Stufen und Heckströmungen. Erweiterung um ein implizites Verfahren zur Lösung viskos dominierter Probleme und zur Lösung der k-ϵ- Gleichungen. Verbesserung und kritische Auseinandersetzung mit Wirbelviskositätsmodellen bei der Berechnung kompressibler abgelöster Strömungen.

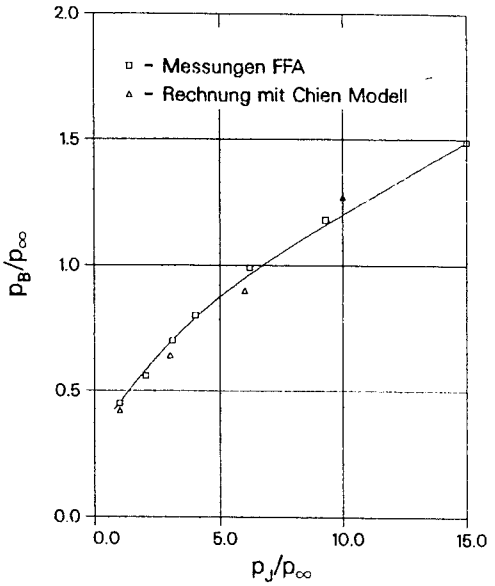
Lösungsweg

- Das Verfahren wird zunächst auf den aus der Literatur bekannten neuesten Stand gebracht
- Das Implizite Verfahren von Beam/Warming wird in die Finite Volumen Formulierung überführt und die Transformationen für Körperkonforme Netze eingebaut.
- Einbau von algebraischen und k-ϵ- Turbulenzmodellen für kompressible Strömung und Untersuchung zur günstigsten numerischen Behandlung.
- Konzentration auf einfache Geometrien und Begleitende Experimente an einem Transonikkanal

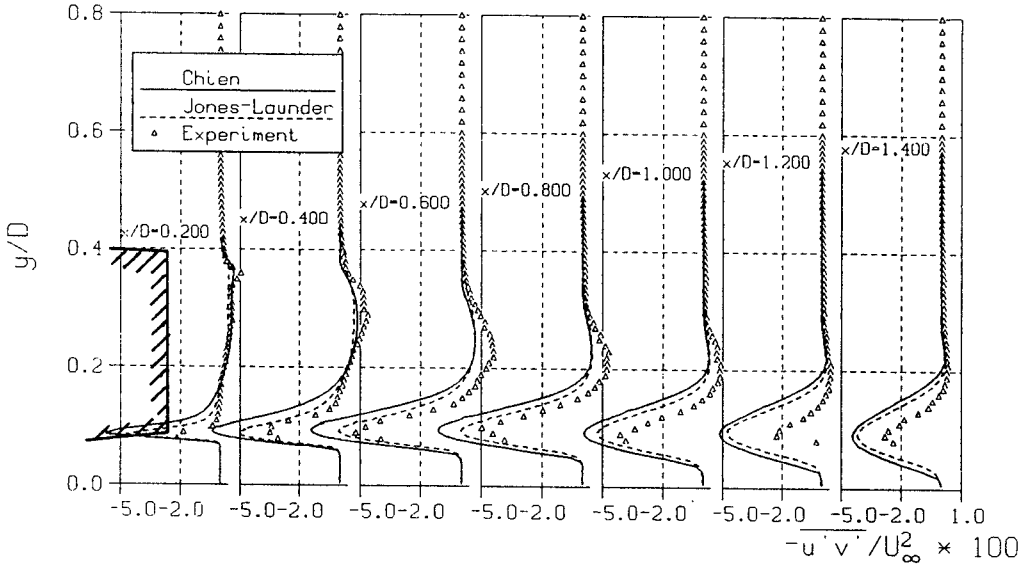
Ergebnis



Basisdruckverteilung
im Vergleich mit Messungen der FFA und eigenen Messungen



Berechneter Basisdruck als Funktion des Treibstrahl - Druckverhältnisses



Reynoldsspannungsprofile im Rezirkulationsgebiet, berechnet mit Zweigleichungsmodellen im Vergleich mit Experimenten der ONERA

Literatur

Lieser, J.A., Theoretische und experimentelle Untersuchungen transsonischer Heckströmungen, Dissertation, TH-Darmstadt, 1992

weiteres Vorgehen

Für die Heckströmung wäre die Verwendung eines erweiterten Wirbelviskositätsansatzes angebracht. Die weiteren Arbeiten an der TH-Darmstadt mit dem numerischen Verfahren gehen in Richtung transsonischer Profilumströmung und Einfluß der Reynoldszahl.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner D. Nikolitsch

Institution Deutsche Aerospace, Abwehr und Schutz

Adresse Postfach 801149
8000 München 80

Telefon (089)607-22964

Telefax (089)607-22461

weitere Partner E. Waxweiler

Thema Interferenz eines Flugzeugabwindfeldes mit einem Dispenser

Ausgangssituation

Im Tragflug und beim Abgang ist ein Dispenser vor allem dem Abwindfeld der Flügel ausgesetzt. Wesentlich für eine zuverlässige Simulation der Flugbahn ist die Kenntnis der aerodynamischen Kräfte und Momente in der Anfangsphase des Fluges.

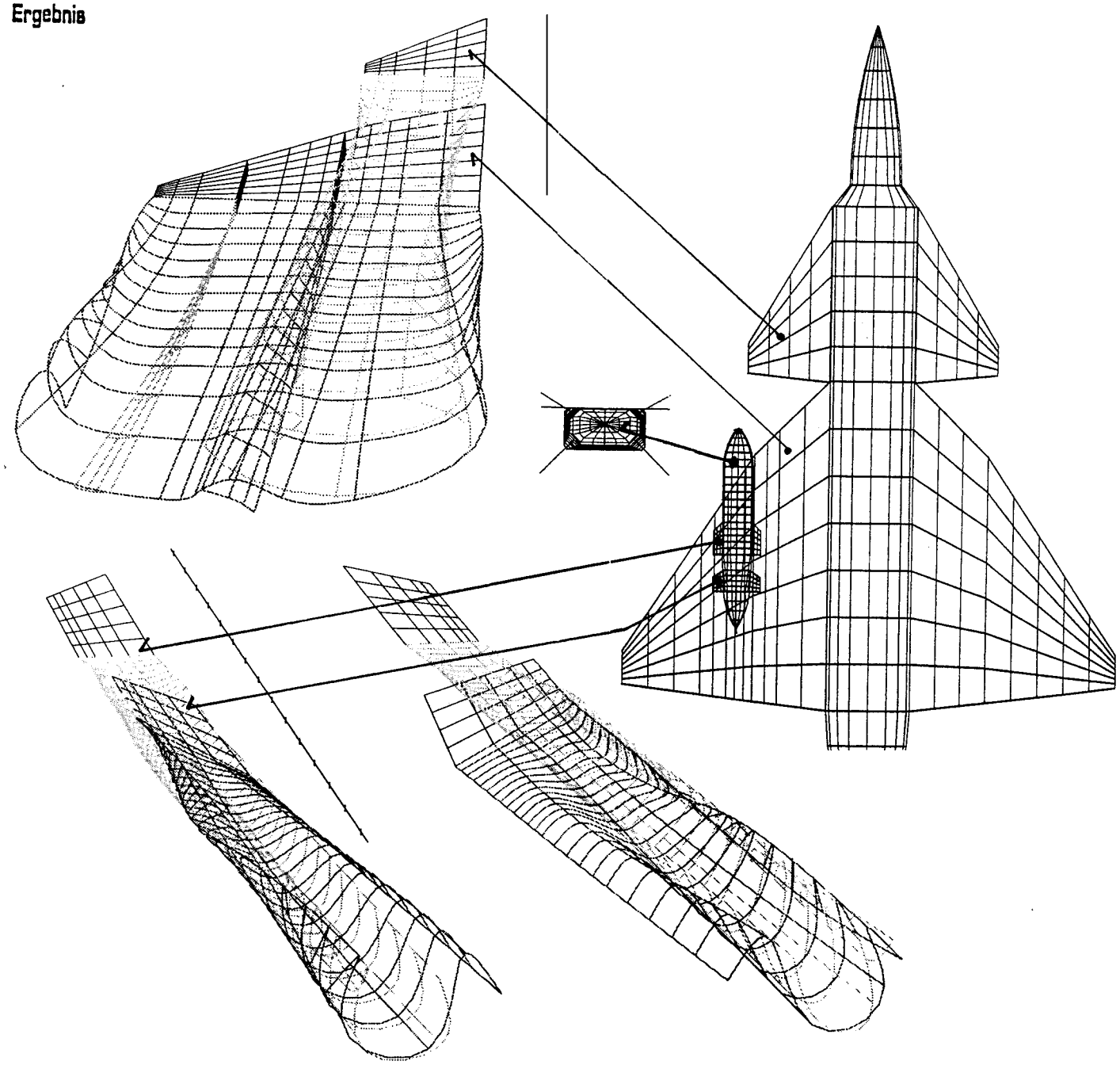
Ziel

Zunächst mußte die Umströmung einer Doppeldelta-Anordnung (Viggen) berechnet werden, anschließend die Interferenz mit dem Dispenser.

Lösungsweg

Da der Behälter nach vorne über die Flügelvorderkante hinausragt, liegt er im Aufwind des Hauptflügels, welches gleichzeitig gestört wird durch die Seitenkantenablösung des leicht versetzten Vorflügels. Der Dispenser selbst besitzt je 2 Flügel, Leitwerke und Flossen und ist an einem Pylon aufgehängt. Bevor die Gesamtsimulation dieser komplexen Geometrie mit ihren gegenseitigen aerodynamischen Beeinflussungen begonnen werden kann, müssen die Wirkungen der einzelnen Komponenten systematisch geklärt werden. Daher wurde nach und nach die Simulation des gesamten Strömungsfeldes der beiden Flügel und einer vereinfachten Rumpfkonfiguration des Trägers (Viggen) sowie des gesamten Dispensers mit Hilfe eines nichtlinearen Panelverfahrens aufgebaut.

Ergebnis



Literatur

D. Nikolitsch, E. Waxweiler "Einfluß beliebiger Windfelder auf Flugkörper und aeromechanische Abgangssimulation". DASA-TN-VAS41-92-0050

weiteres Vorgehen

Einbeziehen der abgelösten Strömung an den Unterkanten des Behälterrumpfes; Validierung mit Windkanal- und Freiflugdaten; Simulation des Abgangsverhaltens

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner D. Nikolitsch

Institution Deutsche Aerospace, Abwehr und Schutz

Adresse Postfach 801149
8000 München 80

Telefon (089)607-22964

Telefax (089)607-22461

weitere Partner

Thema

Einfluß eines achsparallelen Triebwerksstrahls auf die Druckverteilung auf einem Flugkörper

Ausgangssituation

Ein Triebwerksstrahl tritt mit hoher Unterschallgeschwindigkeit unter einen kleinen Winkel zur Achse kurz hinter den Flügeln eines schlanken Flugkörpers im Unterschall aus.

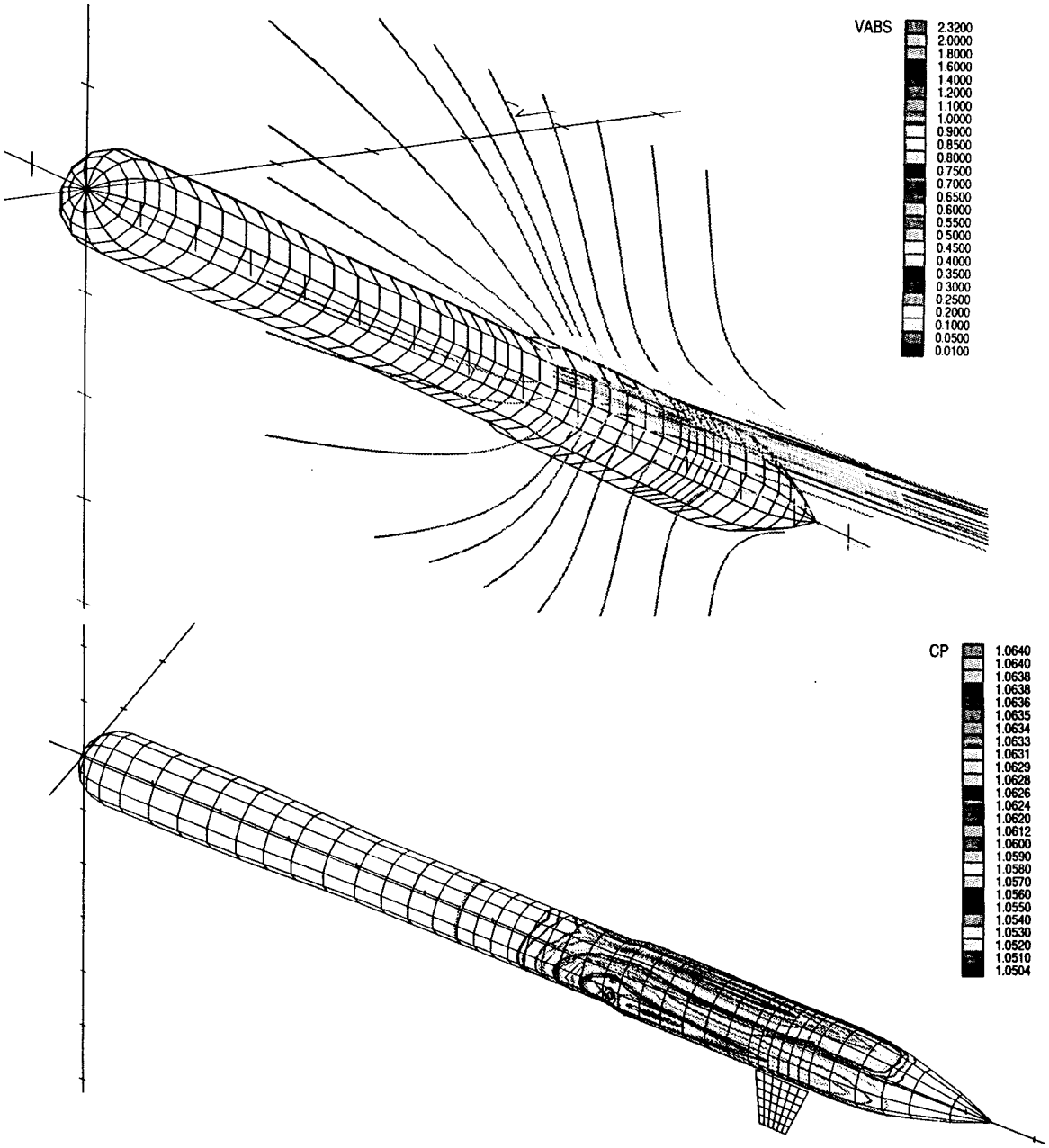
Ziel

Es sollte ein einfaches Verfahren entwickelt werden, das eine Abschätzung der induzierten Kräfte und Momente auf den Flugkörper, vor allem aber auf die Ruder erlaubt.

Lösungsweg

Die Umströmung des Flugkörpers allein wurde mit Hilfe eines Panelverahrens berechnet. Die Beschreibung des Triebwerksstrahls wurde zunächst mit einem semi-empirischen Verfahren versucht. Da dort keine Drainage-Effekte berücksichtigt wurden, erschienen die Ergebnisse unzureichend. Daher wurde eine analytisch darstellbare NS-Lösung für das Geschwindigkeitsfeld eines Strahls nach Landau und Squire verwendet. Die Abbildungen zeigen das berechnete Strömungsfeld des Strahls und seinen Einfluß auf das Flugkörperheck mit eingestellten Leitwerken in x-Lage bei einem "Standversuch" ohne äußere Anströmung.

Ergebnis



Literatur D. Deppe, P. Endmann, P. Hennig, D. Nikolitsch, E. Waxweiler
"Untersuchungen zur Strahlsimulation und Strahlinterferenz"
DASA-TN-VAS41-93-0004

weiteres Vorgehen

Paramtervariationen, Vergleich mit Windkanalmessungen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. H.-D. Papenfuß, Dipl.-Ing. P. Dilgen

Institution Ruhr-Universität Bochum

Adresse Institut für Thermo- und Fluiddynamik
Postfach 102148, D-4630 Bochum 1

Telefon (0234) 7003790
Telefax 7094162

weitere Partner Prof. Dr.-Ing. K. Gersten
Ruhr-Universität Bochum, Institut für Thermo- und Fluiddynamik

Thema Berechnung abgelöster inkompressibler Strömungen um rotationssymmetrische Rümpfe mit Hilfe der Zonenmethode

Ausgangssituation Es wurden zwei- und dreidimensionale Verfahren auf der Basis der Zonenmethode entwickelt, die die Berechnung der Umströmung von stumpfen Körpern mit massiver Ablösung für verschiedene Heckformen ermöglichen. Anwendung fanden die Verfahren in der Kraftfahrzeugaerodynamik.

Ziel Entwicklung eines Verfahrens zur Berechnung der inkompressiblen Strömung um rotationssymmetrische Rümpfe bei hohen Reynolds-Zahlen. Zentrales Element der verwendeten Zonenmethode ist das Prinzip des Ersatzkörpers, der die Verdrängungswirkung der Grenzschicht und des Nachlaufes auf die reibungslose Außenströmung simuliert. Die Form des Nachlauf-Ersatzkörpers ist durch eine durch universelle Eigenschaften gekennzeichnete dimensionslose Nachlauffunktion geprägt. Ziel des experimentellen Teils der Untersuchung ist die Bestimmung der Nachlauffunktion an einer rotationssymmetrischen zurückspringenden Stufe.

Lösungsweg

Als Berechnungsverfahren wird die Zonenmethode eingesetzt, die die Strukturierung des Strömungsfeldes bei hohen Reynolds-Zahlen ausnutzt: reibungslose Außenströmung, Nachlauf mit eingebettetem Totwasser und Grenzschicht am Körper. Für diese Zonen können jeweils unterschiedliche asymptotische Grenzfälle der zeitlich gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen angegeben werden. Die Anpassung der Zonen erfolgt iterativ über das Konzept des Ersatzkörpers, der die Verdrängungswirkung der reibungsbehafteten Zonen auf die Außenströmung simulieren soll. Experimentelle Befunde beim ebenen Problem (Wauschkuhn [1]) zeigen, daß die Gleichung des Nachlauf-Ersatzkörpers universell ist, wenn sie mit Hilfe geeigneter Skalierungsgrößen entdimensioniert wird. Die Bestimmung dieser Größen erfolgt iterativ über eine integrale Impulsbilanz und eine Gleichung, die den Basisdruck mit dem Druck im Wiederanlegepunkt in Beziehung setzt (Silz [2]).

Als Berechnungsverfahren für die reibungslose Außenströmung wird das Wirbelringverfahren (Vandrey [3]) eingesetzt. Für die Körpergrenzschicht wird ein auf der Theorie von Green et al. [4] basierendes Integralverfahren verwendet.

Ergebnis

Das Verfahren wurde auf die Umströmung eines Rotationshalbellipsoides mit zylindrischer Verlängerung angewendet. **Bild 1** zeigt die gemessene Druckverteilung (durch Symbole gekenzeichnet) und die bei der Reynolds-Zahl der Messung (Re = $3.7 \cdot 10^5$) berechnete Druckverteilung (durchgezogene Linie). Die Übereinstimmung zwischen Messung und Rechnung ist gut. Auch der für den Widerstand maßgeblich verantwortliche Basisdruckbeiwert c_{pB} wird von der Rechnung gut wiedergegeben. Die gestrichelte Linie in **Bild 1** zeigt das Ergebnis für $Re \to \infty$, das einen deutlich niedrigeren Basisdruckbeiwert liefert als bei $Re = 3.7 \cdot 10^5$. Der Einfluß der Reynolds-Zahl auf Basisdruck und c_W-Wert sowie dessen Einzelbeiträge (Druckwiderstand c_{WD} und Reibungswiderstand c_{WR}) ist in **Bild 2** für Reynolds-Zahlen von 10^5 bis 10^{10} dargestellt. Bei $Re = 10^5$ haben Druck- und Reibungswiderstand ungefähr die gleiche Größe. Mit zunehmender Reynolds-Zahl steigt der Druckwiderstand aufgrund der Abnahme des Basisdruckes an, und der Reibungswiderstand nimmt ab. Ungefähr ab $Re = 10^8$ bleibt der Gesamtwiderstand konstant, da sich die Änderungen der Einzelbeiträge kompensieren.

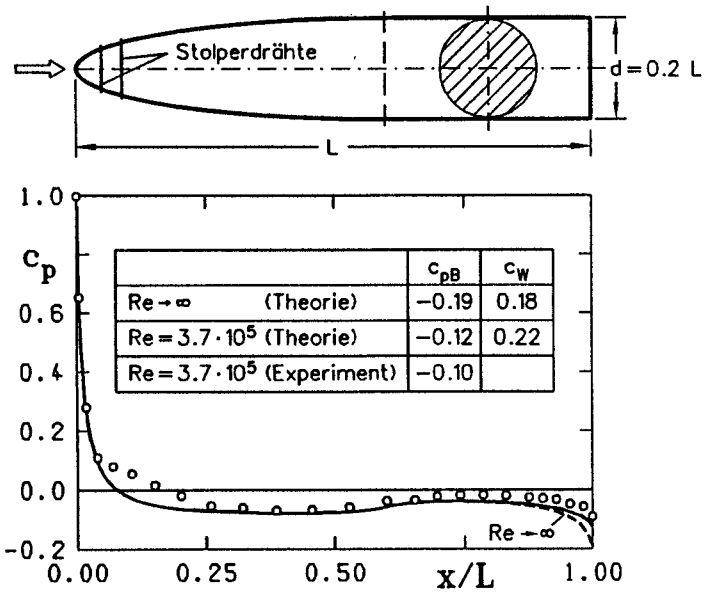


Bild 1: Gemessene und berechnete Druckverteilung an einem Rotationshalbellipsoid mit zylindrischer Verlängerung

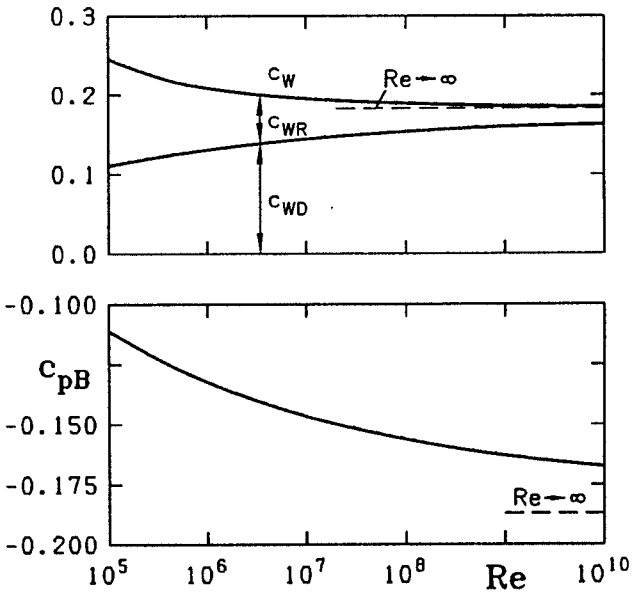


Bild 2: Berechneter Widerstandsbeiwert mit seinen Einzelbeiträgen sowie Basisdruckbeiwert als Funktionen der Reynolds-Zahl

Literatur

[1] **Wauschkuhn, P.**: Ein Beitrag zu den ebenen turbulenten Strömungen mit begrenztem Ablösungsgebiet. Dissertation, Ruhr-Universität Bochum 1982.

[2] **Silz, M.**: Modellierung der turbulenten freien Scherschicht an einer zurückspringenden Stufe. Institutsbericht ASt 13, Institut für Thermo- und Fluiddynamik, Ruhr-Universität Bochum 1992.

[3] **Vandrey, F.**: A direct iteration method for the calculation of the velocity distribution of bodies of revolution and symmetrical profiles. ARC & RM No. 3374, 1951.

[4] **Green, J.E., Weeks, D.J., Brooman, J.W.F.**: Prediction of turbulent boundary layers and wakes in compressible flow by a lag-entrainment method. ARC & RM No. 3791, 1973.

weiteres Vorgehen

Die Vorgehensweise soll auf die Berechnung der Umströmung dreidimensionaler Körper übertragen werden. Es ist in erster Linie an Kraftfahrzeuge gedacht. Das Ziel ist, ein Entwurfsverfahren zur Bestimmung widerstandsarmer Geometrien zu entwickeln.

Datum 11. Januar 1993 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Rodi

Institution Sonderforschungsbereich 210, Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1 **Telefon** (0721) 608-3535
Telefax (0721) 608-2202

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchung der instationären Wirbelablösung an quadratischen Zylindern

Ausgangssituation

Es gibt sehr wenige detaillierte, zeitaufgelöste Messungen der Strömung um Zylinder mit instationärer Wirbelablösung. Solche Messungen werden dringend zur Verifikation von Rechenverfahren benötigt.

Ziel

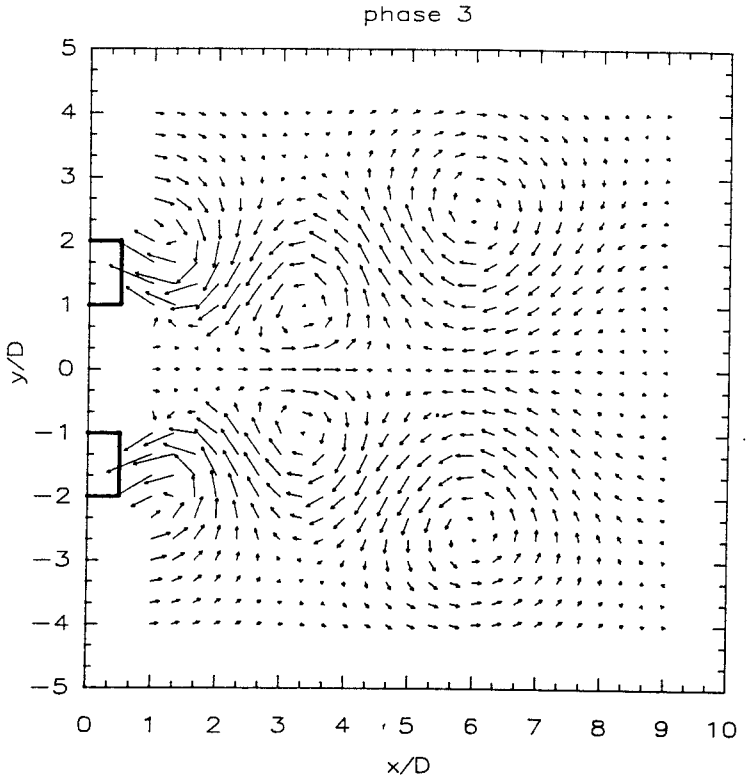
Bereitstellung von Meßdaten für die Strömung um quadratische Einzelzylinder und paarweise angeordnete Zylinder. Dabei Trennung der gemessenen Schwankungsbewegung in einen periodischen Anteil und einen stochastischen, turbulenten Anteil.

Lösungsweg

Durchführung der Messungen in einem geschlossenen Wasserkanal. Zunächst Sichtbarmachungsuntersuchungen. Sodann detaillierte Ausmessung des Geschwindigkeitsfeldes mit Hilfe eines Zweikomponenten-Laser-Doppler-Anemometers. Zur Trennung der Geschwindigkeitsschwankungen in periodische und stochastische wird der Phasenwinkel der Wirbelablösung mit Hilfe einer Druckmessung an der Seitenwand des Zylinders bestimmt und als Trigger-Signal für die Auswertungen verwendet. Mit dem entwickelten Auswerteprogramm ist es möglich, sowohl die phasengemittelten wie auch die zeitlich gemittelten Geschwindigkeitskomponenten zu bestimmen, deren periodische und stochastische Fluktuationen sowie die phasengemittelten Reynoldsspannungen.

Ergebnis

Messungen wurden in der Strömung um einen quadratischen Einzelzylinder sowie um zwei paarweise angeordnete quadratische Zylinder jeweils bei Re ≈ 22.000 durchgeführt. Nachfolgend werden für eine Phase gemessene Geschwindigkeitsvektoren für den Fall der Strömung um zwei paarweise angeordnete Zylinder vorgestellt.



Beispiel der gemessenen Geschwindigkeitsvektoren in der Strömumg um zwei quadratische Zylinder, Verschiebung der Vektoren um 0.9 x Anströmgeschwindigkeit, um die abgelösten Wirbel besser sichtbar zu machen

Literatur

1. Kolar, V., Lyn, D.A., Rodi, W.: "An experimental study of interacting coherent structures in the turbulent near-wake behind a pair of square cylinders", to appear 1993 in Applied Scientific Research.

weiteres Vorgehen

Messung der Wirbelablöseströmung um einen quadratischen Einzelzylinder bei ankommender Scherströmung. Der Schererzeuger ist bereits ausgestetet.

Förderung durch:
DFG im Sonderforschungsbereich 210

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper

Ansprechpartner Dr. Th. Streit

Institution Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse DLR, am Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon: 0531 3952832
Telefax: 0531 352320

weitere Partner Dr. R. Radespiel

Thema Numerische Lösung der Euler- und Navier-Stokes Gleichungen für die Überschallströmung um einen komplexen Flugkörper und Vergleich mit Windkanalmessungen

Ausgangssituation

- Vorhandenes Finite-Volumen Verfahren CEVCATS zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes [1] Gleichungen für Hyperschall Strömungen. Das Verfahren erlaubt eine Aufteilung des Rechennetzes in mehreren Blöcken. Die Konvergenzbeschleunigungstechniken: Mehrgitter, implizites Glätten der Residuen, lokaler Zeitschritt sind so modifiziert, daß eine effiziente Berechnung von Strömungen mit hohen Machzahlen ermöglicht wird [2]. Die Turbulenz wird in den numerischen Verfahren durch das Baldwin-Lomax Modell berücksichtigt.
- Rechennetzgenerierungsprogramm IMESH [3], welches sukzessiv ein elliptisches Rechnenetz für Querschnitte entlang der Körperachse generiert.
- Messungen des TMK Windkanals der DLR: Kraft- und Momenten- Beiwerte, Druckmessungen und Ölanstrichbild für die Flugkörperkonfiguration, für $M_\infty = 3$, und 4.2, $\alpha < 8°$.

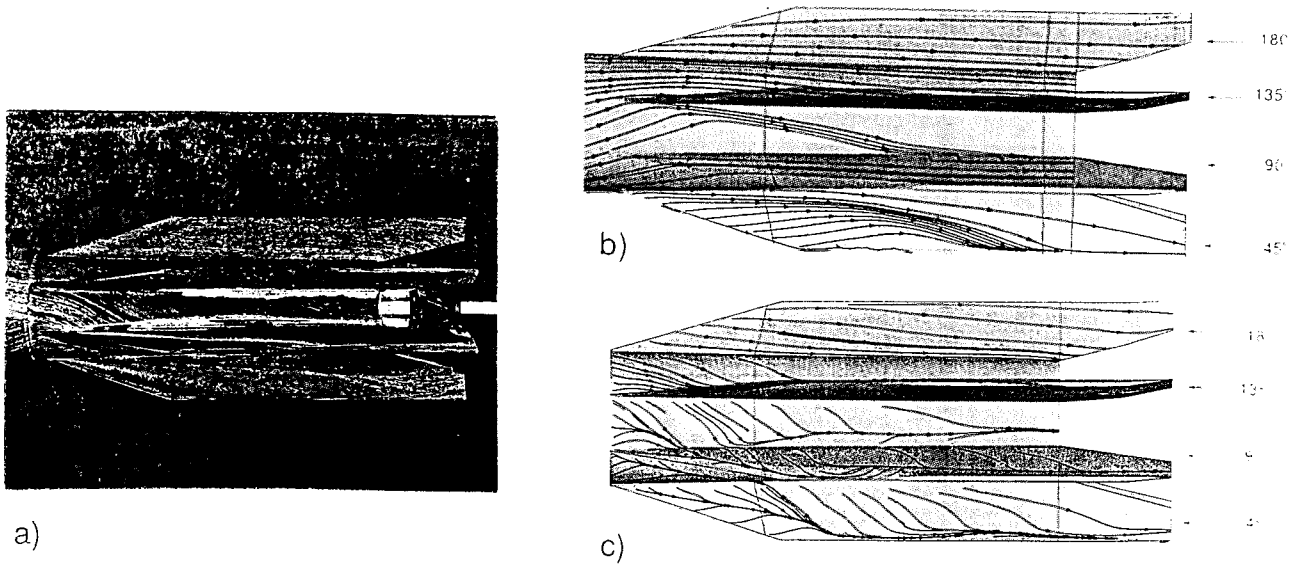
Ziel

Numerische Lösung der Euler und Navier-Stokes Gleichungen für einen n Flugkörper mit acht Finnen im Heck, für die Anströmbedingungen der experimentellen Daten.

Lösungsweg

Generierung des Euler-Rechennetzes mit dem Verfahren IMESH. Lösung der Euler Gleichungen mit den Verfahren CEVCATS für $M_\infty = 3$, und 4.2, $\alpha < 8°$. Verfeinerung des Rechennetzes für die Navier-Stokes Lösung, insbesondere im Grenzschichtbereich. Lösung der Navier-Stokes Gleichungen für $M_\infty = 3$, und $\alpha = 0,5°$ und $8,5°$ mit den Verfahren CEVCATS.

Ergebnis



Vergleich zwischen a) experimentellen, b) Euler und c) Navier-Stokes Ergebnissen für den Finnenteil des Flugkörpers. $M_\infty = 3$, $\alpha < 8^5$.

Die numerische Lösung der Strömungsgleichungen für diesen komplexen Flugkörper hat eine Strömung mit reichhaltiger Wirbelstruktur und einer Vielzahl von 3D Effekten ergeben. Die Ergebnisse der Euler Gleichungen für den Auftrieb- und Nickmomenten- Gesamtbeiwert zeigen eine gute Übereinstimmung mit dem Experiment. Die Druckpunktlage kann daher in diesem Fall durch Lösung der Euler Gleichungen vorhergesagt werden. Der Vergleich der Stromlinien auf dem Körper mit dem Ölanstrichbild zeigt, daß die Euler Lösung die experimentell beobachteten Ablösungen nicht enthält. Dagegen steht die Navier-Stokes Lösung in guter Übereinstimmung mit dem Experiment. Auch bei den Druckverteilungen zeigt sich, daß die Navier-Stokes Lösung geringere Abweichungen als die Euler Lösung zu den Meßdaten aufweist.

Literatur

[1] Radespiel R., Poirier D., Streit Th. Computation of Viscous Flows Around HERMES (1.0) at M = 10. DLR IB 129 -92/3 1992.

[2] Radespiel R., Swanson R. Progress with Multigrid Schemes for Hypersonic Flow Problems. ICASE Report No. 91-89 1991.

[3] Hermann U. IMESH- An interactive mesh generation package for graphics super workstations. Proceedings of the Third International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and related Fields, pp. 467-478, Barcelona Spain. June 1991.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner E. Waxweiler, D. Nikolitsch

Institution Deutsche Aerospace AG, Abwehr und Schutz

Adresse Postfach 801149
8000 München 80

Telefon (089)607-26520
Telefax (089)607-22461

weitere Partner

Thema **Bahnsimulation eines Flugkörpers in einem Störwindfeld und in der Abgangsphase von einem Träger**

Ausgangssituation

Für die Bestimmung der Flugbahn eines Flugkörpers während seines Abgangs von einem Träger (Flugzeug, Hubschrauber) können in der Anfangsphase die gegenseitigen Interferenzeffekte nicht vernachlässigt werden. Deshalb ist in dieser Phase eine Kopplung von Bahnmechanik und Aerodynamik u.a. für die korrekte Berechnung der Treffergenauigkeit des Flugkörpers notwendig.

Ziel

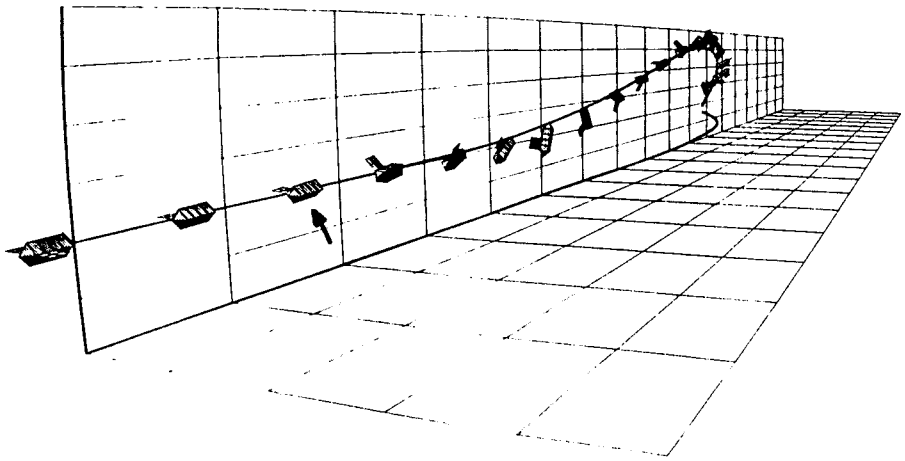
Eine genauere Beschreibung der Flugbahn in der Anfangsphase beim Abgang vom Träger ermöglicht u.a. eine bessere Reglerauslegung.

Lösungsweg

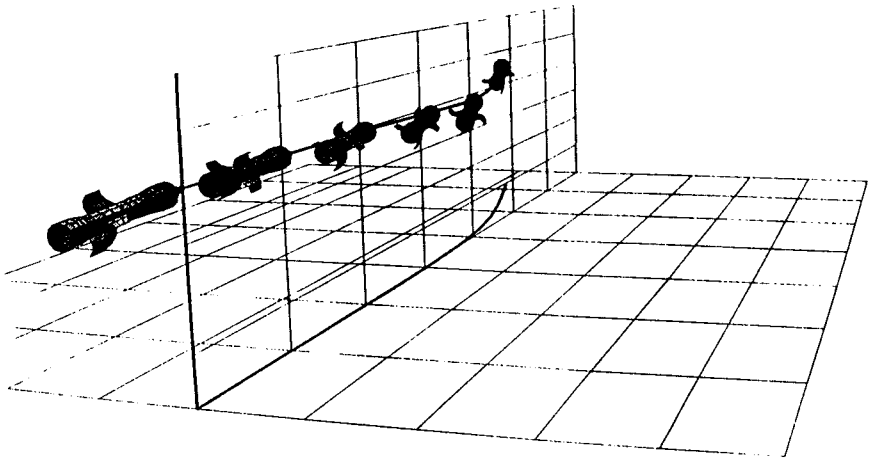
Es wurde ein 6 DOF-Flugbahnprogramm mit einem nichtlinearen Panelverfahren zu einem umfassenden Simulationsprogramm gekoppelt. Dabei durchfliegt der Flugkörper in der Anfangsphase das Windfeld des Trägers. Das Windfeld kann rechnerisch erzeugt werden oder aber als vorhandenes Datenfeld im Programm eingelesen werden.

Für die Flugbahnvisualisierung wurde ein 3D-Grafik-Programm erstellt. Des weiteren werden Datensätze zur Flugbahnsimulation auf PC bereitgestellt.

Ergebnis



Bahn eines Flugkörpers in ungestörter Anströmung bei Verlust eines Flügels (↑)



Abgangsbahn des Flugkörpers HOT in einem Hubschrauber-abwindfeld

Literatur D. Nikolitsch, E. Waxweiler "Einfluß beliebiger Windfelder auf Flugkörper und aeromechanische Abgangssimulation" DASA-TN-VAS41-92-0050

weiteres Vorgehen

- Erweiterung zur Bahnsimulation mehrerer FLugkörper
- Vergleich mit Windkanal- und Freiflugmessungen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner

Dr. Wunderlich, B.; Prof. Dr. Kosmowski, I.;
Doz. Dr. Lilienblum, W.

Institution

Technische Universität "Otto von Guericke" Magdeburg
Institut für Strömungstechnik und Thermodynamik

Adresse

Postfach 4120
0-3010 Magdeburg

Telefon 091 - 5592 3575
Telefax 091 - 5592 2840

weitere Partner

Thema

Optimierung von Turbulenzbuchsen zur Intensivierung der Wärmeübertragung im Kühlrohr

Ausgangssituation

In Draht- und Feinstahlwalzwerken werden Kühlrohre mit Turbulenzbuchsen eingesetzt, die eine Ablösung und Verwirbelung der Strömung im Ringspalt und damit einen intensiven Wärmeaustausch zwischen Walzgut und Kühlwasser herbeiführen sollen. Eine Optimierung dieser Turbulenzbuchsen wurde im wesentlichen bisher nur auf experimentellem Wege vorgenommen.

Ziel

Um die intensivere Wärmeübertragung nicht durch unverhältnismäßig hohe Druckverluste im Kühlrohr erkaufen zu müssen, ist eine Turbulenzanfachung notwendig. Dabei soll ein möglichst großer Anteil der aus der Strukturierung der Außenwand resultierenden Turbulenz an die gegenüberliegende Wand des Walzgutes gelangen. Dies setzt ein genaues Bild der Strömung im Ringspalt bei den verschiedensten Oberflächenstrukturen der Außenwand, Kühlwasservolumenströmen, Walzgeschwindigkeiten, Walzgutdurchmessern, -rauhigkeiten und -temperaturen voraus.

Lösungsweg

In einem für das beschriebene Strömungsproblem entwickelten und um die Schwankungsgeschwindigkeiten v_x', v_y' erweiterten k,ε - Modell wurde die strukturierte Außenwand zunächst durch eine äquivalente Rauhigkeit berücksichtigt.
Vergleiche mit Versuchsergebnissen von einem umlaufenden Seil als kaltes Walzgutimitat zeigten, daß der dabei benötigte hydraulische Außendurchmesser schwer zu bestimmen ist und auch noch vom Walzgutdurchmesser abhängt.
Das somit notwendig gewordene punktuelle Ausmessen der Strömung läßt sich relativ einfach an einem ebenen Kanal praktizieren, dessen mittlere Ebene dem halben Längsschnitt des Ringspaltes entspricht.
Die Komponenten der Geschwindigkeit und der Schwankungsgeschwindigkeit in und normal zur Walzrichtung wurden mittels Einkomponenten-LDA nacheinander gemessen.

Ergebnis

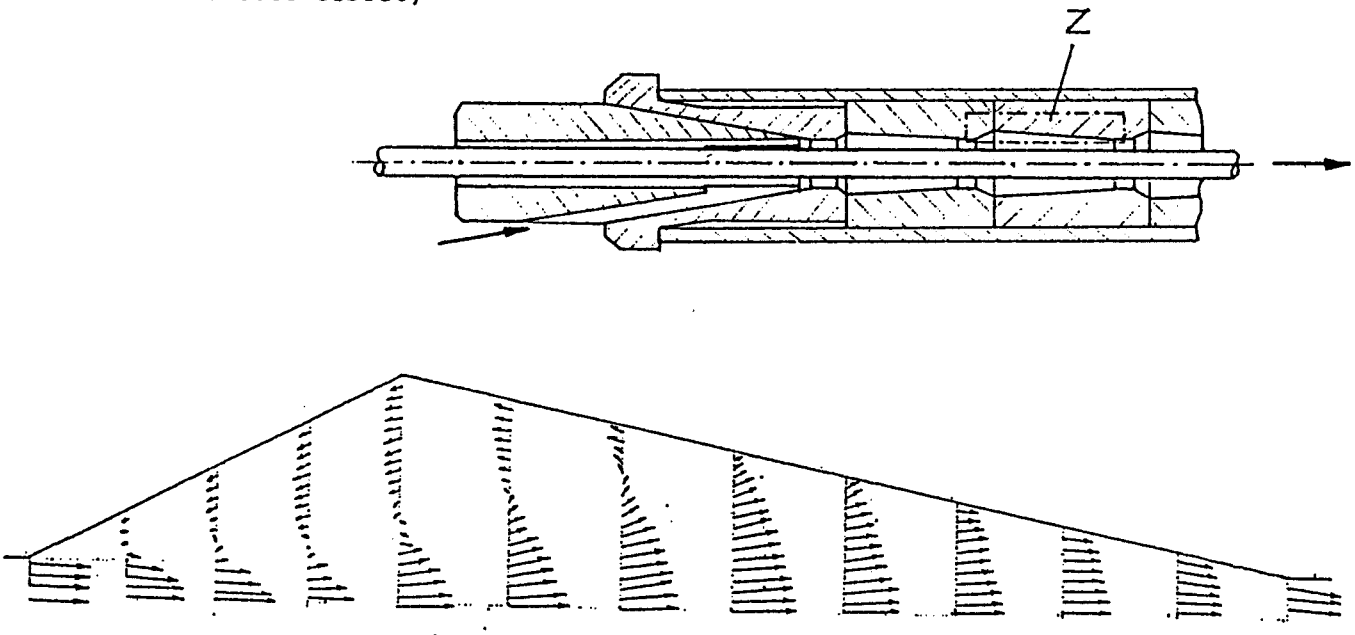
$\overline{v}_x$ (x, y) als zeitlicher Mittelwert in Längsrichtung

$\overline{v}_y$ (x, y) als zeitlicher Mittelwert in Querrichtung

$\sqrt{\overline{v_x'^2}}$ (x, y) als effektive Schwankungsgeschwindigkeit in Längsrichtung

$\sqrt{\overline{v_y'^2}}$ (x, y) als effektive Schwankungsgeschwindigkeit in Querrichtung

Geschwindigkeitsvektoren:
(Verteilung über das
betrachtete Gebiet)



Literatur

|1| Kosmowski, I.; Lilienblum, W.; Geinitz, J.:
Modellierung der turbulenten Ringspaltströmung zwischen bewegten Wänden.
Techn. Mechanik 11 (1990), 1, S. 43 - 48

|2| Lilienblum, W.; Kosmowski, I.; Wunderlich, B.:
Messung der Geschwindigkeiten und Schwankungsgrößen in turbulenten Rohr- und Ringspaltströmungen.
3. Tagung Meßtechnik für thermische und hydraulische Größen, Magdeburg, Nov. 1990, S. 321 - 330

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner H. Bestek (IAG), Prof. R. Eppler (IAM)

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Institut A für Mechanik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21 bzw. Pfaffenwaldring 9
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3405
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Laminar-turbulenter Grenzschichtumschlag bei kompressibler Strömung im Bereich von Unterschall und schallnahem Überschall

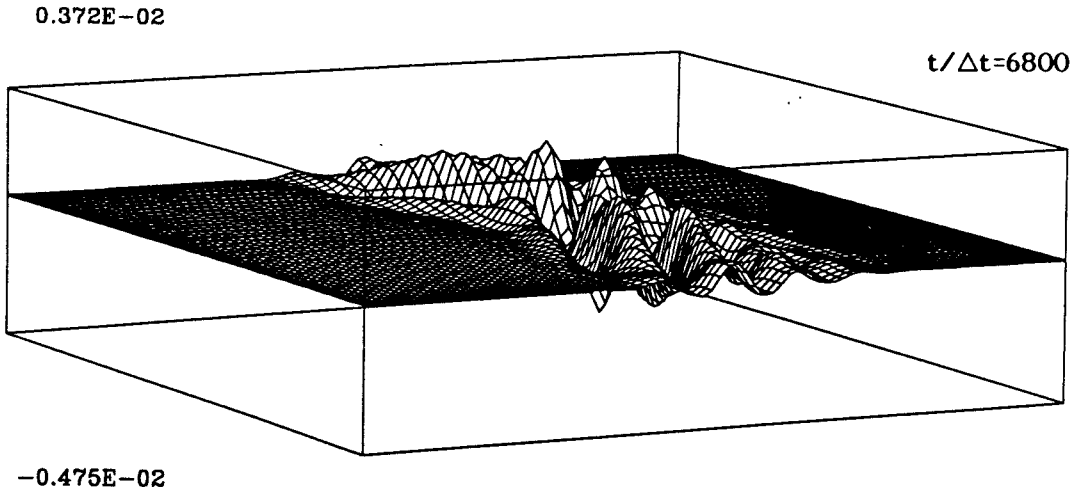
Ausgangssituation Über den laminar-turbulenten Strömungsumschlag in kompressiblen Grenzschichten ist noch wenig bekannt. Für kompressible Grenzschichten lassen sich mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie bisher nur über den Beginn und die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die Anfachung linearer Störungen, gewisse Aussagen machen. Über die weitere Umschlagentwicklung bis hin zur turbulenten Grenzschicht ist dagegen wenig bekannt, da wegweisende Experimente fehlen.

Ziel Erforschung der nichtlinearen, zwei- und dreidimensionalen Stadien des Umschlagprozesses in zweidimensionalen, kompressiblen Grenzschichten im Bereich transsonischer Machzahlen mit dem Ziel, zu einem möglichst guten Verständnis des Umschlagprozesses zu gelangen. Dieses Verständnis ist eine wichtige Voraussetzung für die Erstellung verbesserter empirischer Umschlagkriterien sowie für alle Maßnahmen zur Umschlagbeeinflussung.

Lösungsweg Direkte numerische Simulation der Umschlagvorgänge mit Hilfe von numerischen Lösungen der Navier-Stokes-Gleichungen und der Energiegleichung für instationäre, kompressible, dreidimensionale Strömungen. Simulation der zwei- und dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von kontrolliert (Frequenz, Amplitude) eingebrachten Störwellen in einer ebenen Plattengrenzschicht ohne und mit Druckgradient in Strömungsrichtung.

Ergebnis

Für den von uns entdeckten "dreidimensionalen" Umschlagprozeß in schallnahen Überschallgrenzschichten (siehe STAB Jahresbericht 1991), bei dem die nichtlineare Entwicklung nicht über Sekundärinstabilitäten, sondern über die Generierung von starken Längswirbeln mit nachfolgenden nichtlinearen Interaktionen abläuft, wurden die Mechanismen und Strömungsvorgänge detailliert untersucht.
Zur Untersuchung der Möglichkeiten zur aktiven Umschlagkontrolle durch Einbringen von gegenphasigen Störungen wurden zahlreiche Simulationen mit einem sowie mit zwei Kontrollstreifen durchgeführt. Ergebnisse für verschiedene Machzahlen zeigen, daß eine aktive Umschlagkontrolle physikalisch prinzipiell möglich und wirksam ist. Durch Überlagerung von geeigneten gegenphasigen Störwellen konnten 2D Störwellen endlicher Amplitude bei genauer Kenntnis von Amplitude und Phasenlage um über 99% ihrer Ausgangsamplitude reduziert werden.
Als weitergehendes Modell für den "natürlichen" Umschlagprozeß wurden Simulationen zur Untersuchung der Entwicklung von dreidimensionalen Wellenpaketstörungen in einer ebenen Plattengrenzschicht bei M_∞=1.6 durchgeführt.



Stromabwärtsentwicklung einer 3-D Wellenpaketstörung in einer Plattengrenzschicht bei M=1.6. Momentanwerte der u'-Störkomponente in perspektivischer Darstellung.

Literatur

H. Bestek, A. Thumm, H. Fasel: Numerical Investigations of Later Stages of Transition in Transonic Boundary Layers. Proc. *First European Forum on Laminar Flow Technology*, Hamburg, March 16-18, 1992, DGLR-Bericht 92-06, pp. 184-192.
H. Bestek, A. Thumm, H. Fasel: Direct Numerical Simulation of the Three-Dimensional Breakdown to Turbulence in Compressible Boundary Layers. Proc. *13th Intern. Conf. on Numerical Methods in Fluid Dynamics*, Rome, Italy, July 6-10, 1992.

weiteres Vorgehen

Untersuchung der räumlichen Entwicklung von dreidimensionalen Wellenpaketstörungen in transsonischen Plattengrenzschichtströmungen.

Förderung durch BMFT im Rahmen des Laminarflügelprogramms

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dr. Heribert Bieler

Institution Deutsche Aerospace Airbus GmbH
EF 11

Adresse Hünefeldstr. 1-5
D-2800 Bremen 1

Telefon 0421/538 3232
Telefax 0421/538 4486

weitere Partner Institutionen, die im BRITE/EURAM Programm ELFIN der EG mitarbeiten

Thema Laminarhaltung dreidimensionaler Tragflügelumströmungen durch lokale Absaugung (Hybrid-Technologie)

Ausgangssituation

Während bei Regionalflugzeugen im Reiseflug die passive Laminarhaltung (Formgebung) deutliche Widerstandsgewinne (im Vergleich zum turbulenten Fall) zuläßt, ist bei Verkehrsflugzeugen vom Airbustyp (transsonischer Reiseflug) wegen höherer Reynoldszahl und Pfeilung zumindest eine Vorderkantenabsaugung zur Erzielung beträchtlicher laminarer Lauflängen nötig.

Ziel

Um den Gesamtwiderstand deutlich zu verringern, ist es erforderlich, die bereits nahe der Vorderkante entstehenden cross flow Störungen durch Absaugung zu bekämpfen, während die weiter stromab auftretenden Tollmien-Schlichting Moden durch Formgebung zu beeinflussen sind.

Die Gefahr einer attachment line contamination muß durch geeignete Maßnahmen (passiv: Gaster bump; aktiv: Absaugung) mitberücksichtigt werden.

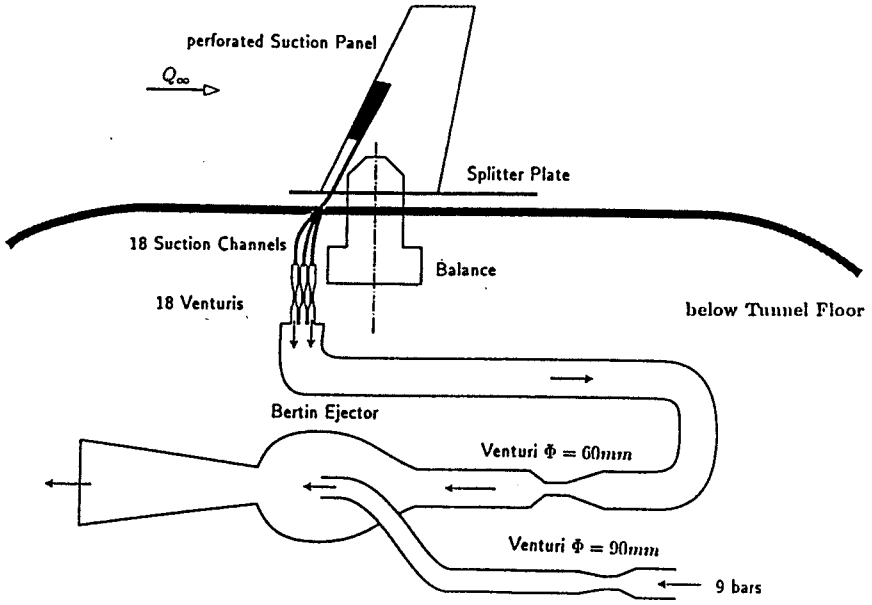
Lösungsweg

Im Rahmen des BRITE/EURAM Programmes ELFIN der EG fand im April 92 im ONERA Kanal S1 ein europäischer Versuch zur Hybridlaminarhaltung statt (Figur).

Bevor es zu einer Erprobung dieser komplexen Technologie im Fluge kommt, wurde in diesem Versuch mit einem Großmodell das Absaugekonzept und die Machbarkeit der Hybridlaminarhaltung erprobt. Das Modell war das 1:2 Modell des ATTAS Flügels mit einer modifizierten Nase und einer geringfügig geänderten Unterseitenkontur.

Ergebnis

Der Versuch verlief außerordentlich erfolgreich. Es konnten sowohl die vorhergesagten (auf der Basis der TLF-N-Faktor Kriterien) laminaren Lauflängen bei 28° Vorderkantenpfeilung erzielt werden als auch die Wirkung starker Absaugung in der Umgebung einer eingefahrenen Krüger Klappe bei 20° Pfeilung näher untersucht werden. Das Problem der panel Verstopfung, das in einem Laborversuch nur unzureichend simuliert werden kann, trat im S1 glücklicherweise nicht auf. Dies mag damit zusammenhängen, daß aufgrund der Tangentialströmung im Kanal Staubteilchen nicht so leicht in die Löcher gesaugt werden können, wie bei einem statischen Test. Es gab allerdings während des Versuches erhebliche Probleme mit der Oberflächenkontur an zusammentreffenden verschiedenen Bauteilen (Titan-Nase, Alu-Modell). Dies führte zu drastischen Einbußen bei der laminaren Lauflänge. Dieser für die Praxis wichtige Aspekt der zulässigen Rauhigkeits- bzw. Stufenhöhe ist verstärkt Aufmerksamkeit zu schenken.



Figur: ELFIN I S1 Experiment

Literatur

Pfenninger, W.	Laminar Flow Control. AGARD-R-654 (1977).
Bieler, H. Reneaux, J., Bulgubure, Ch. Hurez, A.	First Evaluation of Design Aspects for a Hybrid Laminar Flow Control (HLFC) on a modified ATTAS Glove for for ELFIN. ELFIN-TR No. 12 (1991).
Bieler, H. Preist, J.	HLFC for Commercial Aircraft - First ELFIN Test Results. DGLR-Bericht 92-06 No. 92-01-035

weiteres Vorgehen

Eine detailliertere Analyse des ELFIN I S1 Testes.
Schlußfolgerungen aus dem ONERA/DLR A-320 Seitenleitwerksversuch im S1 (Jan. 93).

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Dr. T. Fischer, S. Hein, Dr. U. Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2294
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Dr. H. Bestek, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Thema

Hochfrequente, sekundäre Störungen in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Zwei niederfrequente Moden sekundärer Instabilität wurden bei Vorgabe kleiner bis mittlerer Amplitude der stationären Wirbel in einer dreidimensionalen Grenzschicht bestimmt und charakterisiert [1]. Darüberhinaus wurden bei großen Amplituden der stationären Störung in der dreidimensionalen Strömung über einen schiebenden Flügel hochfrequente Störungen beobachtet [4].

Ziel

Modellierung und Charakterisierung hochfrequenter Störungen.

Lösungsweg

Es wurde ein erweitertes Stabilitätsmodell mit primären, stationären und sekundären, instationären Störungen verwendet. Die ungestörte Strömung wurde in Form eines Falkner-Skan-Cooke-Ähnlichkeitsprofils gewählt.

Ergebnis

Die Rechnungen ergaben, daß oberhalb eines gewissen Schwellenwerts der Amplitude der stationären Störung von etwa 10% der Außenströmung eine Anfachung hochfrequenter, sekundärer Störungen möglich ist [3]. Die Eigenschaften dieser hochfrequenten Störungen unterscheiden sich wesentlich von denen der beiden früher untersuchten, niederfrequenten Störungstypen, so daß von einem neuen Störungstyp gesprochen werden muß. Bei hinreichend großer Amplitude ε_0 der stationären Störung wurde eine starke, sekundäre Anfachung berechnet (Bild 1). Die für diesen Störungstyp gefundene, kritische Wellenlänge der primären, stationären Störung liegt jedoch in einem Bereich, der im Experiment ohne Bedeutung ist. Dies erklärt, warum hochfrequente Störungen erst ab einem relativ großen Schwellenwert der Amplitude der stationären Mode beobachtet wurden [4]. Es konnte ferner gezeigt werden, daß die Anfachung hochfrequenter Störungen stark von der elliptischen Form des Querschnitts der stationären Wirbel abhängt [2].

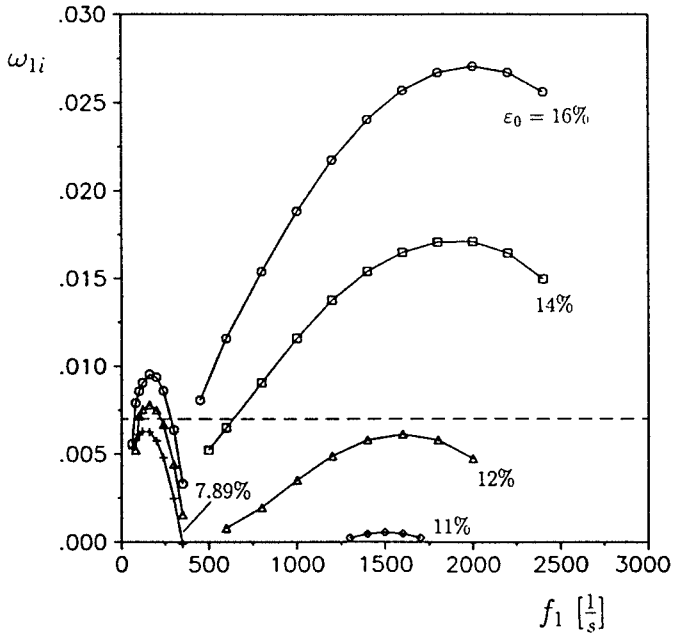


Bild 1. Sekundäre Anfachungsrate ω_{1i} als Funktion der Frequenz f_1. (Die Anfachungsrate der stationären Störung ist durch eine gestrichelte Linie gekennzeichnet.)

Literatur

[1] Fischer, T.M., Dallmann, U., Phys. Fluids A 3 (1991), 2378-2391.
[2] Fischer, T.M., Hein, S., Dallmann, U., AIAA Paper No. 93-0080 (1993).
[3] Hein, S., Diplomarbeit, Universität Stuttgart (1992).
[4] Kohama, Y., Saric, W.S., Hoos, J.A., in: Proc. of the conf. on Boundary Layer Transition and Control, Apr. 8-12, 1991, Cambridge, U.K., pp. 4.1-4.13, publ. by the Royal Aeronautical Society, London.

weiteres Vorgehen

Beschreibung hochfrequenter, sekundärer Störungen im Zusammenhang mit den experimentellen Untersuchungen [4].

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner P. Guntermann

Institution Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen,

Adresse Wüllnerstr. 5-7, 5100 Aachen

Telefon 0241-805426

Telefax

weitere Partner

Thema **Experimentelle Untersuchungen an einem verstellbaren Profilmodell**

Ausgangssituation

Die Entwicklung eines verstellbaren Profilmodells ist, soweit bekannt, eine Neuheit in der experimentellen Aerodynamik. Es eröffnet sich damit eine weitere Möglichkeit zur Untersuchung der Laminarhaltung von Profilumströmungen sowie auch zur Optimierung von Profilgeometrien.

Ziel

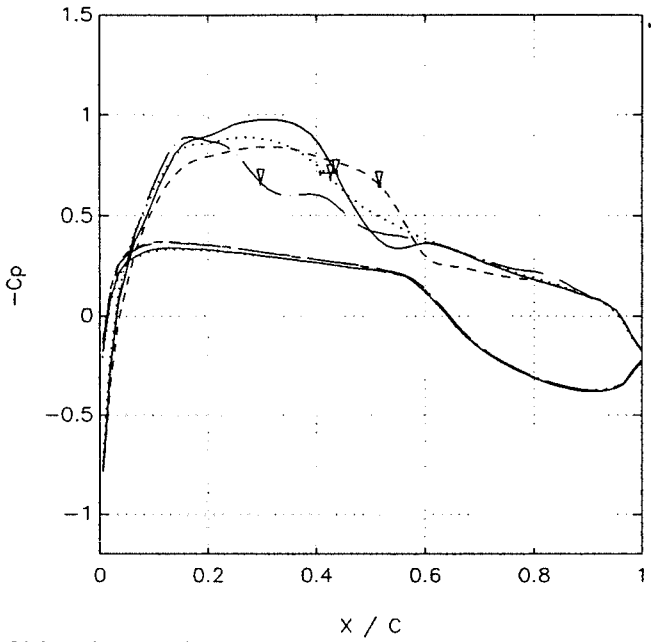
- Technische Realisierung eines verstellbaren Profilmodells
- Funktionsprüfung und Einhaltung der Genauigkeitsanforderungen
- Tauglichkeit des Profilmodells für Untersuchungen zum Transitionsverhalten
- Beeinflussung der Transitionslage durch Variation der Profilkontur

Lösungsweg

Nach der Erprobung eines geeigneten Funktionsprinzips, der Abschätzung zulässiger Formtoleranzen und der Forderung bezüglich anzuwendender Meßtechniken wird ein verstellbares Profilmodell konstruiert und hergestellt. Die Tauglichkeit des verstellbaren Profilmodells wird durch Vergleichsmessungen mit einem starren NLF(1)-0416-Modell gezeigt. Dazu werden in der Adaptiven Meßkammer des Transsonischen Windkanals folgende Meßtechniken eingesetzt: Profildruck- und Nachlaufmessungen, Multisensor-Heißfilmtechnik, Hitzdrahtanemometrie, Flüssigkristallanstrich, Verformungsmessungen mittels DMS, Farbschlierenverfahren und Differentialinterferometrie. Die Meßergebnisse werden mit Potential-Grenzschicht-Rechnungen verglichen. Die Grenzschicht wird dabei durch ein Zwei-Gleichungs-Integralverfahren mit den Schließungsbeziehungen von DRELA und GILES beschrieben. Zur Auswahl möglicher Geometrien wird eine numerische Profilentwicklung mit Hilfe der Evolutionsstrategie durchgeführt. Beispielhaft werden einige der Konturen im Transsonischen Windkanal untersucht. Es werden die Möglichkeiten zur Beeinflussung der Transitionslage und laminarer Ablöseblasen aufgezeigt.

Ergebnis

Die Überprüfung der Genauigkeitsanforderungen zeigte eine sehr gute Übereinstimmung zwischen der tatsächlichen und der einzustellenden Geometrie. Die bei einer MACH-Zahl von 0.4 durchgeführten Druckmessungen bei eingestellter NLF(1)-0416-Kontur korrelieren gut zu Messungen am starren Modell und zu Rechnungen sowohl mit der gemessenen als auch mit der Sollgeometrie; die festgestellte Transitionslage stimmt ebenfalls gut überein. Weder die Heißfilmsignale noch die Differentialinterferogramme weisen Störungen auf, die auf eine Forcierung des Transitionsvorgangs hindeuten. Die Verformungsmessungen am Federstahlblech zeigen keine meßbaren Schwingungen.



Profildruckverteilungen der vermessenen Konturen NLF(1)-0416 ($\cdots$), ALF(1)-0616/60 (—), ALF(2)-0616/50 (- -) und ALF(3)-0515 ($- \cdot -$); ∇ Transitionslage, $\vdash$ Ablösegebiet;
($Ma = 0.4; Re = 1.66 \cdot 10^6; \alpha = 0^o$)

Literatur

Anhand verschiedener Profilgeometrien, die teilweise in einer Rechnerstudie entwickelt wurden, konnten die Möglichkeiten zur Transitionsverschiebung aufgezeigt werden. Der Grenzschichtumschlag konnte von etwa 29% bis etwa 52.5% der Sehnenlänge verlagert werden. Die Transitionslokalisation erfolgete anhand der Flüssigkristall-, Differentialinterferogramm- sowie der Farbschlierenaufnahmen. Die Heißfilmsignale zeigen deutlich die Verschiebung des Anfachungsgebiets.

weiteres Vorgehen

In der Untersuchung wurde gezeigt, daß das verstellbare Profilmodell für Untersuchungen zum Transitionsverhalten geeignet ist. Im Transsonischen Windkanal wurde das Modell bis zu MACH-Zahlen von 0.5 erfolgreich getestet. Eine Vergrößerung der Anströmgeschwindigkeit ist prinzipiell möglich, jedoch muß eine ausreichende Druckdifferenz zwischen Außenströmung und Modellinnerem gewährleistet sein. Bei einem druckbetriebenen Kanal sind daher durchaus transsonische Anströmgeschwindigkeiten realisierbar.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dr.-Ing. K.H. Horstmann

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2438
Telefax 0531 395 2894

weitere Partner Dornier Luftfahrt GmbH

Thema Flugversuche am Laminarhandschuh der Do 228

Ausgangssituation

Der rechte Außenflügel der Do 228 wurde mit einem Laminarhandschuh versehen, um ein Laminarprofil für Regionalverkehrsflugzeuge im Flugversuch bei natürlichen Randbedingungen untersuchen zu können.

Ziel

Messung der Widerstandsbeiwerte in verschiedenen Spannweitenstationen, auch hinter dem Propeller. Möglichkeiten der Reinhaltung von Insektenkontamination. Einfluß von Bauungenauigkeiten auf die Laminarität.

Lösungsweg

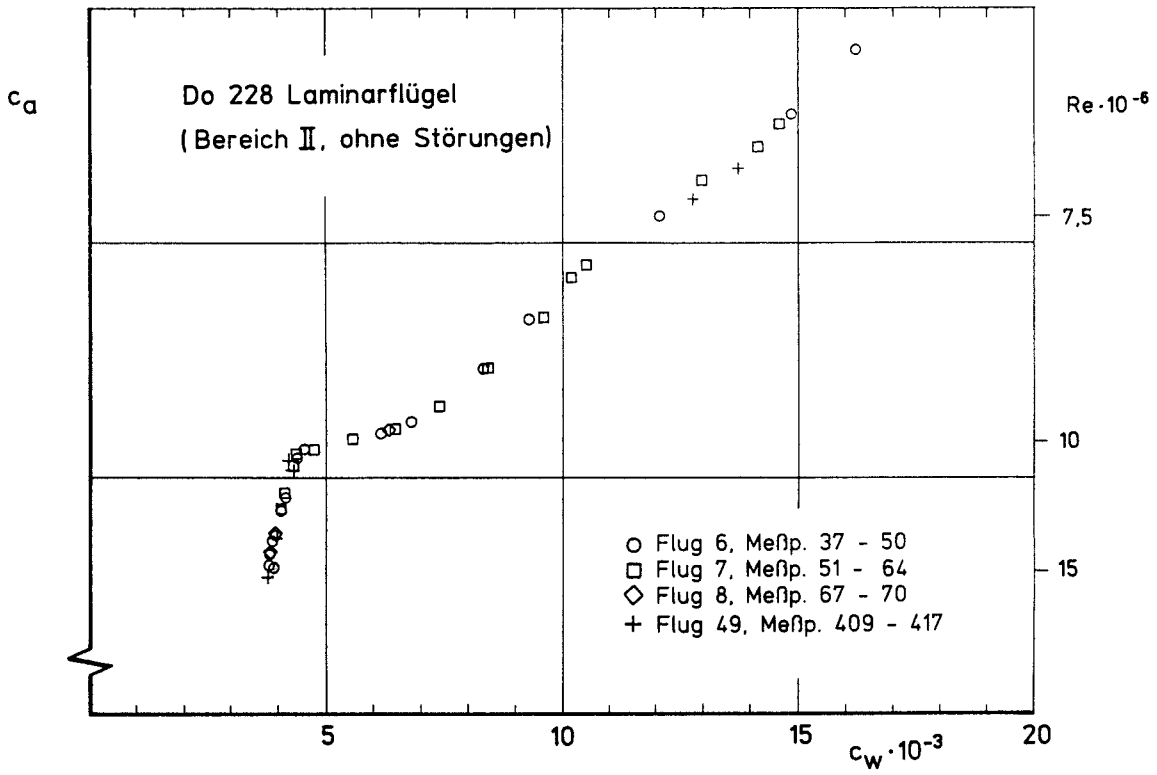
Der Handschuh wurde mit zwei Druckverteilungsbohrreihen zu je 60 Meßstellen versehen, von denen eine hinter dem Propeller liegt. Beide Seiten lassen sich kontinuierlich mit Infrarotkameras beobachten, um Informationen des Grenzschichtzustandes zu erhalten. Heißfilmarrays hinter dem Propeller sollen Aussagen zum Einfluß der Propellernachläufe ermöglichen. Eine im Flug in Spannweitenrichtung verfahrbare Nachlaufmesseinrichtung wurde installiert. Ein Teilbereich wurde mit einem fluidischen Reinigungssystem versehen und im Flug erprobt.

Die Laminardelle des Profils konnte eindrucksvoll nachgewiesen werden. Bei Re = 15 Mio wurden Widerstandsbeiwerte von 37 counts gemessen. Hinter dem Propeller sind noch 30% des Laminarpotentials vorhanden. Das Verhalten im Hochauftriebsbereich ist genauso harmlos wie der linke turbulente Originalaußenflügel. Dreidimensionale Bauungenauigkeitsstörungen, z.B. Nietköpfe, müssen vermieden werden. Spannweitenparallele Aufwärtsstufen sind zulässig, Abwärtsstufen sollten vermieden werden. Ein geeignet ausgelegtes und betriebenes fluidisches Reinigungssystem kann Insektenkontamination um 90% reduzieren und die Vorteile des Laminarpropils sicherstellen.

AG STAB

Ergebnis

Die Laminardelle des Profils konnte eindrucksvoll nachgewiesen werden. Bei Re = 15 Mio wurden Widerstandsbeiwerte von 0,0037 gemessen. Hinter dem Propeller sind noch 30% des Laminarpotentials vorhanden. Das Verhalten im Hochauftriebsbereich ist genauso harmlos wie der linke turbulente Originalaußenflügel. Dreidimensionale Bauungenauigkeitsstörungen, z.B. Nietköpfe, müssen vermieden werden. Spannweitenparallele Aufwärtsstufen beeinflussen die Grenzschicht deutlich wenigerals entsprechende Abwärtsstufen. Ein geeignet ausgelegtes und betriebenes fluidisches Reinigungssystem kann Insektenkontamination um 90% reduzieren und die Vorteile des Laminarprofils sicherstellen.



Profilpolare bei Horizontalflug-Triebwerksleistung

Literatur

Horstmann, Müller, Dick, Wohlrath:
Flugversuche mit einem Laminarhandschuh an der Do 228, Vortrag 8. DGLR STAB-Symposium, Nov. 1992, Köln-Porz, V.-Nr. 92-04-027.

weiteres Vorgehen

Weitere Flugversuche zur Kontaminationsverhinderung. Messung des Widerstandes des turbulenten Vergleichsflügels. Erprobung des Laminarhandschuhs unter operationellen Bedingungen.

Datum 24.2.93

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Birgit Ketthaus

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2889
Telefax 0531 395 2894

weitere Partner -

Thema Darstellung von Infrarotbildern auf Laserdruckern, Kontrastverbesserung

Ausgangssituation

Infrarotbilder werden üblicherweise elektronisch gespeichert. Wegen des z.T. geringen Kontrasts waren bisher kopierfähige Bilder nur auf teuren Videoprintern herzustellen. Dabei wird nur ein Bild pro Minute hergestellt, was völlig unakzeptabel ist.

Ziel

Kopierfähige Bilder auf den billiger und vor allen Dingen wesentlich schnelleren Laserprintern herzustellen.

Lösungsweg

Das Infrarotbild ist in Rechnern als Matrix von Graustufen gespeichert. Dafür steht pro Graustufe ein Byte Speicherplatz zur Verfügung, so daß 256 verschiedene Grautöne unterschieden werden können.

Diese Matrix wird mit Hilfe eines Turbo-Pascal Programms so bearbeitet, daß sie mit Hilfe von PostScript, einer Druckerprogrammiersprache, auf einem Laserdrucker ausgegeben werden kann. Dabei hängt die Zahl der tatsächlich gedruckten Graustufen von der Leistungsfähigkeit des Ausgabegeräts ab. Eine deutliche Qualitätsverbesserung wurde durch die Anschaffung eines Laserdruckers mit 600 dpi Auflösung, statt der üblichen 300 dpi, erreicht. Auch dadurch können mehr Graustufen dargestellt werden, die zudem feiner gerastert sind.

Per Programm kann der Kontrast verstärkt werden, indem die Graustufenskala gespreizt wird. Auch die Helligkeit kann verändert werden. Zusätzlich kann das Bild in den Graustufen invertiert werden, so daß aus schwarz weiß wird und umgekehrt. Dies ist sehr wichtig bei Infrarotbildern.

Die Größe der Bilder ist frei wählbar, üblicherweise werden acht Bilder auf einer DIN A4 Seite ausgegeben.

Auf dem Laserdrucker HP-Laserjet 4 dauert die Ausgabe einer A4-Seite mit 8 Infrarotbildern etwa 3-4 Minuten.

AG STAB

Ergebnis

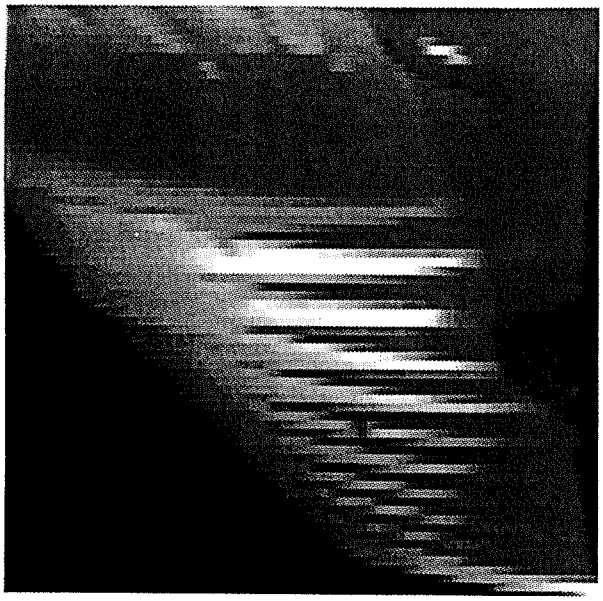




Bild 1 alte Programmversion

Bild 2 neue Programmversion

Literatur

weiteres Vorgehen

Kleinere Verbesserungen

Datum 24.2.93

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Dr. L. Kleiser, Dr. M. Wagner

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2295
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Dr. H. Bippes, H. Deyhle, DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Thema

Numerische Simulation der Turbulenzentstehung in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten

Ausgangssituation

Die Vorgänge beim laminar-turbulenten Übergang in Grenzschichten, insbesondere bei einer 3D-Grundströmung, sind nicht ausreichend geklärt. Theoretische Modelle zur quantitativen Beschreibung der nichtlinearen Störungsentwicklung bis zur ausgebildeten Turbulenz fehlen. Halbempirische Verfahren zur Vorhersage der Transitionslage sind physikalisch wenig fundiert und mit großen Unsicherheiten behaftet.

Ziel

Aufklärung von Phänomenen und Mechanismen der Transition in Grenzschichten und Ableitung vereinfachter Modelle für die Berechnung des Transitionsbereichs. Untersucht werden vor allem die durch Querströmungsinstabilität verursachte Transition und die Wechselwirkung verschiedener Instabilitätsmoden.

Lösungsweg

Direkte numerische Simulation der Transition auf der Basis der Navier-Stokes-Gleichungen. Die numerische Simulation ermöglicht die Erfassung der späteren, stark nichtlinearen Stadien der Transition bis zum Übergang in die ausgebildete Turbulenz. Das Simulationsmodell wurde durch Vergleich mit der linearen Theorie und mit Feldmessungen des DLR-Transitions-Prinzipexperiments überprüft.

Ergebnis

Es wurden numerische Simulationen der Transition zwei- und dreidimensionaler inkompressibler Grenzschichtströmungen bis in die Turbulenz durchgeführt [1], [2]. In der dreidimensionalen Grenzschicht auf einer schiebenden ebenen Platte mit aufgeprägtem Druckgradienten (entsprechend dem DLR-Transitionsexperiment bei SM-ES) wird die Transition in die Turbulenz durch die Querströmungsinstabilität der laminaren Grundströmung eingeleitet. Nach Simulationsergebnissen wird der Transitionsverlauf maßgeblich durch die relativen Anfangsamplituden stationärer und laufender Störungen beeinflußt. Durch einen Vergleich mittlerer Profile aus Simulation und Experiment läßt sich eine empirische Zuordnung zwischen der zeitlichen Störungsentwicklung in der Simulation und Plattentiefenpositionen im Experiment finden. Die Wachstumsraten und die zu späten Transitionsstadien erreichten Störamplituden der auf Plattentiefenpositionen übertragenen Störungsentwicklung aus der Simulation stimmen gut mit den Meßergebnissen überein. Wachstum und beginnender Zerfall der stationären Querströmungswirbel während der Transition konnten eingehend dokumentiert werden. Beim Übergang in die Turbulenz lassen sich gemessene und aus den Simulationsdaten berechnete lokale Reibungsbeiwerte einander gut zuordnen. Nach einem starken Anstieg und leichtem Überschwingen erreicht der Reibungsbeiwert sein turbulentes Niveau.

Simulationen der K-Typ-Transition der Blasius-Grenzschicht wurden in einem mit der Gruppengeschwindigkeit der dominanten Tollmien-Schlichting-Welle in Stromabrichtung mitbewegten Bezugssystem durchgeführt. Dadurch ist es möglich, die Veränderung von lokaler Reynoldszahl und laminarer Grundströmung entlang der Platte im zeitlichen Modell zu berücksichtigen. Auch hier konnte die Simulation bis in die Turbulenz fortgeführt werden. Der lokale Reibungsbeiwert erreicht den turbulenten Wert in guter Übereinstimmung mit Experimenten. Bei der Simulation der zwei- wie auch der dreidimensionalen Grenzschicht erweisen sich relativ wenig aufwendige, in den wandparallelen Richtungen grob auflösende Simulationen als geeignet für eine schnelle erste Einschätzung des Transitionsprozesses. Auch die quantitative Beschreibung der turbulenten Strömung hinsichtlich Formfaktor und Reibungsbeiwert entspricht recht genau den Ergebnissen aus hoch aufgelösten Simulationen.

Literatur

[1] M. Wagner, *Numerische Untersuchungen zum laminar-turbulenten Übergang in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten.* Dissertation, Univ. Karlsruhe, 1992. DLR-FB 92-36.

[2] M. Wagner, L. Kleiser, *Numerical simulation of transition in two- and three-dimensional boundary layers.* Eingereicht bei ZAMM.

Weiteres Vorgehen

Einsatz eines verfeinerten Simulationsmodells, Klärung der Spätstadien der Transition, Vergleich mit experimentellen Ergebnissen, Entwicklung von Modellen.

Förderung durch

Grundfinanzierung

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner M. Kloker, H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80
(0711)
Telefon 685-3427
Telefax 685-3438

weitere Partner

Thema Numerische Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlags in einer stark verzögerten Grenzschicht

Ausgangssituation Bei zweidimensionalen Tragflügelumströmungen mit turbulenzarmer Anströmung wird der laminar-turbulente Umschlag auf der Profiloberseite durch die Verzögerung der Grenzschicht im Druckanstiegsgebiet ausgelöst. Das Verständnis dieses praktisch wichtigen Umschlagvorganges ist noch sehr unvollständig, da systematische experimentelle Untersuchungen von modellhaften, kontrolliert eingeleiteten Umschlagvorgängen in diesen sehr instabilen Grenzschichten eine außerordentlich turbulenzarme Anströmung erfordern und damit schwer zu realisieren sind.

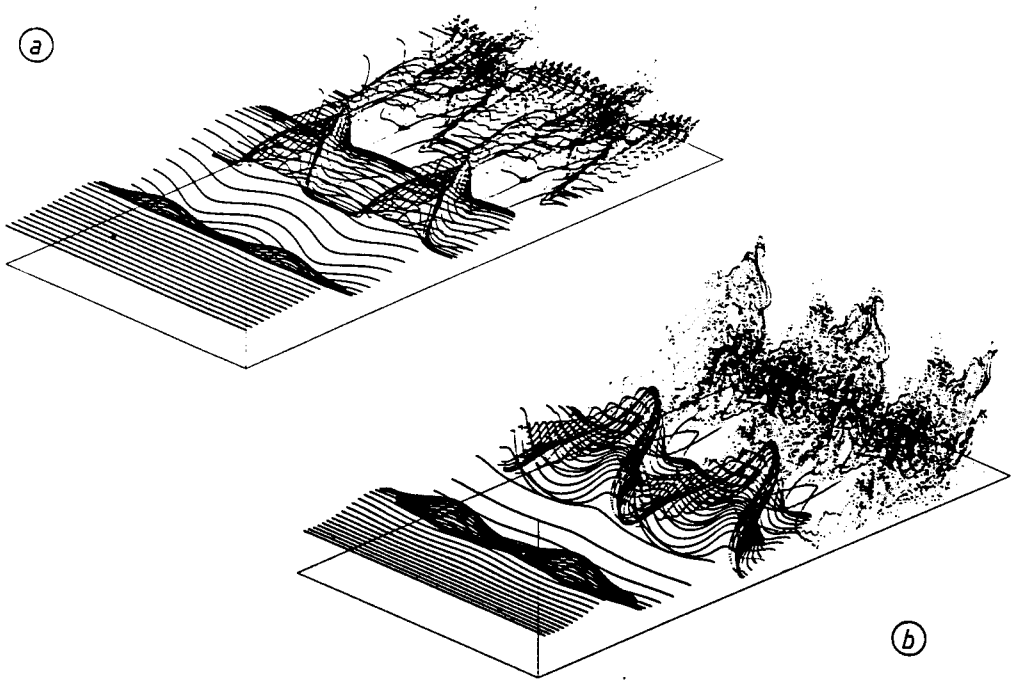
Ziel

Detaillierte Untersuchung der in stark verzögerten Grenzschichten durch Einleitung kontrollierter Störungen ausgelösten Umschlagmechanismen, deren Dokumentation und Verständnis. Vergleich mit den bekannteren Umschlagvorgängen in Grenzschichten ohne Druckgradient.

Lösungsweg Direkte "räumliche" numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von kontrolliert eingeleiteten Störwellen in zweidimensionalen, verzögerten Grenzschichten über einer ebenen Platte. Die Simulation erfolgt auf der Grundlage der vollständigen instationären Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Medien und des realistischen räumlichen Simulationsmodelles. Das numerische Verfahren ist eine Weiterentwicklung eines für Grenzschichten ohne Druckgradient erfolgreich erprobten Verfahrens. Die Raumdiskretisierung erfolgt mit finiten Differenzen 4. Ordnung in Hauptströmungsrichtung und normal zur Plattenoberfläche (äquidistantes Gitter) und einem Spektralansatz mit Fouriermoden (exponentielle Fehlerordnung) in Querrichtung. Zur Zeitintegration wird ein modifiziertes Runge-Kutta-Verfahren von ebenfalls 4. Ordnung verwendet.

Ergebnis

Durch die hochaufösende Simulation (930*121*128 Gitterpunkte) des fundamentalen Umschlagtyps in einer stark verzögerten Grenzschicht (Hartree-Parameter β_H=-0.18) praktisch bis zum vollturbulenten, zeitlich nichtperiodischen Stadium konnten bisher unbekannte Scherschichten und Umschlagstrukturen entdeckt werden. Insbesondere tritt die vom klassischen "K-Breakdown" bekannte, spannweitige "Valley"-Position jetzt als "Co-Peak"-Position auf, das heißt, die Störamplituden sind dort, nach der "Peak"-Position, am größten. Diese Amplitudenentwicklung wird durch ein instationäres, stromablaufendes Ablösegebiet verursacht, das an der Co-Peak-Position mit der Ausbildung einer untenliegenden Schicht hoher Scherung ("lower high-shear layer") verbunden ist.



Perspektivische Ansicht von Lambda(Λ)-Wirbeln beim fundamentalen Zusammenbruch in der Blasius-Grenzschicht (a) und der stark verzögerten Grenzschicht (b); Strömungssichtbarmachung durch Teilchen, die zeitlich periodisch von einem quergespannten Draht starten.

Literatur

M. Kloker, H. Bestek: Direct spatial simulation of laminar-turbulent transition in a boundary layer with strong streamwise pressure gradient. Proc. DGLR Jahrestagung 1992, Bremen, DGLR-Jahrbuch 1992, Vol. 3.

weiteres Vorgehen

Weitere Analyse der durch die aufwendigen Simulationen bereitgestellten Datenmenge (vollständiges, instationäres Strömungsfeld). Weiterentwicklung des numerischen Verfahrens zur quantitativ auswertbaren Simulation der Strömung bis in den vollturbulenten Zustand und Analyse der Daten zur Validierung und Verbesserung von Turbulenzmodellen (bisher keine Daten von realistischen räumlichen direkten Simulationen verfügbar!).

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	H.-P. Kreplin, G. Höhler	
Institution	DLR, SM-ES	
Adresse	Bunsenstr.10 3400 Göttingen	**Telefon** 0551-709-2259 **Telefax** 0551-709-2889
weitere Partner	DLR, SM-EA Deutsche Aerospace Airbus Inst. f. Luft- u. Raumfahrt der TU Berlin	

Thema Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen

Ausgangssituation

Anwendung der Oberflächenheißfilmtechnik bei Flug- und Windkanalversuchen mit Laminarflügeln im nationalen Gemeinschaftsprogramm "Transsonischer Laminarflügel" und im BRITE/EURAM-Projekt ELFIN (European Laminar Flow Investigations)

Ziel

Bestimmung des Grenzschichtumschlags am gepfeilten Laminarflügel bei Machzahlen bis 0,8.
Vergleich zwischen Freiflug- und Windkanalversuchen.
Untersuchung der lokalen, instationären Ereignisse beim laminar-turbulenten Übergang in dreidimensionalen Grenzschichten.
Messung der Wandschubspannung.

Lösungsweg

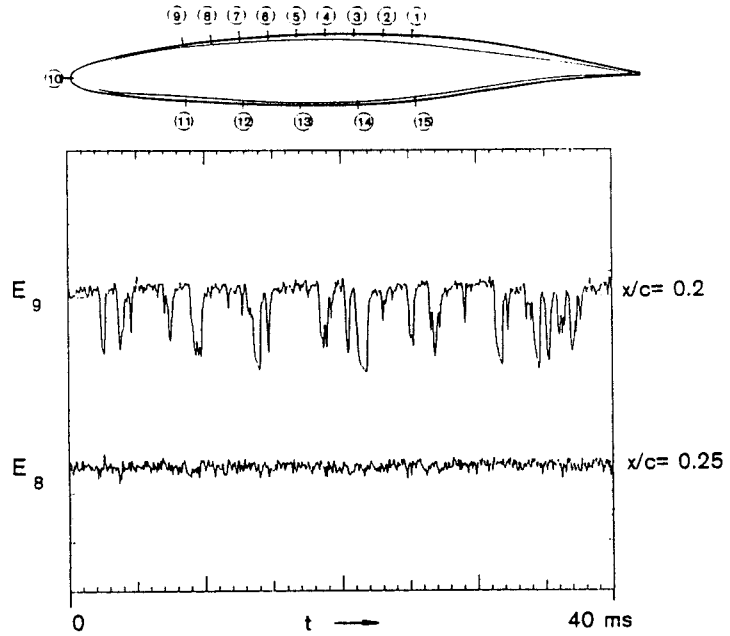
Die Lage des Grenzschichtumschlags wird meist mit Hilfe der Infrarotthermographie bestimmt, die als Feldmethode die Beobachtung eines großen Teils der Flügel- oder Modelloberfläche ermöglicht. Als Ergänzung hierzu werden Oberflächenheißfilmsensoren eingesetzt, die mit hoher zeitlicher Auflösung lokale Informationen über die 3d-Grenzschichtströmung insbesondere beim laminar-turbulenten Umschlag liefern.
Im Rahmen des BRITE/EURAM-Projektes ELFIN wurden Heißfilmsensoren eingesetzt bei den Flugversuchen der Fokker F100 mit Laminarhandschuh sowie bei den Windkanalmessungen am Flügelmodell mit Absaugung im Bereich der Nase im S1-Kanal der ONERA.

AG STAB

Ergebnis

Am Handschuh der F100 waren 16 Standard-V-Sensoren und ein Tollmien-Schlichting-Sensor mit drei einzelnen Filmen montiert. Dieser TS-Sensor diente zur Bestimmung der Ausbreitungsgeschwindigkeit und Richtung von Instabilitätswellen in der Grenzschicht.

Am HLF-Flügelmodell im S1-Kanal wurden V-Sensoren und ein spezieller Querströmungssensor auf dem Handschuh hinter dem Absaugepanel eingesetzt. Zusätslich waren zwei Sensoren an der Nase des inneren Flügelteils zur Beobachtung einer möglichen Anlegelinientransition angebracht.



Heißfilmsignale am F100-Handschuh; Ma= 0,78; Re_c= 20,3 Mio

Literatur

H.-P. Kreplin, G. Höhler: Application of the surface hot film technique to laminar flow investigations, 1st European Forum on Laminar Flow Technology, 16.-18.03.1992, Hamburg, Paper 92-01-017, in Proc.: DGLR-Bericht 92-06, pp.123-131,1992.

Weiteres Vorgehen

Auswertung der ELFIN I-Messungen (F100-Flugversuche und HLF-Experimente im S1-MA)
Anwendung der Heißfilmtechnik in ELFIN II an Flügel und Triebwerksgondel mit Absaugung im S1-MA

Datum 20.01.93 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dipl.-Ing. R. Müller

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2428
Telefax 0531 395 2894

weitere Partner Dornier Luftfahrt GmbH

Thema Meßtechnik am Laminarhandschuh der Do 228

Ausgangssituation

Zur Vermessung des Laminarhandschuhs der Do 228 im Flug wird eine autarke Meßtechnik benötigt, die Druck- und Temperaturmessungen bewältigt und den gesamten Meßablauf steuert und überwacht.

Ziel

Bereitstellung einer an das Flugzeug angepaßten Meßanlage, Herstellung und Zulassung von Anbauten für Infrarotkameras, Meßsensoren und Nachlaufrechen.

Lösungsweg

Es wurde eine modular aufgebaute Meßanlage entwickelt und gebaut, siehe Bild 1. Die Anlage arbeitet einen Versuchspunkt nach dem Startsignal bis zur Ausgabe der Online-Plots automatisch ab. Änderungen im Versuchsablauf können im Dialog-Verfahren eingegeben werden.

Zur Beobachtung der Handschuhoberflächen wurden zwei Infrarotkameras mit Speicherelektronik eingebaut, eine davon in einem Behälter, der 2 m über dem Flügel ist. Der Nachlauf wird mit einem in Spannweitenrichtung während des Fluges verstellbarem Nachlaufrechen in bis zu 20 Punkten gemessen. Anstell- und Schiebewinkel werden von einem am Nasenmast befindlichen Fluglog bereitgestellt.

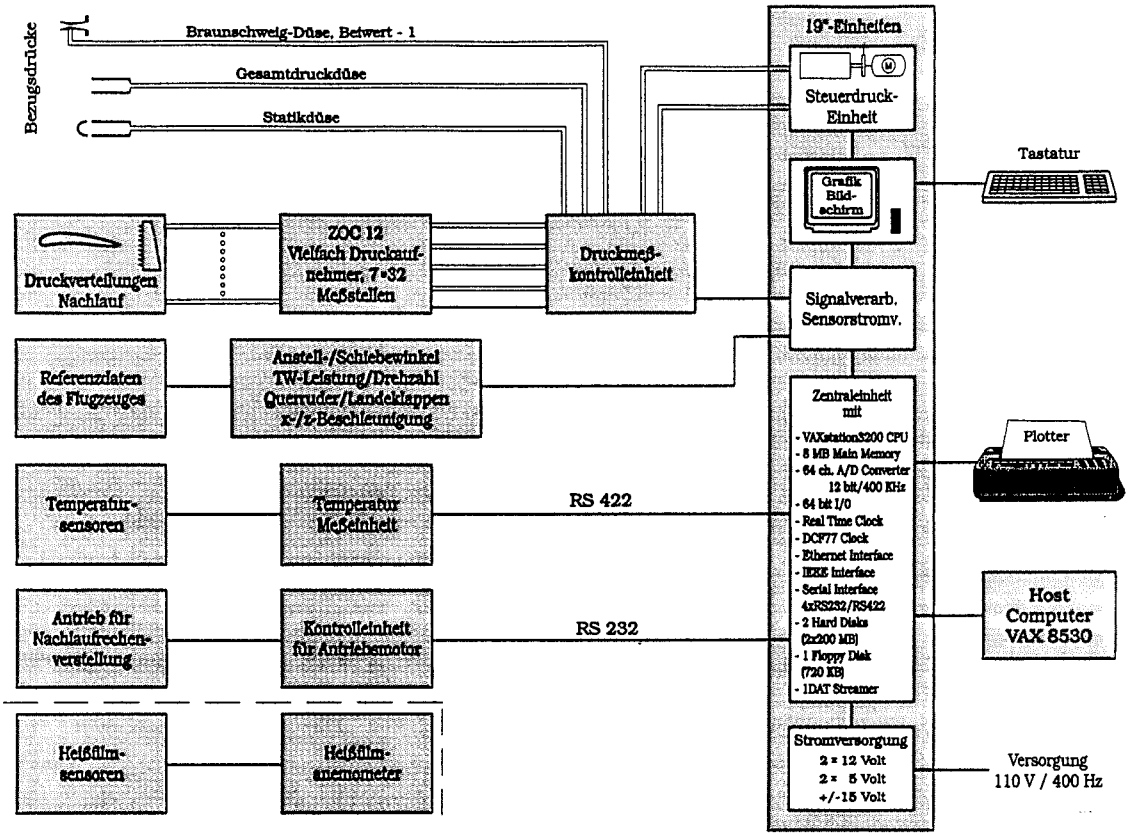
AG STAB

Ergebnis

Die Infrarotanlage ermöglicht die kontinuierliche Beobachtung der Handschuhoberfläche auf den Grenzschichtzustand. Die eingebaute Oberflächenheizung liefert auch im Horizonatalflug gute Bilder. Der verfahrbare Nachlaufrechen ist bis zur Maximalgeschwindigkeit der Do 228 schwingungsfrei und liefert sehr saubere Nachlaufdellen, die sich mit sehr kleiner Streuung auswerten lassen.

Die Steuerung des Versuchsablaufs ist universell einstellbar und liefert über die Quick-Look-Ergebnisse Entscheidungshilfen zur Qualitätsbewertung eines Meßpunktes während des Fluges.

Die Meßanlage ist für die Versuchsablaufsteuerung universell einstellbar. Die Quick-Look-Auswertung gibt Entscheidungshilfen zur Qualitätsbewertung eines Meßpunktes während des Fluges.



Aufbau der Flugmessanlage

weiteres Vorgehen

Die Anlage und alle für die Flugversuche notwendigen Anbauten sind zugelassen und somit jederzeit für Versuche verwendbar.

Datum 24.2.93 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Laminarflügel

Ansprechpartner W. Müller, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3405
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Laminarhaltung von Grenzschichten

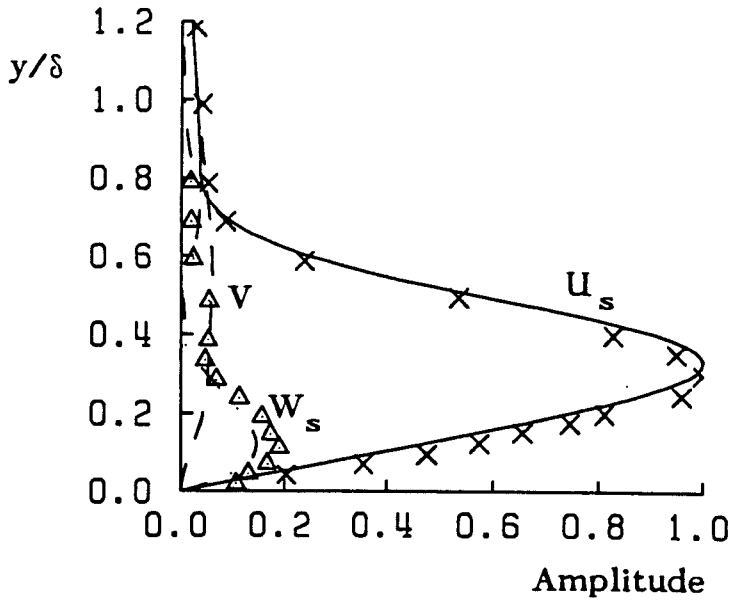
Ausgangssituation Das Verständnis der Strömungsvorgänge beim laminar-turbulenten Umschlag in praktisch wichtigen Grenzschichtströmungen mit Druckgradient in Strömungsrichtung ist noch sehr unvollständig. Ein besseres Verständnis der ablaufenden Vorgänge und Mechanismen ist jedoch eine wichtige Voraussetzung für alle Methoden der Laminarhaltung durch Formgebung und/oder durch passive und aktive Grenzschichtbeeinflussung.

Ziel Untersuchung der Umschlagvorgänge in praktisch wichtigen inkompressiblen Grenzschichtströmungen am unendlich langen geraden oder schiebenden Flügel mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen der räumlichen Störungsentwicklung in Grenzschichten mit Druckgradient in Strömungsrichtung. Untersuchung der Möglichkeit der Umschlagbeeinflussung durch lokale Absaugung.

Lösungsweg Numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in zweidimensionalen Grenzschichten mit Druckgradient in der Außenströmung und/oder mit lokaler Absaugung an der Plattenoberfläche. Dazu soll ein vorhandenes und erprobtes kombiniertes Differenzen-Spektralverfahren zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für eine inkompressible, dreidimensionale Strömung entsprechend modifiziert und erweitert werden.

Ergebnis

Das Verfahren zur Simulation der räumlichen Entwicklung von Querströmungswirbeln und -wellen in einer 3-D Grundströmung wurde an die Parameter des "Prinzipexperimentes Querströmungsinstabilität" (Dr. H. Bippes, DLR Göttingen) angepaßt und erste Simulationen im Bereich der linearen Störungsentwicklung durchgeführt. Dabei wurde die Grundströmung zunächst nur durch einen stationären Querströmungswirbel gestört. Für die Störgeschwindigkeitsverteilung ergab sich dabei im Vergleich zum Experiment (B. Müller, DLR-FB-90 09) eine sehr gute Übereinstimmung (Standardfall, $x_c/c=0.6$).



Experimentelle Messungen durch Symbole, Simulationsergebnisse durch Linien gekenzeichnet.

Literatur

Müller, W., Bestek, H., Fasel, H., "Numerical Simulation of the Spatial Disturbance Development in Transitional Boundary Layers along a Swept Plate", Int. Conf. Near Wall Turbulent Flows, March 15-17, 1993, Tempe, AZ, USA.

weiteres Vorgehen

Simulation des Transitionsprozesses im nichtlinearen Bereich. Untersuchung der Störungsentwicklung von gleichzeitig stationär und instationär gestörter Grundströmung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. W. Puffert-Meißner, Dipl.-Ing. R. Müller

Institution

DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Braunschweig
DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse

Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 3952422
Telefax 0531 3952829

weitere Partner

Thema

Der Transsonische Windkanal Braunschweig (TWB) als Instrument für Laminarprofilentwicklungen

Ausgangssituation

Die Entwicklung von Laminarprofilen für höhere Anströmgeschwindigkeiten und Reynoldszahlen erfordert neue bzw. verfeinerte Techniken für die Untersuchung dieser Profile in Windkanälen und stellt höhere Anforderungen an die Versuchsbedingungen im Vergleich zu konventionellen Profiluntersuchungen.

Ziel

Bereitstellung von Techniken zur Untersuchung von Laminarprofilen, insbesondere Techniken zur Bestimmung des Grenzschichtumschlagspunktes, sowie Verbesserung der Versuchsbedingungen im Transsonischen Windkanal Braunschweig.

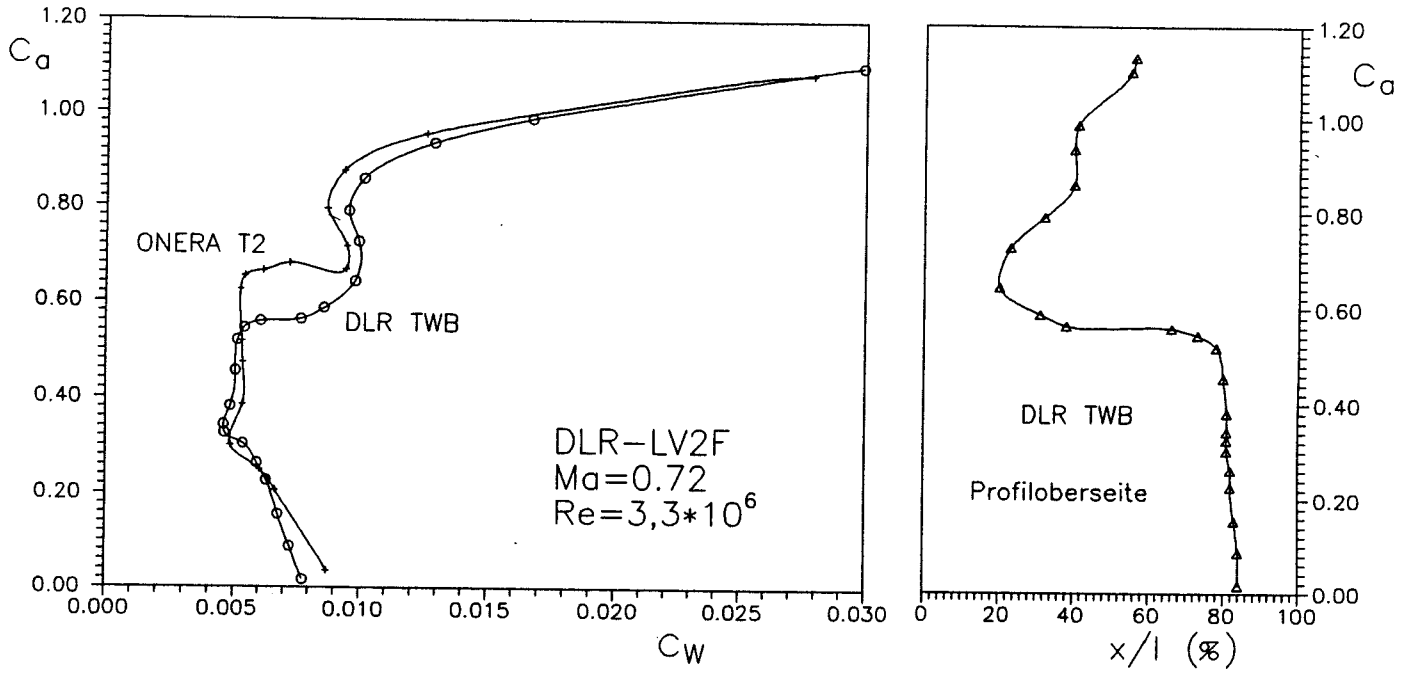
Lösungsweg

Einbau, Erprobung und Einsatz der Infrarotthermographie für die Bestimmung der Grenzschichtumschlagslage am Profil.
Entwicklung einer speziell für die Versuchsbedingungen im TWB zugeschnittenen Beschichtungsmethode der Profilmodelle, die es ermöglicht, die Infrarotbeobachtung gleichzeitig zu den Druckverteilungsmessungen durchzuführen.
Ermittlung des Grenzwertes des Amplitudenverstärkungsexponenten (N-Faktor) für den TWB für die Korrelation der TWB-Versuchsbedingungen mit Freiflugbedingungen.
Berücksichtigung des Modelltemperatureinflußes auf die Lage des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags.

Ergebnis

Der Einsatz der Infrarotthermographieanlage des Instituts für Entwurfsaerodynamik zur Bestimmung der Grenzschichtumschlagslage [1] erfolgt bei Laminarprofilmessungen im TWB standardmäßig während der Druckverteilungsmessungen [2].
Die Infrarotbeobachtung erlaubt zudem die Überwachung des für die Druckverteilungs- und Nachlaufmessung wichtigen Profilbereiches, so daß Störungen durch Verschmutzung oder durch Partikeleinschläge sofort erkannt werden können.

Der Grenzwert des N-Faktors ist mit Hilfe der Stabilitätsanalyse in Form des Sally-Codes und der im TWB gemessenen Druckverteilungen und Umschlagslagen an dem DLR-LV2-Profil ermittelt worden [3].
Die Modelltemperatur hat einen nicht unwesentlichen Einfluß auf die Lage des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags, insbesondere in Bereichen, in dem sich die Transitionslage ohnehin schon bei kleinen Änderungen der Anstömbedingungen stark ändert.
Aus einer Vielzahl von Ergebnissen an Laminarprofilen zeigen die Bilder einige repräsentative Meßdaten, und zwar eine im TWB gemessene Polare mit zugehörigen Grenzschichtumschlagslagen an dem Profil DLR-LV2F. Zum Vergleich sind Meßwerte an dem selben Profil im T2-Windkanal der ONERA eingezeichnet.



Literatur [1] Quast,A. Detection of Transition by Infrared Image Technique Proc. of the ICASF Record, Williamsburg, Va., 1987

[2] Puffert-Meißner,W. Der Transsonische Windkanal Braunschweig DFVLR-Mitteilung 88-01, 1988

[3] Köster,H. Müller,R. Bestimmung des N-Faktors im TWB anhand von Druckverteilungs- und Umschlagspunktmessungen und dem Sally-Verfahren. 6. DGLR-Fachsymposium Strömungen mit Ablösungen, Braunschweig, 1988

weiteres Vorgehen

- Erprobung von Verfahren zur Modellkühlung
- Installation einer Infrarotkameraanlage für die Modellbeobachtung durch die untere Windkanalhorizontalwand
- Verbesserung der Stömungsqualität

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. Quast

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2437
Telefax 0531 395 2894

weitere Partner ONERA/Chât.

Thema Vorbereitende Absaugeversuche am A320
Absauge-Seitenleitwerk

Ausgangssituation

Hinsichtlich Absaugung gab es keinerlei Erfahrungen in der Handhabung der Absaugung, Empfindlichkeit gegenüber Verschmutzung und Überabsaugung.

Ziel

Erfahrungen sammeln, damit die Versuche im teuren Transschall-Kanal (S1 in Modane) nicht unnötig lang werden.

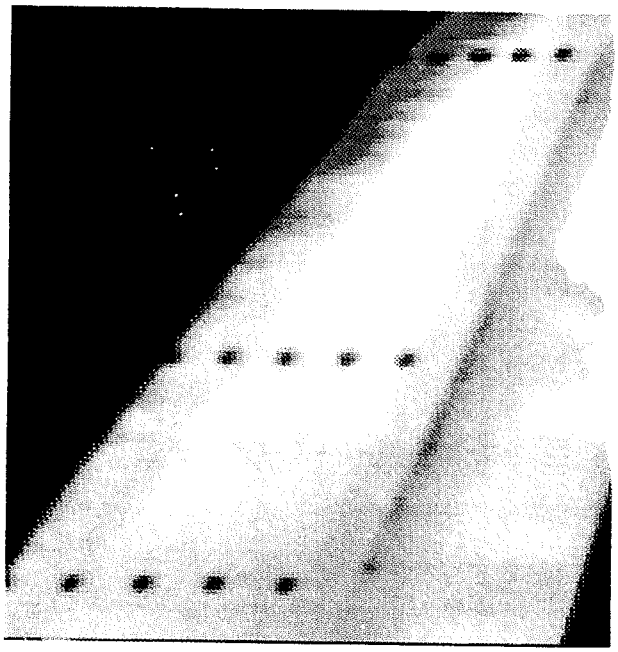
Lösungsweg

Vermessung der Absaugemenge je Absaugkanal, Betrieb des Modells mit und ohne Absaugung, Variation der Absaugemenge und der Absaugeverteilung.

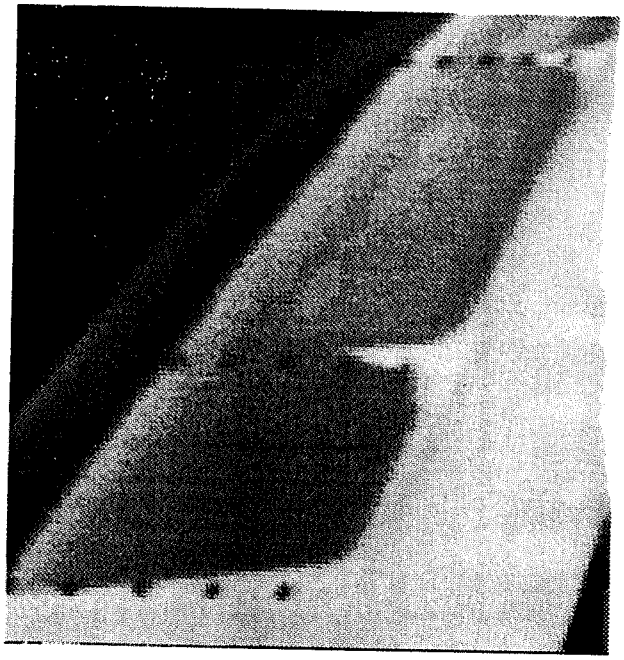
Beobachtung der Empfindlichkeit gegen Verschmutzung und Erprobung von Reinigungsverfahren. Beobachtung des laminar-turbulenten Umschlags mit Hilfe der Infrarottechnik.

AG STAB

Ergebnis



Data Point: AB102
Date: 21. 8.92 9:02:50



Data Point: AB110
Date: 21. 8.92 10:47:46

ohne Absaugung

mit Absaugung

Literatur

G. Redeker; A. Quast; J.J. Thibert:
Das A320 Laminar-Seitenleitwerks- Programm
Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß 1992, DGLR-Nr. 92-03-066

weiteres Vorgehen

Messungen des A320 Absauge-Leitwerks im S1MA Windkanal der ONERA

Datum 15.2.93

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dr.-Ing. D. Rempfer, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3426
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Niedrigdimensionale Modelle turbulenter Strömungen

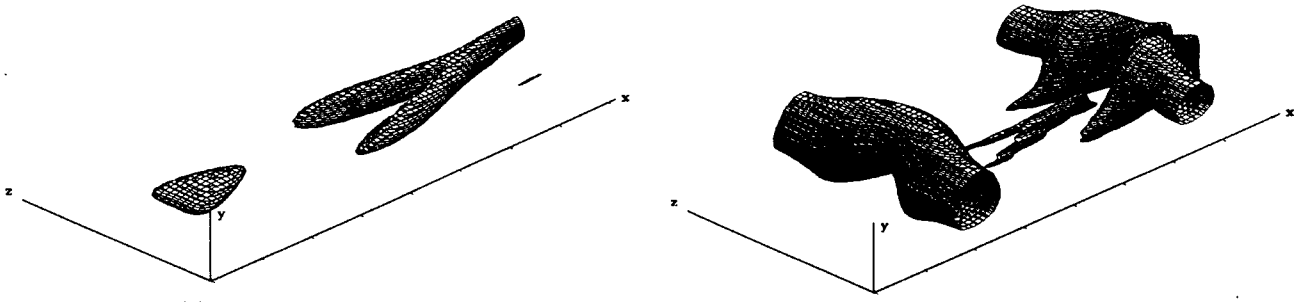
Ausgangssituation Gegenwärtig existieren nur einige wenige Arbeiten zur Untersuchung offener turbulenter Strömungssysteme mit Hilfe von Begriffen aus der Theorie dynamischer Systeme. Die Entwicklung des Strömungsfeldes in kohärente Strukturen führt auf ein Minimalsystem zur Beschreibung der Strömung und erlaubt so die Erstellung niedrigdimensionaler Modelle.

Ziel Aus den Daten einer räumlichen numerischen Simulation des laminar-turbulenten Umschlags in einer Plattengrenzschicht werden die dreidimensionalen kohärenten Strukturen der transitionellen Plattengrenzschicht bestimmt. Das dynamische Verhalten dieser kohärenten Strukturen wird durch ein System gewöhnlicher Differentialgleichungen beschrieben, das bei relativ geringem Rechenaufwand die Untersuchung des Langzeitverhaltens dieser Strukturen erlaubt. Damit kann die Relevanz des Begriffes des deterministischen Chaos aus der Theorie dynamischer Systeme für die Vorgänge in der Plattengrenzschicht untersucht werden.

Lösungsweg Die kohärenten Strukturen werden nach Lumleys Methode der "Proper Orthogonal Decomposition" (POD) als Karhunen-Loève-Entwicklung des Strömungsfeldes bestimmt. Das resultierende Eigenwertproblem für die Autokorrelationsfunktion wird so transformiert, daß die Ordnung des Problems nur von der Anzahl der zur Verfügung stehenden Zeitschritte der direkten Simulation abhängt. Über einen Galerkin-Ansatz kann dann durch Einsetzen der kohärenten Strukturen in die Navier-Stokes-Gleichungen ein System gewöhnlicher Differentialgleichungen hergeleitet werden, welches das zeitliche Verhalten der Strukturen beschreibt.

Ergebnis

Mit Hilfe der Methode der POD wurden die dreidimensionalen kohärenten Strukturen der Plattengrenzschicht als dreidimensionale Karhunen-Loève-Eigenfunktionen in verschiedenen Stadien des Umschlags bestimmt. Dabei konnte gezeigt werden, daß die POD in der Lage ist, sowohl die Gestalt als auch die Verformungen der sich entwickelnden räumlichen Strukturen wiederzugeben. Die ermittelten kohärenten Strukturen liefern daher eine kompakte Beschreibung der Vorgänge in einer komplexen Grenzschichtströmung. Durch Galerkin-Projektion der Navier-Stokes-Gleichungen auf die die Basis der kohärenten Strukturen darstellenden Karhunen-Loève-Eigenfunktionen wurde ein System gewöhnlicher Differentialgleichungen hergeleitet, welches das Zeitverhalten der kohärenten Strukturen beschreibt. Auf der Basis dieses Systems konnte eine Energiegleichung für die kohärenten Strukturen abgeleitet werden, aus der die Wechselwirkungen der kohärenten Strukturen untereinander hervorgehen, d.h. die Energieflüsse zwischen den Strukturen bestimmt werden konnten.



(a) Höhenfläche $u = 0.6\,\mathrm{m/s}$. (b) Höhenfläche $v = 0.07\,\mathrm{m/s}$.

Höhenflächen zweier Geschwindigkeitskomponenten der (energiereichsten) kohärenten Struktur erster Ordnung.

Literatur

D. Rempfer: Kohärente Strukturen und Chaos beim laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag. Dissertation, Universität Stuttgart, 1991.

D. Rempfer, H. Fasel: The Dynamics of Coherent Structures in a Flat-Plate Boundary Layer. Proc. *Fourth European Turbulence Conference*, Delft, Netherlands, June 30-July 3, 1992.

weiteres Vorgehen

Detaillierte Untersuchungen der Eigenschaften des Systems von gewöhnlichen Differentialgleichungen mit der Zeit als unabhängiger Variabler, die das dynamische Verhalten der kohärenten Strukturen beschreiben

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dr.-Ing. Ulrich Rist, Prof. Dr.-Ing. Siegfried Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3432
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Untersuchung der Strömungsphysik laminarer Ablöseblasen.

Ausgangssituation Die theoretische Beschreibung laminarer Ablöseblasen ist immer noch sehr unzuverlässig. Wir führen dies auf ein unzulängliches Verständnis der Strömungsphysik zurück und möchten deshalb durch direkte numerische Simulationen einen Beitrag zum Verständnis der Physik der laminaren Ablöseblase leisten, und somit Grundlagen zu einer verbesserten Modellierung liefern.

Ziel

Durch die direkte numerische Simulation soll ein detaillierter Einblick in die instationären Strömungsvorgänge gewonnen werden. Hieraus und aus einem tiefreichenden Verständnis der hydrodynamischen Instabilität der laminaren Ablöseblasen, das wir in begleitenden Stabilitätsberechnungen gewinnen wollen, erwarten wir einen Beitrag zur Verbesserung der Modellierung und der Vorhersage laminarer Ablöseblasen.

Lösungsweg Die inkompressiblen vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen werden mit einem numerischen Verfahren gelöst, das auf den Arbeiten von Gruber (1987), Rist (1990), Konzelmann (1990) und Kloker (1993) aufbaut. Im Gegensatz zu Gruber (1987) sind wir mit dem neuen Verfahren in der Lage auch dreidimensionale Störungen zu berücksichtigen, und somit in naher Zukunft den Strömungsumschlag und das turbulente Wiederanlegen der abgelösten Grenzschicht zu simulieren.

Das explizite Runge-Kutta-Integrationsverfahren 4. Ordnung verwendet Finite-Differenzen 4. Ordnung in Strömungs- und Wandnormalenrichtung und einen Fourier-Spektralansatz in Spannweitenrichtung. Am oberen Rand des Integrationsgebiets kann eine Geschwindigkeitsverteilung vorgeschrieben werden, die man aus einer Potentialströmungsberechnung um eine vorgegebene Profilkontur erhält. Die hier betrachteten Testrechnungen verwenden jedoch noch eine Randbedingung von Gruber (1987), der die Geschwindigkeitsverteilung längs einer ebenen Platte mit einem plötzlichen Druckanstieg in der Mitte des Integrationsgebiets zugrunde liegt.

Ergebnis

Erste Ergebnisse in Bild 1 und 2 zeigen den Einfluß periodischer Störungen auf die Grenzschichtprofile und auf die Geometrie der Ablöseblase. Die Störungen werden stromaufwärts von der Ablöseblase durch simuliertes Absaugen und Ausblasen auf einem niedrigen Amplituden-Niveau ($10^{-4}u'/u_\infty$) eingeleitet. Stromabwärts von der Blase erreichen die Störungen dann über 10% u'/u_∞ und ihre nichtlineare Rückwirkung auf die Grundströmung kann am Unterschied von Bild 2 zu Bild 1 abgelesen werden. Die Ergebnisse von Bild 2 stimmen qualitativ sehr gut mit experimentellen Messungen überein.

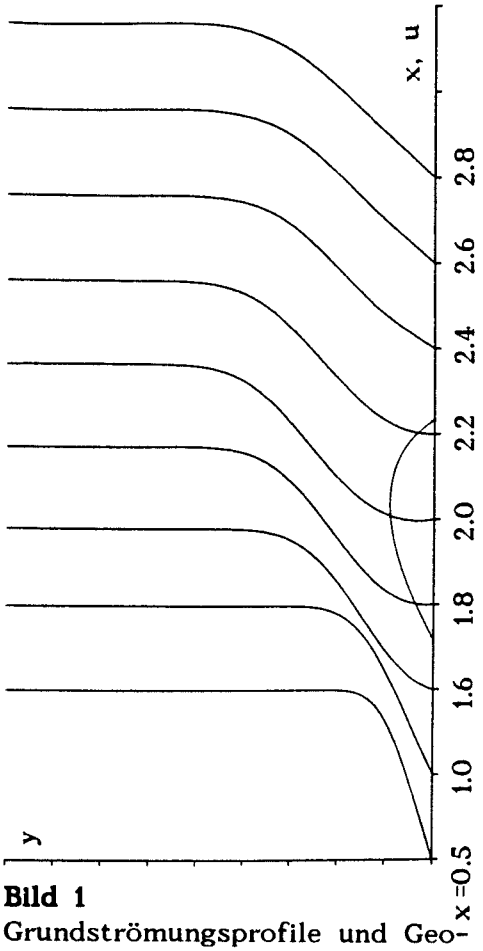


Bild 1
Grundströmungsprofile und Geometrie der laminaren Ablöseblase ohne künstliche Störungen.

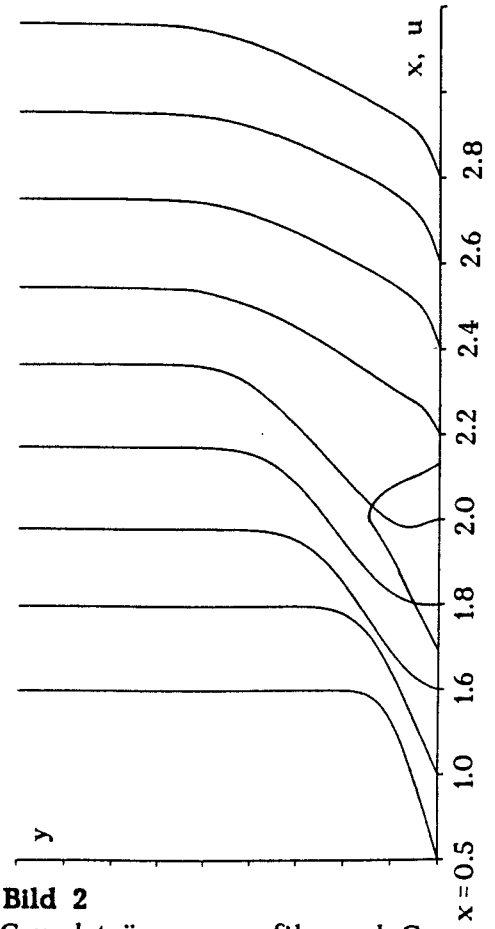


Bild 2
Grundströmungsprofile und Geometrie der laminaren Ablöseblase mit künstlichen Störungen.

Literatur

Gruber, K. (1987), Dissertation Universität Stuttgart.
Rist, U. (1990), Dissertation Universität Stuttgart.
Konzelmann, U. (1990), Dissertation Universität Stuttgart.
Kloker, M. (1993), Dissertation Universität Stuttgart.

weiteres Vorgehen

Untersuchung der Einflüsse dreidimensionaler Störungen, Untersuchungen auf primäre und sekundäre Instabilität. Einbau eines Interaktionsmodells, das die Verdrängungswirkung der Grenzschicht bei der Vorgabe der Geschwindigkeitsverteilung am oberen Rand des Integrationsgebiets berücksichtigt. Vorgabe einer experimentell gemessenen Geschwindigkeitsverteilung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dipl.-Ing. C.-H. Rohardt

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2444
Telefax 0531 395 2320

weitere Partner Deutsche Airbus, Bremen

Thema Auslegung eines Laminarhandschuhs für die Fokker F100

Ausgangssituation

- Die Laminarisierung von Verkehrsflugzeugflügeln verspricht großes Potential bzgl. der Reduktion von Kunststoffverbrauch/Schadstoffausstoß
- Es besteht die Notwendigkeit, gezielt theoretische und experimentelle Grundlagen der Laminartechnologie zu erarbeiten.

Ziel

- Beteiligung aller führenden europäischen Luftfahrtfirmen und Forschungseinrichtungen am Technologieprogramm ELFIN
- Flugversuch mit Laminarhandschuh, Windkanalgroßversuch mit Absaugung, Verbesserung von Rechenverfahren
- Überprüfung der Leistungsfähigkeit und Leistungsgrenzen natürlicher Laminarhaltung bei hohen Mach- und Reynoldszahlen.

Lösungsweg

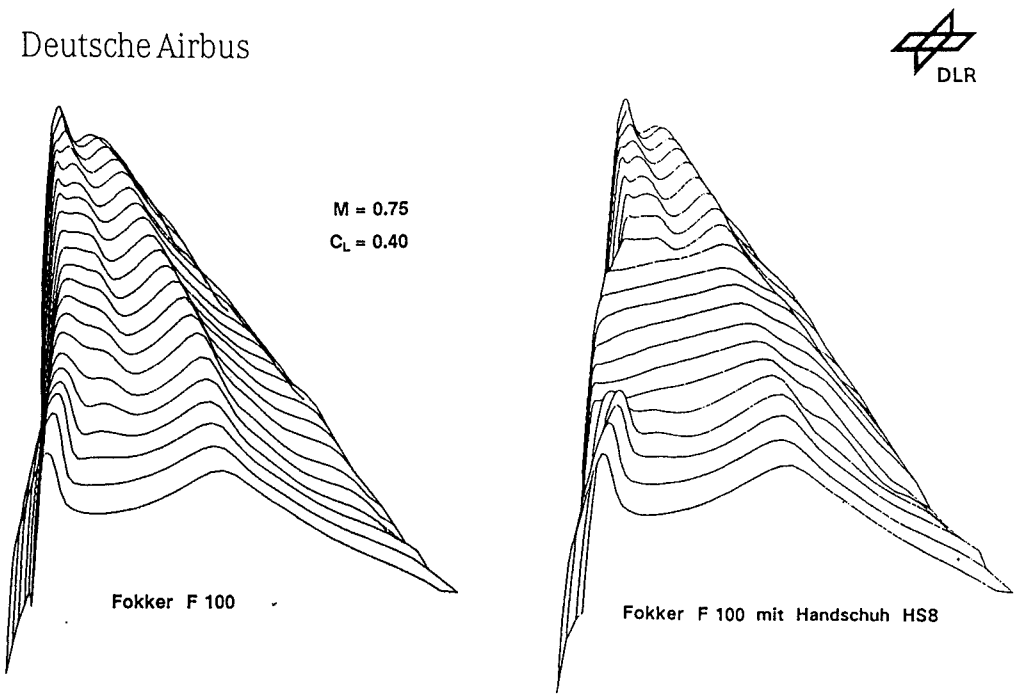
Im Rahmen von Task 4 des ELFIN-Programmes erfolgte in enger Zusammenarbeit von DLR Braunschweig und DA Bremen der Entwurf eines Vollhandschuhs zur Demonstration von Laminarhaltung durch Formgebung. Dieser Handschuh wurde auf einem Teil der Spannweite des rechten Flügels eines Fokker 100-Versuchsflugzeuges installiert. Die Festlegung des Entwurfspunktes erfolgte durch die ELFIN-Partner mit den Exkpunkten Flugmachzahl Ma = 0,75, Flugzeugauftriebsbeiwert C_A = 0,4, Reynoldszahl Re = $22 \cdot 10^6$ und Flügelvorderkantenpfeilung Φ_{LE} = 20°. Diese Werte spiegeln typische Reiseflugbedingungen eines zukünftigen europäischen Regionalverkehrsflugzeuges wider. Das wesentliche Ziel dieses Experimentes ist, Leistungen und Grenzen natürlicher Laminarhaltung bei hohen Mach- und Reynoldszahlen aufzuzeigen.

Der Entwurfsprozess der Handschuhkontour für die F100 wurde sehr schnell erschwert durch die Tastsache, daß trotz der Verwendung von speziell angepaßten Übergangsprofilen für die Handschuhseitenränder, der Handschuhmittenbereich durch das Druckfeld des Basisflügels stark gestört wurde. Bisher verwendete Entwurfsstrategien unter Annahme quasi-zweidimensionaler Strömungsverhältnisse waren nur bedingt tauglich, da sich im Handschuhmittelschnitt unter echten 3D-Bedingungen deutliche Abweichungen von der Entwurfsdruckverteilung ergaben. Der Entwurfsprozess wurde daher unter ständiger Kontrolle durch 3D-Eulerrechnungen mit Repräsentation der Grenzschicht fortgeführt.

Ergebnis

Die endgültige Handeschuhkontour wies ein genügendes Stabilitätsmaß der Grenzschicht auf, um auf Ober- und Unterseite des Handschuhs einen laminarumströmten Anteil von 55% der Flügeltiefe zu gewährleisten. Die Auslegung des Stabilitätsmaßes basierte auf der Korrelation von berechneten Anfachungsraten mit Hilfe linearer Grenzschicht-Stabilitäts-Theorie und gemessenen Transitionslagen aus dem ATTAS-Laminarflügel-Experiment.

Ein Windkanaltest an einem mit Handschuh modifizierten F100-Halbmodell konnte sowohl das Konzept gerader Isobaren als auch die Realisierung der Entwurfsdruckverteilungen im Handschuhbereich belegen. Erfolgreich durchgeführte Flugversuche bestätigten die vorhergesagten Eigenschaften des Laminarhandschuhs.



Übersicht Druckverteilungen Fokker mit und ohne Handschuh HS8

Literatur

U. Dreßler, H. Hansen, S. Rill, K.H. Horstmann, C.-H. Rohardt, G. Wichmann:

Design of the Fokker 100 Natural Laminar Flow Glove
EUROPEAN LAMINAR FLOW INVESTIGATION, Technical ReportELFIN No. 7.

weiteres Vorgehen

Datum 24.2.93

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner A. Seitz, C.-H. Rohardt

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Postfach 3267, W-3300 Braunschweig **Telefon** 0531/395-2888

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema Entwurf eines Laminarhandschuhs mit Hybrid Laminarhaltung für den Aussenflügel des Airbus A320

Ausgangssituation Transsonische Tragflügel moderner Verkehrsflugzeuge haben bisher vollturbulente Grenzschichten. Verschiedene Studien [1], [2] zeigen aber ein erhebliches Potential für Kraftstoffeinsparungen durch Minderung des Reibungswiderstandes bei konsequenter Anwendung der Laminartechnologie auf.

Ziel Im Hinblick auf ein zukünftiges Demonstrator Projekt soll ein Laminarhandschuh mit Hybrid Absaugung für die Oberseite des A320 Außenflügels entworfen werden. Dabei sind als Randbedingungen folgende Punkte zu beachten:

- Nur im Bereich des leicht auswechselbaren Nasenkastens darf die Absaugung angewendet bzw. die Profilierung frei modifiziert werden (bis $x/l \approx 10\%$).
- Im Bereich des Flügelkastens ist nur eine Aufdickung der Flügelkontur möglich, allerdings muß der Handschuh spätestens am Beginn der Spoiler-Klappen (bei $x/l \approx 57\%$) in die Originalkontur einlaufen.
- Um flugmechanische Schwierigkeiten bei der Modifikation nur einer Tragflügelhälfte zu vermeiden, muß die Auftriebsverteilung des Handschuhflügels mit der des Originalflügels kompatibel sein.

Lösungsweg Für den Außenflügel des A320 wurden neue Profile mit Laminardruckverteilungen unter Berücksichtigung der oben genannten Randbedingungen entworfen. Mit Hilfe des 3d-Eulerverfahrens CEVCATS (gekoppelt mit einem Grenzschichtverfahren zur Behandlung von Reibungseinflüssen) konnte der Entwurf nachgerechnet werden. Dabei stellte sich heraus, daß eine Auflösung nicht nur der Flügel-Rumpf sondern auch der Flügel-Pylon-Triebwerk Interferenzen unbedingt erforderlich ist.

Ergebnis

In Stabilitätsrechnungen konnte ein Anteil an laminarer Strömung auf der Oberseite des Außenflügels von ca. 50% der Flügeltiefe nachgewiesen werden. Dabei wurde das in den ATTAS Flugversuchen ermittelte Transitionskriterium für 3d-Grenzschichten auf Grundlage der N-Faktor Methode angewendet.

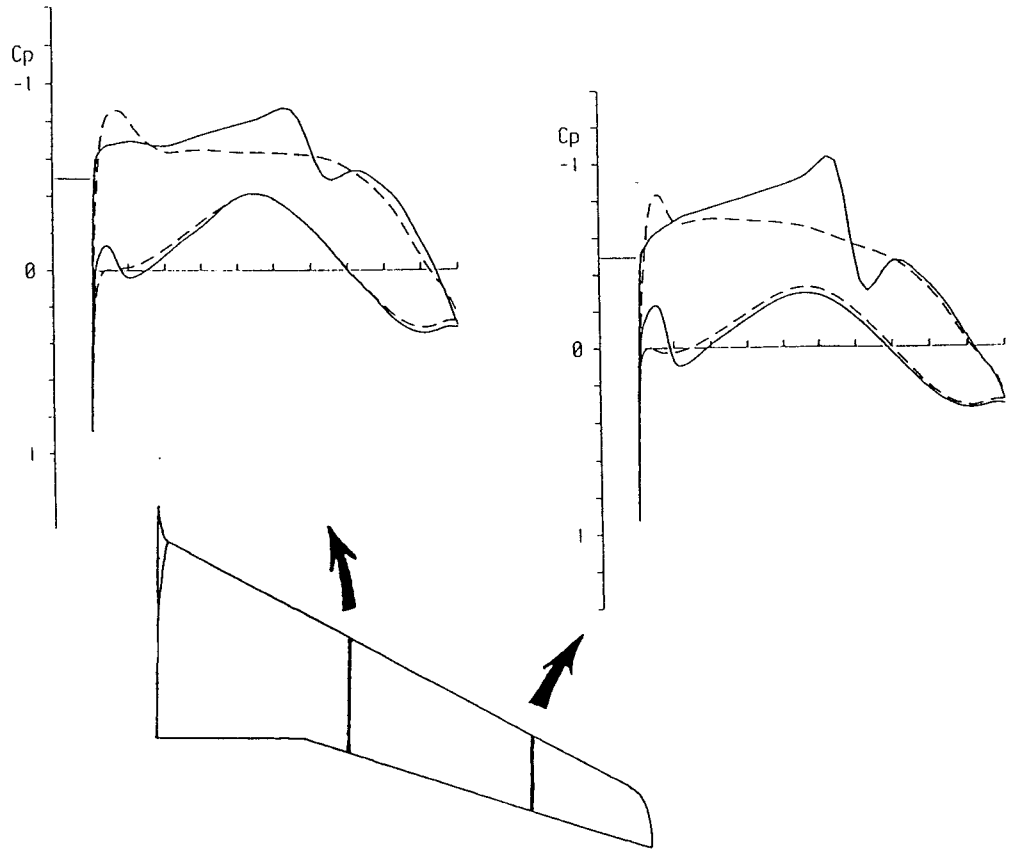


Fig. 1 Comparison of typical pressure distributions on the A320 outboard wing
dotted lines: baseline wing
full lines: laminar glove design
$C_L = .4$, $Ma_\infty = .78$, $Re_{AMC} = 24.71 \cdot 10^6$

Literatur

[1] Hanks, G.W. et al.: Hybrid Laminar Flow Control Study. Final Technical Report NASA CR 165930, October 1982

[2] Seitz, A.; Rohardt, C.-H.: Feasibilty Study on the Design of a Natural Laminar Flow Wing and a Hybrid Laminar Flow Control Wing. DLR IB 129-91/29

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Th. Wiegand, H. Bestek, S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3429
Telefax (0711) 684-3438

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen des laminar-turbulenten Grenzschicht-umschlags im Laminarwasserkanal

Ausgangssituation Die Konzeption von modernen Flugzeugen stellt hohe Anforderungen an die aerodynamische Auslegung, da beim Einsatz der Laminarflügeltechnik die genaue Bestimmung des Transitionsbereichs von großer Bedeutung ist. Die Auswirkung verschiedenartiger Störungen auf die jeweils vorliegende Grenzschicht die Modellierung möglichst "natürlicher" Störungen für die Verwendung in Umschlagexperimenten ist noch weitgehend unbekannt.

Ziel Ziel unserer Untersuchungen ist es, die beim "natürlichen" Umschlag relevanten, noch unbekannten Mechanismen (Resonanzen, nichtlineare Interaktionen etc.), die z.B. zum spontanen Auftreten von Turbulenz-flecken führen, aufzuklären und zu verstehen.

Lösungsweg Experimentelle Untersuchung des bisher wenig erforschten "natürlichen" Grenzschichtumschlags im Laminarwasserkanal des IAG. Dieser Kanal stellt wegen seiner speziellen Auslegung und Optimierung eine weltweit einzigartige Versuchseinrichtung für hochsensible Umschlagexperimente in der ebenen Plattengrenzschicht dar. Um die beim natürlichen Umschlag infolge freier Turbulenz auftretenden Störungen in der Grenzschicht (Eigenschaften: breites Frequenzspektrum, lokale Erzeugung) reproduzier-bar zu modellieren, sollen hier punktförmige Störungen kleiner Amplitude mit unterschiedlichen Zeitcharakteristiken (periodisch, pulsförmig, zeitlich moduliert) in die Grenzschicht eingebracht werden. Die Entwicklung der Störungen bis zum Auftreten von Turbulenz soll mit Methoden der Strömungssichtbarmachung, sowie durch quantitative Messungen (Heiß-filmsonden, LDA) untersucht werden. Die experimentellen Untersuchungen (Strömungsvisualisierung und quantitativen Messungen) sollen durch begleitende direkte numerische Simulationen unterstützt werden.

Ergebnis

Zur Durchführung der geplanten Transitionsexperimente im Laminarwasserkanal sind spezielle Maßnahmen zur Optimierung der Grundströmung und der Meßtechnik erforderlich. Um bei Untersuchungen an der ebenen Platte den störenden Einfluß der Eckenwirbel zwischen der Platte und den Seitenwänden zu verhindern, wurde eine sogenannte "Eckenabsaugung" realisiert, die aufgrund eines Druckgefälles das verwirbelte Fluidmaterial unter die Arbeitsplatte abführt. Die besonders kritische Umströmung der Plattenvorderkante konnte mit Hilfe einer elliptisch geformten Nase (Halbmesserverhältnis 10:1) optimiert werden. Diese wurde sehr aufwendig direkt an der vorhandenen Glasplatte gefertigt, um jegliche Störung durch Stufen und Spalte zu vermeiden. Aus Gründen des Korrosionsschutzes und der Verformungsfestigkeit bestehen die Einzelteile der insgesamt 7.6 m langen Versuchsplatte aus Glas. Wie Untersuchungen der Strömung über diese Versuchsplatte gezeigt haben, sind Außen- und Grenzschichtströmung bis zum Einsetzen der natürlichen Umschlagsmechanismen exakt zweidimensional. Die früheren Ergebnisse über die gute Strömungsqualität und den niedrigen Turbulenzgrad (<0.2%) konnten somit vollständig bestätigt werden.

In zahlreichen Untersuchungen wurde die Erzeugung von impulsartigen sowie von periodischen Störsignalen aus einer punktförmigen Störstelle getestet, wobei ein kleines Flüssigkeitsvolumen durch die Platte in die Grenzschicht injiziert und/oder abgesaugt wird. Im Rahmen dieser Experimente wurden verschiedene Lochgruppen entwickelt, welche gegenüber einem Einzelloch ein sehr viel besseres Einbringen ausreichender Störamplituden ermöglichen, ohne störende Neben- oder Bypasseffekte zu erzeugen. Es wurden einige verschiedene Störungsgeneratoren (Membranpumpe, Spule, Servo, Lautsprecher) hinsichtlich der Signalform, -qualität und -konstanz sowie der Variierbarkeit von Amplitude, Frequenz und Signalart (periodisch, impulsartig, instationär-nichtperiodisch) erprobt. Dabei erwiesen sich Membranpumpe und Spule als ungeeignet, da die Reproduzierbarkeit der Signale nicht ausreichend und die Variation von Störungsparametern nur schwierig möglich ist. Zur Vermeidung jeglicher Störungen müssen die Störungsgeneratoren unter der Platte montiert werden, absolut wasserdicht und komplett fernsteuerbar sein. Diese Bedingungen erfüllen nur die Generatoren Servo und Lautsprecher in zufriedenstellender Weise, wobei das Servo die exakte online-Bestimmung von Störamplitude und -phasenwinkel ermöglicht.

Bei der Anpassung der gesamten Datenerfassung an die geplanten Untersuchungen wurde der Meßablauf vollständig automatisiert und die Meßanlage soweit optimiert, daß auch sehr kleine Störungsamplituden (<0.25%) exakt und phasengekoppelt aufgelöst werden können.

Literatur

weiteres Vorgehen

Untersuchung des Nahbereiches der punktförmigen Störungseingabe, um das Abklingen kleinskaliger, räumlicher Amplitudenunterschiede zu erfassen.

Validierungsexperimente für zweidimensionale Tollmien-Schlichting-Wellen mit verschiedener Frequenz. Erzeugung von TS-Wellen mit Schwingdraht und Vermessung der Stromabwärtsentwicklung der Amplituden für die u'-Komponente. Vergleiche mit Ergebnissen von linearen Stabilitätsrechnungen für die gemessenen Grundströmungsprofile an den Meßpositionen.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechspartner	W. H.Beck		
Institution	DLR, SM-ES		
Adresse	Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen	Telefon Telefax	0551 7092470 0551 7092870
Weitere Partner	Abt. Real und Verdünnte Gase, Lichtbogen-geheizte Kanal, DLR Stoßwellenlabor,	DLR SM-ES WT-WK RWTH	Göttingen Köln Aachen

Thema

Messungen an verschiedenen Großanlagen mit Hilfe von LIF als Vorbereitung für den Einsatz am HEG

Ausgangssituation

Der HEG liefert Gasströmungen, die sich im chemischen und vielleicht auch im inneren Nichtgleichgewicht befinden und deren Zustände bislang nur mit Modellberechnungen geschätzt werden konnten.

Ziel

Um die HEG-Gaszustände, in der freien Anströmung wie auch um ein Testmodell, charakterisieren zu können und dadurch der Einfluß von Realgaseffekte auf die Aerodynamik zu bestimmen, ist es nötig, eine möglichst störungsfreie Meßmethode anzuwenden.

Lösungsweg

Mit Hilfe einer Fremdfirma (LaVision 2D-Meßtechnik GmbH) wurde eine Laser-Induzierte-Fluoreszenz-Apparatur aufgebaut - diese Apparatur ermöglicht die Aufnahme von 2d-Fluoreszenzbilder, wovon 2d-Temperatur- und NO-Dichte-Bilder in der Nähe eines angeströmten Testmodells ausgewertet werden können. Da der Einsatz einer solchen Methode an einem Stoßkanal noch ganz neu ist, war es nötig, die LIF-Apparatur vorweg an anderen Großanlagen sorgfältig zu testen - dazu wurden Meßkampagnen am Vakuumwindkanal (V2G in Göttingen), am Lichtbogen-geheizten-Kanal (LBK in Köln) und am Stoßkanal (TH2 bei RWTH Aachen) durchgeführt.

Ergebnis für

Vakuumwindkanal V2G. In einer Zusammenarbeit mit der Abteilung Real und Verdünnte Gase wurden Untersuchungen an Freistrahlen mit NO/He und NO/N_2-Gasgemische bei Reservoirdruck von 4 bar und -Temperatur von 1060 K vorgenommen. 2d-Fluoreszenz-Bilder von NO bei verschiedenen Anregungswellenlängen und 1d-aufgelöste Anregungsspektren wurden im Bereich zwischen Düse und einem in der Strömung plazierten Modell (Platte, Ø 5 mm) aufgenommen. Die Spektren deuteten auf unterschiedliche interne Energieverteilungen (Rotation) vor dem Modell bei He bezw. N_2 als NO-Partnergas [1].

Lichtbogen-geheizten-Kanal. 2d-aufgelöste NO-Fluoreszenzbilder und 1d-aufgelöste Anregungsspektren (siehe Bild) wurden im Bereich zwischen Düsenaustritt und Testmodell (Zylinder aus Kupfer oder Siliziumkarbid mit Achse in Strömungsrichtung) aufgenommen. Für die freie Anströmung wurden folgende Bedingungen ausgewertet [2]: (Rotations-) Temperatur von 275 ± 20 K und NO-Dichte von ca. (1.0 ± 0.5) x 10^{14} cm^{-3} - die berechneten Werte sind 239 K und 1.7 x 10^{14} cm^{-3}.

Stoßkanal TH2. Hier zum ersten Mal wurden LIF-Messungen an einer Großanlage durchgeführt, die HEG-ähnliche Bedingungen anbietet (insbesondere die kurze Meßzeit von nur Millisekunden). Hier wurden auch NO-Fluoreszenzmessungen vor einem Zylinder (∅ 110 mm, Achse quer zur Strömung) vorgenommen, wobei, durch die kurze Meßzeit, nur Einzelbilder (also keine Spektren) aufgenommen werden konnten. Eine Analyse [3] der freien Anströmung in einem Experiment gab folgende Werte: Rotationstemperatur 306 K und NO-Dichte 1.6 x 10^{16} cm^{-3}.

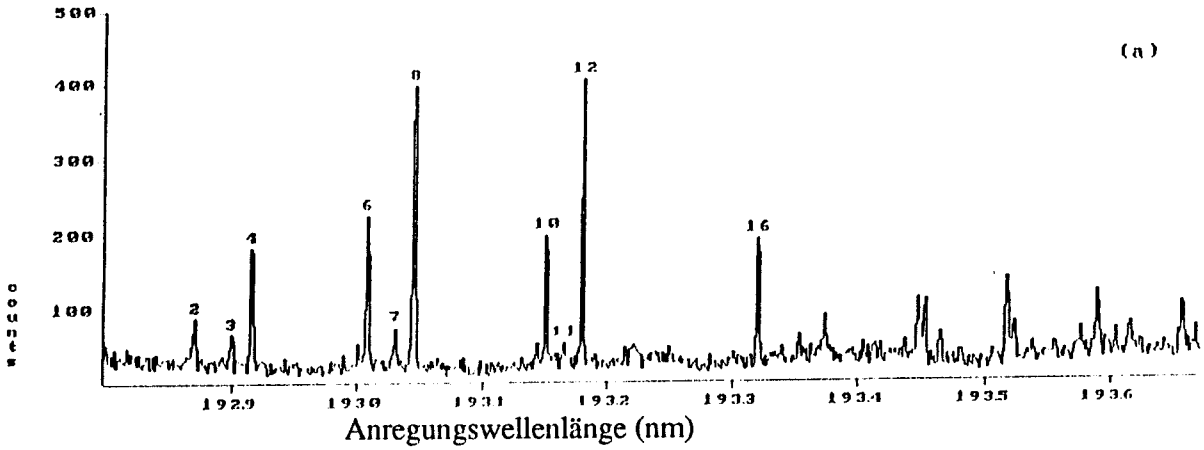


Bild 1. NO-Anregungsspektrum in der LBK freien Anströmung

Literatur

1. Beck,W.H., Dankert,C., Eitelberg,G. und Gundlach,G.: Preliminary laser induced fluorescence measurements in several facilities in preparation for application to studies in the high enthalpy shock tunnel Göttingen (HEG). Paper AIAA 92 - 0143, 30th Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, January, 1992.

2. Beck,W.H., Koch,U. und Müller,M.: Spectroscopic diagnostic techniques for the high enthalpy shock tunnel in Göttingen (HEG): preparatory LIF studies on other facilities. In: New trends in instrumentation for hypersonic research, A.Boutier (ed.), NATO ASI Series E: Applied Sciences - Vol. 224, Kluwer Dordrecht, 1993.

3. Beck,W.H., Müller,M. und Vetter,M.: An examination of the Aachen shock tunnel TH2 gas flows using the HEG PLIF-apparatus. Paper to be presented at the 19th ISSW, Marseille, July, 1993.

Weiteres Vorgehen Als nächster Einsatz für LIF ist HEG vorgesehen.

Datum März, 1993.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Roland Behr, Dr. Wolfgang Schröder, Dr. Stefan Menne
Institution	Deutsche Aerospace A.G., Abt. RTT 314
Adresse	Deutsche Aerospace A.G. Raumfahrt, Abt. RTT 314 Postfach 80 11 69 W-8000 München 80
	Telefon 089/607-25171 **Telefax** 089/607-29370
weitere Partner	

Thema	Berechnung der aerodynamischen Lasten an der Unterstufe des TSTO Raumtransportsystems (SÄNGER)
Ausgangssituation	Durchführung theoretischer Untersuchungen im Rahmen der Arbeiten zur Oberstufenintegration unter Einsatz des bei DASA Raumfahrt entwickelten CFD Codes NSPVOL zur Berechnung reibungsbehafteter Hyperschallströmungen.
Ziele	Berechnung des Strömungsfeldes um die gesamte Konfiguration, insbesondere Untersuchung der lokalen Phänomene im Bereich der Transportmulde (bei verschiedenen Netzfeinheiten) und deren Auswirkungen auf aerodynamische Beiwerte, Vergleich mit Messungen.
Lösungsweg	NSPVOL (Autoren: *S. Menne, M. Pfitzner, W. Schröder*)

- Relaxationsverfahren zur numerischen Integration der 3-D NAVIER–STOKES Gleichungen
- $$Q_t + \underbrace{E_\xi + F_\eta + G_\zeta}_{\text{konvektive Flüsse}} - Re_\infty^{-1} \underbrace{(E_{\nu,\xi} + F_{\nu,\eta} + G_{\nu,\zeta})}_{\text{viskose Flüsse}} = 0$$
- Finite Volumen Verfahren
- Shock Capturing
- wahlweise explizites, Punkt–implizites, Linien–implizites Schema
- Block Marching Fähigkeit
- konvektive Terme : Symmetrisches TVD
- viskose Terme : Zentrale Differenzen

Ergebnis

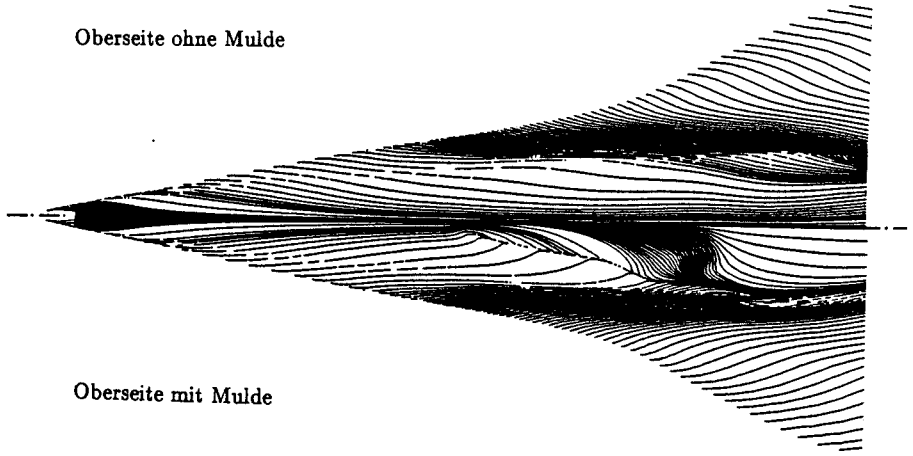


Bild 1: Berechnete Wandstromlinien für die SÄNGER–Unterstufe mit und ohne Transportmulde. $M_\infty = 6.83, \alpha = 3°, Re_\infty = 1.7 \cdot 10^6$

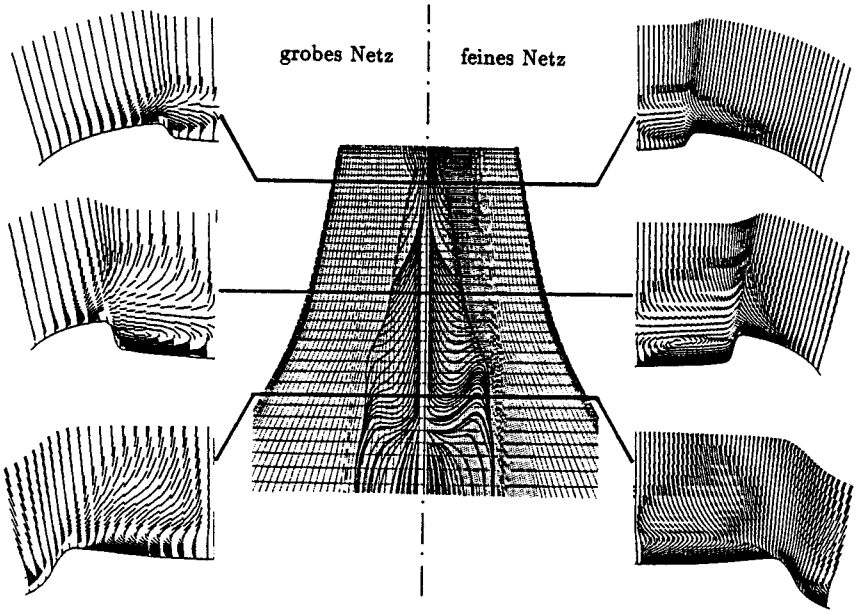


Bild 2: Wandstromlinien (Bildmitte) und Quasi–Stromlinien in der Querströmungsebene (links und rechts) im Bereich der Mulde. Vergleich für unterschiedliche Netzauflösungen in Umfangsrichtung. $M_\infty = 6.83, \alpha = 3°, Re_\infty = 1.7 \cdot 10^6$

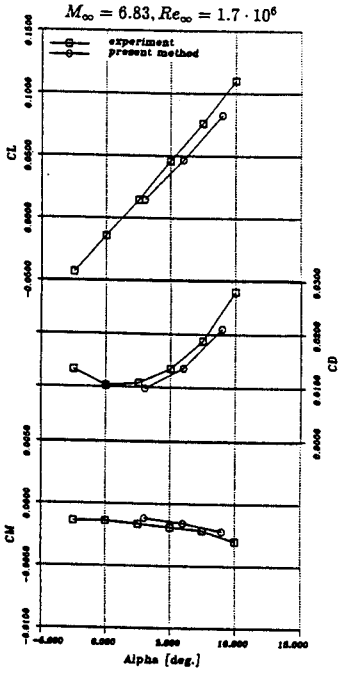


Bild 3: Gesamtbeiwerte (Unterstufe mit Mulde). Experiment: *H. Esch*, DLR (H2K), Köln, 1989.

Literatur

Menne, S.: *Efficient Solution of Viscous Hypersonic Flows.*, Proceedings of the First European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Noordwiijk, NL, 1991.

Schröder. W., Hartmann, G.: *Robust Computation of 3D Viscous Hypersonic Flow Problems.*, Proceedings of the 9th GAMM Conference on Numerical Methods in Fluid Mechanics, Lausanne, CH, 1991.

weiteres Vorgehen

- Erweiterung der Methode auf Mehrblocknetze
- Rechnung der Unterstufe einschließlich der Seitenleitwerke
- Untersuchungen im Nasenbereich (Entstehung der Entropieschicht)

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Frank Bergemann

Institution Institut für Theoretische Strömungsmechanik, DLR Göttingen

Adresse Bunsenstr.10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2415
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Prof. Dr. Friedrich, TU München

Thema

Modellierung von Wandkatalyse innerhalb der DSMC-Simulation verdünnter Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Rekombinationen von N- oder O-Atomen auf festen Wänden führen bei Hyperschallströmungen von Luft um Raumfahrzeuge bei Wiedereintrittsbedingungen i.A. zu einer beträchtlichen Erhöhung des Wärmeüberganges. Bisher ist die Modellbildung für wandkatalytische Reaktionen innerhalb der DSMC-Methode noch unzureichend.

Ziel

Ziel ist es, ein Modell zur gaskinetischen Simulation wandkatalytischer Reaktionen zu erstellen, welches auf dem gleichen thermodynamischen Konzept beruht, wie die übliche Beschreibung chemischer Reaktionen in der Gasphase. Ein solches Modell ist allgemeiner anwendbar, erlaubt eine genauere Wiedergabe der physikalischen Vorgänge als bisher verwendete einfache Modelle [1].

Lösungsweg

Es wird angenommen, daß die Wand aus einem Gitter von Leerstellen oder 'sites' S mit bekannter Flächendichte besteht. Aufgrund von chemischen oder Van-der-Waals-Kräften kann an solchen sites ein N- oder O-Atom adsorbiert werden oder wieder desorbieren. Demzufolge stellt sich beispielsweise für O auf Wand das Reaktionsgleichgewicht OS $<=>$ O + S ein. Hierauf aufbauend können weitere elementare Oberflächenreaktionen nach dem Eley-Rideal- bzw. Langmuir-Hinshelwood-Mechanismus (vorerst vernachlässigt) angegeben werden. Durch Modellierung der Gleichgewichtskonstanten der o.a. Adsorptionsreaktion und der Desorptionsrate konnten Gleichungen für alle Ratenkoeffizienten eines einfachen Satzes von Oberflächenreaktionen aufgestellt werden. Für das DSMC-Verfahren wurden die Reaktionsraten als sterische Faktoren formuliert, die die Reaktionswahrscheinlichkeit von auf die Wand auftreffenden Atomen in Abhängigkeit ihrer kinetischen Energie angeben.

Ergebnis

Da der Eley-Rideal-Mechanismus zugrundegelegt wird, ist die katalytische Rekombinationswahrscheinlichkeit γ von 1. Ordnung, d.h. linear abhängig von der Flächendichte der verbundenen sites SN oder SO auf der Wand. Aufgrund des o.a. Adsorptionsgleichgewichtes führt ein Temperaturanstieg zu einer Verringerung, und eine Erhöhung der Partialdichte der N- oder O-Atome zu einem Anstieg der Flächendichte der verbundenen sites. Insgesamt ergibt sich ein nichtmonotoner Temperaturverlauf der katalytischen Rekombinationswahrscheinlichkeit, wie im Bild zu sehen ist. Das Bild zeigt für verschiedene Teilchenzahldichten das theoretische Modell, für eine Teilchenzahldichte das Ergebnis einer DSMC-Simulation und experimentelle Werte von γ_O des Materials der Hitzeschutzkacheln des Space Shuttle. Man sieht, daß bei geeigneter Anpassung der im Model auftretenden Aktivierungsenergien die experimentellen Ergebnisse von dem theoretischen Modell gut wiedergegeben werden und daß DSMC-Simulation und Modell beinahe perfekt übereinstimmen.

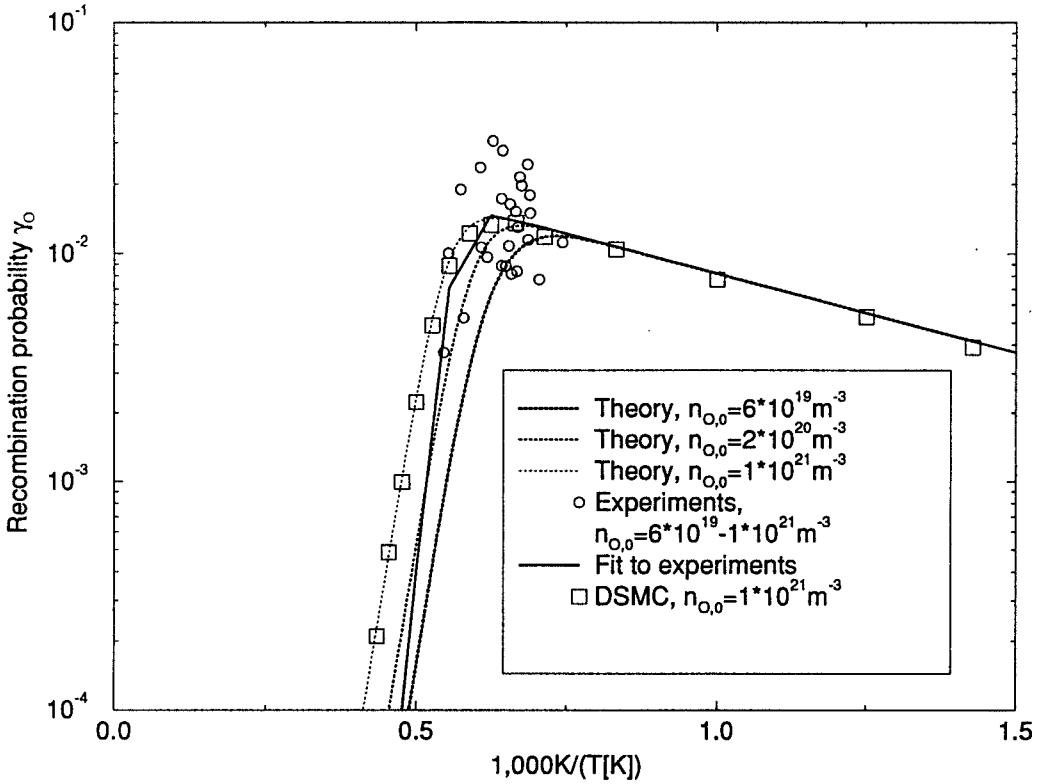


Bild Modell, DSMC-Simulation und Messergebnisse für γ_O

Literatur

[1] Warnatz, J. "Reacting Viscous Flow and Gas-Surface Interaction Modelling", 2nd Workshop on Hypersonic Flows for Reentry Problems, Antibes, 1991.

Weiteres Vorgehen

Das Modell soll mit weiteren Experimenten oder Freiflugmessungen verglichen werden. Mit dem Modell sollen DSMC-Simulationen an einer axialsymmetrischen Konfiguration durchgeführt werden, um den Einfluß der Wandkatalyse vor allem auf den Wärmefluß im kontinuumsnahen verdünnten Bereich zu untersuchen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Gunther Brenner

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2425
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation von Stoß-Stoß und Stoß-Grenzschichtwechselwirkungen in reagierenden Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

NSHYP: 3D Finite Differenzenverfahren mit Upwind-TVD Diskretisierung zur Simulation reibungsfreier und reibungsbehafteter, reagierender Hyperschallströmungen im chemischen und thermischen Gleichgewicht bzw. Nichtgleichgewicht.

Ziel

Numerische Simulation der Strömung entlang der luvseitingen HERMES Oberfläche mit "body-flap" unter Wiedereintrittsbedingungen [1]. Als Modellkonfiguaration wird ein Rotationshyperboloid mit Rampe verwendet. Untersucht wird der Einfluß der Modellierung der chemischen Reaktionen und der Vibrationsrelaxation auf die Vorhersage kritischer Größen, d.h. Wärmelasten, Druckverteilungen und Nickmomente, im Bereich der Stoßwechselwirkungen an der Rampe.

Lösungsweg

Zur Strömungsfeldsimulation wurde das implizite Upwind Total Variation Diminishing (TVD) Differenzenverfahren [2] zur Lösung der Thin-Layer Navier-Stokes-Gleichungen erweitert. Dazu wurde ein Modell zur Beschreibung der chemischen Reaktionen in Luft ($N_2, O_2, NO\ O, N$) basierend auf einem Arrheniusansatz in das bestehende numerische Verfahren implementiert. Die Relaxation der Schwingungsfreiheitsgrade wird basierend auf einem Modell von Millikan und White simuliert. Das resultierende Gleichungssystem wird mittels eines impliziten Zeitschrittverfahrens gelöst [2].

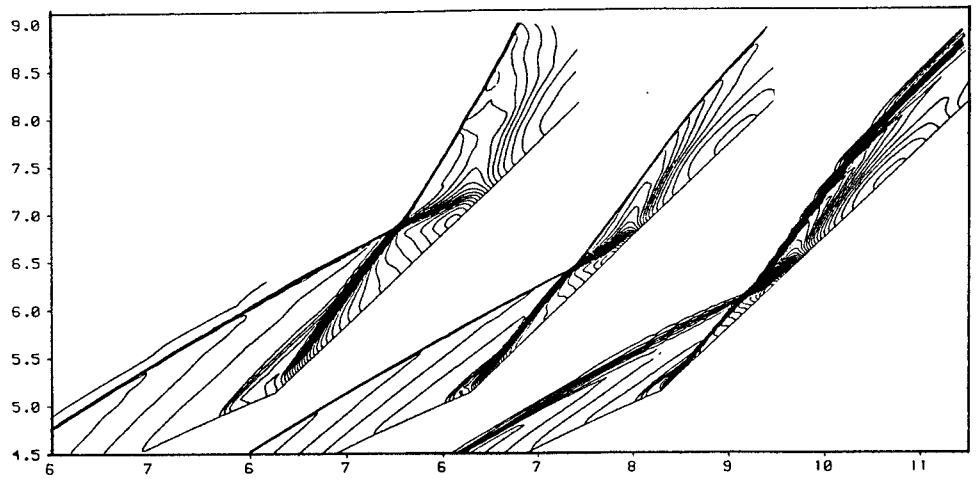


Bild 1: Isobaren im Bereich der Rampe des Hyperboloiden mit Rampe für ideales Gas (links), thermo-chemisches Gleichgewicht (rechts) und chemisches Nichtgleichgewicht (mitte).

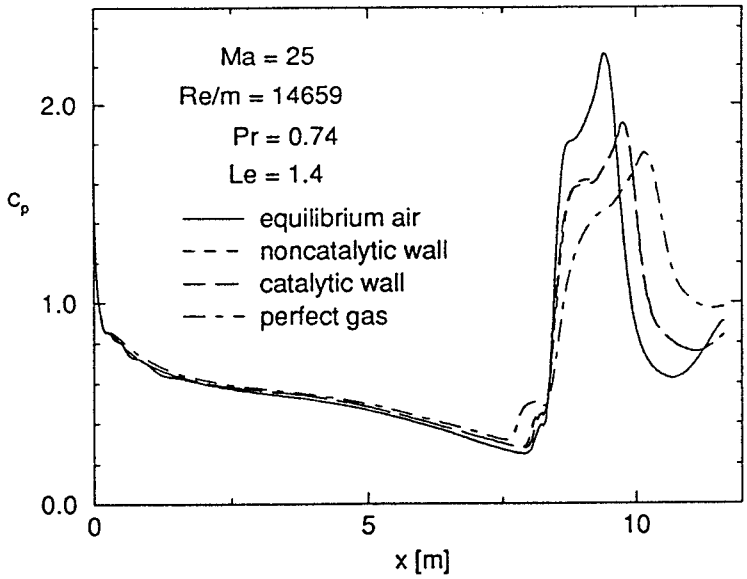


Bild 2: Wandruckverteilung

Literatur

[1] Brenner,G., Gerhold,T., Hannemann,K., Rues,D. "Numerical Simulation of Shock/Shock and Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions in Hypersonic Flows". zur Veröffentlichung eingereicht in: J.Fluid Mech.

[2] Riedelbauch, S.: "Aerothermische Eigenschaften von Hyperschallströmungen über strahlungsadiabate Oberflächen". DLR-FB 91-42, 1992.

Förderung durch

CNES, DFG

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. S. Brück

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2416
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Prof. Dr. E. H. Hirschel, Deutsche Aerospace AG München

Thema

Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen

Ausgangssituation

Für die Auslegung von Wiedereintrittsköpern ist eine genaue Kenntnis der zu erwartenden Belastung der Struktur erforderlich. Stoß-Stoß-Wechselwirkungen können, wie von Edney [1] erstmals in einem Prinzipversuch nachgewiesen, auf der Oberfläche sehr große Spitzen des Drucks und des Waermeflußes hervorrufen.

Ziel

Es sollen Erkenntnisse darüber gewonnen werden, welche räumliche Auflösung notwendig ist für die genaue Berechnung der physikalichen Größen auf der Oberfläche. Ausgehend von Simulationen einer zweidimensionalen Strömung um einen Zylinder sollen außerdem Rechnung mit einer zusätzlichen Tangentialkomponente der Geschwindigkeit erfolgen. Die gleichen Untersuchungen, die bislang unter der Annahme eines idealen Gases und laminarer Strömung durchgeführt werden, sollen danach auch unter Freiflugbedingungen durchgeführt werden.

Lösungsweg

Zur Simulation der zweidimensionalen Zylinderumströmung wurde mit entsprechenden Modifikationen ein implizites Upwind-TVD-Verfahren [2] verwendet. Der Fall des schiebenden Zylinders mit zusätzlicher Tangentialkomponente der Geschwindigkeit wird durch entsprechende Änderungen der Randbedingungen erreicht.

Ergebnis

Erste Rechnungen einer zweidimensionalen Zylinderumströmung konnten mit Experimentellen Daten von Wieting und Holden [3] verglichen werden. Die errechneten Druckverteilungen auf der Zylinderoberfläche zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Meßwerten des Experiments (Bild 1). Das berechnete Strömungsfeld wird durch die Isolinien der Dichte wiedergegeben (Bild 2). Die Details des Strömungsfeldes konnten gut aufgelöst werden.

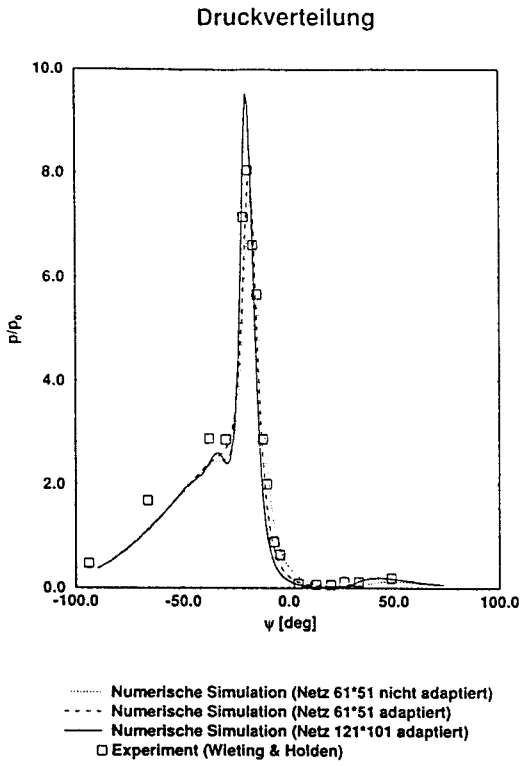


Bild 1

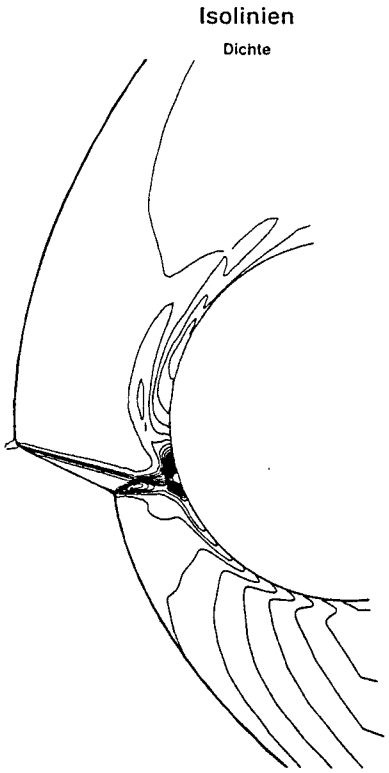


Bild 2

Literatur

[1] Edney, B.: "Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speed in the Presence of an Impinging Shock". FFA The Aeronautical Research Institude of Sweden, Report 115, Stockholm 1968.

[2] Riedelbauch, S.: "Aerothermische Eigenschaften von Hyperschallströmungen über strahlungsadiabate Oberflächen". DLR-FB 91-42, 1992.

[3] Wieting, A. R. und Holden, M. S.: "Experimental Study of Shock Wave Interference Heating on a Cylindrical Leading Edge at Mach 6 and 8". AIAA Paper Nr. 87-1511, AIAA 22nd Thermophysics Conference, Juni 1987.

Weiteres Vorgehen

Für den Fall des schiebenden Zylinders sind erste Rechnungen zur Validierung anhand von Experimenten in Vorbereitung. Die Turbulenzmodellierung ist als eine zukünftige Erweiterung vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Th. Eggers		
Institution	Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	DLR, Am Flughafen	**Telefon:**	0531/395-2436
	3300 Braunschweig	**Telefax:**	0531/395-2320
weitere Partner			

Thema Vorentwurf von Hyperschallkonfigurationen mit der Shock-Expansion Methode SOSE

Ausgangssituation

- Newton-Verfahren [1]
- MARK IV Supersonic-Hypersonic Arbitrary-Body Program [2]

Ziel

- schnelle und genaue Abschätzung aerodynamischer Beiwerte im Hyperschall
- Anwendbarkeit für $Ma_\infty \geq 3.0$
- Betrachtung von Längs- und Seitenbewegung
- Berechnung von Körpern mit anliegendem und abgelöstem Stoß
- Einfache Handhabung zum Einsatz in Optimierungsprozessen

Lösungsweg

Für den Entwurf von Hyperschallflugzeugen wurde am Institut für Entwurfsaerodynamik der DLR Braunschweig das Shock-Expansion Verfahren SOSE [3] entwickelt. Da ein Verfahren benötigt wurde, das für Anströmmachzahlen von $Ma_\infty \geq 3.0$ angewendet werden kann, wurde diese Methode anderen Oberflächenneigungsverfahren vorgezogen, die erst bei höheren Machzahlen akzeptable Ergebnisse liefern (z.B.: [1]). Ein weiterer Vorteil der Shock-Expansion Theorie ist, daß sowohl Kompressions- als auch Expansionsströmungen behandelt werden können. Um auch stumpfe Körper berechnen zu können wurde die Methode mit Hilfe der verallgemeinerten Newton Theorie auf diesen Anwendungsfall erweitert. Die im Vergleich zu bekannten Vorentwurfsverfahren, wie z.B. dem HABP [2] von Gentry und Smyth, stark vereinfachte Benutzung und die sehr kurze Rechenzeit ermöglichen weiterhin auch eine Benutzung innerhalb von Optimierungsprozessen. Das Verfahren SOSE wurde im Vergleich zu Eulerrechnungen und zu experimentellen Ergebnissen für spitze und stumpfe Rotationskörper, für Hyperschallreichweitenkonfigurationen (ELAC1) und stumpfe Wiedereintrittskonfigurationen (HERMES) validiert. Untersucht wurden sowohl die Beiwerte der Längsbewegung als auch die Beiwerte und statischen Derivative der Seitenbewegung im Machzahlbereich $2.5 \leq Ma_\infty \leq 8.0$.

Ergebnis

Bild 1 zeigt ein repräsentatives Ergebnis für die aerodynamischen Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung der SFB-Konfiguration ELAC1. Dargestellt sind der Auftriebsbeiwert, der Widerstandsbeiwert, das Nickmoment und das Schiebegiermoment. Die Ergebnisse sind für $Ma_\infty = 7$ jeweils über dem Anstellwinkel aufgetragen. Verglichen werden Euler-, Shock-Expansion- und Newton Ergebnisse. Der Vergleich Euler/Shock-Expansion ergibt für alle dargestellten Beiwerte eine sehr gute qualitative und quanti-

tative Übereinstimmung. Besonders hervorzuheben sind der Nickmomentenverlauf und der exakt wiedergegebene Auftriebsanstieg, die zusammen eine sehr genaue Bestimmung der Neutralpunktlage ermöglichen. Das Newton-Verfahren hingegen zeigt, im Vergleich zu den Eulerergebnissen, sowohl für den Auftriebsanstieg, als auch für das Nickmoment und den Wellenwiderstand deutliche Diskrepanzen. Es zeigt sich, daß diese Methode nicht zur Berechnung kompletter Konfigurationen geeignet ist. Die in Bild 1 dargestellten, großen Diskrepanzen zu den Eulerrechnungen können auf die mangelhafte Wiedergabe von Expansionsgebieten (siehe [3]) zurückgeführt werden. Weiterhin muß erwähnt werden, daß die Shock-Expansion Methode im Gegensatz zum Newton Verfahren die Machzahlabhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte richtig wiedergibt.

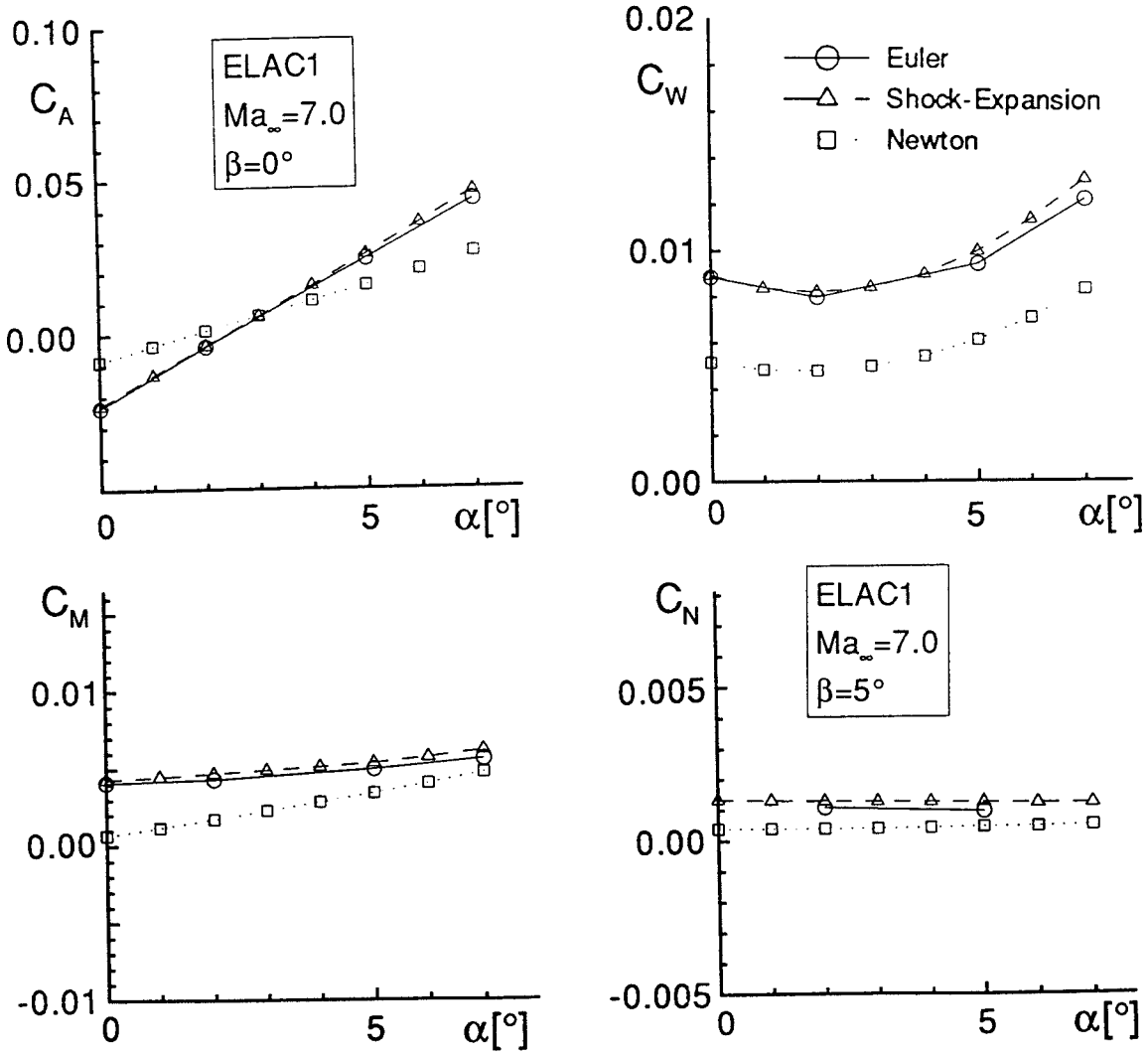


Bild 1: Aerodynamische Beiwerte für die SFB-Konfiguration ELAC1

Literaturverzeichnis

[1] Bartelheimer, W.: *Berechnung der aerodynamischen Kräfte an dreidimensionalen Körpern in Hyperschallströmungen nach dem Newton Verfahren.* DLR-IB 129-90/17, 1990

[2] Gentry, A.E., Smyth, D.N.: *The Mark IV Supersonic-Hypersonic Arbitrary-Body Program, Vol. I and II.* AFFDL-TR-73-159, 1973

[3] Eggers, Th.: *Calculation of Three Dimensional Bodies in Hypersonic Flow with Surface Inclination Methods.* DLR-IB 129-92/2, 1992.

Datum: 6. Januar 1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Th. Eggers		
Institution	Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	DLR, Am Flughafen	**Telefon:**	0531/395-2436
	3300 Braunschweig	**Telefax:**	0531/395-2320
weitere Partner			

Thema Parameterstudien zur Auslegung von Wellenreitern bei Hyperschallanströmung

Ausgangssituation

- interaktives Wellenreiterentwurfsverfahren WIPAR [1].
- DLR Shock-Expansion Methode SOSE [2].
- DLR Euler- und Navier-Stokes-Code CEVCATS [3,4].

Ziel

- Untersuchung von Wellenreitern hinsichtlich einer praktikablen Anwendbarkeit beim Entwurf zukünftiger Hyperschallreichweitenkonfigurationen.
- aerodynamische Sensitivitätsstudien im gesamten Geschwindigkeitsspektrum einer typischen TSTO-Mission.
- Hauptparameter: Volumenverteilung, Flügelwölbung und Leitwerksanordnung.
- Untersuchung von Längs- und Seitenbewegung.

Lösungsweg

Zum Entwurf von Wellenreitern wird am Institut für Entwurfsaerodynamik das Entwurfsverfahren WIPAR [1] eingesetzt, das die Variation einer großen Anzahl von Entwurfsparametern ermöglicht. Als Nachrechnungswerkzeuge stehen der Euler- und Navier-Stokes-Code CEVCATS [3,4] und die Shock-Expansion-Methode SOSE [2] zur Verfügung. In einem ersten Arbeitsschritt sind sowohl das Verfahren WIPAR, als auch das Verfahren SOSE durch Vergleiche mit Eulerrechnungen im Hyperschall validiert worden. Es zeigte sich sowohl bezüglich der Längs-, als auch der Seitenbewegung eine sehr gute Übereinstimmung mit den Eulerergebnissen. Ein weiteres Ziel der laufenden Arbeiten ist die Variation von geometrischen und Strömungsparametern, um die Sensitivität der aerodynamischen Leistungen von Wellenreitern bezüglich der wichtigsten Entwurfsparameter festzustellen. Erste Untersuchungen wurden bisher zu den Abhängigkeiten von volumetrischem Wirkungsgrad und Volumen bezüglich der Flügelstreckung, dem Off-Design bezüglich der Machzahl und dem Einfluß der Querwölbung in Spannweitenrichtung auf die aerodynamischen Beiwerte der Seitenbewegung durchgeführt.

Ergebnis

In **Bild 1** sind für drei Wellenreiter mit verschiedenen Wölbungen in Spannweitenrichtung die Verläufe des Schieberollmomentes über dem Anstellwinkel dargestellt. Die Anströmmachzahl beträgt jeweils $Ma_\infty = 4.5$ und der Schiebewinkel $\beta = 5°$. Es zeigt sich, daß durch globale Änderung der Geometrie eines Wellenreiters das Verhalten bezüglich der Seitenbewegung in großem Maße beeinflußt werden kann. In späteren Untersuchungen ist zu klären, ob es sinnvoll ist, einen Wellenreiter auf gutes Verhalten

hinsichtlich der Seitenbewegung auszulegen oder diesen gleitzahloptimiert und mit größeren Leitwerken zu entwerfen. Der Vergleich der Shock-Expansion und Eulerergebnisse ergibt für Wellenreiter mit einem interferenzfreien Strömungsfeld sehr gute Ergebnisse, während bei Konfigurationen mit markanten Interferenzen zwischen Rumpf und Flächenende größere Diskrepanzen auftreten. In jedem Falle jedoch läßt die Shock-Expansion Methode eine sichere Aussage zur Seitenstabilität zu. In **Bild 2** ist die Neutralpunktlage über der Machzahl aufgetragen. Im hier betrachteten Machzahlbereich erweist sie sich als nahezu machzahlunabhängig. Für die Konfiguration WRE4.5-W2 sind auch hier Euler- und Shock-Expansion Ergebnisse vergleichend dargestellt. Mit Abweichungen von kaum mehr als 1% ergibt sich im gesamten dargestellten Geschwindigkeitsbereich wiederum eine sehr gute Übereinstimmung. In **Bild 3** sind der volumetrische Wirkungsgrad η_{Vol} und das Volumen jeweils über der Flügelstreckung Λ aufgetragen. Es zeigt sich, daß η_{Vol} mit zunehmender Flügelstreckung abnimmt, während das Volumen ansteigt. Dieses bedeutet, daß sich rumpfähnliche Volumenverteilungen nur bei kleinen Streckungen erreichen lassen, welche jedoch im Hinblick auf spätere Trans- und Unterschalluntersuchungen ungünstig sind. Für eine Gesamtauslegung im Unter-, Trans- und Hyperschall muß ein Kompromiß hinsichtlich Flügelstreckung, Volumenverteilung und Gesamtvolumen gefunden werden.

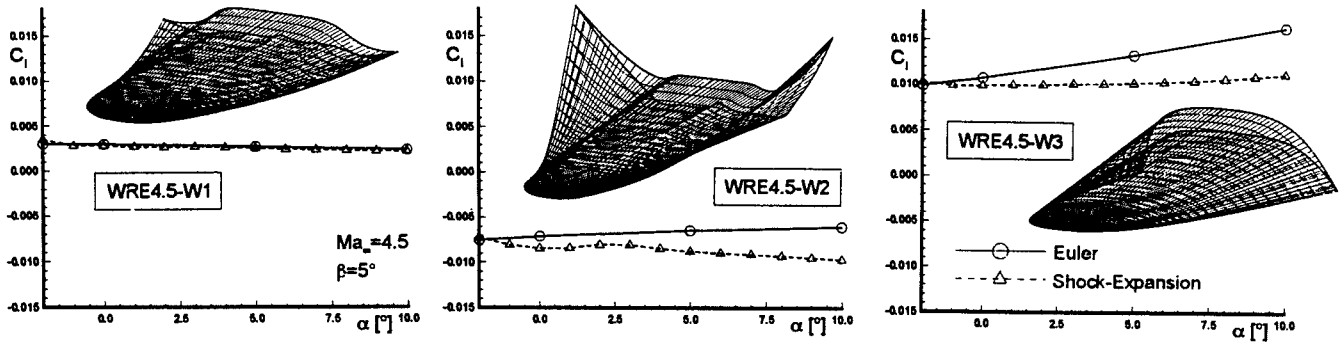


Bild 1: Einfluß der Flügelwölbung auf das Schieberollmoment

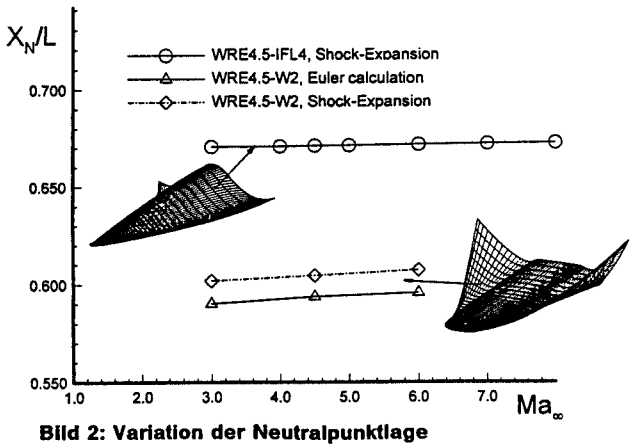


Bild 2: Variation der Neutralpunktlage

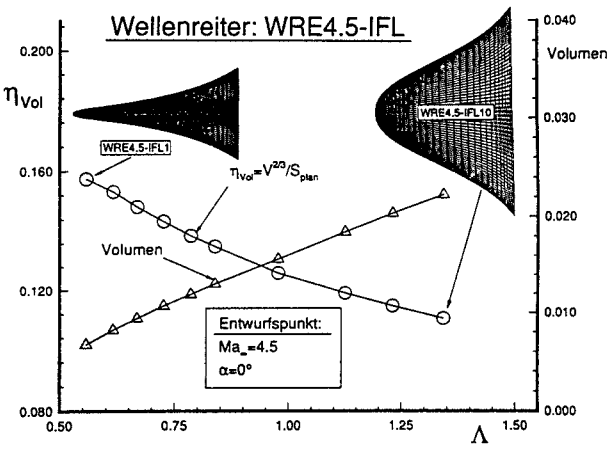


Bild 3: Einfluß der Flügelstreckung

Literaturverzeichnis

[1] Center, K.B.; Jones, K.D.; Dogherty, F.C; Seebass, A.R.; Sobieczky, H.: *Interactive Hypersonic Waverider Design and Optimisation.* 18th Congress of the ICAS, Beijing, China, 1992.

[2] Eggers, Th.: *Calculation of Three Dimensional Bodies in Hypersonic Flow with Surface Inclination Methods.* DLR-IB 129-92/2, 1992.

[3] Kroll, N.; Hermann, U.; Radespiel, R.: *Discretisation Properties in Hypersonic Flows.* DLR-IB 129-92/28, Dezember 1992.

[4] Radespiel, R.; Rossow, C.-C.; Swanson, R.C.: *Efficient Cell Vertex Multigrid Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Equations.* AIAA Journal, Vol. 28, No. 8, pp. 1464-1472, 1990.

Datum: 6. Januar 1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dipl.-Ing. W. Eißler, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universitat Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart

Telefon (0711) 685-3426
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung

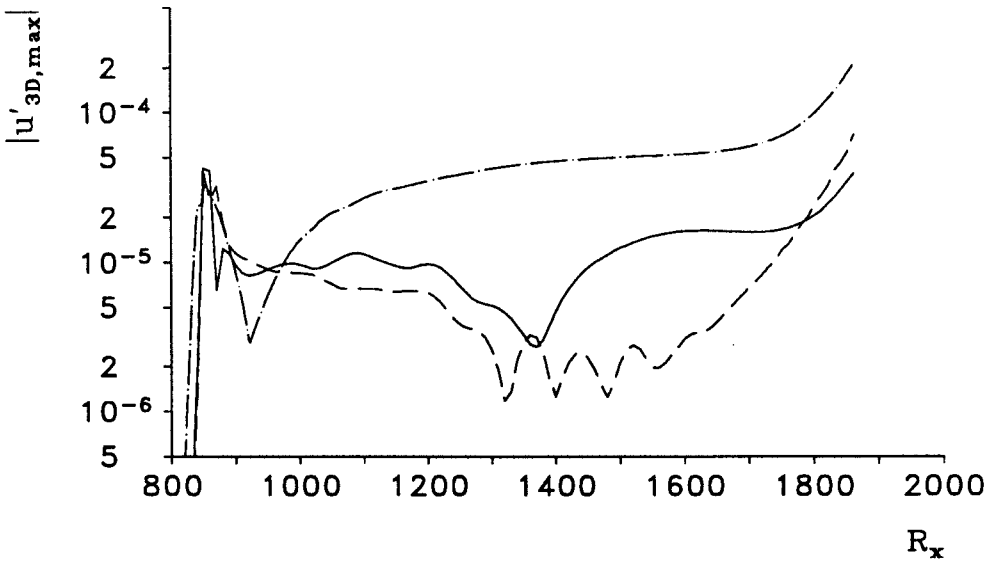
Ausgangssituation Der laminar-turbulente Umschlagprozeß in kompressiblen Überschall- und Hyperschall-Grenzschichten ist noch weitgehend unbekannt. Dies gilt sowohl für den Problemkreis der Störerzeugung (Rezeptivität) als auch für die Entwicklung der dann in der Grenzschicht vorhandenen Störungen. Bisher lassen sich nur für die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die Anfachung linearer Störungen, gewisse Aussagen mit Hilfe der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie machen.

Ziel Erforschung der nichtlinearen, zwei- und dreidimensionalen Stadien des Umschlagprozesses in Überschallgrenzschichten zunächst für Machzahlen bis ungefähr $Ma = 5$. Ziel ist es, die physikalisch relevanten Umschlagvorgänge in Überschallgrenzschichten zu verstehen. Dieses Verständnis ist eine Vorraussetzung für die Erstellung verbesserter Umschlagkriterien, die für Entwurfszwecke benötigt werden.

Lösungsweg Direkte numerische Simulation der Stromabwärtsentwicklung von Stötwellen in 2D Plattengrenzschichten bei Überschallaußenströmung. Dabei kann auf einem Differenzenverfahren zur Lösung der instationären kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen (ergänzt durch die Kontinuitätsgleichung, die Energiegleichung und die thermische Zustandsgleichung) aufgebaut werden, das zur Untersuchung der räumlichen Ausbreitung von zwei- und dreidimensionalen Störwellen in kompressiblen Plattengrenzschichten bei transsonischen Machzahlen entwickelt und erfolgreich eingesetzt wurde. Dieses Verfahren wurde für höhere Machzahlen angepaßt.

Ergebnis

Die Stromabwärtsentwicklung von zwei- und dreidimensionalen Störungen in ebenen Plattengrenzschichten wurde für Machzahlen bis $Ma = 4.8$ untersucht. Der Vergleich mit der linearen Stabilitätstheorie (LST) zeigte gute Übereinstimmung, wobei zum erstenmal die von der LST vorrausgesagten zusätzlichen viskosen Lösungen (multiple solutions) für $Ma = 4.8$ nachgewiesen werden konnten. Es wurde das nichtlineare Verhalten der dreidimensionalen Störungen untersucht und hierbei konnte sowohl fundamentale als auch subharmonische Resonanz festgestellt werden. Bei der fundamentalen Resonanz wurde beobachtet, daß sowohl die dreidimensionale 2. Mode als auch die dreidimensionale zusätzliche viskose Störung in Resonanz mit der 2-D Störung traten und nichtlinear angefacht wurden.



Maximalwerte der 3-D Störgeschwindigkeitsamplitude u'_{3D}, (————) instabilste Störung (T-S-Welle, 2. Mode), (— — —) zusätzliche viskose Störung und (——·——) stationäre 3-D Störung $u'_{(0,1)}$. Es ist zu beobachten, daß beide instationären 3-D Störungen nichtlinear (sekundär) angefacht sind (ab $R_x \approx 1380$ bzw. $R_x \approx 1480$). Die stationäre Störung (0,1) wird erst weiter stromab bei $R_x \approx 1750$ nichtlinear angefacht.

Literatur

W. Eißler, W. Wolz und H. Bestek: Numerische Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlags in Überschall-Plattengrenzschichten, *Jahrbuch der DGLR 1991/I*, pp. 151–160, 1991.

W. Eißler und H. Bestek: Spatial Numerical Simulations of Nonlinear Transition Phenomena in Supersonic Boundary Layers, erscheint in *Procceedings of the Symposium on Transitional and Turbulent Compressible Flows*, 22.-23. Juni 1993, Washington D.C.

weiteres Vorgehen

Untersuchung der späten Umschlagstadien bei fundamentaler Resonanz. Erweiterung des Verfahrens auf hohe Anströmtemperaturen unter Berücksichtigung der Temperaturabhängigkeit der Stofftransportgrößen.

Förderung durch:
DFG – SFB 259, Teilprojekt C4

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr.-Ing. H.-H. Frühauf

Institution INSTITUT FÜR RAUMFAHRTSYSTEME
UNIVERSITÄT STUTTGART

Adresse 7000 Stuttgart 80 - Pfaffenwaldring 31
Telefon 6 85 23 75 / 76

Telefon 0711/685 - 2382
Telefax 685 - 3596

weitere Partner

Thema Hochtemperatur-Nichtgleichgewicht-Rechenverfahren

Ausgangssituation

Ziel Entwicklung eines genauen und effizienten numerischen Verfahrens für teilionisierte Hyperschallströmung im thermo-chemischen Nichtgleichgewicht, das in einem weiten Geschwindigkeits- und Höhenbereich eingesetzt werden kann.

Lösungsweg

1) Entwicklung einer konsistenten, thermo-physikalischen Mehr-Temperatur-Modellierung

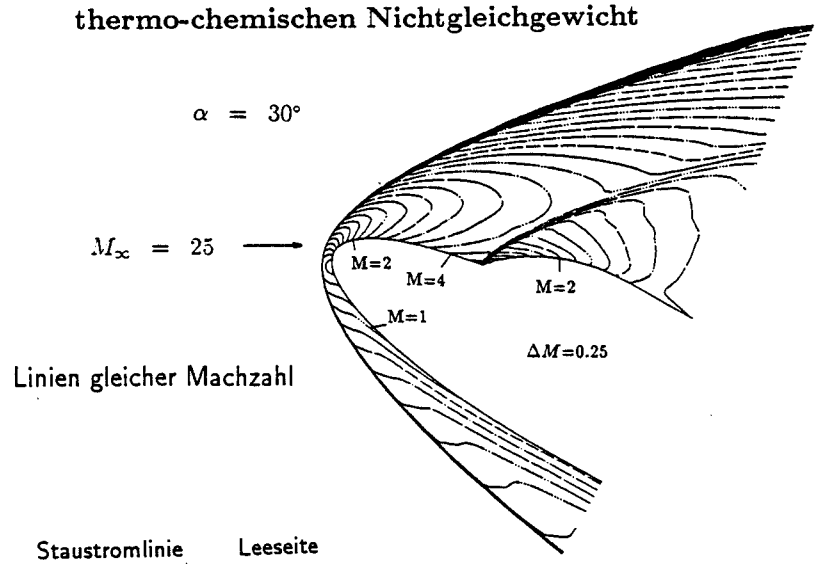
2) Entwicklung und Validierung eines genauen, effizienten Lösungsverfahrens für die Erhaltungsgleichungen der Nichtgleichgewichtsströmung.

Ergebnis

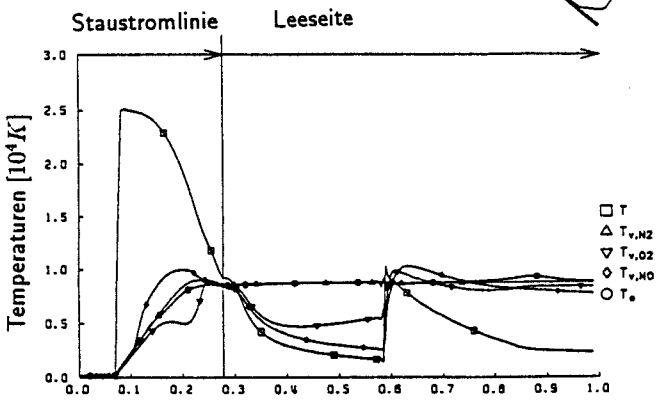
RECHENVERFAHREN URANUS

U PWIND
R ELAXATION
A LGORITHM FOR
N ONEQUILIBRIUM FLOW OF THE
U NIVERSITY OF
S TUTTGART

Hyperschall-Umströmung eines Wiedereintritts-Flugkörpers im thermo-chemischen Nichtgleichgewicht



Linien gleicher Machzahl



Bogenlänge entlang Staustromlinie und Leeseite

Literatur

KNAB O., JONAS S., FRÜHAUF H.-H.: Fundamental Investigation on Post-Shock Thermodynamic Nonequilibrium Effects of Air Including Ionization, *Third Aerospace Symposium, Braunschweig, August 1991, Lecture Notes in Engineering, Springer Verlag, 1992*

KNAB O., FRÜHAUF H.-H., JONAS S.: Multiple Temperature Descriptions of Reaction Rate Constants with Regard to Consistent Chemical-Vibrational Coupling, *AIAA-Paper 92-2947, 27th AIAA Thermophysics Conference, Nashville, Tennessee, USA, July 6-8, 1992*

JONAS S., MESSERSCHMID E., FRÜHAUF H.-H., KNAB O.: Development and Validation of a High Resolution Shock-Capturing Scheme for Nonequilibrium Hypersonic Flows, *13th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics, Rome, Italy, July 6-10, 1992*

JONAS S., FRÜHAUF H.-H., KNAB O.: Fully Coupled Approach to the Calculation of Nonequilibrium Hypersonic Flows Using a Godunov-Type Method, *1st European Computational Fluid Dynamics Conference, Brussels, Belgium, September 7-11, 1992*

JONAS S.: Implizites Godunov-Typ-Verfahren zur voll gekoppelten Berechnung reibungsfreier Hyperschallströmungen im thermo-chemischen Nichtgleichgewicht, *Dissertation, Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik, Universität Stuttgart, 1993*

weiteres Vorgehen

- Erweiterung der thermophysikalischen Modellbildung
- Einbau der Diffusionsterme
- Einbau eines globalen halbempirischen Mehr-Temperatur Gas-Wandwechselwirkungsmodells

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. T. Gerhold

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2425
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation von Stoß-Wechselwirkungen mit Stößen und turbulenter Grenzschicht

Ausgangssituation

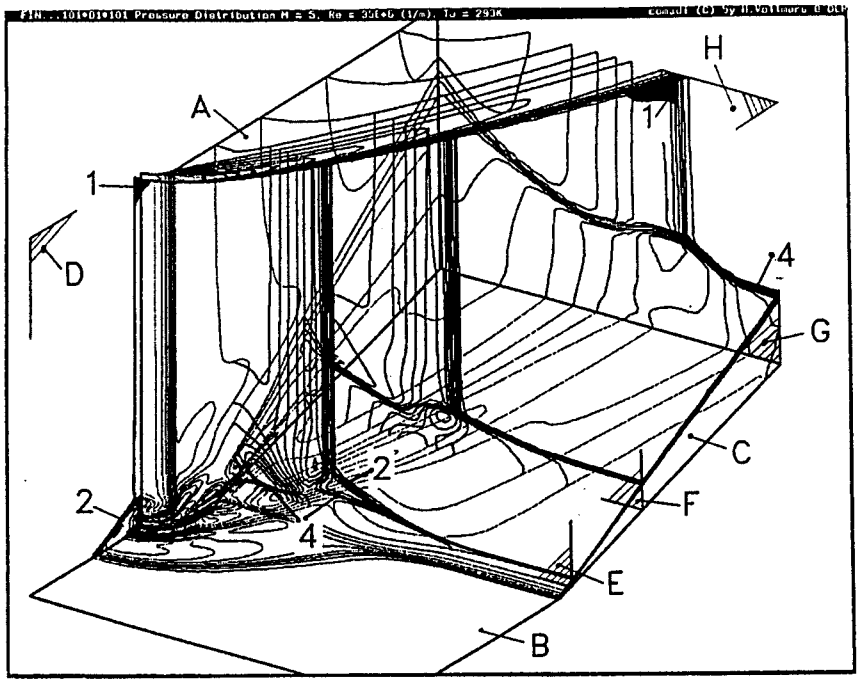
Die Auslegung von Einlaufgeometrien für luftatmende zukünftige Hyperschall-Transportsysteme (z.B.Sänger) verlangt die Kenntnis der enstehenden Strömungsstrukturen. Turbulente Hyperschall-Grenzschichten werden nach sehr großen Vorlauflängen den Einlauf teilweise überdecken. Dreidimensionale Strömungsstrukturen, Strömungsablösungen, Stoß/Stoß und Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen müssen zur Vorausbestimmung des Durchsatzes möglichst gut vorhergesagt werden.

Ziel

Numerische Simulation der dreidimensionalen turbulenten Strömung entlang einer Modellkonfiguration bestehend aus einem stumpfen Fin auf einer flachen Platte mit stromabliegender Kompressionsrampe [1]. Neben der Lokalisierung und der quantitativen Bestimmung von Oberflächenlasten, ist die vom Fin induzierte Störung und deren Auswirkung auf die Rampenströmung von Interesse.

Lösungsweg

Zur Strömungsfeldsimulation wurde das implizite Upwind Total Variation Diminishing (TVD) Differenzenverfahren [2] zur Lösung der vollen Navier-Stokes-Gleichungen erweitert. Die Turbulenzmodellierung wurde in einem ersten Schritt nach Baldwin & Lomax durchgeführt.



ISOBARS

A) Fin Surface
B) Plate Surface
C) Ramp Surface
D) X/Y-Plane Z/D = 0.0
E) Y/Z-Plane X/D = 2.5
F) Y/Z-Plane X/D = 5.0
G) Y/Z-Plane X/D = 10.
H) X/Z-Plane Y/D = 8.0
1) Bow Shock
2) Separation Shock
4) Compr.-Ramp Shock

Bild 1: Wandkonfouren und Isobaren in verschiedenen Ebenen

Literatur

[1] Brenner,G., Gerhold,T., Hannemann,K., Rues,D. "Numerical Simulation of Shock/Shock and Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions in Hypersonic Flows". zur Veröffentlichung eingereicht in: J.Fluid Mech.

[2] Riedelbauch, S.: "Aerothermische Eigenschaften von Hyperschallströmungen über strahlungsadiabate Oberflächen". DLR-FB 91-42, 1992.

Weiteres Vorgehen

Im Weiteren wird diese Simulation unter Verwendung eines Zwei- Gleichungs-Turbulenzmodells wiederholt. Die Ergebnisse werden verglichen und können dann auch zur Bewertung der bisher aus der Literatur bekannten numerischen "Blunt-Fin-Simulationen", die ausschließlich das Baldwin&Lomax-Modell verwendeten, herangezogen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr.-Ing. F.A. Haidinger, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich

Institution Lehrstuhl für Fluidmechanik
Technische Universität München

Adresse Arcisstr.21
8000 München 2

Telefon 089 / 2105-2506
Telefax 089 / 2105-2505

weitere Partner

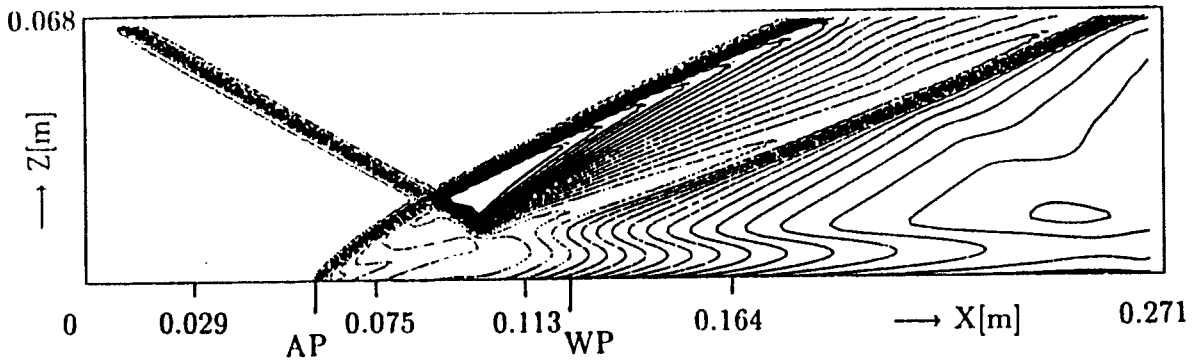
Thema
Berechnung komplexer zweidimensionaler turbulenter Überschallgrenzschichten

Ausgangssituation
Es besteht ein Bedarf an Rechenverfahren zur "Vorhersage" komplexer, zweidimensionaler, turbulenter Überschallgrenzschichten. Die meisten Turbulenzmodelle gehen von Morkovins Hypothese aus, d.h. Strukturgrößen der Turbulenz, wie z.B. die Dissipationsrate enthalten den Kompressibilitätseffekt nicht explizit. In jüngster Zeit wurden Ansätze in dieser Richtung vorgestellt. Weitere Fortschritte insbesondere bei der Modellierung der turbulenten "Kompressibilität" stehen noch aus.

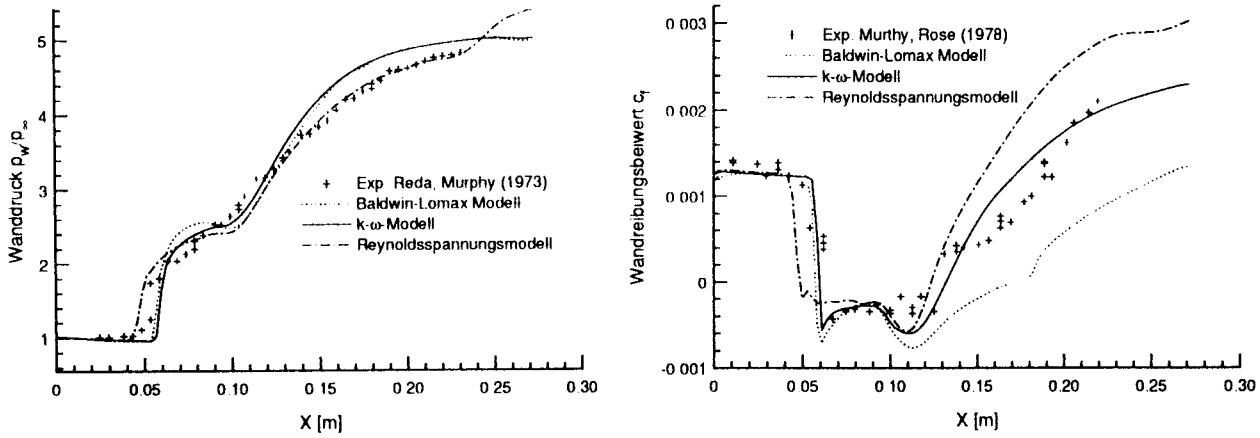
Ziel
Implementierung und Validierung unterschiedlicher Turbulenzmodelle, beginnend mit Zwei-Gleichungsmodellen, bis hin zu Schließungsansätzen zweiter Ordnung (Reynoldsspannungsmodelle und Transportgleichungen für den turbulenten Wärmestrom).

Lösungsweg
Erweiterung des Codes NSFLEX von M. Schmatz (1989) zur Lösung der statistisch gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen, so daß Transportgleichungen für die Strukturgrößen der Turbulenz (k, ω bzw. Reynoldstensor, ω) "simultan" integriert werden können. Analog zu NSFLEX erfolgt die Zeitdiskretisierung dieser Transportgleichungen mit einem impliziten Verfahren erster Ordnung. Die konvektiven Flüsse an den Zellgrenzen werden mit Hilfe eines lokal eindimensionalen, approximativen Riemann-Lösers berechnet. Zentrale Differenzen dienen zur Diskretisierung diffusiver Flüsse. Die Gradienten in den Quelltermen werden aus der Riemann-Lösung berechnet. Zwei verschiedene Strategien der Koppelung zwischen NSFLEX und den diskreten Transportgleichungen wurden untersucht. Zusätzlich zum bestehenden Baldwin-Lomax-Modell wurden das k-ω-Modell von Wilcox (1991) zusammen mit mehreren Ansätzen für die kompressible Dissipation und die Druckdilatation sowie ein Reynoldsspannungsmodell implementiert.

Die Abbildungen zeigen die Druckverteilung, den Wanddruckverlauf und den Verlauf des Wandreibungsbeiwertes bei der Reflexion eines schrägen Verdichtungsstoßes an einer turbulenten Grenzschicht. Es zeigt sich, daß der einfallende Stoß ein sehr komplexes Strömungsfeld erzeugt. Durch die Stärke des Stoßes kommt es zu einer Strömungsablösung und es entstehen durch die mehrfache Umlenkung der Strömung ein Ablösestoß, eine Expansionswelle und ein Wiederanlegestoß.



Druckverteilung im Strömungsfeld der Stoßreflexion (AP=Ablösepunkt, WP=Wiederanlegepunkt)



Wanddruckverlauf und Wandreibungsverlauf bei der Stoßreflexion

Der Wanddruck wird vom Baldwin-Lomax- und vom k-ω-Modell mit zufriedenstellender Genauigkeit wiedergegeben. Das Reynoldsspannungsmodell dagegen zeigt eine fast perfekte Übereinstimmung mit den experimentellen Daten. Im Wandreibungsverlauf zeigen die Ergebnisse des k-ω-Modells eine gute Übereinstimmung mit dem Experiment. Während das Baldwin-Lomax-Modell zwar den Ablösepunkt entsprechend dem Experiment vorhersagt, ist die Ablöselänge wesentlich zu groß. Die Ergebnisse des Reynoldsspannungsmodells liegen bis kurz nach der Ablösung nahe bei den experimentellen Daten, stromab liegen die Werte jedoch deutlich darüber. Eine möglich Erklärung hierfür ist das Vorliegen von dreidimensionalen Effekten, die das Modell aufgrund seiner zweidimensionalen Formulierung nicht wiedergeben kann.

Literatur

Haidinger, F.A.: Numerische Untersuchung turbulenter Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen. Dissertation, Technische Universität München, 1993

Haidinger, F.A.; Friedrich, R.: Computation of Shock Wave / Turbulent Boundary Layer Interactions Using a Two-Equation Model with Compressibility Corrections. In: Advances in Turbulence 4, Springer Verlag, 1993

Weiteres Vorgehen

Implementierung von Transportgleichungen für turbulente Wärmeströme, Übergang zu dreidimensionalen Geometrien.

Datum 15.01.1993

Mitteilung

Projektgruppe	Hyperschall
Fachkreis	
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. Ralf Hannappel u. Prof. Dr.-Ing. Friedrich
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik Technische Universität München
Adresse	Arcisstr.21 Telefon 089 / 21052506 8000 München 2 Telefax 089 / 21052505
weitere Partner	

Thema

Direkte numerische Simulation der Wechselwirkung zwischen einem Verdichtungsstoß und isotroper Turbulenz

Ausgangssituation

Das Problem der Stoß-Turbulenz-Wechselwirkung bedarf einer Datenbasis zur Verifizierung bestehender und zum Entwurf neuer Turbulenzmodelle.

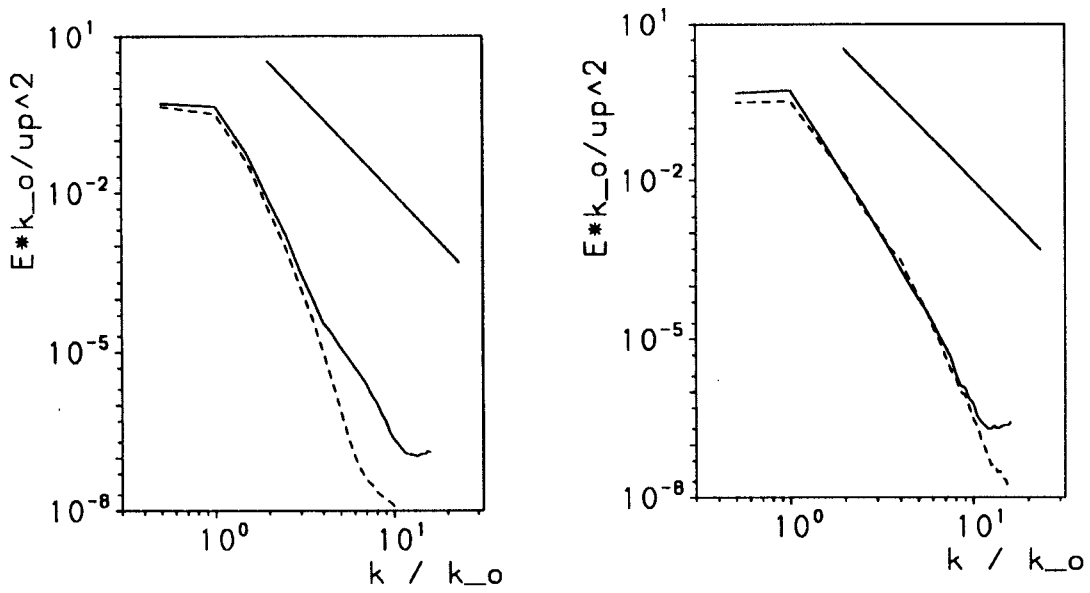
Ziel

Simulation der Stoß-Turbulenz-Wechselwirkung in drei Raumdimensionen bei der Machzahl 2,40 und einer Reynoldszahl $Re_\lambda = 20$ und Auswertung der für die Modellierung wichtigen Korrelationen.

Lösungsweg

- Zunächst mußte ein effizientes numerisches Verfahren gefunden werden, das eine möglichst hohe Verfahrensordnung bis zum Stoß bei gleichzeitig genauer Wiedergabe der Stoßdiskontinuität garantiert.
- Nachdem sich das ENO Verfahren dritter Ordnung im Ort und zweiter Ordnung in der Zeit als geeignet erwiesen hatte, wurde ein Code zur Generierung geeigneter turbulenter Anfangsdaten geschrieben. Ergebnisse zweidimensionaler Stoß-Turbulenz-Wechselwirkungen wurden auf der European Turbulence Conference in Delft, Holland, 1992 vorgestellt.
- In der nächsten Phase wurde ein dreidimensionaler Code entwickelt und getestet. Im Unterschied zu der zweidimensionalen Simulation wird im 3-D Fall die Turbulenz "eingefroren" in das Berechnungsgebiet geschoben. Dies führt zu räumlich abklingender Turbulenz vor dem Stoß. Während im 2-D Fall der Stoß mit zeitlich abklingender Turbulenz wechselwirkte, ergibt sich hier der Vorteil, daß statistische Mittelung in der Zeit möglich ist.

Ergebnis



Skizze/Diagramm

In obigem Diagramm sind die Energiespektren der Geschwindigkeitsfelder zweier verschiedener Anfangsdaten für die 2-D Stoß-Turbulenz-Wechselwirkung aufgezeigt. Gestrichelte Linien bezeichnen die Spektren vor dem Stoß, durchgezogene Linien Spektren nach dem Stoß. Beim linken Bild sieht man die Verstärkung der Turbulenz durch den Stoß für den Fall ankommender inkompressibler Strömung. Der Parameter für das Verhältnis von rotationsfreiem Anteil der Geschwindigkeit zu divergenzfreiem Anteil ist $\chi = 0.05$. Beim rechten Bild kann man eine wesentlich schwächere Verstärkung durch den Stoß für $\chi = 0.50$ beobachten bei sonst gleichen Bedingungen. Bei der Modellierung der Stoß-Turbulenz-Wechselwirkung spielt also dieser Parameter eine wesentliche Rolle. Es sind der Druck-Dilatations-Term sowie die Dichte-Geschwindigkeitskorrelation in der Gleichung für die Turbulenzenergie, die eine Dämpfung der Anfachung verursachen.

Literatur

S. Lee. S.K. Lele, and P. Moin. Direct numerical simulation and analysis of shock turbulence interaction. Report, AIAA-91-0523, 1991

J.F. Mackenzie, K.O. Westphal. Interaction of Linear Waves with oblique Shock Waves. *The Phys. of Fluids*, 11(11):2350-2362, 1968

A. Harten, B. Enquist, St. Osher, and S.R. Chakravarty. Uniformly High Order Accurate Essentially Non-oscillatory Schemes III. *J. of Comput. Phys.*, 71:231-303, 1987.

R. Hannappel, R. Friedrich. Interaction of isotropic turbulence with a normal shock wave. In: Advances in Turbulence 4. Springer Verlag, 1993.

Weitere Vorgehen

3-D Simulation der Stoß-Turbulenz-Wechselwirkung und Auswertung wichtiger Korrelationen, wie z.B. der Druck-Scher-Korrelation, und Untersuchung der χ -Abhängigkeit der Wechselwirkung für die Modellierung.

Datum

20.01.1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. K. Hannemann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2477
Telefax (0551) 709-2446

weitere Partner Dr. G. Eitelberg, DLR SM-ES

Thema

Numerische Simulation der HEG - Düse

Ausgangssituation

Die Düse des Hochenthalpie Windkanals Göttingen (HEG) wurde mittels eines Charakteristikenverfahrens, eines Nachrechenverfahrens für quasi eindimensionale, reagierende Strömungen, und einer empirischen Grenzschichtkorrelation ausgelegt (1). Mittlerweile wurde der HEG in Betrieb genommen und befindet sich in der Kalibrierungsphase.

Ziel

Die reibungsbehaftete Strömung in der HEG - Düse soll mittels 2d-numerischer Simulation nachgerechnet werden. Hierbei soll die laminare bzw. vollturbulente Düsenströmung sowohl im chemischen Gleichgewicht als auch im chemischen Nichtgleichgewicht untersucht werden. Darüberhinaus sollen verschiedene chemische Modelle (d.h. verschiedene Reaktionsraten) für die zu untersuchenden Testgase Luft bzw. Stickstoff verwendet werden. Mit diesen Simulationen soll einerseits untersucht werden, in wie weit die Vorhersagen, die durch das Entwurfsverfahren gewonnen wurden, zutreffen. Andererseits wird der Vergleich mit den experimentellen Ergebnissen zur Verifikation des Verfahrens beitragen und gleichzeitig Rückschlüsse auf den tatsächlichen Zustand der Düsenströmung zulassen.

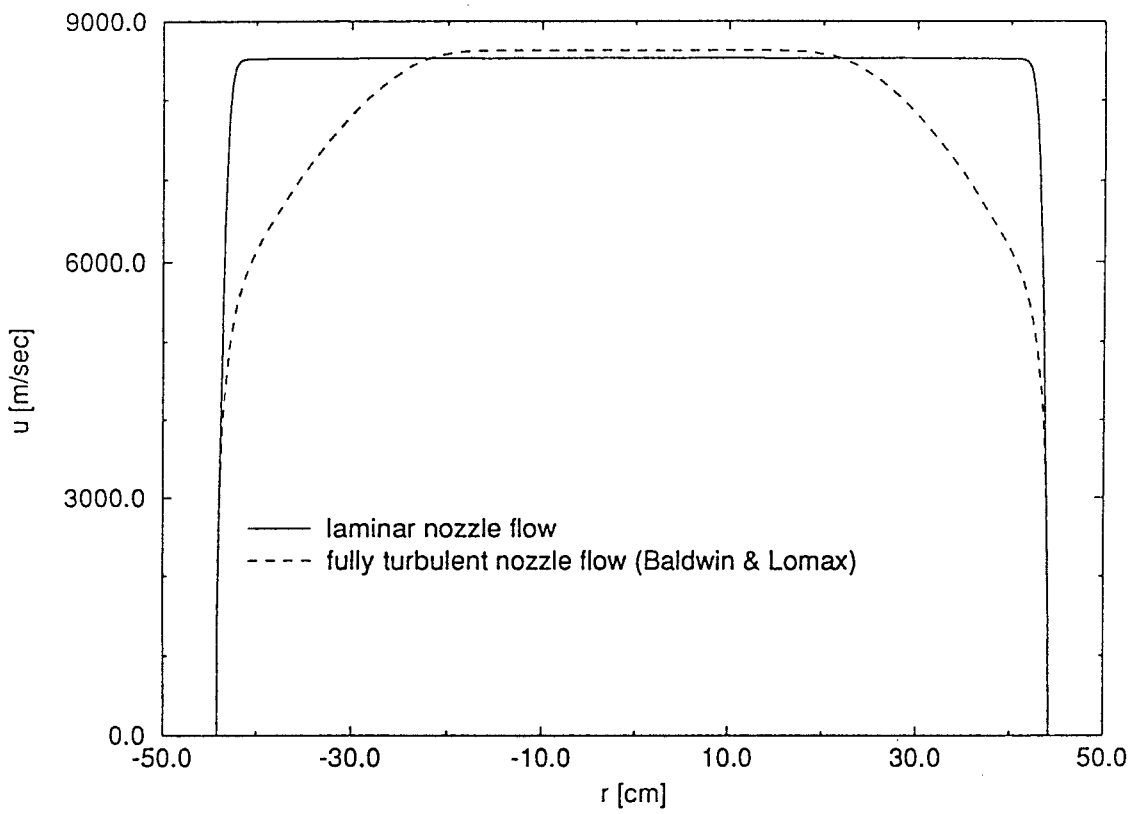
Lösungsweg

Zur Simulation der Düsenströmung wurde ein implizites upwind TVD finite Differenzenverfahren zur Lösung der Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen verwendet. Hiermit können Luft- bzw. Stickstoffströmungen im chemischen Gleichgewicht und Nichtgleichgewicht simuliert werden (2). Für die Simulation der turbulenten Düsenströmung wurde das Baldwin & Lomax Turbulenzmodell eingesetzt. Der Vergleich der eindimensionalen Lösungen (1) mit den Daten auf der Düsenmittellinie, resultierend aus den Navier-Stokes Simulationen, zeigen gute Übereinstimmung. Die am Düsenaustritt erhaltenen Querprofile zeigen, daß die Strömung äußerst gleichförmig ist. Navier-Stokes Simulationen ohne Verwendung eines Turbulenzmodells ergeben,

AG STAB

verglichen mit der bei dem Entwurf der Düse verwendeten empirischen Grenzschichtkorrektur, eine zu dünne Grenzschicht. Unter der Annahme einer an der Kehle beginnenden turbulenten Grenzschicht wurde eine Grenzschichtentwicklung ermittelt, die mit den Vorhersagen der Grenzschichtkorrektur und vorläufigen Messungen im HEG besser übereinstimmen. Trotz des unterschiedlichen Grenzschichtverlaufes bildet sich wiederum eine über den Querschitt sehr gleichmäßige Strömung aus.

Ergebnis



Geschwindigkeitsprofile am Düsenaustritt, resultierend aus einer laminaren bzw. einer turbulenten Simulation für den Auslegezustand; Reservoir Bedingungen: T=13800 K, p=2000 bar.

Literatur

(1) Hannemann, K., "Design of an Axisymmetric Contoured Nozzle for the HEG", DLR-FB 90-04, 1990.

(2) Hannemann, K., Brenner, G., Prinz, U., "Numerical Simulation of Chemically Reacting Hypersonic Flows Related to the HEG", DLR-IB 221-92 A16, 1992.

weiteres Vorgehen

Simulation der HEG - Düsenströmung für verschiedene OFF-Design Bedingungen und Vergleich mit den entsprechenden experimentell gewonnenen Daten. Zusätzlich zu der Strömung im chemischen Gleichgewicht bzw. Nichtgleichgewicht und thermischen Gleichgewicht wird in Zukunft die Düsenströmung bei thermischem Nichtgleichgewicht betrachtet.

Datum 14.01.93 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. K. Hannemann/ M. Girke

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2477
Telefax (0551) 709-2446

weitere Partner E.-O. Krohn, K. Triesch, DLR WT-WK
Dr. N. Bissinger, MBB

Thema

Numerische Simulation von Überschall-Einlaufströmungen

Ausgangssituation

Entwicklung eines Lufteinlauf-Systems im Hinblick auf das Raumtransporter-Programm "Sänger".

Ziel

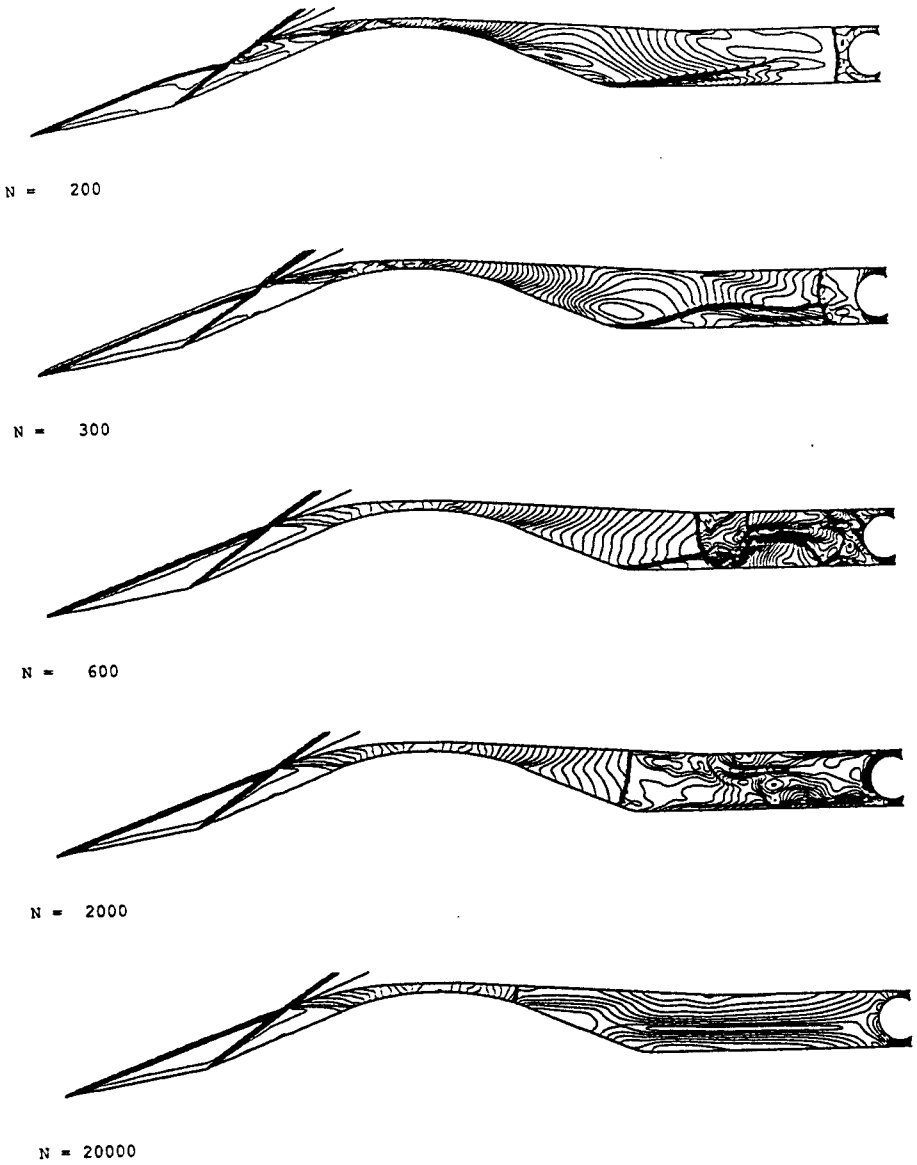
Numerische Simulation der zweidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten Strömung in einem Doppelrampeneinlauf mit gemischter äußerer und innerer Verdichtung. Es soll die Strömung sowohl im Überschall- wie auch im Unterschallteil des Einlaufes simuliert werden, um beispielsweise das "Unstartverhalten" studieren zu können. Durch die anschließende Strömungsfeldanalyse sollen Phänomene wie die stoßinduzierte Grenzschichtablösung lokalisiert werden.

Lösungsweg

Zur Simulation der Einlaufströmung wurde ein explizites Runge-Kutta finite Volumen Verfahren, das auf unstrukturierten Dreiecksnetzen basiert (1) angewendet.
Mit diesem Verfahren ist es möglich, das Rechennetz instationär an die sich entwikkelnde Lösung zu adaptieren. Dies bedeutet, daß im Verlauf der Simulation Netzpunkte an Stellen im Strömungsfeld eingefügt werden, wo sie für eine bessere Auflösung nötigt sind. Gleichzeitig besteht die Möglichkeit Punkte an den Stellen zu entfernen, wo sie nicht mehr benötigt werden. Beides wird durch einen geeigneten Fehlerschätzer gesteuert (siehe (1)).

AG STAB

Ergebnis



Zeitliche Entwicklung der reibungsfreien Strömung in einem Einlauf mit gemischter äußerer und innerer Verdichtung; Anströmmachzahl M=4.5

Literatur

(1) Sonar, T. "Strong and Weak Norm Error Indicators Based on the Finite Element Residual for Compressible Flow Computation"
eingereicht bei Impact of Computing in Science and Engineering, 1992

weiteres Vorgehen

Durch Vergrößern des Gegendruckes am Ausströmrand des Einlaufes soll zunächst für die reibungsfreie Strömung der abschließende senkrechte Verdichtungsstoß gezwungen werden sich weiter stromauf einzustellen. Hierbei soll versucht werden, möglichst genau den Gegendruck zu bestimmen, bei dem der Stoß vor den Einlauf springt, d.h. Unstart vorliegt. Anschließend soll diese Untersuchung für die reibungsbehaftete Einlaufströmung durchgeführt werden. Von besonderem Interesse wird hierbei die Wechselwirkung des abschließenden senkrechten Verdichtungsstoßes mit der Rampengrenzschicht sein.

Datum 14.01.93 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Gerhard Hartmann, Dr. Wolfgang Schröder

Institution Deutsche Aerospace A.G., Abt. RTT 314

Adresse Deutsche Aerospace A.G.
Raumfahrt, Abt. RTT 314
Postfach 80 11 69
W-8000 München 80

Telefon 089/607-27365
Telefax 089/607-29370

weitere Partner

Thema Berechnung von reibungsfreien und reibungsbehafteten Düsenströmungen mit einem Eulerverfahren, bzw. einem Navier-Stokes-Verfahren.

Ausgangssituation Die Eulergleichungen werden in quasi-konservativer Form mit einem expliziten finiten Differenzenverfahren integriert. Die Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen erfolgt mit einer Finitvolumenmethode und einem impiliziten Iterationsschema.

Ziel Entwicklung eines Verfahrens zur numerischen Simulation von komplexen reibungsfreien und reibungsbehafteten Düsenströmungen unter Berücksichtigung von realen Gasen im chemischen Gleichgewicht sowie im chemischen Nichtgleichgewicht, mit und ohne Filmkühlung im Überschallteil.

Lösungsweg

- Einbau einer allgemeinen Zustandsgleichung zur Berücksichtigung von Verbrennungsgasen unterschiedlicher Zusammensetzung.
- Anpassen des Eulerverfahrens an eine Mehrblockstruktur des Netzes und Einführen eines Fit-Algorithmus für die Kontaktfläche zwischen Kühlfilm und Hauptströmung in der Düse im reibungsfreien Fall
- Adaption einer für chemisches Nichgleichgewicht (Reaktionsmodell Luft) formulierten Eulermethode zur Berechnung von Düsenströmungen.
- Formulierung des Navier-Stokes-Verfahrens für reales Gas im chemischen Gleichgewicht und Anpassung an eine Mehrblockstruktur des Netzes zur Berechnung von filmgekühlten Konfigurationen.

Ergebnis

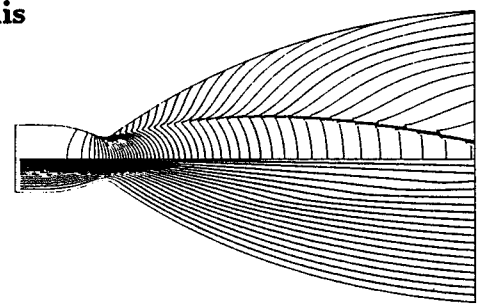


Bild 1: Reibungfreie Idealgas-Strömung mit γ=1.17 ohne Filmkühlung (feines Netz), Machzahlisolinien, M_{min}=0.231, M_{max}=5.24, ΔM=0.1, Stromlinien

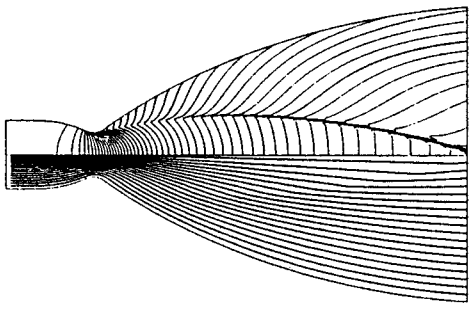


Bild 2: Reibungfreie Realgas-Strömung (H_2/O_2; O/F=7.07) im chem. GG ohne Filmkühlung (feines Netz), Machzahlisolinien, M_{min}=0.232, M_{max}=5.35, ΔM=0.1, Stromlinien

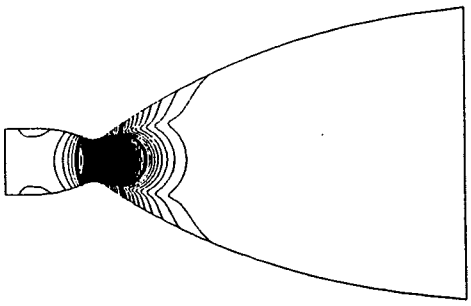


Bild 3: Düse ohne Filmkühlung, reibungsfrei, Luft im chem. GG, Y_{NO} Konzentrationen, Y_{NO}^{min}=0., Y_{NO}^{max}=0.631E-1, ΔY_{NO}=0.5E-3

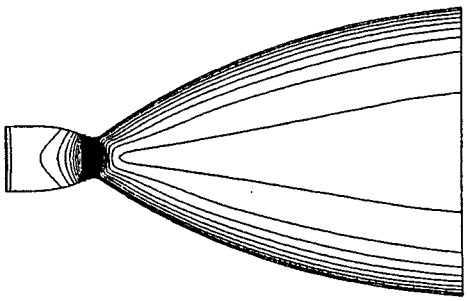


Bild 4: Düse ohne Filmkühlung, reibungsfrei, Luft im chem. N-GG, Y_{NO} Konzentrationen, Y_{NO}^{min}=0.463E-1, Y_{NO}^{max}=0.649E-1, ΔY_{NO}=0.5E-3

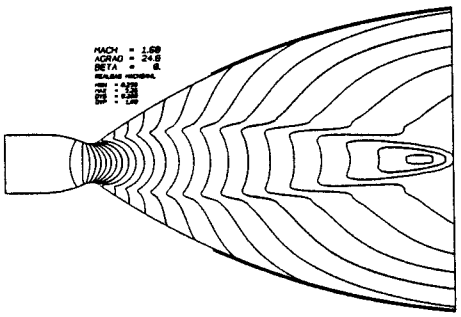


Bild 5: Düse mit Filmkühlung, reibungsfrei, Realgas H_2/O_2, chem. GG, Isolinien der Machzahl, M_{min}=0.256, M_{max}=5.26, ΔM=0.2

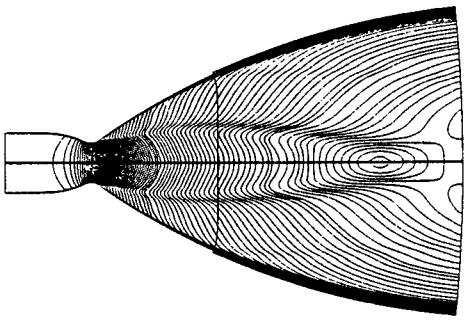


Bild 6: Düse mit Filmkühlung, reibungsbehaftet, turbulent, Realgas H_2/O_2, chem. GG, Isolinien der Machzahl, M_{min}=0., M_{max}=5.0, ΔM=0.05

Literatur

Hartmann G., Menne S., Schröder W., Weiland C.: *Strömungsfeldsberechnungen und Leistungsvorhersage von fortgeschrittenen Raketenmotordüsen*, DGLR-Paper No. 92-03-047, Jahrestagung der DGLR, Bremen, 1992.

Weiland C., Hartmann G., Menne S.: *Aerothermodynamics of Nozzle Flows for Advanced Hypersonic Propulsion Systems*, AGARD Paper CP510-33, 1991.

Schröder W., Hartmann G.: *Detailed Numerical Analysis of Hypersonic Flows over a Two-Stage Spacecraft*, Computational Fluid Dynamic Journal, Vol.1, No.4, pp. 377-408, January 1993.

weiteres Vorgehen

- Erweitern der Verfahren auf zwei Einblasstellen.
- Einführung von thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht.
- Integration eines Reaktionsmodells für H_2/O_2.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Th. Hauser u. Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München	**Telefon**	089 / 21052506
Adresse	Arcisstraße 21, 8000 München 2	**Telefax**	089 / 21052505
weitere Partner			

Thema

Direkte numerische Simulation der Störungsanfachung im Nasenbereich stumpfer Körper im Überschall

Ausgangssituation

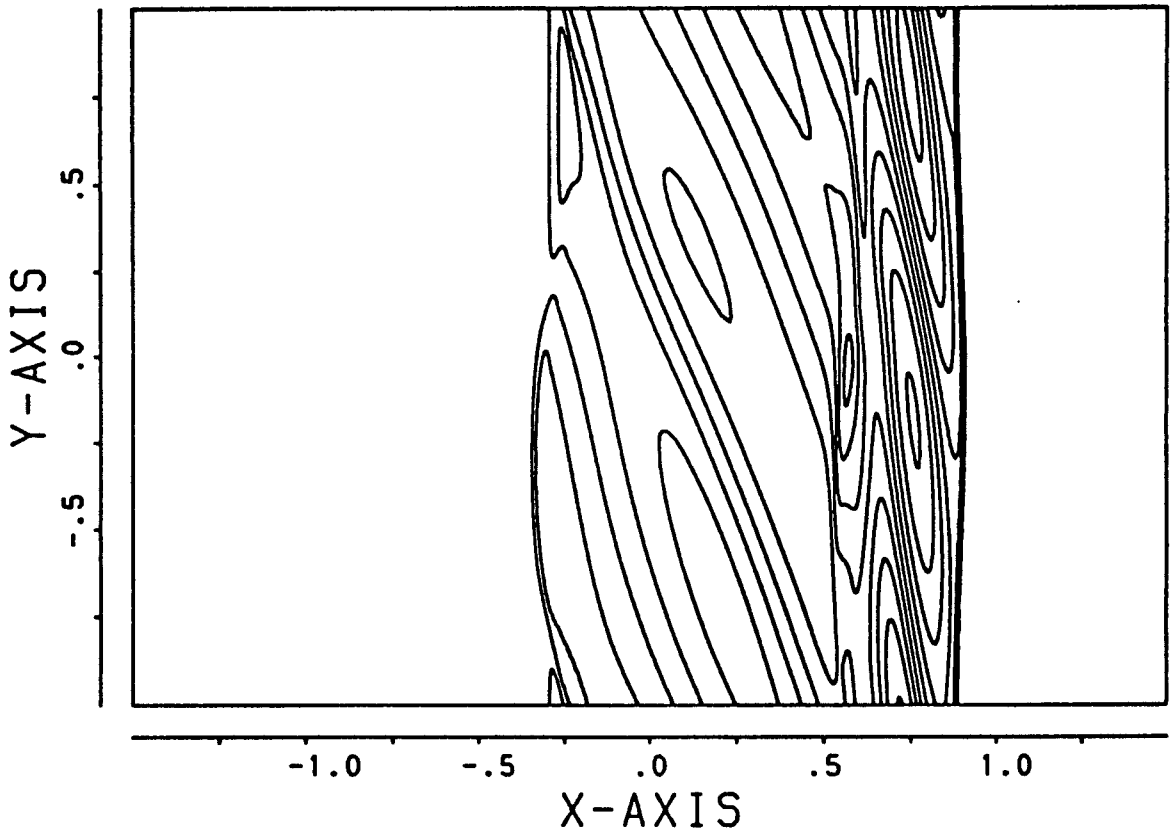
Der laminar-turbulente Umschlag spielt im Über- und Hyperschall eine wichtige Rolle. Seine theoretische Vorhersage ist heute jedoch noch nicht möglich, da zuviele Einflußparameter eine Rolle spielen. Einen wichtigen Einfluß stellen externe Störungen dar, die beim Durchgang durch den Frontstoß moduliert werden. Die Reaktion der Wandgrenzschicht (Receptivity) auf diese Störungen ist für den Transitionsvorgang von entscheidender Bedeutung.

Ziel

Ziel der Forschungsarbeiten ist die numerische Simulation der räumlichen Störungsentwicklung zwischen einem rotationssymmetrischen, vorne abgestumpften Flugkörper und dem abgehobenen Verdichtungsstoß. Insbesondere interessiert die Reaktion der in Staupunktnähe laminaren Grenzschicht auf externe Störungen, d.h. das Rezeptivitätsproblem im Machzahlbereich zwischen M= 1 und 5. Es soll zunächst der Fall rotationssymmetrischer Stör- und Grundströmungen studiert werden. Der Einfluß unterschiedlicher Störgrößen und Körperformen auf das Receptivitätsproblem soll untersucht werden.

Lösungsweg

Berechnung einer sehr genauen Grundströmung. Dies erfordert die Erzeugung eines Rechengitters, das sowohl dem Stoß als auch der Körperkontur angepaßt ist. Danach wird die gestörte Strömung durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen mit einem "Shock-Capturing"-Verfahren 4. Ordnung im Raum gerechnet. Das Verfahren verwendet zur Diskretisierung der konvektiven Flüsse den ENO-Algorithmus von Shu und Osher (1989). Die diffusiven Flüsse werden mit zentralen Differenzen approximiert. Die Zeitdiskretisierung erfolgt mit einem TVD-Runge-Kutta-Verfahren dritter Ordnung nach Shu und Osher (1989).



Die Abbildung zeigt die Wechselwirkung zwischen einer Scherwelle und einem von links einlaufenden Stoß an Hand der Dichte zum Zeitpunkt t=0.2. Aus der Scherwelle entsteht nach dem Stoß im Dichtefeld ein kompliziertes Wellensystem, das zwei unterschiedliche Wellenlängen und Brechungswinkel erkennen läßt.

Literatur

Shu, C.W., Osher St. (1989): Efficient Implementation of Essentially Non-oscillatory Shock-Capturing Schemes II, *Journal of Computational Physics*,83, pp 32-78

Goldstein, M.E., Hultgren L.S. (1989): Boundary-layer receptivity to long wave free-stream disturbances, *Ann. Rev. Fluid Mechanics*, 22, pp. 353-537

Buter, T.A., Reed, H.L. (1992): Leading Edge Receptivity to a Vortical Freestream Disturbance - A Numerical Analysis, *Proceedings of the Workshop on Instability, Transition and Turbulence*, ed.: Hussaini, Kumar, Street, pp. 452-469

Welteres Vorgehen

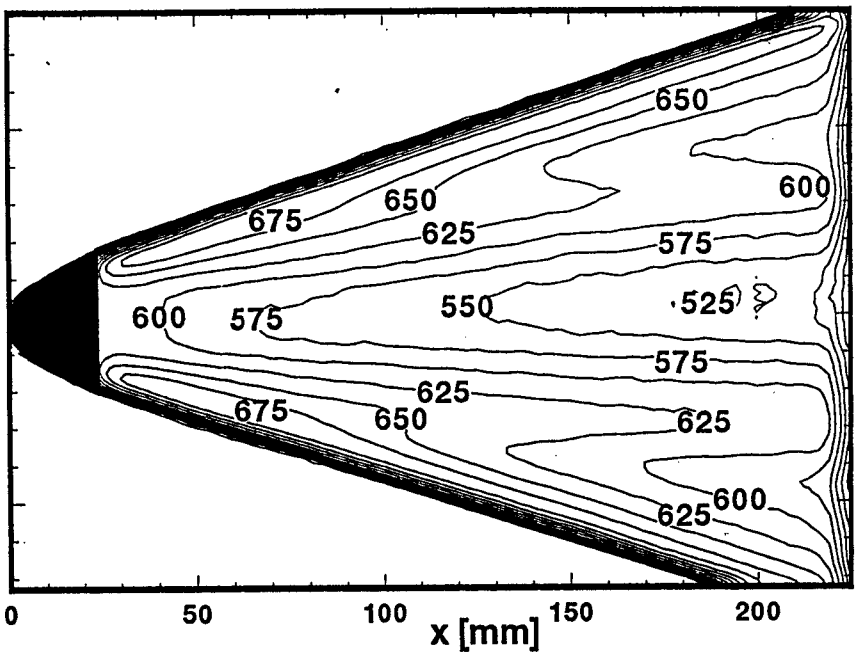
Verifikation des Codes für krummlinige Koordinaten und Berechnung der ersten Grund- und Störströmung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Dr. A. Henckels, Dr. F. Maurer, A. F. Kreins
Institution	DLR
Adresse	Postfach 90 60 58, 5000 Köln 90
Telefon	02203/601-2363
Telefax	02203/601-2085
weitere Partner	Mitarbeit im SFB 253 (RWTH Aachen) der DFG Auftragsarbeiten für AMD, Deutsche Aerospace und ESA/CNES
Thema	Wärmeübergangsbestimmung an generischen Modellen im Hyperschall-Kanal H2K mittels Infrarot-Thermovision
Ausgangssituation	Zur Entwicklung numerischer Entwurfswerkzeuge für die Auslegung von Wärmeschutzsystemen zukünftiger Raumtransporter wird eine qualifizierte Validationsdatenbasis benötigt. Die vorhandenen experimentellen Daten sind begrenzt und nicht immer für den Vergleich mit numerischen Ergebnissen ideal geeignet. In bisherigen Windkanal-Experimenten wird der Strahlungsaustausch mit der Umgebung meist ungenügend berücksichtigt.
Ziel	An generischen Modellen soll die strahlungsadiabate Wandtemperatur - und Wärmeübergangs-Verteilung zum Aufbau einer Datenbasis experimentell ermittelt werden. Der Einfluß einer "heißen" Oberfläche auf Strömungsinstabilitäten und den daraus resultierenden Wärmeübergang ist zu untersuchen (Heißmodelltechnik).
Lösungsweg	Es werden generische Windkanal-Modelle im Hyperschall-Strömungsfeld des H2K untersucht. Die Oberflächentemperatur-Messung erfolgt mittels Infrarot-Thermographie. Bei der Berechnung des Wärmeübergangs findet der gesamte Oberflächen-Strahlungshaushalt Berücksichtigung. Zum Studium von Oberflächentemperatur-Einflüssen ist ein heizbares Windkanal-Modell in Vorbereitung. Je nach Bedarf werden die experimentellen Untersuchungen durch Schlierenoptik, Ölfilmfließtechnik und Pitot-Druckmessung unterstützt.

Ergebnis

Zur Auswertung der mittels Infrarot-Technik gemessenen Temperaturverteilungen wurde ein Bildverarbeitungs-System aufgebaut. Programme mit Algorithmen zur Berechnung der strahlungsadiabaten Wandtemperatur und des Wärmeübergangs sind erstellt. Untersuchungen an Ecken-, Rampen- und Dreiecksflügelkonfigurationen sowie zur Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung wurden erfolgreich durchgeführt.



Das Bild zeigt die aus Messungen berechnete strahlungsadiabate Wandtemperatur-Verteilung (in Kelvin) auf der Unterseite eines Deltaflügels bei M = 8.7 und 10° Anstellwinkel (Modellentwurf: Deutsche Aerospace).

Literatur

Henckels, A.; Kreins, A. F.; Maurer, F.: Development and Application of Infrared- and Other Flow Visualization Techniques in a Hypersonic Wind Tunnel of the DLR Cologne. European Forum on Wind Tunnel Test Techniques, Southampton, September 14-17, 1992. Published by the Royal Aeronautical Society, ISBN 1 85768 050 2, pp. 11.1-11.12, London, 1992.

Weiteres Vorgehen

An Daten zur Validation numerischer Verfahren sind hohe Anforderungen bezüglich der Meßgenauigkeit gestellt. Ziel weiterer Aktivitäten ist die Untersuchung und Minimierung des Meßfehlers der thermographischen Wärmeflußbestimmung. Dies soll insbesondere durch Verbesserung der Meßtechnik und der Auswerte-Algorithmen erreicht werden.

Datum

18.12.1992

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse Bienroder Weg 3
3300 Braunschweig

Telefon 0531/391-2972
Telefax 0531/391-5952

weitere Partner Dipl.-Ing. H. Petzel

Telefon 0531/391-2982

Thema Hypersonische Eckenströmungen

Ausgangssituation Die Eckenströmung ist ein wichtiges Detailproblem der Hyperschallaerodynamik. Für das physikalische Verständnis dieser Strömung und zur Validierung theoretischer Verfahren besteht ein Interesse an detaillierten experimentellen Untersuchungen, die insbesondere für unsymmetrische Modelle im Hyperschallbereich noch nicht vorliegen. Desweiteren ist noch nicht in ausreichendem Maße geklärt, unter welchen Bedingungen eine direkte Interferenz der Keilstöße ohne Ausbildung eines Eckenstoßes möglich ist.

Ziel Es sollen neue Erkenntnisse über die Struktur von Eckenströmungen, insbesondere bei unsymmetrischen Modellen, gewonnen werden. Die experimentellen Ergebnisse sollen mit numerischen Simulationsrechnungen verglichen werden. Damit wird die Fähigkeit des numerischen Verfahrens überprüft, die verzweigte Stoßstruktur der Außenströmung und die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen durch geeignete Netzadaption zu erfassen.

Lösungsweg Die experimentellen Untersuchungen werden im Hyperschallwindkanal des Instituts durchgeführt. Sie beinhalten die Messung des Wanddrucks, des Wärmeübergangs, des Pitotdrucks im Strömungsfeld und die Sichtbarmachung von Wandstromlinien. Durch systematische Variation von Eckenwinkel, Keilwinkel und Pfeilwinkel wurde der Einfluß dieser Parameter an symmetrischen Eckenkonfigurationen untersucht. Unsymmetrische Ecken werden aus einer 90°-Ecke abgeleitet, indem entweder der Keilwinkel oder der Pfeilwinkel für beide Eckenflanken unterschiedlich gewählt wird. Machzahl ($M_\infty = 12{,}6$) und Reynolds-Zahl ($Re = 0{,}45 \cdot 10^6$) bleiben bei diesen Untersuchungen konstant.
Da der Strömungsverlauf im Feld aus den genannten Meßgrößen direkt nicht bestimmt werden kann, besteht in einigen Bereichen des Strömungsfeldes eine Interpretationsunsicherheit. In Zusammenarbeit mit dem DLR-Institut für Theoretische Strömungsmechanik, Göttingen, wird deshalb die Strömung in einer bereits vermessenen unsymmetrischen Ecke (Platte/8° Keil) mit einem Navier-Stokes-Verfahren [1] berechnet. Die Meßdaten dienen zur Validierung des Verfahrens. Diese Lösung wird dann den Strömungsverlauf in dieser Ecke vollständig beschreiben.

Ergebnis

Die unsymmetrische Eckenströmung wurde an zwei Konfigurationen untersucht.
1) 8° Keil/Platte, beide Seiten ungepfeilt.
2) 8° Keile, Pfeilwinkel 0° bzw. 30°.
Bei beiden Versionen interferieren die Keil- bzw. Plattenstöße über einen Eckenstoß unter Bildung von Sekundärstößen und Entropieschichten. Durch die starke Unsymmetrie der ersten Version entsteht hier über der Plattenseite ein sehr starker Sekundärstoß, der zu komplizierten Ablöseerscheinungen in Wirbelform führt [2]. Diese Wirbel erfassen reibungsarmes Material aus dem Außenbereich der Grenzschicht und transportieren es in die Grenzschicht hinein. Man findet hier innerhalb der Grenzschicht einen lokal begrenzten Bereich mit hohem Pitotdruck [2].
Bei der zweiten Version sind die Keilstöße nahezu gleich stark, siehe Bild 1. Es liegt damit nur eine schwache Unsymmetrie mit ebenfalls schwachen Sekundärstößen vor. Die Ablöseerscheinungen sind nicht so stark ausgeprägt, jedoch ist auch hier innerhalb der Grenzschicht ein Bereich mit hohem Pitotdruckniveau vorhanden [3].

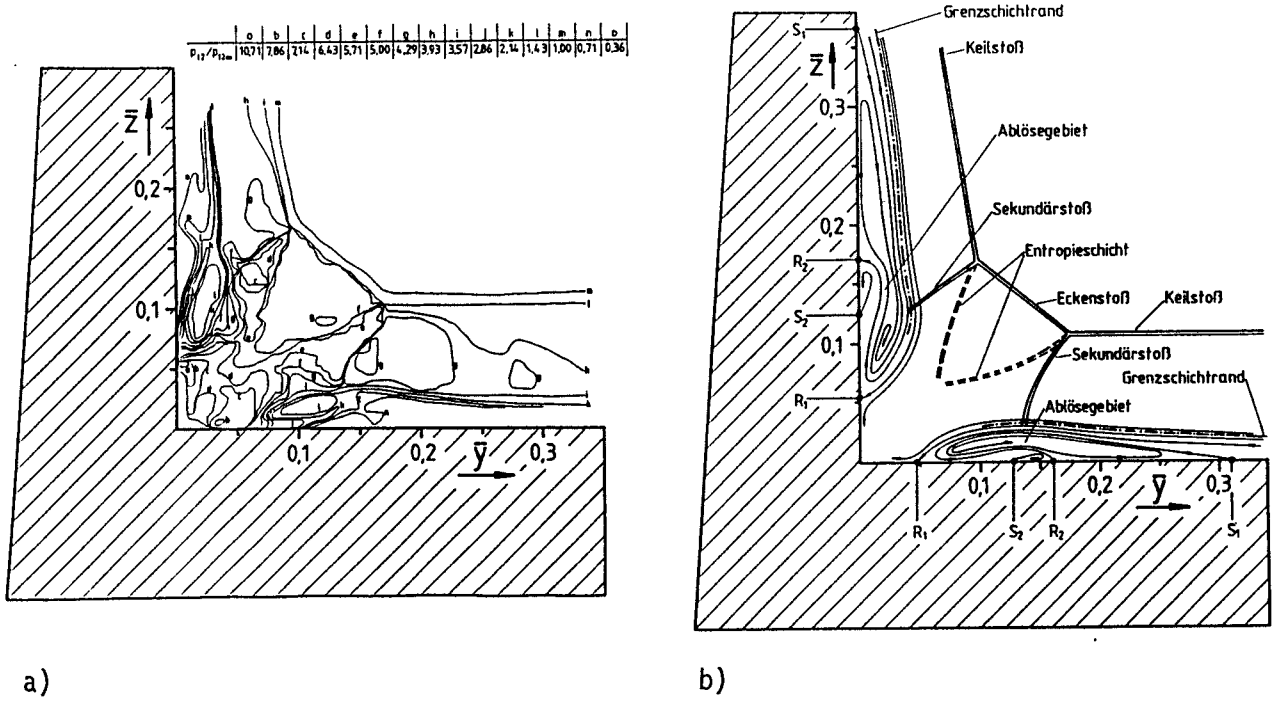


Bild 1: Strömungsfeld einer unsymmetrischen, gepfeilten Ecke (8° Keile, Pfeilungswinkel 0°/30°) bei Ma_∞ = 12,6.
a) Pitotdruckisobaren, b) Interpretation.

Literatur

[1] S. Riedelbauch: Aerothermodynamische Eigenschaften von Hyperschallströmungen über strahlungsadiabaten Oberflächen. DLR-FB 91-42, 1991.
[2] H. Petzel, D. Hummel: Experimentelle Untersuchungen einer längsdurchströmten unsymmetrischen Ecke bei M_∞ = 12,6. DGLR Jahrbuch 1992 (1992), 711 - 718.
[3] D. Hummel, H. Oertel, U. Stark: Abschlußbericht über das Teilprojekt A3 des SFB 257 (1992).

weiteres Vorgehen

Es soll eine weitere Eckenströmung untersucht werden, bei der eine direkte Interferenz der Keilstöße auftritt. Die dazu notwendigen negativen Keilwinkel werden in Vorversuchen experimentell ermittelt.

Datum

13.01.93

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. L. Kleiser, N.A. Adams

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2295
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Dr. N.D. Sandham, QMW London

Thema

Numerische Simulation der Transition in kompressiblen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Die richtige Voraussage der Transition ist für den Entwurf von Fluggeräten von zentraler Bedeutung. Der Kenntnisstand zur Transition in Über- und Hyperschallströmungen ist aber noch sehr lückenhaft. Experimente stoßen auf große Schwierigkeiten. Über die klassische lineare Stabilitätstheorie hinaus existieren erst wenige theoretische Ansätze. Die für die Transition wesentliche nichtlineare Entwicklung von Störungen und die Wechselwirkungen verschiedener Instabilitätsmoden bei höheren Machzahlen sind weitgehend unbekannt.

Ziele

Verifikation von klassischen linearen und weiterentwickelten Stabilitätsverfahren. Untersuchung der nichtlinearen Störungsentwicklung und der Wechselwirkungen von Instabilitätsmoden. Analyse der transitionellen Strömungsfelder, Bereitstellung der Erkenntnisse für die Konzeption und Interpretation von Experimenten. Fortsetzung der Simulationen in den späten Transitionsbereich und in die Turbulenz zur Bereitstellung von Datenbasen für die Transitions- und Turbulenzmodellierung.

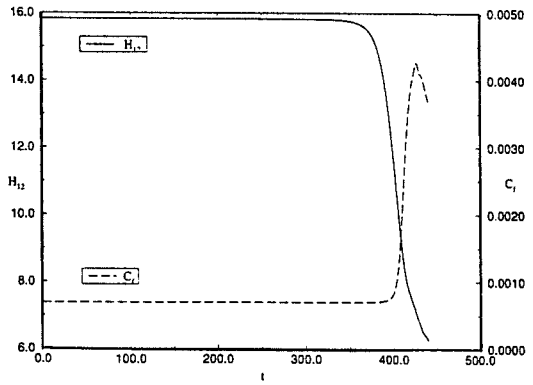
Lösungsweg

Numerische Integration der dreidimensionalen instationären Navier-Stokes-Gleichungen für kompressible Strömungen. Verwendung des effizienten zeitlichen Modells der Transition und moderner Diskretisierungsverfahren hoher Ordnung. Für die räumliche Diskretisierung wird in den wandparallelen Richtungen Fourier-Kollokation und in der wandnormalen Richtung ein Padé-Differenzenverfahren sechster Ordnung eingesetzt [1, 3]. Zur Zeitintegration wird ein explizites Runge-Kutta-Verfahren dritter Ordnung mit geringem Speicherbedarf verwendet.

Ergebnis

Ein Verfahren zur direkten Simulation der Transition kompressibler ebener Grenzschichten wurde in [3] und [1] vorgestellt. In einer Simulationsrechung der subharmonischen Transition bei $M_\infty = 4.5$ wird die korrekte Entwicklung der sekundären Instabilitätsform gezeigt und der von ihr verursachte Transitionsprozeß untersucht. Ein versetztes System von Λ-Wirbeln sowie die Generierung von abgelösten Scherschichten wird beobachtet und deren Weiterentwicklung bis in die beginnende Turbulenz im Detail untersucht [2]. Zwei nachfolgende Aufrollstadien dieser Scherschichten wurden bisher beobachtet. Der Zusammenbruch der laminaren Strömung geht einher mit einem Anwachsen des Wandschubspannungskoeffizienten und einem Abfall des Formfaktors (s. Bild). Es ist hervorzuheben, daß auch bei dieser Machzahl durch die hohe Phasengeschwindigkeit der (gekoppelten) primären und sekundären Instabilität im relativ subsonischen Bereich nahe dem Grenzschichtrand im Prinzip ähnliche Phänomene auftreten, wie sie im inkompressiblen beobachtet werden.

Im Rahmen einer Kooperation, gefördert durch das Deutsch/Britische ARC-Programm, werden die Arbeiten zur Grenzschichttransition bei $M_\infty = 2.0$, zu der erste Ergebnisse in [4] präsentiert wurden, weitergeführt. Die Transition wird hier unmittelbar von der primären Instabilität ausgehend eingeleitet. Der laminar/turbulente Zusammenbruch ist bei dieser Machzahl dominiert von stromab-orientierten Wirbelsystemen und langgestreckten abgelösten Scherschichten. Bemerkenswert ist, daß unabhängig von der Machzahl die sogenannte (0,2)-Mode, d.h. spannweitig oszillierende und stromab schwach variierende Strukturen ("Streaks"), die Endphase des laminar/turbulenten Zusammenbruches dominieren.



Verlauf von Formfaktor H_{12} und Wandschubspannungskoeffizient C_f während der Transition in einer Plattengrenzschicht bei $M_\infty = 4.5$.

Literatur

[1] Adams, N.A., *An explicit temporal spectral/finite-difference method for the direct numerical simulation of compressible flat plate boundary layer transition.* DLR-IB 221-92 A 25, 1992.

[2] Adams, N.A., Kleiser, L., *Numerical simulation of transition in a compressible flat plate boundary layer.* Proc. of the Symposium on Transitional and Turbulent Compressible Flows, 1993 ASME Fluids Engineering Conference, erscheint 1993.

[3] Adams, N.A., Sandham, N.D., Kleiser, L., *A method for direct numerical simulation of compressible boundary-layer transition.* NNFM 35,Vos, J.B., Rizzi, A., Rhyming, I. (Editors), Vieweg-Verlag Braunschweig, 1992, pp. 523-532.

[4] Sandham, N.D., Adams, N., *Numerical simulation of boundary-layer transition at Mach two.* Proc. Fourth European Turbulence Conference, Delft, 1992, to be published by Kluwer.

weiteres Vorgehen

Weiterführung der Simulationen möglichst bis zum Zusammenbruch in die Turbulenz.

Förderung durch Grundfinanzierung, ARC.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis HYPERSCHALL

Ansprechpartner Dr. N. Kroll, Dipl.-Ing. U. Herrmann, Dr. R. Radespiel

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig **Telefon** 0531/395-2835

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema Weiterentwicklung des DLR Euler-Verfahrens CEVCATS zur Berechnung von Hyperschallströmungen

Ausgangssituation Der Entwurf hypersonischer Flugzeuge erfordert genaue, robuste und effiziente numerische Werkzeuge zur Berechnung von starken Verdichtungsstößen und Expansionen bis hin zum Vakuum. Am Institut für Entwurfsaerodynamik wurde bisher der Euler/Navier-Stokes Code CEVCATS [1] verwendet, der für Hyperschallströmungen eine upwind TVD Diskretisierung [2] auf der Basis des Flux Difference Splittings (FDS) [3] nutzt. Bei routinemäßigen Anwendungen hat sich gezeigt, daß insbesondere die Berechnung starker Expansionen robustere Diskretisierungen erfordern. In jüngster Zeit wurde von Liou und Steffen [4] eine neue Flux Vektor Splitting (FVS) Vorschrift entwickelt, welche sowohl die Effizienz und Robustheit der ursprünglichen FVS-Schemata als auch die Genauigkeit der FDS-Schemata aufweist.

Ziel Untersuchung der Genauigkeit und Robustheit des Schemas für praxisorientierte Hyperschallanwendungen.

Lösungsweg Das AUSM-Schema wurde in den existierenden 3D Euler/Navier-Stokes Code CEVCATS implementiert. Es zeigte sich, daß das Schema in seiner Originalfassung die beschriebenen Vorzüge und Fähigkeiten demonstriert, allerdings noch einige Nachteile wie: schlechtes Konvergenzverhalten, Druckoszillationen am Stoß, sowie Dämpfungsprobleme in Unterschallgebieten hat. Es wurde ein hybrides Schema entwickelt, daß an Stößen von AUSM auf van Leer-Diskretisierung schaltet. Weiterhin wurde ein adaptiver, dissipativer Term eingeführt, der das Dämpfungsverhalten in Gebieten mit kleiner Machzahl verbessert.

Ergebnis Am Beispiel des Wiedereintrittsfluggerätes Hermes wird die erreichte Verbesserung des Verfahrens gezeigt. Ergebnisse sind für den Nasenbereich des Hermes in der Symmetrieebene gezeigt. Das verwendete Netz löst die Symmetrieebene mit 160x32 Zellen auf. Die Anströmbedingungen lauten: Ma=25, α=30° für die durchgefürten Euler Rechnungen. In Bild 1 sind sowohl Iso-Mach Linien (links) als auch Isobaren (rechts) aufgetragen. Während die Stoßauflösung in beiden Bildern sehr gut ist und die Iso-Mach Linien

überall glatt verlaufen, sind in den Isobaren Verläufen die durch Druckoszillationen geprägten Stabilitätsprobleme im unteren Nasenbereich deutlich zu erkennen. Bild 2 zeigt für identische Anströmbedingungen die mit dem verbesserten Schema errechneten, glatten Isobarenverläufe.

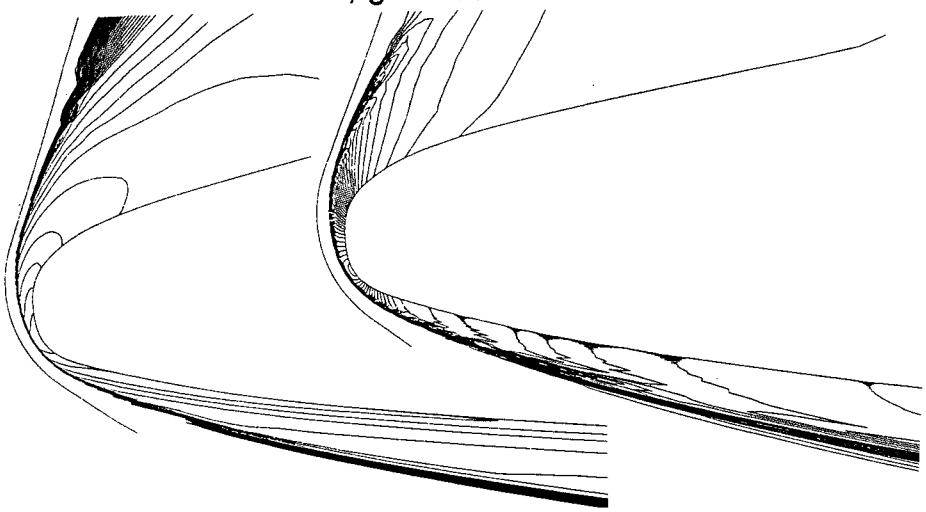


Bild 1 Iso-Mach Linien und Isobaren in der Hermes Symmetrie Ebene; Original AUSM-Schema

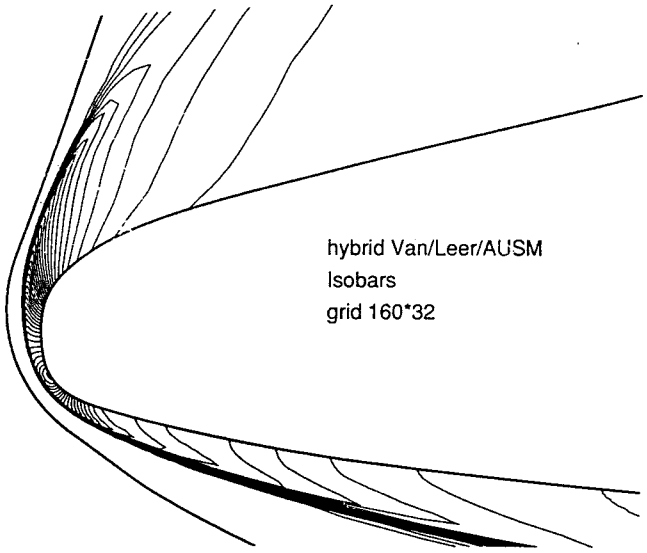


Bild 2 Isobaren in der Hermes Symmetrie Ebene; hybrides AUSM-Schema

Literatur

[1] Atkins, H.: *A Multi-Block Multigrid Method for the Euler and Navier-Stokes Equations for Three-Dimensional Flows.* AIAA Paper No 91-101, 1991.

[2] Schöne, J., Streit, T., Kroll, N.: *Steps Towards an Efficient and Accurate Method solving the Euler Equations around a Re-Entry Configuration at Super- and Hypersonic Speed.* Proceedings of the First European Symposium for Space Vehicles, ESTEC, Noordwijk, 1991.

[3] Yee, H.C., Harten, A.: *Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvelinear Coordinates.* AIAA Journal, Volume 25, pp.266-274, 1987

[4] Liou, M.-S., Steffen, J.C.: *A new Flux Splitting Scheme.* NASA TM 104401, 1991

weiteres Vorgehen Untersuchung des weiterentwickelten AUSM-Schemas für reibungsbehaftete Strömungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner

E. Laurien, M. Böhle, H. Holthoff und J. Wiesbaum

Institution

Technische Universität Braunschweig
Institut für Strömungsmechanik

Tel.: (0531) 391-2971
Fax.: (0531) 391-5952

Adresse

Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig

weitere Partner

-

Thema

Numerische Simulation von Wiedereintrittsströmungen

Ausgangssituation

Wiedereintrittsrömungen um Raumkapseln oder Raumtransporter werden von Realgaseffekten im thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht dominiert. Zur genauen Voraussage des Wärmeübergangs sind die heute vorhandenen physikalischen Modelle unzureichend.

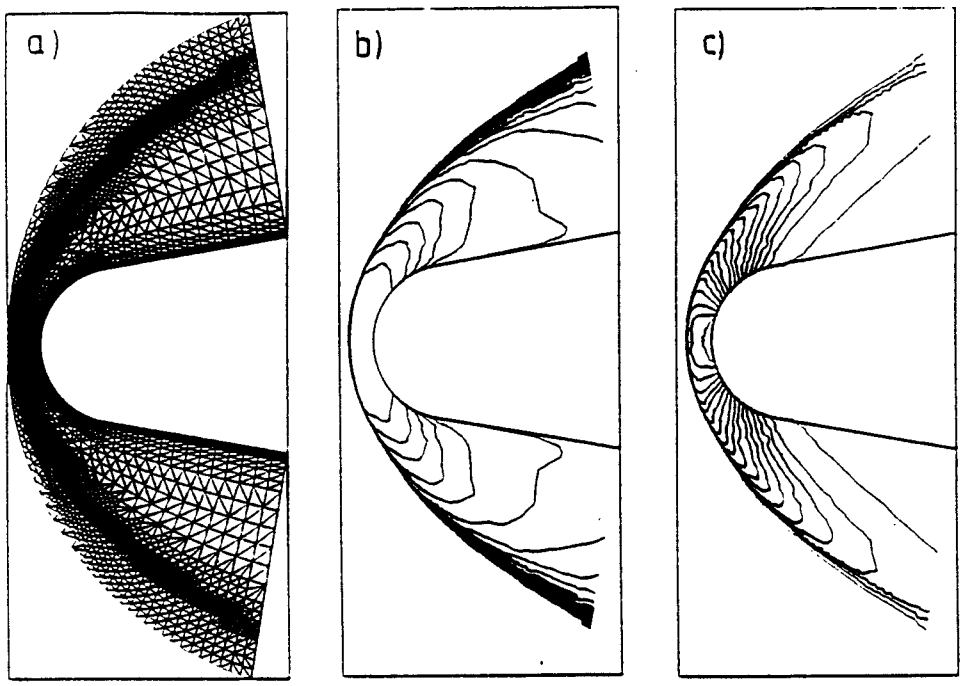
Ziel

Entwicklung eines neuen Wandwechselwirkungsmodells und Validierung eines Finite-Elemente Simulationsverfahrens.

Lösungsweg

Durchführung von numerischen Sensitivitätsstudien zur Bestimmung der wichtigsten chemischen Reaktionen. Definition eines Experimentalprogramms für heiße Hyperschallströmungen im Stoßrohr zur Bestimmung von Modellkoeffizienten. Validierung des Finite-Elemente Rechenverfahrens anhand von Datenbasen aus Freiflugexperimenten.

Ergebnis



Das numerische Verfahren arbeitet nach der Taylor-Galerkin Finite-Elemente Methode mit unstrukturierten sukzessive adaptiv verfeinerten Dreiecksnetzen (ebene oder axialsymmetrische Strömung, Chemie und/oder Schwingungsanregung im Gleichgewicht oder Nichtgleichgewicht). Shock-Capturing nach dem Flux-Corrected Transport(FCT)-Verfahren, local timestepping sowie Palmer's Stabilisierungstechnik für steife Differentialgleichungen sind implementiert. Das Bild zeigt eine Gleichgewichtslösung (Ma=20, Re=8.83 10^5 H=44 km).

Aus chemischen Sensitivitätsstudien ist ersichtlich, daß die Sensitivität der Konzentrationen am Grenzschichtrand in der Nähe des Staupunktes gegenüber Änderungen der Reaktionsratenkoeffizienten von der Flughöhe und der Fluggeschwindigkeit abhängt. In 75 km ist die Austauschreaktion $N_2 + O \rightleftharpoons NO + N$, in 44 km die Stickoxiddissoziation $NO + N \rightleftharpoons N + O + N$ am wichtigsten.

Literatur

E. Laurien, M. Böhle, H. Holthoff, J. Wiesbaum, and A. Lieseberg : Finite-Element Algorithm for Chemically Reacting Hypersonic Flows, AIAA 92-0754 (1992)

M. Böhle, H. Holthoff, and E. Laurien : Numerical Simulation of Chemically Reacting Reentry Flows, Proc. International Conference on Methods of Aerophysical Research (ICMAR 92), Aug. 31 - Sept 4, Novosibirsk Russia (1992)

M. Böhle, H. Holthoff und E. Laurien : Zur Sensitivität von Wiedereintrittsströmungen gegenüber aerothermodynamischen Modellparametern, DGLR Jahrbuch II, 831-839 (1992)

weiteres Vorgehen

Entwicklung und Sensitivitätsanalyse eines Wandwechselwirkungsmodells. Teilvalidierung des Verfahrens anhand von Experimenten im Stoßrohr.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner R. Lösch, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Universität Stuttgart
Institut für Aerodynmaik und Gasdynamik, IAG

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-7000 Stuttgart 80

Telefon 0711/685-3443
Telefax 0711/685-3438

weitere Partner R. Wirtz: Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau,
Universität der Bundeswehr München, Werner-Heisenberg-Weg 39, D-8014 Neubiberg

Thema Untersuchungen zur flexiblen Netzgenerierung zur Lösung der Eulergleichungen für die Berechnung der Aerodynamik hypersonischer Fluggeräte.

Ausgangssituation Die derzeit bekannten Vorentwurfsverfahren liefern bei der Anwendung auf Hyperschallflugkonfigurationen keine zufriedenstellenden Ergebnisse. Mit den in den letzten Jahren stark gestiegenen Rechnerleistungen ist einerseits auch der Genauigkeitsanspruch an die Vorentwurfsergebnisse gewachsen, andererseits rücken dadurch numerische Methoden in den Bereich der möglichen Berechnungsverfahren für den Vorentwurf im Hyperschall.

Ziel Es soll ein Programmpaket bereitgestellt werden, das Gitter von Hyperschallkonfigurationen mit beliebiger Kontur möglichst ohne zeitaufwendige Erstellung von Zusatzprogrammen oder sonstigen Vorabdefinitionen seitens des Benutzers berechnet. Dabei wird auf die Erzielung einer minimal notwendigen Zellenanzahl sowie einer zur Schockauflösung günstigen Außenkontur des Netzes besonderes Augenmerk gelegt. Eine weitere Besonderheit der Netzstruktur ermöglicht sodann die Anwendug eines speziellen Eulercodes mit impliziten Raumschrittverfahren (s. a. R. Wirtz), wodurch letzlich wesentlich kürzere Rechenzeiten erzielt werden können.

Lösungsweg

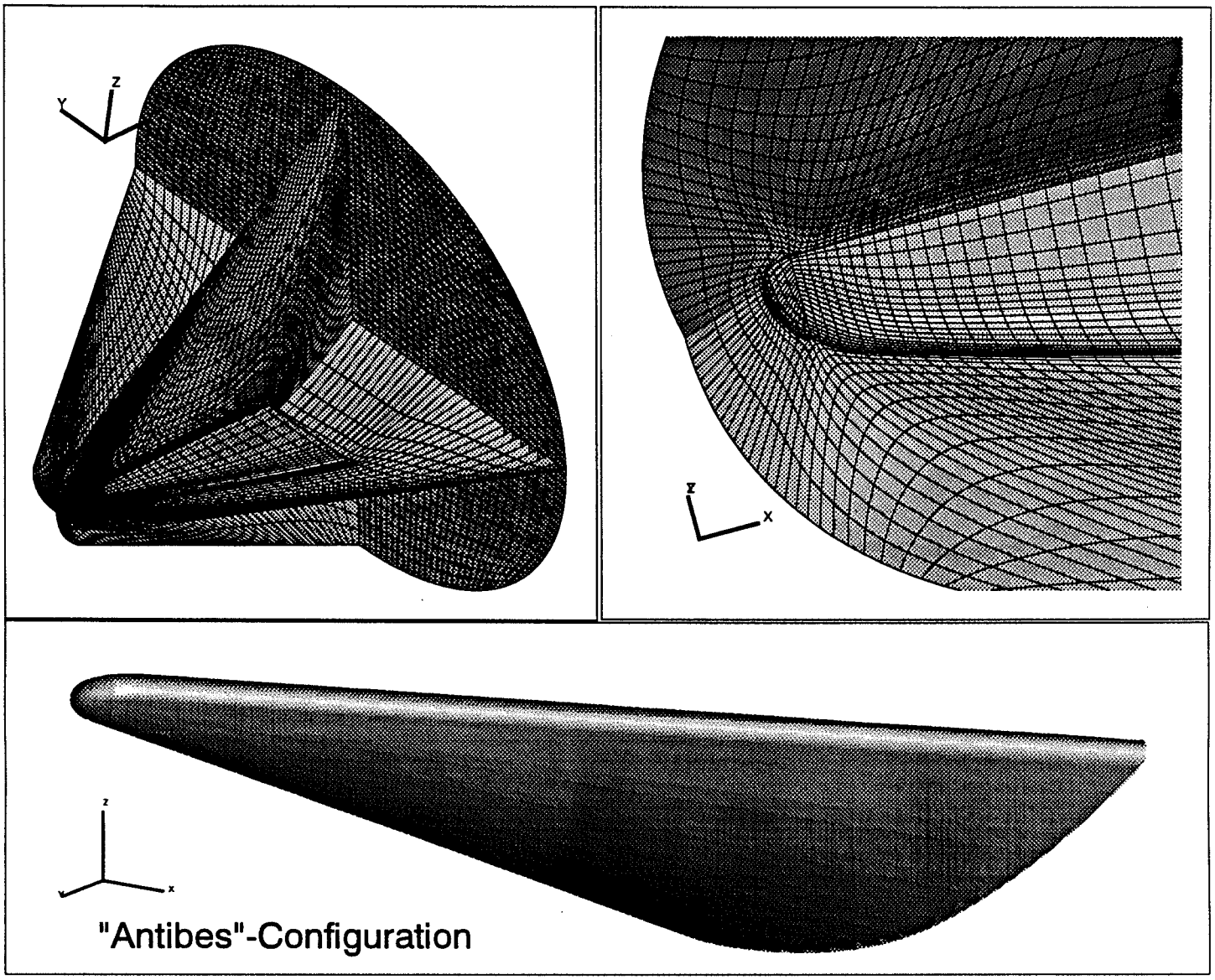
Erweiterung des 2D-Netzgenerators auf dreidimensionale Grundkörper

Erfassung und Aufbereitung von beliebigen Körperkonturen für den Gittergenerator mittels Bezierfunktionen sowie Vorgabe der Gitter-Randbedingungen aufgrund der Strömungs-Randbedingungen;

Anwendung verschiedener Differentialgleichungssysteme, wobei sich für die Anwendung des o.a. Eulercodes ein Poisson-System mit exponentieller Erweiterung (nach A. Eberle) bewährt hat;

Ergebnis

3D-Netz um die Hyperschallkonfiguration "Antibes" (Körperoberfläche mittels diskreter Punkte vorgegeben) unter Berücksichtigung der Strömungsrandbedingungen ($\alpha = 10\,°$, $Ma = 10$)



Literatur

R. Lösch, R. Wirtz, S. Wagner: Grundlagen für ein rechnergestütztes Entwurfsverfahren für transatmosphärische Flugsysteme, SFB 255 - Abschlußbericht, Universität der Bundeswehr München, 1992.

R. Wirtz: FVS3D - Ein Programm kurzer Rechenzeit zur Berechnung der dreidimensionalen Eulergleichungen für den Hyperschall, Institutsbericht 92/1, Universität der Bundeswehr München, 1992.

weiteres Vorgehen

Verbesserung der Gittergenerierung mit Vereinfachung der Eingabe und Verkürzung der Rechenzeit, sowie einfachere Erstellung der Bezierfunktionsparameter für beliebige Körper;

Automatische Berücksichtigung der gewünschten Strömugsrandbedingungen bei der Netzgenerierung;

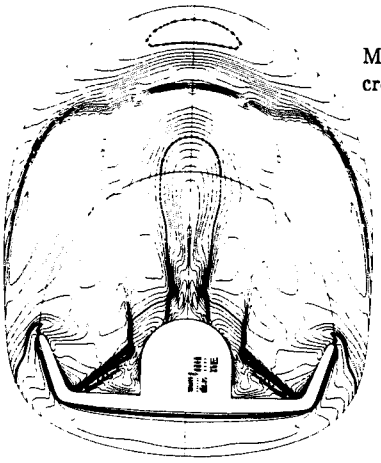
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Dr. Stefan Menne
Institution	Deutsche Aerospace A.G., Abt. RTT 314
Adresse	Deutsche Aerospace A.G. Raumfahrt, Abt. RTT 314 Postfach 80 11 69 W-8000 München 80
	Telefon 089/607-22517 **Telefax** 089/607-29370
weitere Partner	
Thema	Lösungsverfahren für die 3D Euler und Navier–Stokes Gleichungen für Strömungen in chemischem und thermischem Nichtgleichgewicht
Ausgangssituation	Quasi–konservatives, explizites Runge–Kutta Zeitschritt Euler Verfahren für dreidimensionale Hyperschallströmungen in chemischem Nichtgleichgewicht mit punkt–impliziter Behandlung der chemischen Quellterme.
Ziel	Weiterentwicklung des Verfahrens zur Lösung der Navier–Stokes Gleichungen für chemisches Nichtgleichgewicht, auch für realistische Windkanalbedingungen.

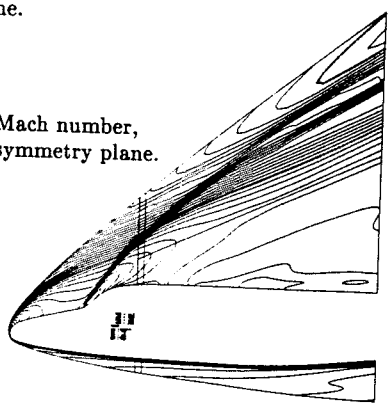
Lösungsweg

- Erweiterung des Euler Verfahrens auf Navier–Stokes Formulierung
- Einbau und Validierung verschiedener Transportmodelle
- Voll punkt–implizite Lösung (PGS) des gesamten Gleichungssystems
- Formulierung und Einbau von Wandrandbedingungen: adiabat, strahlungsadiabat, isotherm, nicht–katalytisch
- Einbau von realistischen Windkanalumgebungsbedingungen als äußere Randbedingung
- Codevalidierung

Ergebnis



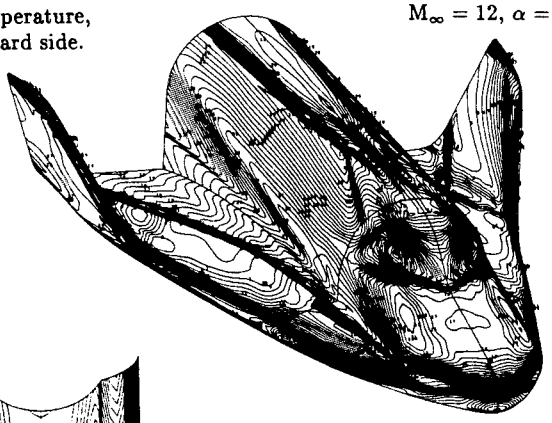
Mach number, $x \approx 0.35$ m, crossflow plane.

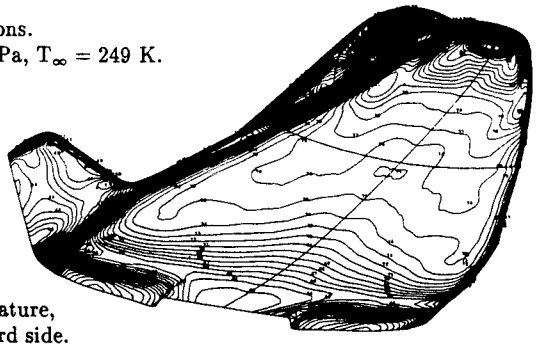


Mach number, symmetry plane.

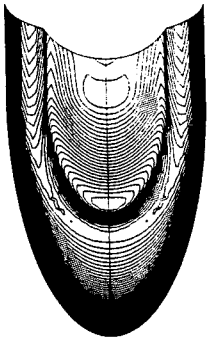
HERMES, shape 1.0, 1:40.
ONERA F4 windtunnel conditions.
$M_\infty = 12$, $\alpha = 30°$, $p_\infty = 179.9$ Pa, $T_\infty = 249$ K.

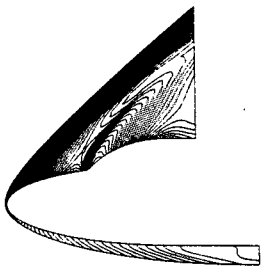
Temperature, leeward side.



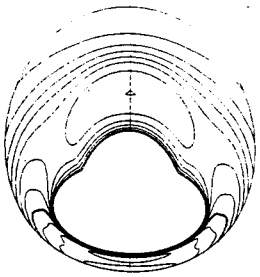


Temperature, windward side.

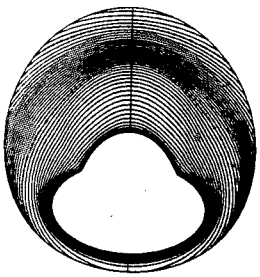




Double ellipsoid, Navier–Stokes, case 2.
Pressure $\ln(p/p_\infty)$ contours, top view, $\Delta = 0.05$, symmetry plane, $\Delta = 0.1$.
$M_\infty = 25, \alpha = 30°, p_\infty = 2.52$Pa, $T_\infty = 205$K, $T_w = 1500$ K, $Re_\infty = 2.2 \cdot 10^4$.



Double ellipsoid, Navier–Stokes, case 2.
Temperature contours, crossflow section $X = 0$, $\Delta = 200$ K.
$M_\infty = 25, \alpha = 30°, p_\infty = 2.52$Pa, $T_\infty = 205$K, $T_w = 1500$ K.



Double ellipsoid, Navier–Stokes, case 2.
Mach number contours, crossflow section $X = 0$, $\Delta = 0.25$
$M_\infty = 25, \alpha = 30°, p_\infty = 2.52$Pa, $T_\infty = 205$K, $T_w = 1500$ K.

Literatur

Menne, S., Weiland, C., and Pfitzner, M.: *Computation of 3-D Hypersonic Flows in Chemical Non-Equilibrium Including Transport Phenomena*, AIAA paper 92-2876, 1992.

Menne, S., Weiland, C.: *Computation of Hypersonic Non-Equilibrium Real Gas Flows About Configurations*, Proceedings: IUTAM Symposium on Aerothermochemistry, Sept. 1–4, 1992, Marseille, France.

weiteres Vorgehen

- Erweiterung des Lösungsverfahrens auf thermische Nichtgleichgewichtsströmungen
- Einbau katalytischer Wandrandbedingungen
- Erweiterung auf verallgemeinerte Reaktionsprozesse

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner T. Michl, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Universität Stuttgart
Institut für Aerodynmaik und Gasdynamik, IAG

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-7000 Stuttgart 80

Telefon 0711/685-3443
Telefax 0711/685-3438

weitere Partner M. Lenke, A. Bode: Lehrstuhl für Rechnertechnik und Rechnerorganisation, TU München, Arcisstr. 21, D-8000 München 2

Thema Entwicklung und Implementierung von Algorithmen zur Lösung der Euler und Navier-Stokes Gleichungen auf Parallelrechnern.

Ausgangssituation In den letzten Jahren hat die Bedeutung der numerischen Lösungsverfahren stark zugenommen. Die damit verbundenen Leistungsanforderungen an Rechensysteme können in absehbarer Zukunft nicht von traditionellen Supercomputern (Vektorrechner) erbracht werden. Allein die Parallelrechner versprechen, dank ihrer Skalierbarkeit, ausreichend Rechenleistung, um viele Probleme aus dem Bereich der Naturwissenschaft befriedigend lösen zu können. Im Rahmen diese Projektes soll ein industriell entwickelter Navier-Stokes Löser (NSFLEX, Dasa) auf Multiprozessoren abgebildet werden.

Ziel Bereitstellung und Bewertung verschiedener Parallelisierungsstrategien ("domain decomposition", "task and data decomposition", Compiler unterstützte Parallelisierung). Bewertung der Parallelrechnertechnologien hinsichtlich ihrer Leistungsfähigkeit und Eignung zur Lösung der 3-D Navier-Stokes Gleichungen.

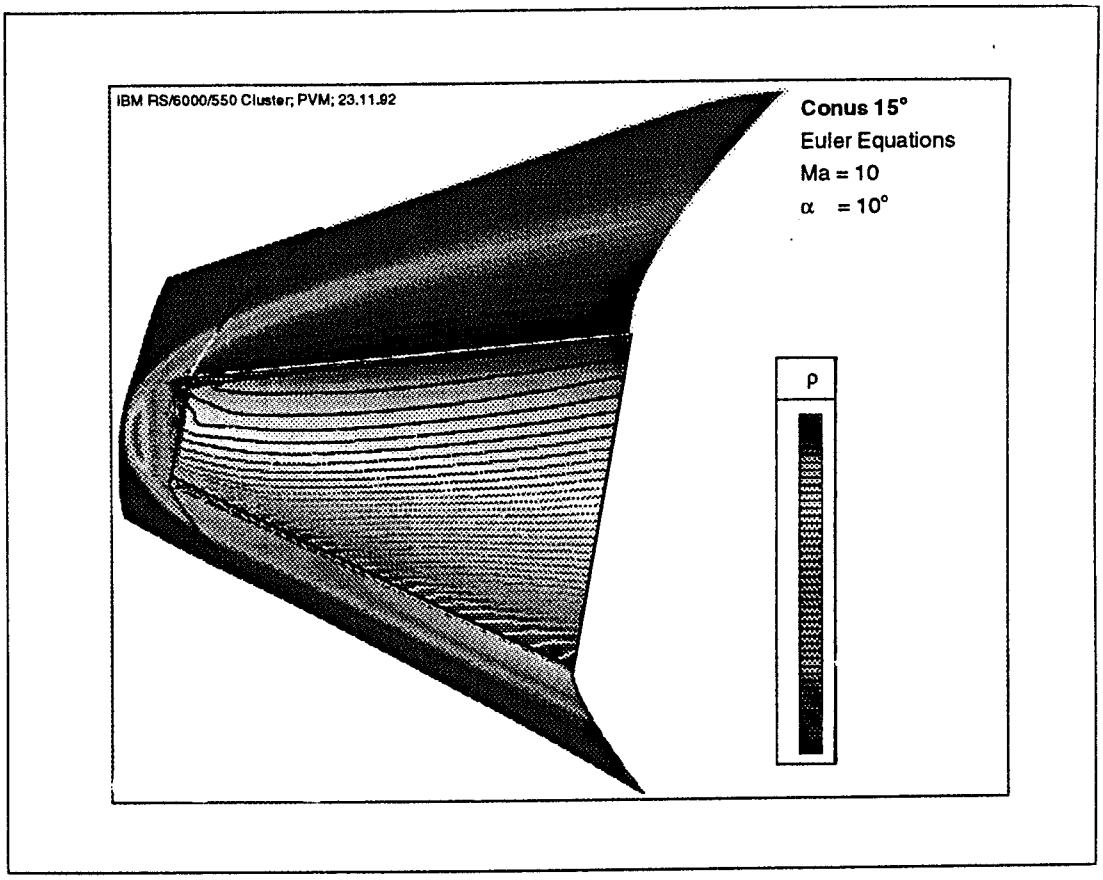
Lösungsweg "Domain Decompostion": Aufteilung des Rechengebietes in Untergebiete, die dann weitgehend unabhängig voneinader berechnet werden können. Dieser Ansatz ist bereits im Rahmen dieses Projektes realisiert worden.

"Task and data decomposition": Ausnützung von funktionalen Nebenläufigkeiten. Für massiv parallele Systeme ist zusätzlich eine geeignete Datenverteilung erforderlich.

"Compiler unterstützte Parallelisierung": Parallelisierung auf Schleifenebene. CM Fortran. Fortran 90. High Performance Fortran.

Ergebnis

Mit der Methode des "domain decomposition" sind bereits effiziente 2 und 3-D Rechnungen auf Parallelrechnern möglich. Mit verhältnismäßig kleinen Systemen werden bereits die Rechenleistungen heutiger Supercomputer erreicht. Alle Eigenschaften des sequentiellen Lösers bleiben erhalten.



Das Gitter ist blockstrukturiert (5 Blöcke). Das ursprüngliche Gitter ist ein H-H Gitter (R. Lösch, IAG, Stuttgart). Die K-Koordinate steht in jedem Block senkrecht auf der Körperoberfläche. Die Berechnung erfolgte auf zwei Prozessoren, wobei ein Prozessor zwei, der andere drei Blöcke bearbeitete ("Multitasking"). Der erzielter "Speed-Up" ist ungefähr zwei (Lastbalanzierung).

Literatur

M. Lenke, A. Bode, T. Michl, S. Wagner: Implicit Euler Solver on Alliant FX/2800 and Intel iPSC/860 Multiprocessors. In: Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Verlag, to appear.

T. Michl, S. Wagner, M. Lenke, A. Bode: Flux Formulation and Performance of an Implicit Navier-Stokes Solver on an Intel iPSC/860 Multiprocessor. GAMM Seminar: Parallel Solution Methods for Differential Equations, Heidelberg, November, 6 - 7, 1992.

weiteres Vorgehen

Die Behandlung komplexer Geometrien (Flügel mit Triebwerk, komplette Fluggeräte) führt die "domain decomposition" Methode rasch in Lastbalanz Probleme, die die Effizienz stark beeinflussen. Eine Kombination von "task" und "data decomposition" zeigt hier Auswege auf. Dies führt zu einem rein parallelen Algorithmus, der sequentiell nicht lauffähig ist, und die speziellen Eigenschaften dieser Rechner voll ausschöpft.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. Christian Mundt

Institution DASA -LME211

Adresse Deutsche Aerospace AG
Militärflugzeuge
Postfach 801160, 8000 München 80

Telefon 089-60729689
Telefax 089-60729766

weitere Partner

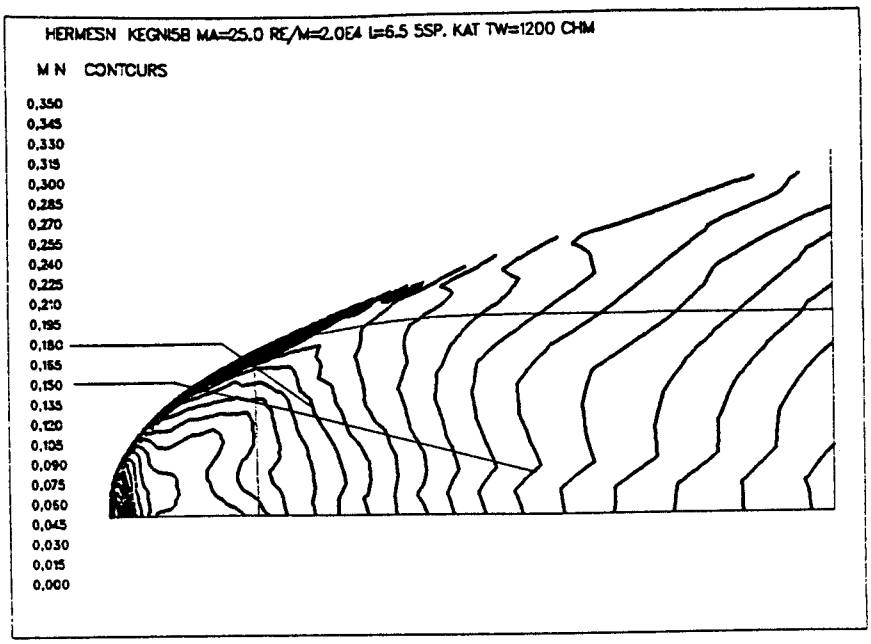
Thema Berechnung 3-D viskoser Hyperschallströmungen im chemischen Nichtgleichgewicht

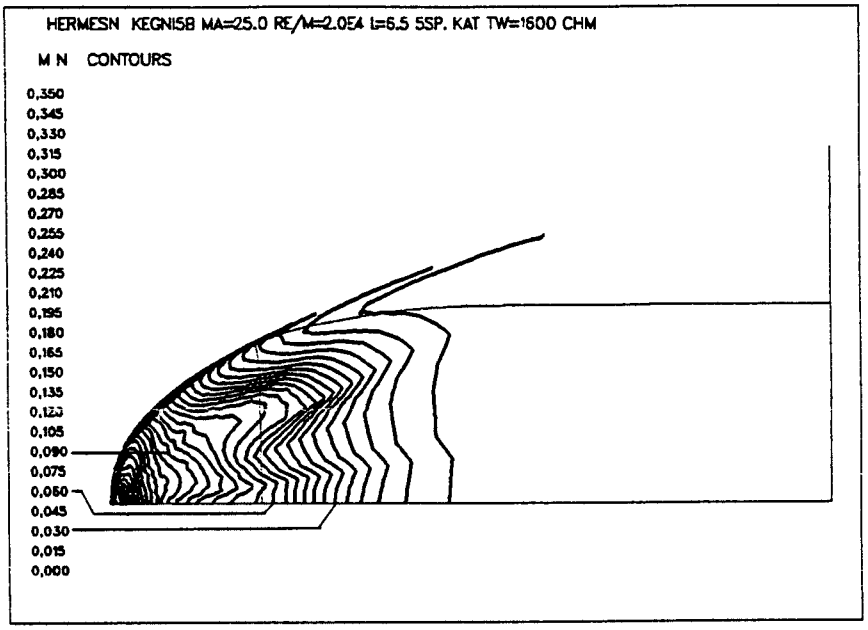
Ausgangssituation
2D-Grenzschichtverfahren im Nichtgleichgewicht /1/
3D-Grenzschichtverfahren Idealgas/Gleichgewicht /2/
Eulerverfahren /3/
3D-Grenzschichtverfahren im Nichtgleichgewicht /5/

Ziel
Gekoppelte Lösung des Strömungsfeldes um 3D-Körper im chemischen Nichtgleichgewicht,
Modellierung der Hochtemperatureffekte & Randbedingungen,
Erweiterung durch Vibrationsgleichgewicht,
Verifikation.

Lösungsweg
Optimierung des Lösungsalgorithmus,
Erweiterung der Modellierung

Ergebnis





N-Massenfraktion auf der HERMES-Unterseite bei verschiedenen Wandtemperaturen, katalytische Wand

Literatur

/1/ Mundt, Ch.; Monnoyer, F.: Calculation of Hypersonic non-equilibrium viscous flow using second order boundary layer theory, International Aerospace Congress, Melbourne, 1991.

/2/ Monnoyer, F.; Mundt, Ch.; Pfitzner, M.: Calculation of the hypersonic viscous flow past reentry vehicles with an Euler-boundary layer coupling method, AIAA-Paper 90-0417, 1990.

/3/ Pfitzner, M.: Simulations of inviscid equilibrium and non-equilibrium hypersonic flows, 12th Int.Num.Meth.Fl.Dyn., Oxford, 1990.

/4/ Mundt, Ch.: Calculation of viscous hypersonic flows in chemical non-equilibrium, 9th GAMM Conference, Lausanne, 1991.

/5/ Mundt, Ch.: Calculation of hypersonic, viscous, non-equilibrium flows around reentry bodies using a coupled boundary layer/Euler method, AIAA-Paper 92-2856, 1992

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner H. Olivier

Institution RWTH Aachen
Stoßwellenlabor
Adresse Templergraben 55,
5100 Aachen

Telefon 0241/804606
Telefax 0241/806400

weitere Partner

Thema

Erste Kalibrierergebnisse einer konturierten Düse für den Aachener Stoßwellenkanal TH 2

Ausgangssituation

Bisher stand nur eine Kegeldüse für den Aachener Stoßwellenkanal zur Verfügung, die aufgrund ihrer Kegelform in der offenen Meßstrecke zum Teil erhebliche Machzahlgradienten in Strömungsrichtung erzeugte. In einem aufwendigen Auswerteverfahren mußte der Einfluß dieser Strömungsgradienten korrigiert werden.

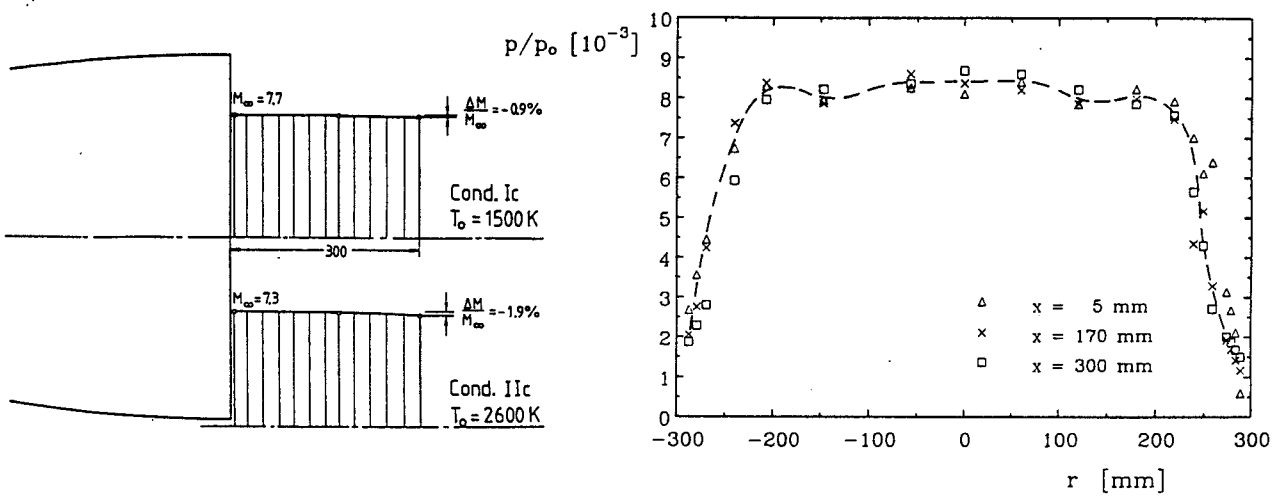
Ziel

Durch Verwendung einer konturierten Windkanaldüse sollen diese störenden Gradienten in der Anströmung minimiert werden.

Lösungsweg

Mit Hilfe eines Charakteristikenverfahrens /1/ für 2-dimensionale rotationssymmetrische Strömungen wurde unter Berücksichtigung der auftretenden Realgaseffekte eine reibungsfreie Düsenkontur ermittelt. Eine anschließend durchgeführte Grenzschichtkorrektur berücksichtigt den Einfluß der Reibung an der Düsenwand. Die Herstellung der Düse erfolgte auf einer NC-gesteuerten Drehmaschine. Die Gesamtlänge beträgt 2,80 m, der Austrittsdurchmesser 586 mm und der Düsenkehldurchmesser 37 mm. Die Düse wurde in zwei Teilen zu je 1,40 m Länge gefertigt.

Ergebnis



Die Bilder zeigen Ergebnisse erster Eichmessungen, die mit der konturierten Düse durchgeführt wurden /2/. Bei 1500 K Ruhetemperatur beträgt die Machzahlabnahme in der Meßstrecke 0,9 % (zum Vergleich Kegeldüse $\frac{\Delta M}{M}$ = 6,9 %). Bei 2600 K wurde eine Abweichung der Machzahl in Strömungsrichtung von 1,9 % (Kegeldüse $\frac{\Delta M}{M}$ = 6,6 %) ermittelt. Die Pitotdruckverteilung in radialer Richtung ist für drei Positionen hinter dem Düsenaustritt im rechten Bild dargestellt. Daraus ergibt sich ein nutzbares Meßvolumen von etwa 300 mm Durchmesser und 300 mm Länge.

Literatur

/1/ Ritzerfeld, E.: Computation and design of a contoured nozzle for the Aachen shock tunnel TH 2, RWTH Report 87/CNES/3329, 1990.

/2/ Olivier, H., Vetter, M., Grönig, H.: Calibration of the contoured nozzle for the Aachen shock tunnel TH 2, RWTH Report H-NT-1415-1-HPD, 1992.

weiteres Vorgehen

Es ist geplant, den Einsatzbereich der konturierten Düse zu ähnlich hohen Stautemperaturen wie für die Kegeldüse (bisher $T_{0_{max}}$ = 4800 K) auszudehnen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. R. Radespiel, Dr. N. Kroll, J.M.A. Longo

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Am Flughafen, 3300 Braunschweig **Telefon** 0531-3952488

Telefax 0531-3952320

weitere Partner

Thema

Entwicklung und Anwendung von 3D Mehrgitterverfahren für Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Strömungsphänomene im Hyperschall sind starke Stöße und Stoßwechselwirkungen, Grenzschichten mit großer Variationsbreite in der Reynoldszahl, Leeseitengebiete mit sehr geringen Werten von Druck/ Dichte. Viele herkömmliche Navier-Stokes-Löser konvergieren langsam für derartige Strömungen.

Ziel

Entwicklung und Anwendung von 3D Mehrgitterverfahren mit dem Ziel, komplexe hypersonische Strömungen ähnlich effizient wie im Unterschall und Transschall zu berechnen.

Lösungsweg

Der DLR Mehrgittercode für Hyperschallströmungen CEVCATS besteht aus den Komponenten

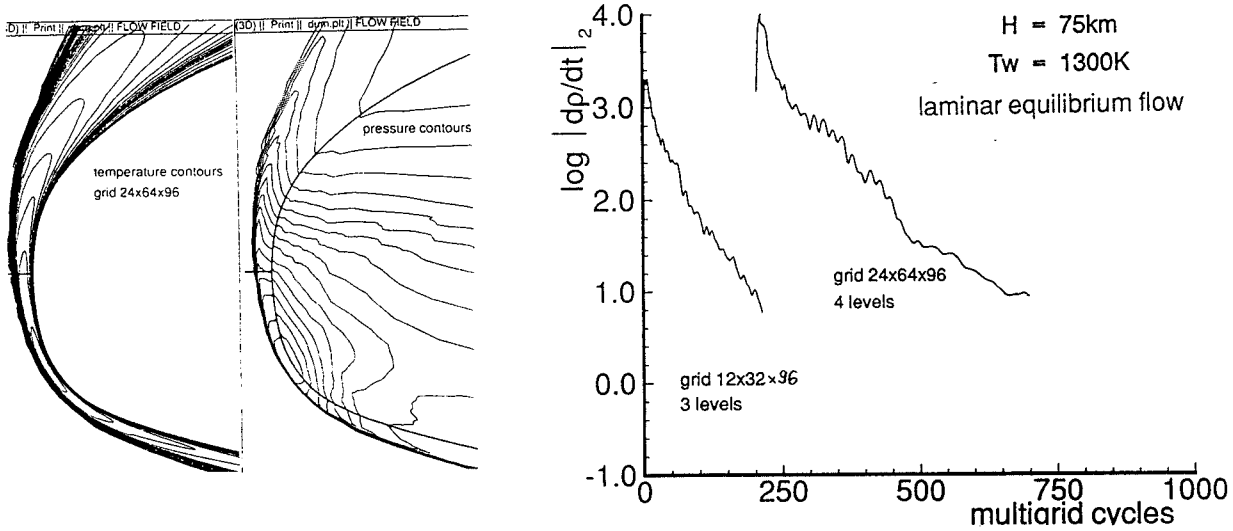
- Raumdiskretisierung mit dem Upwind-Schema AUSM, das entsprechend [1,2] für die Anwendung in Mehrgitterverfahren weiterentwickelt wurde. Gegenwärtig bestehen Optionen für die Annahme eines perfekten Gases sowie für Luft in thermochemischem Gleichgewicht.

- Mehrstufiges Zeitschrittverfahren, dessen Koeffizienten im Hinblick auf optimale Dämpfung gewählt werden können. Ferner implizite Glättung der Residuen zur weiteren Verbesserung der Dämpfungseigenschaften.

- Mehrgitter mit Standardvergröberung, Full Multigrid und upwindgewichteten Transferoperatoren.

Ergebnis

Der Hyperschallcode CEVCATS wurde erfolgreich auf nicht reagierende und reagierende Strömungen um Wiedereintritts- und Reichweitenflugge-räte angewendet. Am Raumfahrzeug HERMES wurden aerodynamische und Wärmelasten unter kalten Windrandbedingungen [3,4] und für einen Trajektorienpunkt bei M_∞ = 25 [1,5] mit und ohne Steuerklappenaus-schlag berechnet. Dabei konnten konvergierte Strömungslösungen mit etwa 200 Mehrgitterzyklen erzielt werden. Die Simulationen der Strö-mung um ausgeschlagene Steuerklappen zeigen signifikante Unterschiede zwischen Windkanal- und Flugbedingungen sowie bemerkenswerte 3D Ef-fekte auf die Wärmelasten.



Multigrid for Reacting High Speed Flows

Literatur

[1] N. Kroll, U. Herrmann, R. Radespiel: Discretization Proper-ties in Hypersonic Flows. DLR-IB 129-92/28, 1992.

[2] R. Radespiel, N. Kroll: Extension of the Navier-Stokes Code CEVCATS to Hypersonic Equilibrium Flows. DLR-IB 129-92/21, 1992.

[3] R. Radespiel, D. Poirier, Th. Streit: Computation of Viscous Flows Around HERMES (1.0) at M=10. DLR-IB 129-92/3, 1992.

[4] J.M.A. Longo, D. Poirier, R. Radespiel: Viscous Flow Simula-tion Around HERMES (1.0) with Deflected Elevons and Body Flap. DLR-IB 129-92/25, 1992.

[5] R. Radespiel, J.M.A. Longo: Viscous Flow Simulation Around HERMES (1.0) at M=25 with Deflected Elevons and Body Flap. DLR-IB 129-93/2, 1993.

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung und Anwendung des Codes CEVCATS für rea-gierende Gase im Nichtgleichgewicht.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Wolfgang Schröder

Institution Deutsche Aerospace AG
Abt. RTT32

Adresse Deutsche Aerospace AG
Abt. RTT32, Postfach 801169
8000 München 80

Telefon 089-607-24340
Telefax 089-607-29370

weitere Partner

Thema Verfahren zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes Gleichungen

Ausgangssituation Implizite voll-konservative Integrationsmethode der räumlich dreidimensional formulierten reibungsbehafteten Erhaltungsgleichungen für ideale Gase

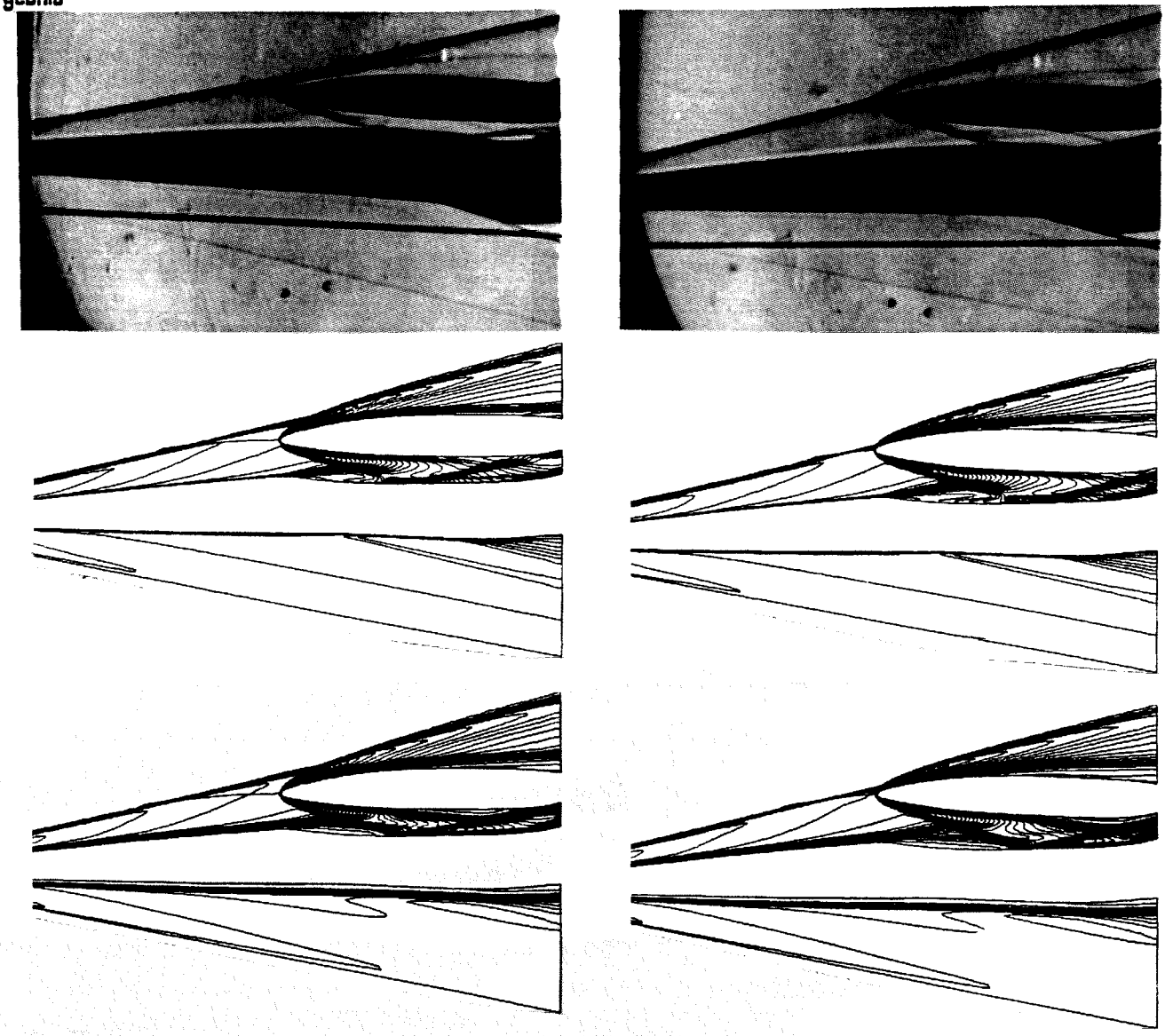
Ziel Bereitstellung eines Mehrblock-Verfahrens zur numerischen Simulation von dreidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten, laminaren und turbulenten Hyperschallströmungen idealer und realer Gase im chemischen und thermischen Gleichgewicht

Lösungsweg

- Verallgemeinerung des Monoblock-Verfahrens auf Multiblockstruktur
- Optimierung der impliziten Lösungsstruktur für verschiedene Rechnerarchitekturen, d.h. für Vektor- und Parallelrechner
- Implementierung einer allgemeinen Zustandsgleichung für Gase im chemischen und thermischen Gleichgewicht
- Validierung des Codes anhand von experimentellen und numerischen Ergebnissen, die für reale Konfigurationen ermittelt worden sind

AG STAB

Ergebnis



Vergleich von Messungen (oben) mit reibungsfrei (zentral) und reibungsbehafteten (unten) Lösungen bei $\Delta\alpha = 0°$ (links) und $\Delta\alpha = 2°$ (rechts). Dargestellt sind Schlieren Aufnahmen und Dichtelinien $((\bar{\rho}/\bar{\rho_\infty})_{min,max,\Delta} = 0.06, 9.40, 0.1)$.

Literatur

W. Schröder, G. Hartmann, Implicit Solutions of Three-Dimensional Viscous Hypersonic Flows. *Computers & Fluids* 21(1), 109-132 (1992).

W. Schröder, G. Hartmann, Robust Computation of 3D Viscous Hypersonic Flow Problems. *Notes on Numerical Fluid Mechanics* 35, 128-137 (1992).

W. Schröder, G. Hartmann, Detailed Numerical Analysis of Hypersonic Flows over a Two-Stage Spacecraft. *Computational Fluid Dynamics Journal* 1(4), 377-408 (1993).

weiteres Vorgehen

- Einarbeitung von 0- und 2-Gleichungsturbulenzmodellen in eine 2D-Version des Codes
- Beurteilung der verschiedenen Turbulenzmodelle anhand von Testrechnungen für anliegende Strömungen und Strömungsfelder mit kleinen und massiven Ablösungen

Datum **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. G.S.R. Sarma

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2412
Telefax (0551)-709-2446

weitere Partner

Thema

Couette Strömung eines dissoziierenden zweiatomigen Gases

Ausgangssituation

Die bisherigen Untersuchungen zur Couette Strömung werden fortgesetzt [1], um grundlegende numerische und physiko-chemische Aspekte chemisch reagierender Hyperschallströmungen besser zu verstehen. Die bei früheren Arbeiten aufgetretenen numerischen Schwierigkeiten wurden analysiert und überwunden mit verbesserten Mehrfach-Schieß-Methoden (MSM), die in Zusammenhang mit der Optimierung von u. a. Wiedereintrittstrajektorien entwickelt wurden [Ref. 13 in 2].

Ziel

Besseres Verständnis der auftretenden physiko-chemischen Effekte in Hochtemperaturgasdynamik und Abschätzung der Einflüsse von verschiedenen Daten und Modellen bezüglich Transportkoeffizienten und Reaktionskinetik etc. auf Wärme- und Stoffaustausch bzw. Reibungswiderstand.

Lösungsweg

Die bisherigen Ergebnisse für Sauerstoff und Stickstoff wurden erzielt mit Hilfe von IMSL© -Routinen, die bei höheren Dissoziationsgraden wegen steigender Steifigkeit der Differentialgleichungen versagten. Die neuen MSM führten dagegen durch verbesserte Newton-Iteration auch bei fast singulären Jacobi-Matrizen des Differentialgleichungssystems zur Konvergenz der Lösungen [2].

Ergebnis

Die Dissoziation von N_2 und O_2 ist von Interesse für Wiedereintrittschemie und die Dissoziation von H_2 ist besonders wichtig für Verbrennungschemie der Hyperschallantriebe [2]. Mittels der neuen MSM konnten Ergebnisse für H_2, N_2 und O_2 über den gesamten physikalisch relevanten Temperaturbereich von verschwindender bis zu totaler ($>$ 99%) Dissoziation erzielt werden. Illustriert sind im Bild 1 die Profile für Geschwindigkeit u, Temperatur T und Konzentration (= Massenbruch) der Atome α in einer Couette Strömung im chemischen Nichtgleichgewicht und thermischen Gleichgewicht von O_2 (Bild 1 (a)), N_2 (Bild 1(b)) und H_2 (Bild 1(c)) zwischen voll katalytischen, perfekt leitenden (isothermen) Wänden bei variablen Temperaturverhältnissen θ = T_s(obere Wand) / T_w(untere Wand) bei einem Druck von einer Atmosphäre und bei einer Wandrelativgeschwindigkeit U = 3.5 km/s. Ganz unten im Bild 1(a), (b) und (c) sind jeweils der Wärmefluß H und der Reibungswiderstand S an der Wand als Funktion von θ aufgetragen (T_w = 1000 K für (a), (b) und 500 K für (c)). Die gezeigten Ergebnisse bestätigen die früheren Ergebnisse für O_2 und N_2 über kleinere θ-Intervalle ($\sim$ 3.0 bzw. 6.8). Sie zeigen, daß Temperatur- und Konzentrations- Maxima auch im Inneren des Strömungsfeldes (und nicht unbedingt an der heißeren Wand) auftreten können (Bild 1(a)). Dies hängt zusammen mit dem Verhältnis zwischen Reibungsdissipation und Energietransport durch Leitung. Die Konfluenz des α-Mamixums mit dem T-Maximum hängt wiederum ab vom Verhältnis des Energietranports durch Speziendiffusion und durch Leitung. Bei zunehmendem θ (Temperaturgradient) wandern die T- und α-Maxima zur heißeren Wand hin. Die Veränderung der Geschwindigkeitsprofile mit θ is nichtmonoton bei Wasserstoff wegen der atypischen Variation der Zähigkeit von H_2 – H mit der Zusammensetzung des Gemisches. Der Wärmefluß H nimmt rapide zu um $\theta = \theta_d$, wobei signifikante ($>$ 1%) Dissoziation beginnt, und erfordert bei vorgegebenen Wandtemperaturen eine entsprechende Energiezufuhr. Für O_2, N_2, und H_2 ist $\theta_d \sim$ 2500 K, 4000 K bzw. 2500 K. Bei hohen θ-Werten ($\sim$ 5700 K, 9700 K bzw. 6000 K) ist das jeweilige Gas mehr als 99% dissoziiert in der Nähe der heißen Wand, und die Zunahme von H wird entsprechend langsamer. Der Trend von S(θ) ist analog zu H(θ), aber der Einfluß der chemischen Reaktionen auf S ist geringer.

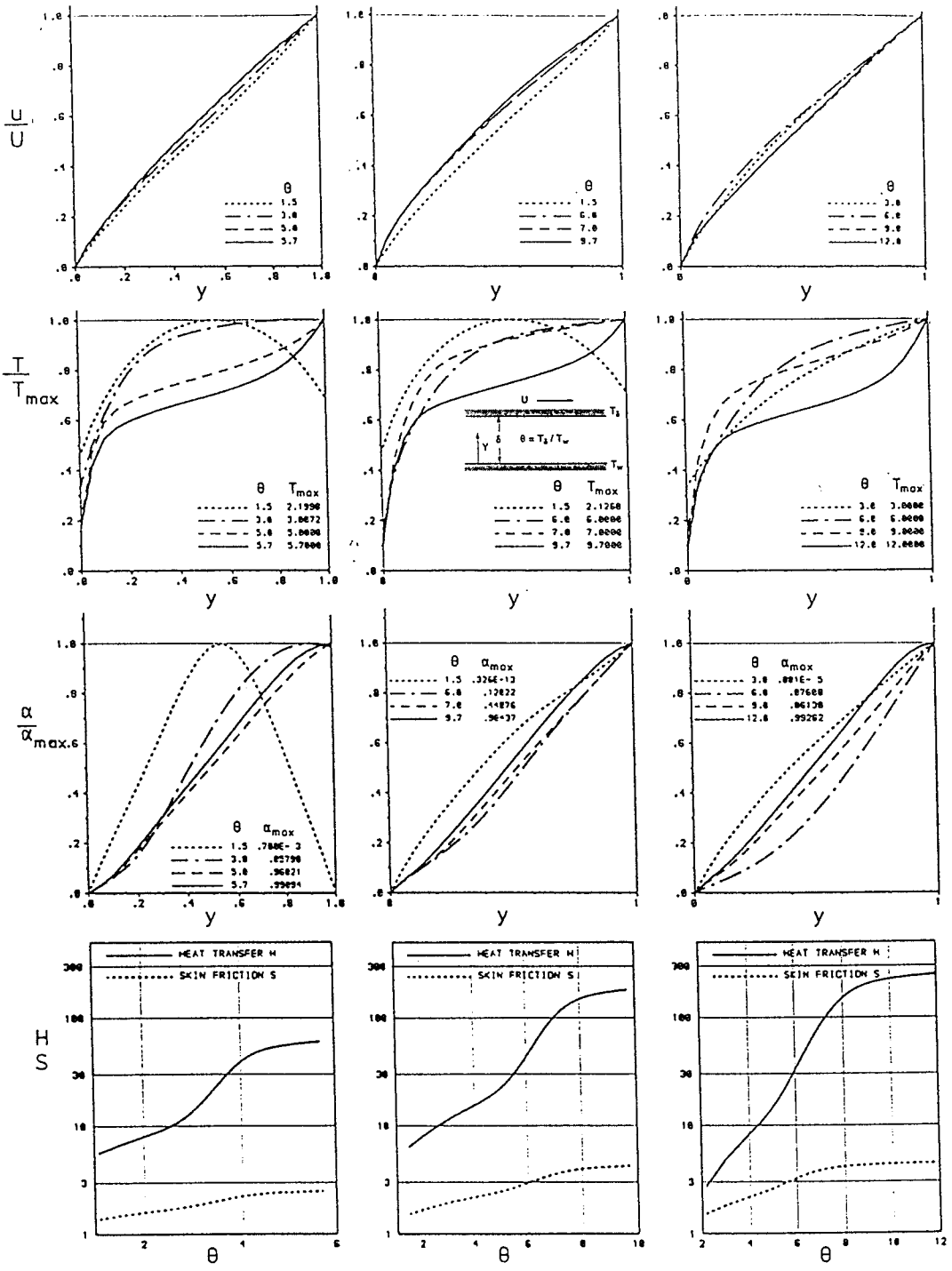


Bild 1. Geschwindigkeits (u)-, Temperatur (T)- bzw. Konzentrations (α)- Profile (normiert durch das jeweilige Maximum); und dimensionsloser Wärmefluß H und Reibungswiderstand S an der Wand bei Hyperschall Couette Strömung zwischen katalytischen isothermen Wänden.

Literatur

[1] G.S.R. SARMA, "Weitere Ergebnisse zur Hyperschall Couette Strömung", Institutsbericht TS 1992, DLR, IB 221-92 A 34, Herausgeber: W. Kordulla, 1993 (erscheint demnächst).

[2] G.S.R. SARMA, "On the numerical analysis of chemically reacting hypersonic flows", Proc. IUTAM Symposium on Aerothermochemistry of Space Crafts and Associated Hypersonic Flows, 1.-4. Sept. 1992, Marseille, France, Editor: R. Brun, Springer-Verlag, Berlin 1993 (to appear).

Weiteres Vorgehen

Einfluß verschiedener Randbedingungen und Modelle für Transportkoeffizienten bzw. Reaktionskonstanten auf die praktisch relevanten Größen: Wärme- u. Stoffaustausch und Reibungswiderstand wird weiter untersucht. Verschiedene numerische Methoden werden verglichen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. T. Sonar, V.Hannemann, D. Hempel

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2124
Telefax (0551) 709-2446

Thema

Instationäre Adaption

Ausgangssituation

Explizites 2d finite Volumen Verfahren zur Lösung der Eulergleichungen.

Ziel

Simulation von instationären Strömungen mit hoher Auflösung durch lokale Adaption.

Lösungsweg

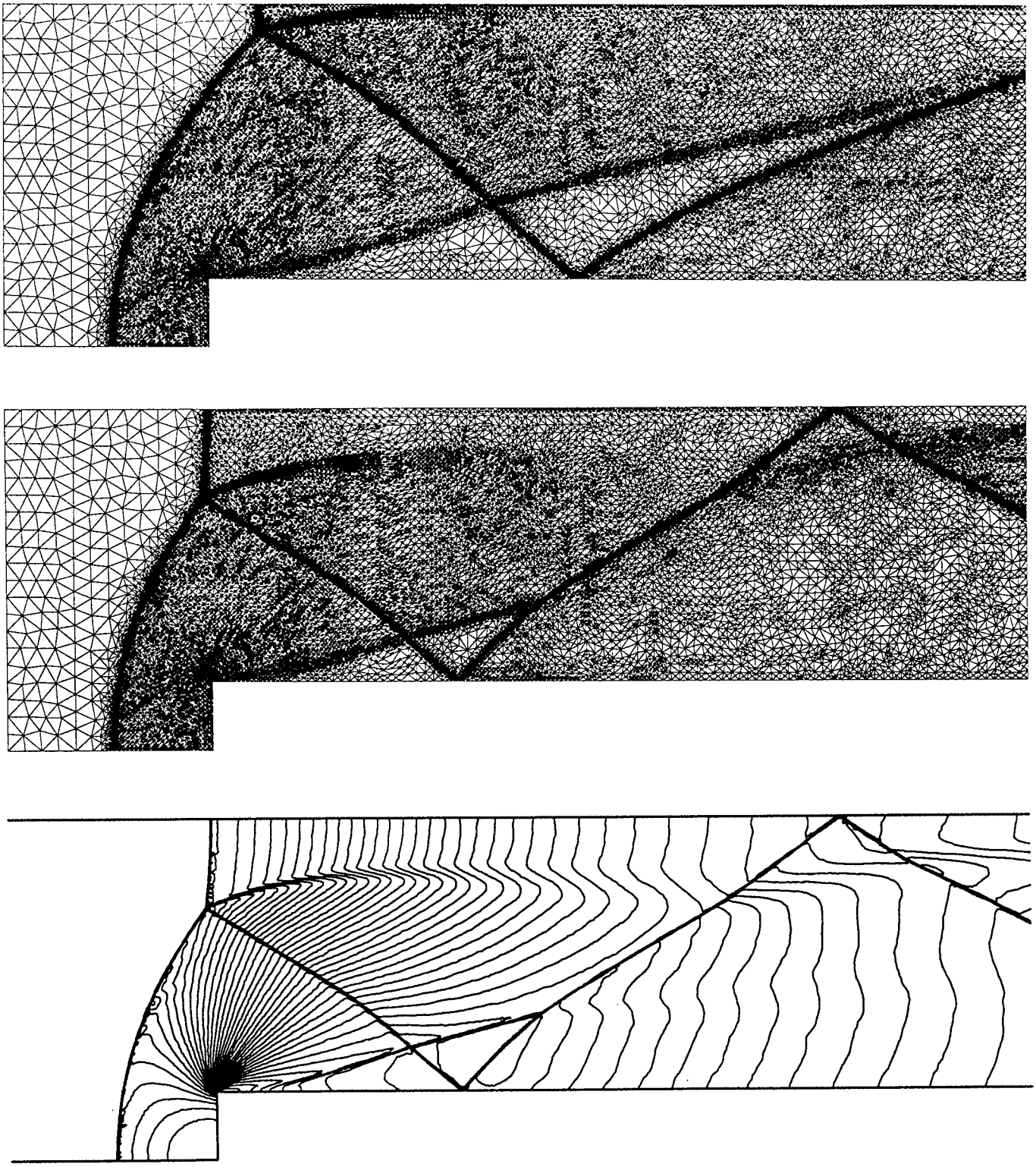
Die verwendete Netztopologie (Dreiecksnetze) erlaubt es, lokal neue Knoten einzufügen oder vorhandene Knoten zu entfernen. Die Lösung für das neuen Netz wird so interpoliert, daß die Erhaltungssätze nicht verletzt werden. Als Adaptionskriterium wird ein Fehlerschätzer benutzt, der auf den Residuen der Erhaltungsgleichungen beruht. Die Instationarität der Lösung wird durch entsprechend häufiges Adaptieren (z.B. alle 20 Zeitschritte) berücksichtigt.

Ergebnis

Anhand des Beispieles der vorwärtsgerichteten Stufe (Mach = 3.0) ist zu erkennen, daß sowohl die Adaptionsstrategie als auch das Adaptionskriterium sich zur Lösung der gestellten Aufgabe eignen.
Die ersten zwei Bilder zeigen das Netz zu zwei verschiedenen Zeitpunkten der Entwicklung der instationären Strömung. Das dritte Bild stellt die Höhenlinien der Dichte zum zweiten Zeitpunkt dar.

weiteres Vorgehen

Erweiterung des Verfahrens für reibungsbehaftete Strömungen (laminar und turbulent) und auf drei Raumdimensionen .



Adaptiertes Rechennetz Zeitpunkt t = 4 (oben)
Adaptiertes Rechennetz Zeitpunkt t = 8 (mitte)
Linien konstanter Dichte Zeitpunkt t = 8 (unten)
Euler-Simulation; Anströmmachzahl M=3,0

Literatur

(1) Sonar, T. "Strong and Weak Norm Error Indicators Based on the Finite Element Residual for Compressible Flow Computation"
eingereicht bei Impact of Computing in Science and Engineering, 1992

Datum 14.01.93 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	V. Wendt	
Institution	DLR, SM-ES	
Adresse	Bunsenstr.10 3400 Göttingen	**Telefon** 0551/709-2277 **Telefax** 0551/709-2889
weitere Partner	DLR, SM-TS	

Thema

Experimentelle Untersuchungen zur Instabilität und Transition in Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Es herrscht ein großer Mangel an experimentellen Daten zum Stabilitätsverhalten von 2- und 3-dimensionalen Hyperschallgrenzschichten. In den bisherigen Experimenten [1] wurden lediglich Instabilitätswellen nachgewiesen. Ob lineare Instabilität die Ursache für Transition ist, konnte nicht geklärt werden. Dies aber ist eine notwendige Voraussetzung für die Anwendung einer linearen Stabilitätstheorie.

Ziel

Messung von Grenzschichtinstabilitäten bei Ma=5 an einer ebenen Platte im Rohrwindkanal Göttingen (RWG).

Lösungsweg

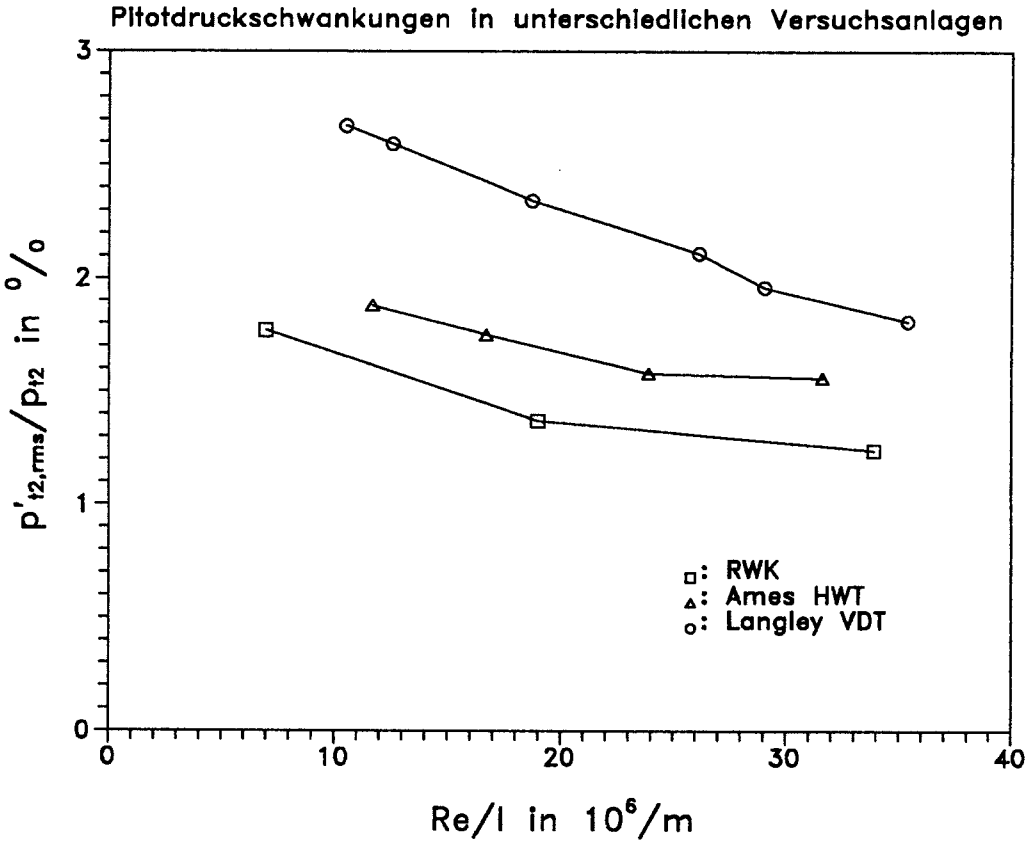
Zuerst ist es nötig die Meßtechnik (Hitzdrahtanemometrie, Drucksensoren) zur Messung von instationären Vorgängen hoher Frequenzen unter den Versuchsbedingungen des Rohrwindkanals zu entwickeln und zu erproben. Im Anschluß daran werden umfangreiche Messungen der Strömungsqualität sowie Grenzschichtmessungen an einer ebenen Platte im RWG bei Ma=5 durchgeführt.

Ergebnis

Im RWG wurden bei einer Machzahl von Ma=5 erstmals erfolgreiche, instationäre Hitzdraht- und Druckmessungen durchgeführt [2].

Nach der Entwicklung und Erprobung der Meßtechnik konnte mit systematischen Messungen zur Bestimmung der Strömungsqualität im RWG

begonnen werden. Dabei hat sich gezeigt, daß die Schwankungen des Pitotdruckes, des statischen Druckes und des Massenflusses deutlich unter den in anderen, konventionellen Hyperschallwindkanälen [3] gemessenen Werten liegen. Dies weist auf die gute Strömungsqualität im RWG hin. Im folgenden Bild sind exemplarisch die Schwankungen des Pitotdruckes (bezogen auf den mittleren Pitotdruck) als Funktion der Reynoldszahl in unterschiedlichen Versuchsanlagen dargestellt.



Literatur

[1] K.F. Stetson: *Hypersonic boundary layer transition*, The Third Joint Europe/US Short Course in Hypersonics, Oct. 1-5, 1990, RWTH Aachen, Aachen

[2] V. Wendt, G. Höhler: *Instationäre Hitzdraht- und Wanddruckmessungen im Rohrwindkanal Göttingen (RWG)* , DLR IB 222-91 A 07, 1991

[3] P.C. Stainback et. al.: *Experimental Studies of Hypersonic Boundary-Layer Transition and Effects of Wind-Tunnel Disturbances*, NASA TN D-7453, 1974

weiteres Vorgehen Grenzschichtmessungen an einer ebenen Platte bei Mach 5

Datum 11.01.93

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Prof. Dr. J. Warnatz, Dr. U. Riedel, D. Schmidt

Institution Universität Stuttgart
Institut für Technische Verbrennung

Adresse Pfaffenwaldring 12
70000 Stuttgart 80

Telefon 0711 - 685 - 5634
Telefax 0711 - 685 - 5653

Weitere Partner Dr. C. Weiland, Messerschmitt Bölkow Blohm GmbH, Abt. KT225

Thema Reduzierung detaillierter Reaktionsmechanismen von zustandsselektierten Spezies zur Modellierung thermischer Nichtgleichgewichts-Effekte

Ausgangssituation

Für eine realistische Beschreibung und Simulation von Strömungen im Hyperschallbereich (z.B. Re-entry von Raumfahrzeugen in die Erdatmosphäre) ist eine detaillierte Beschreibung der Chemie der Luftdissoziation nötig. Die Implementierung eines detaillierten Reaktionsmechanismus für thermische Chemie in CFD-Codes ist heute Standard.
Darüberhinaus wurden Mechanismen entwickelt, die eine thermische Nichtgleichgewichtssituation und die damit verbundenen Vibrations-Vibrations- und Vibrations-Translations-Übergänge beschreiben [1,2].

Ziel

Die Implementierung eines detaillierten Reaktionsmechanismus für die Chemie der nichtthermischen Luftdissoziation in einen Strömungscode ist mit den heutigen Rechneranlagen nur bedingt möglich. Wegen der Vielzahl von Spezies und Reaktionen -das System enthält ca. 90 verschiedene Species und etwa 500 Elementarreaktionen - erscheinen Parameterstudien sogar unmöglich. Diese sind werden aber benötigt, um die Auswirkungen der Schwingungsrelaxation zu testen. Ziel ist es, den nichtthermischen Mechanismus in ein 2D Navier-Stokes-Code zu implementieren.

Lösungsweg

Da der detaillierte Mechanismus sehr rechenzeitintensiv ist und somit Rechnungen mit 2D-Codes kaum in Frage kommen, soll die Chemie in diesem Code durch einen table-lookup mit Interpolation bestimmt werden. Die hierzu benötigte Tabelle wird durch die Methode der "Low-Dimensional Manifolds" erstellt [3,4]. Dies ist eine Reduktionsmethode, die durch Eigenvektoranalyse den hochdimensionalen Zustandsraum auf eine niederdimensionale Mannigfaltigkeit projeziert. Somit werden wenige Gleichungen gelöst und das Strömungsproblem wird wieder handhabbar.

Ergebnis

Zu Testzwecken wurde zunächst eine Tabelle für die thermische Luftchemie erstellt. Die Reaktionsfortschrittvariable für die Reduzierung ist die spezifische Molzahl von N_2. Die Tabelle selbst ist dreidimensional mit der spezifischen Enthalpie, der Dichte und der Reaktionsfortschrittvariable als Koordinaten. Diese, noch relativ grobe Tabelle (Verfeinerungsgrad 3) wurde in einen 2D Euler-Code implementiert. Die Resultate stimmen für den tabellierten, reduzierten und dem detailliert gerechneten Code gut überein. Abweichungen ergeben sich aufgrund unterschiedlicher chemischer Modelle. In Abb. 1 ist ein Vergleich des Temperaturfeldes für eine Anströmgeschwindigkeit M=25 in einer Höhe von 75 km solch eines Raumfahrzeuges zu sehen.

Die Vorteile der Tabellierungsmethode sind die Verringerung der Steifheit des Differentialgleichungssystems. Dadurch konnte die gesamte Strömung inclusive Chemie explizit berechnet werden.

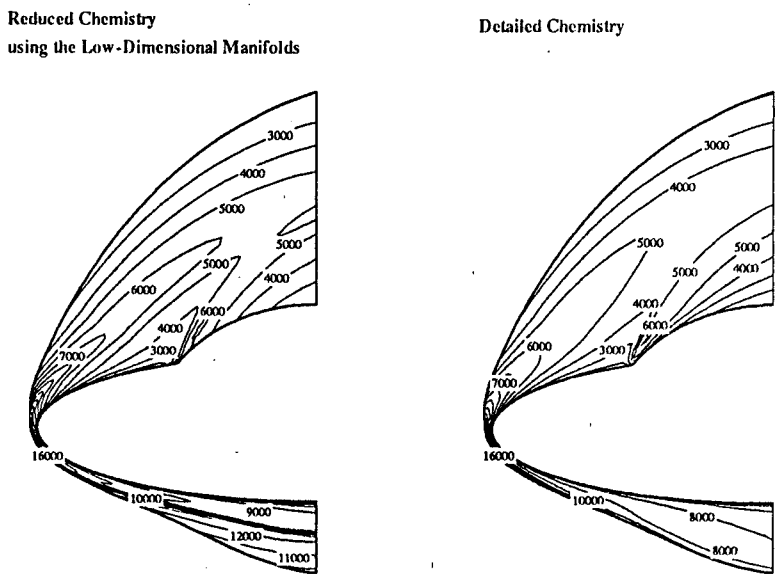


Abb. 1 : Temperaturfeld vor einem Raumfahrzeug M=25, H=75km
mit reduzierter (links) und detaillierter Chemie (rechts).

Literatur

[1] J. Warnatz, U. Riedel, R. Schmidt, Different Levels of Air Dissociation Chemistry and Its Coupling with Flow Models. Proc. 2nd Joint Europe/ U.S. Short Course on Hypersonics, in Druck.

[2] U. Riedel, U. Maas, J. Warnatz, Detailed Numerical Modeling of Chemical and Thermal Nonequilibrium in Hypersonic Flows, *Impact of Computing in Science and Engineering*, zur Veröffentlichung angenommen.

[3] U. Maas, S. B. Pope, Simplifying Chemical Kinetics: Intrinsic Low-Dimensional Manifolds in Composition Space, *Combustion and Flame* **88** (1992).

[4] U. Maas, S. B. Pope, Implementation of Simplified Chemical Kinetics Based on Intrinsic Low-Dimensional Manifolds, 24th Symposium (Intl.) Combustion, Sydney (1992), in print.

Weiteres Vorgehen

Zunächst soll eine Tabelle für die nichtthermische Luftchemie mit möglichst wenigen Reaktionsfortschrittvariablen erstellt werden. Diese wird dann in einen 2D Euler-Code implementiert.

Datum 30.12.1992

Mitteilung

Projektgruppe	Meßtechnik
Fachkreis	Aerodynamik
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Walter Angelis Dipl.-Ing. Geza Rokonal
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Telefon	09131/85-8272
Fax	09131/85-9503
weitere Partner	

Thema

Aerodynamik bodennaher Fahrzeuge

Ausgangssituation

Besondere Beachtung wird bei der Umströmung von Straßenfahrzeugen den Windkräften und den Geräuschen geschenkt, da sie bei der Fahrsicherheit und beim Treibstoffverbrauch, bzw. beim Fahrkomfort eine wichtige Rolle spielen. Aus diesem Grund führen die meisten Automobilhersteller in ihren Windkanälen, die i.a. sehr hohe Betriebskosten verursachen, nur globale Messungen der Windkräfte und der Geräusche durch, die sie durch Detailveränderungen zu optimieren versuchen. Genaue Messungen z.B. mit Laser-Doppler-Anemometrie und vorherige Überprüfung der kritischen Fahrzeugpartien mit moderner Strömungssimulation am Rechner unterbleiben meist aus Kostengründen. Weiterhin besitzen die wenigsten Automobilwindkanäle mitlaufende Bänder zur Simulation des im Relativkoordinatensystem „Fahrzeug" bewegten Fahrbahnbelags, sodaß dadurch eine mehr oder weniger Meßfehler verursachende kinematische Verkehrung der realen strömungsmechanischen Verhältnisse entsteht.

Ziel

Ziel des Vorhabens ist die Nutzbarmachung moderner Berechnungsfahren mit Turbulenzmodellen für o.g. Themenbereich und der Nachweis, daß für einzelne Teilbereiche dieser Applikation Strömungssimulation am Rechner kostensparend eingesetzt werden kann.

Lösungsweg

Anhand des Mittelschnitts eines Serienfahrzeugs sollen zweidimensionale Berechnungen mit dem am Lehrstuhl entwickelten Strömungsberechnungsprogramm „FASTEST" durchgeführt werden, wobei die Rahmenbedingungen des Wasser- und des Windkanals simuliert werden. Die daraus erhaltenen Ergebnisse werden anschließend mit Resultaten aus dem Wind- und Wasserkanal verglichen. Als Meßobjekt dient ein nach den Vorgaben des numerischen Berechnungsgitters gefertigtes, zweidimensionales Aluminiummodell, das sowohl im Wasser- als auch im Windkanal eingesetzt werden kann. Bei ausreichender Übereinstimmung von beiden Methoden können dann die Strömungsverhältnisse bei in den o.g. Versuchseinrichtungen nur sehr schwer einstellbaren Randbedingungen (z.B. mitbewegter Boden) numerisch vorhergesagt und bewertet werden.

Ergebnis

Bislang konnten mit dem Berechnungsprogramm erste Ergebnisse erzielt werden, die jedoch noch genau ausgewertet werden müssen. Vergleichsuntersuchungen im Wasserkanal des LSTM zeigten bezüglich des globalen Strömungsbilds in großen Teilen eine gute Übereinstimmung mit Rechenergebnissen. Mäßige Übereinstimmung ergab sich in den Gebieten mit abgelöster Strömung (z.B. Totwasser).

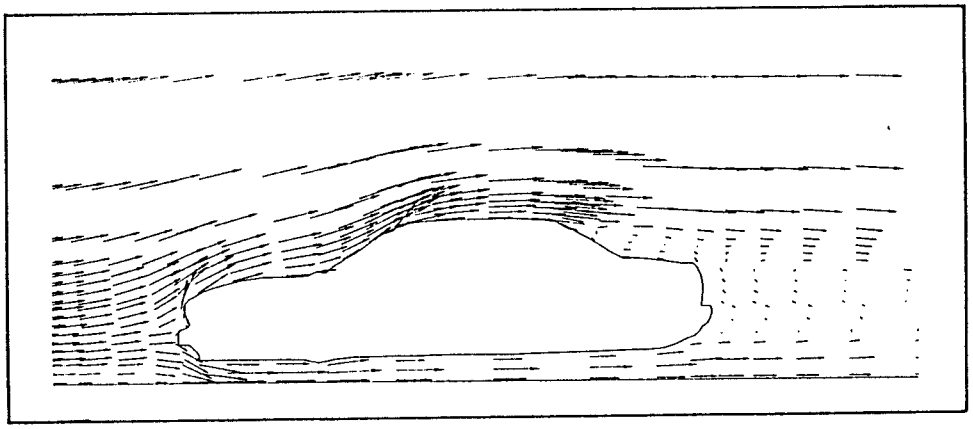


Abb.: Vektordarstellung des numerisch errechneten Geschwindigkeitsfelds um das Fahrzeugmodell

Literatur

weiteres Vorgehen

Im zukünftigen Verlauf der Arbeiten sollen weitere Berechnungen mit verschiedenen Einflußparametern (z.B. Bodenfreiheit des Automobils) durchgeführt werden, die durch LDA-Messungen und Kräftemessungen im Windkanal verfiziert werden müssen. Danach können mit numerischen Berechungen die Einflüsse von im Windkanal schlecht modellierbaren kinematischen Verhältnissen vorhergesagt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Physikalische Grundlagen / Numerik

Ansprechpartner Dr. Hans-Reinhard Berger

Institution KAI e.V.

Adresse Reichenhainer Str. 88
O-9022 Chemnitz

Telefon (0371) 5614639
Telefax (0371) 5614748

weitere Partner

Thema

Instabilitäten viskoelastischer Strömungen

Ausgangssituation

Die numerischen Berechnungen des Strömungsverhaltens viskoelastischer Fluide, die meistens unter Vernachlässigung nichtlinearer Terme der Navier-Stokes-Gleichungen durchgeführt werden, divergieren in aller Regel bereits bei kleinen Weissenbergzahlen.

Ziel

Anhand linearer Stabilitätsuntersuchungen der Poiseuille-Strömung eines viskoelastischen Fluids zweiter Ordnung soll der Einfluß der auftretenden nichtlinearen Terme auf die Stabilität der "Strömung" untersucht werden.

Lösungsweg

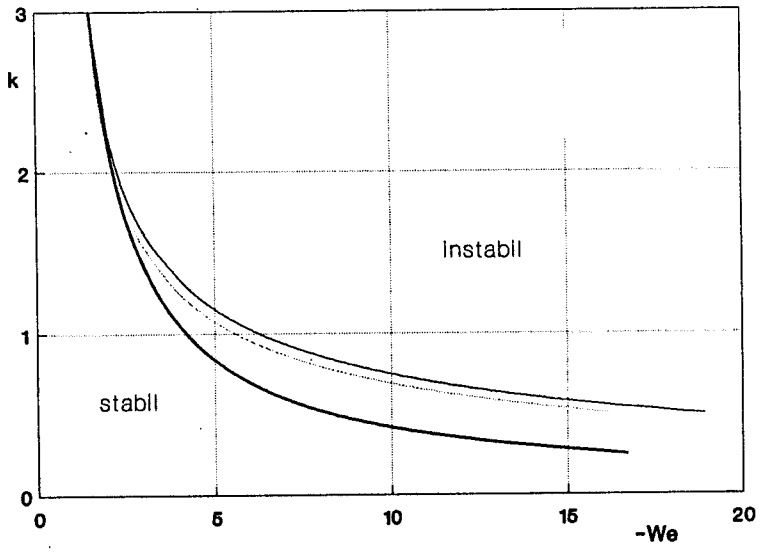
In den Bewegungsgleichungen für die Strömung eines Fluids zweiter Ordnung treten zwei unterschiedliche nichtlineare Terme auf: $(\mathbf{v}\cdot\nabla)\mathbf{v}$ und $(\mathbf{v}\cdot\nabla)(\nabla\mathbf{v}+\nabla^T\mathbf{v})$, wobei der letztere Term von der Konstitutivgleichung des Fluids herrührt.

Die lineare Stabilitätsanalyse wird unter vollständigem bzw. wechselseitigem Ausschluß dieser Terme durchgeführt, und es werden die Eigenwerte der Störungsdifferentialgleichungen berechnet. Ein auftretender positiver Imaginärteil der komplexen Wellengeschwindigkeit ist das Kriterium für die Instabilität der "Strömung" und damit jeglicher numerischer Verfahren.

Ergebnis

Die Tabelle (k=Re=1.,We=-5.) zeigt das unterschiedliche Verhalten der Eigenwerte, wenn nichtlineare Terme vernachlässigt werden. Die Vernachlässigung des nichtlinearen viskoelastischen Termes kann Instabiltät der "Strömung" zur Folge haben, wie es auch die abgebildeten Stabilitätskurven zeigen.

Eigenwert mit größtem Imaginärteil	
ohne nichtlineare Terme	0.1240+0.0390i
nur viskoelast. nichtl. Term	0.8443-0.1995i
nur konvektiver nichtl. Term	0.1266+0.0373i
mit allen nichtl. Termen	0.8461-0.1995i



Stabilitätskurven für die Poiseuille-Strömung eines Fluids zweiter Ordnung bei Vernachlässigung der nichtlinearen Terme
Symmetrische Moden: Re=1.(dünne Linie), Re=5.(punktierte Linie)
Antisymmetrische Moden: Re=1. und Re=5. (dicke Linie)

Literatur

/1/ GALDI,G.P., M.PADULA, K.R.RAJAGOPAL
Arch. Rat. Mech. Anal., 109(1990),173

/2/ REICHENBACH,J., H.SCHÖNFELD
Report 30/1990, AdW, Inst. f. Mechanik, Chemnitz

weiteres Vorgehen

Untersuchungen für andere Konstitutivgleichungen

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Jiri BLAZEK

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
D-3300 Braunschweig

Telefon 0531 / 395-2833
Telefax 0531 / 395-2320

weitere Partner

Thema

Untersuchung der Dämpfungs- und Konvergenzeigenschaften des impliziten LU-SSOR (Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation) Verfahrens.

Ausgangssituation

Das von Yoon und Jameson [1] entwickelte und später von Rieger und Jameson [2] verbesserte LU-SSOR Verfahren wird häufig bei der Berechnung von Euler- sowie Navier-Stokes Gleichungen eingesetzt. Gegenüber anderen impliziten Verfahren (speziell ADI) bietet es als Vorteile eine uneigenschränkte Stabilität in 3-D, einen kleineren Faktorisierungsfehler, die Invertierung von nur skalaren Größen bzw. höchstens von block-diagonalen Matrizen, eine einfache Vektorisierung und einen geringen Speicherbedarf. Das Verfahren wurde in einen numerischen Code implementiert, der es gestattet das Verhalten für verschiedene Diskretisierungsformen (zentral, upwind-TVD, Flußvektor-Aufspaltung) zu untersuchen.

Ziel

Entwicklung eines effektiven und robusten 3-D impliziten Mehrgitterverfahrens für reibungsbehaftete Hyperschallströmungen mit und ohne Berücksichtigung von Realgaseffekten. Zur räumlichen Diskretisierung soll ein Upwind-Verfahren herangezogen werden.

Lösungsweg

Die für ein Mehrgitterschema sehr wichtigen Dämpfungseigenschaften wurden anhand einer 2-D skalaren Modellgleichung der Form

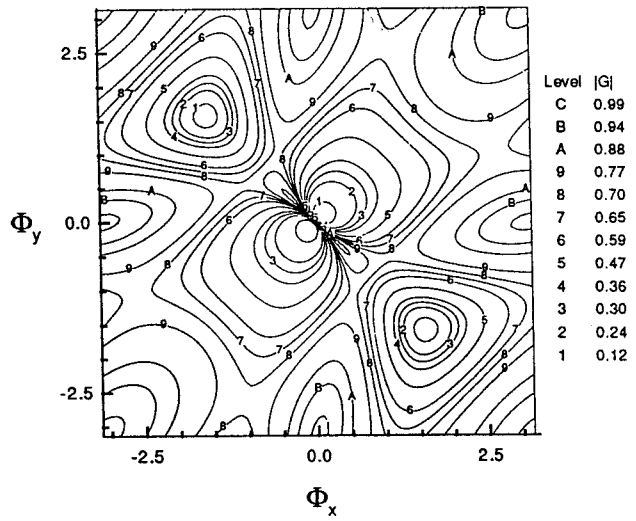
$$\frac{\partial u}{\partial t} + a\frac{\partial u}{\partial x} + b\frac{\partial u}{\partial y} = 0\,, \qquad a, b > 0$$

mit Hilfe der Von Neumann'schen Analyse untersucht [3]. Die räumliche Diskretisierung des expliziten Operators erfolgte im hier betrachteten Fall mit

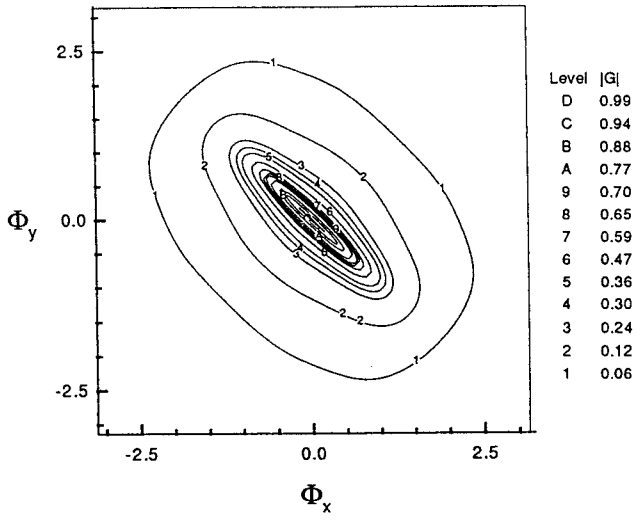
Upwind-Differenzen 2. Ordnung, die des implizierten Operators mit Upwind-Differenzen 1. oder 2. Ordnung. Die theoretischen Untersuchungen wurden von numerischen Rechnungen mit einem entsprechenden 2-D Finite-Volumen-Verfahren begleitet.

Ergebnis

Die Höhenlinien des Betrages des Amplifikationsfaktors sind als Funktion der Phasenwinkel in x- und y-Richtung in den folgenden Bildern aufgetragen. Es zeigt sich, daß die beim impliziten Operator standartmäßig verwendeten Upwind-Differenzen 1. Ordnung eine nur unbefriedigende Dämpfung der hochfrequenten ($|\Phi_{x,y}| > \pi/2$) Fehleranteile bewirken. Dieses Verhalten verhindert den effektiven Einsatz der Mehrgittertechnik, die aber zur Beschleunigung der Berechnung von viskosen Strömungen erforderlich ist. Dies konnte auch anhand numerischer Experimente verifiziert werden. Wird dagegen der implizite Operator mit Upwind-Differenzen 2. Ordnung diskretisiert (Bild rechts), verbessern sich die Dämpfungseigenschaften erheblich.



(a) Impliziter Operator mit Upwind-Differenzen 1. Ordnung



(b) Impliziter Operator mit Upwind-Differenzen 2. Ordnung

Literatur

[1] Yoon, S.; Jameson, A.: *An LU-SSOR Scheme for the Euler and Navier-Stokes Equations*. AIAA 87-0600, 1987.

[2] Rieger, H.; Jameson, A.: *Solution of Steady Three-Dimensional Compressible Euler and Navier-Stokes Equations by an Implicit Scheme*. AIAA 88-0619, 1988.

[3] Blazek, J.: *Investigations of the Implicit LU-Schemes*. DLR-IB 129-92/24, 1992.

weiteres Vorgehen

Numerische Untersuchungen mit Upwind-Differenzen 2. Ordnung beim impliziten Operator; theoretische Analyse einer gemischten Konvektions-Diffusions-Modellgleichung; Implementierung in ein 3-D Navier-Stokes Verfahren.

Mitteilung

Projektgruppe / Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. U. Dohrmann

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität (TH) Karlsruhe

Adresse Kaiserstrasse 12
7500 Karlsruhe 1

Telefon 0721/608-3032
Telefax 0721/696727

weitere Partner Professor Dr.-Ing. habil. G. H. Schnerr,
Dipl.-Ing. O. Sadi

Thema Theoretische Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung in einer transsonischen Strömung durch ein Verdichtergitter

Ausgangssituation

Wird ein Verdichtergitter mit Überschall angeströmt, bildet sich vor dem einzelnen Schaufelprofil z. B. eine abgelöste Kopfwelle. Diese trifft auf das benachbarte Profil entweder als senkrechter oder als schiefer Stoß, der gegebenenfalls reflektiert wird. Im letzteren Fall führt ein anschließender senkrechter Stoß auf Unterschall. Diese Stöße treten mit der Grenzschicht in Wechselwirkung. Die durch die senkrechten Stöße verursachten Kompressionen können zur Grenzschichtablösung und damit zu starken Strömungsverlusten führen. Passive Beeinflussung bedeutet hier die Ventilation dieses Interferenzgebietes durch eine eingebaute Kammer mit einer porösen Abdeckung. Infolge des Druckgefälles über den Stoß stellt sich eine Strömung durch die Kammer ein, die zu einer Reduktion des Drucksprunges führt. Dadurch werden sowohl die Ablösetendenz der Grenzschicht als auch die Stoßverluste im reibungsfreien Außenfeld beeinflusst.

Ziel

Reduktion der Ablöseneigung und der Stoßverluste bei der Durchströmung eines transsonischen Verdichtergitters und damit eine Wirkungsgradverbesserung der Verdichterstufe. Optimierung der Kammer (Lage, Länge und Porösität, Aus- und Einblaswinkel) für den praktischen Anwendungsbereich des Verdichtergitters.

Lösungsweg

Parallel zu den experimentellen Untersuchungen von G. H. Schnerr und O. Sadi an einem Gitterelement zur selben Fragestellung (siehe separate Mitteilung) wird die Strömung durch ein Verdichtergitter theoretisch/numerisch untersucht. Dazu werden die Reynolds gemittelten Navier-Stokes Gleichungen mit einer expliziten zeitabhängignen Finite-Volume-Methode (FVM) gelöst. Die konvektiven Flüsse werden durch flux splitting nach **Anderson, Thomas und van Leer** bestimmt. Die Geschwindigkeitsableitungen in den viskosen Flüssen werden mit zentrale Differenzen auf einem versetzten Gitter ermittelt. Die Änderung des Querschnitts durch 3-D Effekte wie Sekundärströmungen oder konvergente Seitenwände werden in einem Quellterm berücksichtigt, der von der Übergangsfunktion des axialen Stromdichteverhältsnisses abhängt. Um die turbulente Viskosität zu bestimmen wird das algebraische zwei Schichten Mischungsweg-Turbulenzmodell von **Baldwin und Lomax** verwendet. In abgelösten Grenzschichten und im Nachlauf wird eine Korrektur des charakteristischen Längenmaßes eingeführt. Die Strömung durch die Löcher der porösen Platte wird durch eine 1-D Düsen oder Diffusorströmung simuliert. Der Druck in der Kammer wird iterativ mit der Bedingung gleichen Massenstroms beim Ein- und Ausströmen bestimmt (**Breitling**). Durch die Vorgabe der zugehörigen Geschwindigkeitskomponenten bei der Ventilation als Randbedingung in der FVM wird die Verdichterströmung mit passiver Beeinflussung bei Variation der Kammergeometrie berechnet.

AG STAB

Ergebnis

Fig. 1 zeigt den Vergleich zweier reibungsbehafteter Strömungen durch das Verdichtergitter ohne und mit passiver Beeinflussung bei hohem Gegendruck (Druckverhältnis $\pi = p_1/p_2 = 1.83$). Die Schaufeln sind Keil-Kreisbogenprofile. Dargestellt sind Iso-Machlinien, die Anströmung erfolgt von links mit $M_1 = 1.3$ und einem Anströmwinkel bezogen auf die Umfangsrichtung des Gitters von $\beta_1 = 25.4°$. Die Kopfwelle trifft das darunterliegende Profil und wird reflektiert, ein anschließender senkrechter Stoß führt auf Unterschall (Bild oben). Durch das anbringen einer Kammer unter dem senkrechten Stoß auf der Saugseite des Profils wird dieser stromauf verschoben und im Interferenzbereich abgeschwächt (Bild unten). Die Stoßverluste ($L = (p_{t1} - p_{t2}) / (p_{t1} - p_1)$) werden dadurch um ca. 5 % reduziert. Der isentrope Wirkungsgrad ($\eta_{is} = (h_{2is} - h_1) / (h_2 - h_1)$) verbessert sich geringfügig. Im gezeigten Fall nehmen die Reibungsverluste wieder zu. Diese Tendenz kann durch schrägeinblasen abgeschwächt werden.

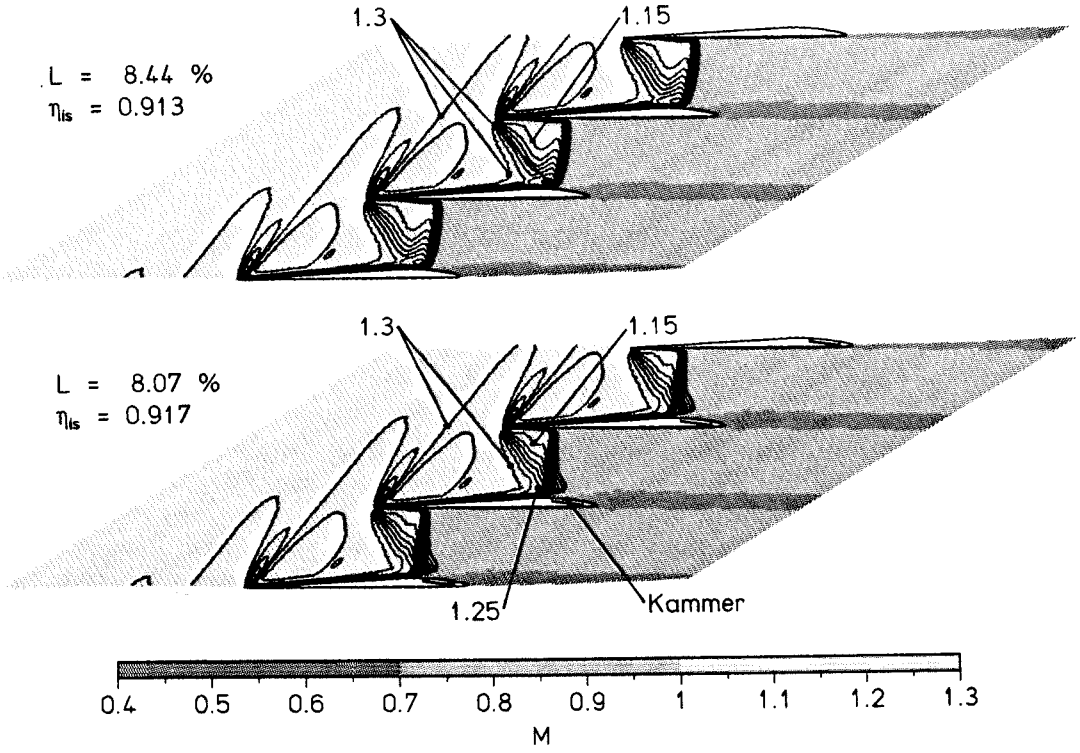


Fig. 1
Reibungsbehaftet Strömung durch ein Verdichtergitter ohne (oben) und mit (unten) passiver Beeinflussung - Iso-Machlinien $M \geq 1$ ($\Delta M = 0.025$) - Überschallanströmung ($M_1 = 1.3$)

Literatur

W. K. Anderson, J. L. Thomas, B. van Leer
Comparison of Finite Volume Flux Vector Splittings for the Euler Equations.
AIAA Journal, Vol. 24, No. 9, 1986, pp. 1453-1460

B. S. Baldwin, H. Lomax
Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flow.
AIAA-paper 78-257, AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting, Huntsville, Alabama, January 16-18, 1978, pp. 1-8

T. Breitling
Berechnung transsonischer, reibungsbehafteter Kanal- und Profilströmungen mit passiver Beeinflussung.
Dissertation Universität (TH) Karlsruhe, Fakultät für Maschinenbau, 1989

weiteres Vorgehen

Parametervariation der Kammergeometrie, der relativen Stoßlage zur Kammer und des Ein- und Ausblaswinkels zur Reduktion der viskosen Verluste. Vergleich der Rechnung mit Prinzipexperimenten am Gitterelement (siehe separate Mitteilung von G. H. Schnerr) und mit Ergebnissen der Experimente am transsonischen Überschall-Gitterwindkanal von Yu Shen (Beijing, China).

Förderung durch DFG

Datum 13. Januar 1993

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Professor Dr.-Ing.habil. G.H. Schnerr

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität Karlsruhe (TH)

Adresse Kaiserstraße 12
7500 Karlsruhe 1

Telefon 0721/608-3026
Telefax 0721/696727

Weitere Partner Dr.-Ing. U. Dohrmann, Dipl.-Ing. O. Sadi

Thema Experimentelle Untersuchungen zur passiven Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht Interferenz in Überschallverdichtern

Ausgangssituation

Es werden Stöße und Stoßsysteme mit passiver Beeinflussung durch Ventilation bei der Durchströmung von Überschallverdichtern untersucht. Unter passiver Beeinflussung versteht man den selbstregulierenden Druckausgleich im Gebiet der Stoß-Grenzschicht Interferenz. Hierzu wird die überströmte Oberfläche lokal porös ausgeführt und darunter ein Hohlraum (Kavität) angeordnet. Stromab des Stoßes wird infolge des Überdruckes in die Kammer eingeblasen und vor dem Stoß im Bereich niederen Druckes wieder ausgeblasen. Dadurch werden sowohl die viskosen Verluste in der Grenzschicht als auch die Stoßverluste im reibungsfreien Außenfeld beeinflußt.

Ziel

Reduktion der Verluste bei der Durchströmung von Verdichtergittern und Stabilisierung instationärer Stöße durch passive Beeinflussung, d.h. ohne aktive Elemente, für vorgegebene Schaufelprofile.

Lösungsweg

Die Strömung wird in einem Element-Schaufelkanal eines Verdichtergitters, bestehend aus einer Saug- und einer Druckseite, experimentell untersucht. Diese Einschränkung ergibt sich aus den Abmessungen der zur Verfügung stehenden Meßstrecke des Überschall-Windkanals des Instituts und aus der Forderung nach größtmöglicher Abmessung der Schaufel.

- Entwicklung eines geeigneten Teststreckeneinbaues
- Reproduktion typischer Strömungskonfigurationen, sowohl stationär als auch instationär, mit und ohne passive Beeinflussung bei Variation von Länge und Lage der Ventilationskammer
- Durchführung von Druckmessungen im Interferenzgebiet (statisch) und im Abströmbereich des Gitters (statisch und total)
- Visualisierung der Strömung mit Schlieren-, Interferenz-Meßtechniken und Ölanstrich auf der Oberfläche des saugseitigen Schaufelelementes

Ergebnis

Fig. 1 zeigt je eine typische, stationäre Stoßkonfiguration ohne (oben) und mit (unten) passiver Beeinflussung und rechts die dazugehörige Machzahlverteilungen auf der Oberfläche des saugseitigen Schaufelelementes. Die Anströmung erfolgt von links mit M=1.3, die Strömung wird auf Unterschall verzögert, der Sichtfelddurchmesser beträgt 211 mm. Die Schlierenaufnahmen und die Machzahlverteilungen zeigen die Veränderung der Stoßstruktur und die Reduzierung der Stoßverluste durch die passive Beeinflussung. Mit einem rotierenden Prisma im Abströmbereich des ebenen Gitters werden die instationären Effekte des realen Verdichtergitters simuliert. Die passive Beeinflussung bewirkt hier eine Reduzierung der Amplitude der Stoßbewegung um etwa 50% .

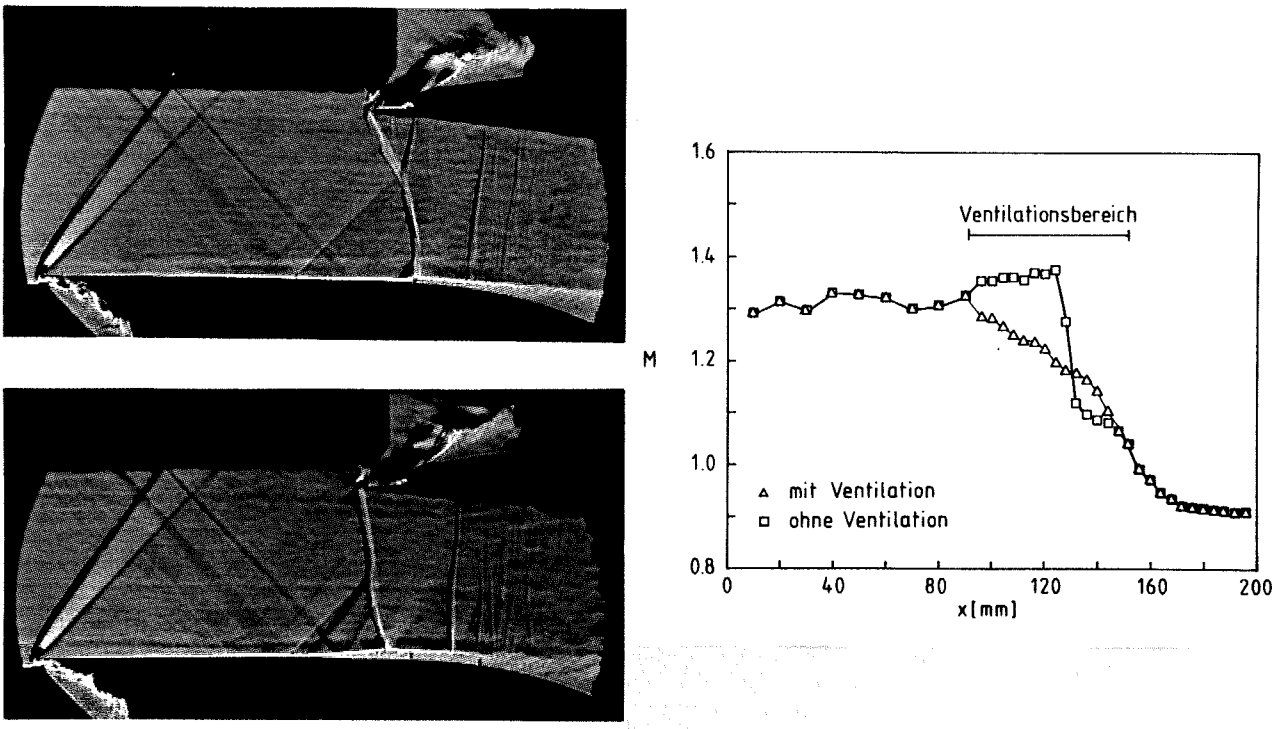


Fig. 1: Strömung im Schaufelkanal eines Überschallverdichters ohne (oben) und mit (unten) Ventilation und Machzahlverteilungen auf der Saugseite, x=0 entspricht der Schaufelspitze.

Literatur

[1] W. Braun
Experimentelle Untersuchungen der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung. Dissertation Universität Karlsruhe (TH), Fakultät für Maschinenbau, 1990

[2] H.A. Schreiber, Yu Shen
Experiments on strong shock wave turbulent boundary layer interaction in a supersonic compressor cascade. DLR IB 325-02-1989

Weiteres Vorgehen

Experimentelle Untersuchung der passiven Beeinflussung durch schräges Ausblasen.
Vergleich der Experimente im Gitterelement mit Versuchsergebnisse von Yu Shen aus dem transsonischen Verdichterprüfstand bei gleicher Reynolds- und Machzahl.

Förderung durch DFG

Datum 04.01.1993 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner
Dr. Th. Frank; Dipl.-Ing. I. Bräuer

Institution
TU Chemnitz-Zwickau/ FB Maschinenbau III/ PG "Mehrphasenströmung"

Adresse
TU Chemnitz-Zwickau / FB Maschinenbau III
PG "Mehrphasenströmung"
PSF 964/ O-9044 Chemnitz

Telefon (0371) 561 4643
Telefax (0371) 561 4748

Thema
Modellierung und Computersimulation turbulenter Zweiphasenströmungen

Ausgangssituation
Für die numerische Simulation 2-dimensionaler Strömungen stand der vom Lehrstuhl für Strömungsmechanik /1/ der Universität Erlangen-Nürnberg entwickelte Navier-Stokes-Solver 'FASTEST' in einer Multigridversion zur Verfügung. Dieses Programm ist auf ebene bzw. rotationssymmetrische, stationäre, laminare bzw. turbulente homogene Fluidströmungen anwendbar.
Zur numerischen Simulation der Bewegung der dispersen Phase existierte eine Eigenentwicklung der Projektgruppe /2/. Das Programm 'PartFlow' lag in einer PC-Version vor, die die disperse Phase auf der Grundlage des Lagrange-Modells simulierte und für den Fall von Feststoffteilchen Partikel-Wand-Stöße mit ebenen und rauhen Wänden berücksichtigte. Bidirektionale Wechselwirkungen zwischen fluider und disperser Phase waren mit dieser Programmversion nicht erfassbar.

Ziel
Schaffung eines Programmsystems, daß die numerische Simulation komplex gekoppelter Zweiphasenströmungen im Bereich geringer bis mittlerer Konzentrationen der dispersen Phase gestattet. Berücksichtigung bidirektionaler Wechselwirkungen zwischen den Phasen sowie der turbulenten Bewegung der dispersen Phase. Schaffung eines leistungsfähigen Postprocessings.

Lösungsweg
Zunächst wurde das Programm 'PartFlow' auf eine HP-Workstationplattform portiert und an die Beschreibung der Strömungsgeometrie, wie sie in 'FASTEST' verwendet wird, angepaßt. Durch die Verwendung oberflächenorientierter, krummliniger Gitternetze wurde eine flexiblere Geometriebeschreibung für die Strömungsberechnung möglich. Andererseits ergab sich daraus die Notwendigkeit zur Schaffung optimierter Algorithmen zur Lokalisierung einer Partikel auf dem Gitternetz und zur Interpolation der fluidmechanischen Berechnungsgrößen.
Die Modellierung der durch den Impulsaustausch zwischen den Phasen hervorgerufenen Phasenwechselwirkung wurde nach dem "Particle-Source-in" -Cell Modell /3/ vorgenommen. Durch die Berücksichtigung der von 'PartFlow' berechneten Impulsaustauschterme in 'FASTEST' kann die Bewegung der dispersen Phase in die Berechnung der Fluidströmung einbezogen werden. Ein Shell-Programm steuert den Datenfluß zwischen 'FASTEST' und 'PartFlow' und kontrolliert die Konvergenz der phasengekoppelten Berechnung.

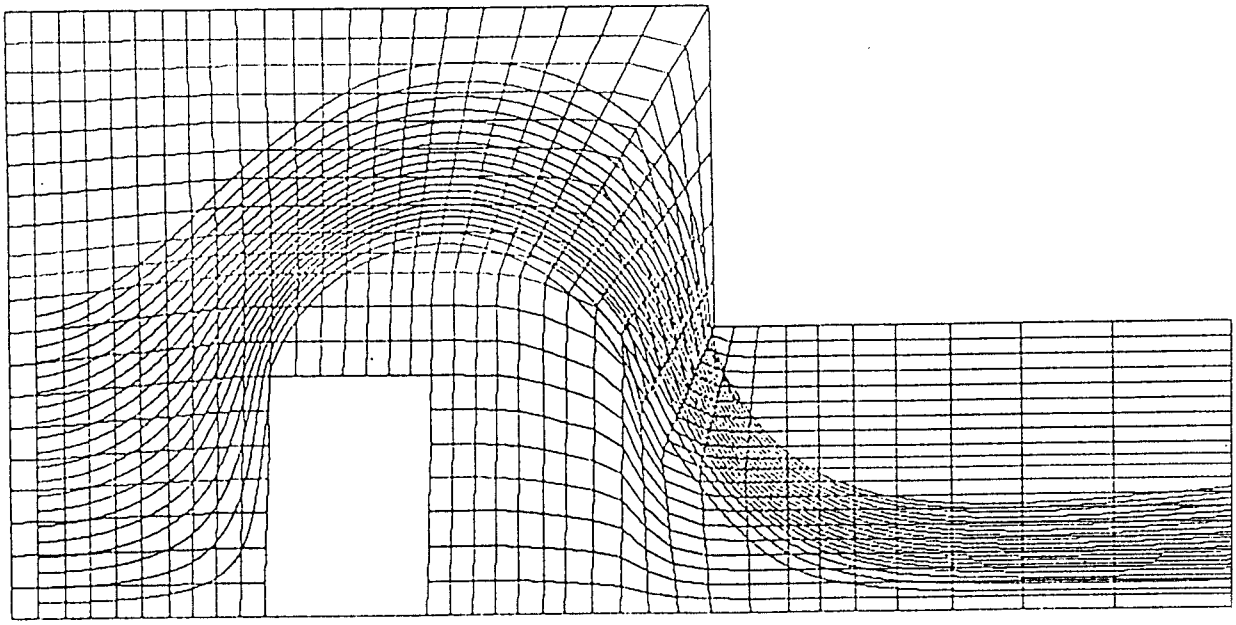
AG STAB

Zur Auswertung der umfangreichen Datenmengen wurde der leistungsfähige Postprozessor 'PartGraf' entwickelt, der eine Visualisierung aller strömungsmechanischen Berechnungsgrößen der o.g. Programme in Form von Vektor-, Profil-, Isolinien- oder Trajektorien-Darstellung gestattet.

Ergebnis

Die erweiterten und gekoppelten Programme wurden intensiv getestet und an die Anforderungen der laufenden Projekte angepaßt. Das Programmsystem - bestehend aus 'FASTEST', 'PartFlow' und dem Steuerprogramm - berechnet physikalisch sinnvolle Lösungen der fluiden und dispersen Phase, auch für sehr komplexe, krummlinige Vernetzungen des Strömungsgebiets. Die Einbeziehung der impulsbedingten Phasenwechselwirkung liefert qualitativ richtige Lösungen, die jedoch noch durch die in den laufenden Projekten zu erbringenden Meßergebnisse quantitativ verifiziert werden müssen. Das Konvergenzverhalten des Programmsystems ist für den Fall höherer Konzentrationen der dispersen Phase und gegenläufiger Bewegung der beiden Phasen weiter zu verbessern. Das Postprocessing hat einen Stand erreicht, der allen Anforderungen der numerischen Simulation genügt.

Skizze/Diagramm/Bild



Literatur

[1] A.D. Gosman, M. Peric: USER Manual for FASTEST computer package, Lehrstuhl für Strömungsmechenik Universität Erlangen-Nürnberg, 1991

[2] Th. Frank: Numerische Berechnung der feststoffbeladenen Gasströmung im horizontalen Kanal unter Berücksichtigung von Wandrauhigkeiten - Dissertation, Bergakademie Freiberg, 1991

[3] C.T. Crowe, M.P. Sharma, D.E. Stock: The Particle-Source-In-Cell (PSI-Cell) Model for Gas-Droplet Flows. Trans of ASME, J. Fluids Eng. (1977), Vol.99,pp.325-332.

[4] S.V. Patankar: Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, Hemisphere Publishing Corporation, 1980

weiteres Vorgehen

Optimierung des Konvergenzverhaltens der gekoppelten Zweisphasenströmungen und Anwendung des Programmsystems auf konkrete Strömungskonfigurationen der in der Projektgruppe bearbeiteten Themen (BMFT, DFG, AIF,...). Anpassung von 'PartFlow' an einen geeigneten 3-dimensionalen Navier-Stokes-Solver sowie Berücksichtigung instationärer Prozesse in 2-dimensionalen Zweiphasenströmungen. Verifikation der numerischen Ergebnisse an Hand der experimentellen Ergebnisse der laufenden Projekte.

Datum 18.01.93 AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Mathematische und Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Oliver Friedrich, Dr. Thomas Sonar

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2416
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Regularisierte Wirbelmethoden für reibungsfreie Strömungen

Ausgangssituation

Zur numerischen Lösung der inkompressiblen Eulergleichungen lassen sich vorteilhaft Wirbelmethoden einsetzen. Durch das Auftreten von Singularitäten in der Lösung wie z.Bspl. bei der Simulation von Wirbelschichten müssen Regularisierungen im Biot-Savart-Integral vorgenommen werden.

Ziel

Es soll ermittelt werden, welche Art von Regularisierung es ermöglicht, mit wenig numerischer Dämpfung die Interaktion diskreter Wirbel über lange Zeiten zu simulieren.

Lösungsweg

Es werden Faltungen des Biot-Savartschen Kernes mit Regularisierungsfunktionen nach Hald und Beale und Majda eingesetzt. Im Fall der Simulation freier Wirbelschichten werden durch Wahl eines interpolierenden Splines die diskreten Wirbel in der Schicht gehindert, sich zu nahe zu kommen. Regularisierungen des Kernes nach Krasny werden ebenfalls betrachtet. [2]

Ergebnis

Erste Rechnungen zeigen deutliche Unterschiede bei der Kernregularisierung durch Faltung mit einer Glättungsfunktion im Fall der Wirbelschichtberechnung. Durch das Auftreten von Singularitäten gewinnt der Regularisierungsparameter die Bedeutung einer künstlichen Dissipation. Im Fall der Simulation echt zweidimensionaler Wirbelfelder zeigt sich der Einfluß der Glättungsfunktion weit weniger stark. Bei Versuchen, auf die Regularisierung durch ein Nach-splinen der Wirbel zu verzichten, zeigten sich schnell Instabilitäten, die zum Zusammenbruch der Rechnung führten.

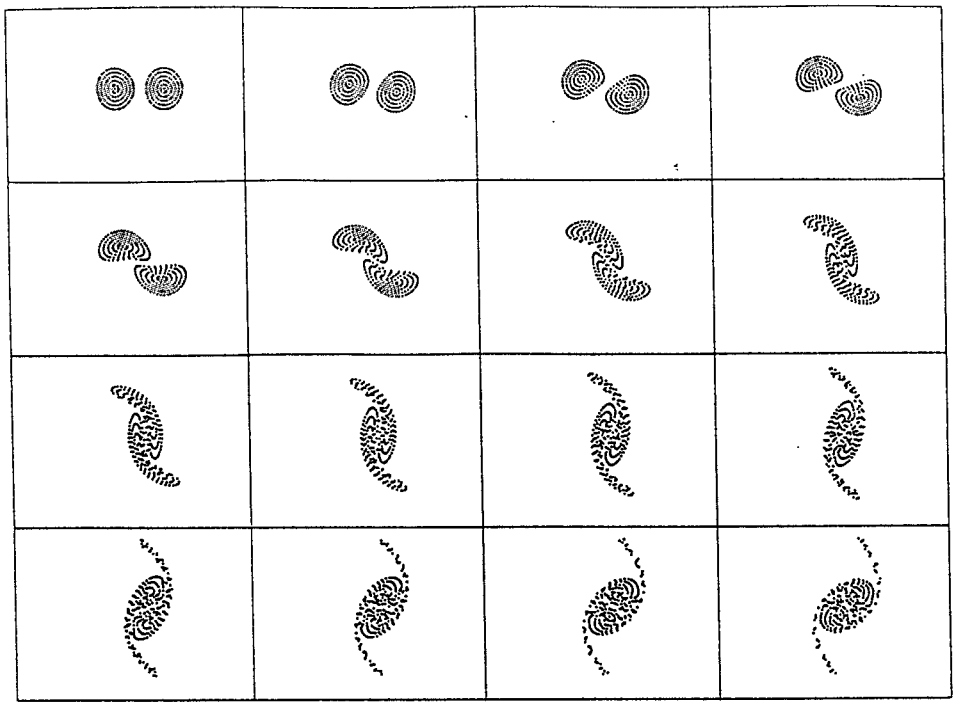


Bild 1 Simulation von Wirbelverschmelzen mit einer kernregularisierten Wirbelmethode

Literatur

[1] Krasny, R: "Computation of Vortex Sheet Roll-Up in the Trefftz Plane". J. Fluid Mech. 184, 123-155, (1987).

[2] Beale, Th. und Majda, A.: "Vortex Methods. II: Higher Order Accuracy in Two and Three Dimensions". Math. Comp. 39, 29-52, (1982).

[3] Hald, O.: "Convergence of Vortex Methods for Euler's Equations III". SIAM J. Num. Anal. 24, 538-582, (1987).

Weiteres Vorgehen

Es sollen quantitative Aussagen über den Einfluß der verschiedenen Regularisierungen gefunden werden. Der Einsatz spezieller Quadraturregeln für singuläre Integrale soll weitere Möglichkeiten für Regularisierungen liefern.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner H.Gebing, Dr.U.Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2442
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation und Analyse der instationären, dreidimensionalen, abgelösten Wirbelströmungen an einer Kugel und an Rotationsellipsoiden

Ausgangssituation / Ziel

Die meisten technisch interessanten Strömungen mit abgelöster Wirbelbildung sind instationär und dreidimensional. Ein langfristiges Ziel der Aerodynamik – vom Unterschall bis zum Hyperschall – ist es, die Auswirkung von Dreidimensionalität und Instationarität der Strömung auf Kräfte und Momente und auf die thermische Belastung der Fluggeräte kontrolliert beeinflussen zu können. Langfristig ist absehbar, daß durch direkte numerische Simulationen effiziente, widerstandsvermindernde Beeinflussungsmöglichkeiten dreidimensionaler und selbstinduziert instationärer, abgelöster Strömungen gefunden werden können. Dazu ist aber zunächst erforderlich, daß Wirbelstärke-Transportprozesse physikalisch richtig und zeitgenau numerisch simuliert werden können.

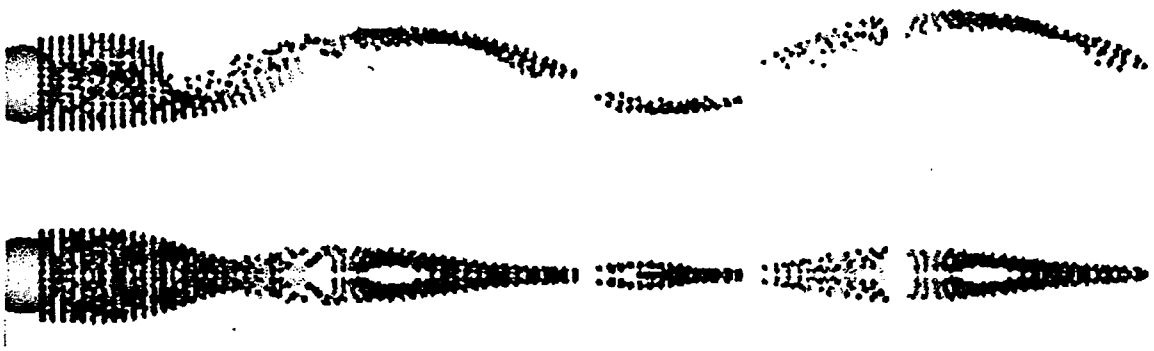
Lösungsweg / Ergebnis

Bei unseren Untersuchungen konzentrieren wir uns auf die direkte numerische Simulation der Kugel- bzw. Rotationsellipsoidumströmung bei zunehmener Reynoldszahl bzw. auch unterschiedlichen Anstellwinkeln α. Zwecks Validierung des Verfahrens beschränken wir uns zunächst auf kleine Reynoldszahlen, da experimentelle Untersuchungen zeigen, daß die Strömung um eine Kugel schon bei ziemlich kleinen Reynoldszahlen $Re = O(200)$ dreidimensional und instationär wird und entsprechendes auch für Rotationsellipsoide zu erwarten ist. Simulationen für höhere Reynoldszahlen werden anschließend erfolgen.

Die dreidimensionale Simulation der Kugelumströmung ergibt für $Re = 200$ eine axialsymmetrische, stationäre Lösung. Für $Re = 400$ entsteht eine räumliche Rechts-Links-Symmetrie, die zuvor geschlossene nachlaufnahe Blase mit rezirkulierender Flüssigkeit bricht auf, und es wird eine zeitliche Periodizität mit der Strouhal-Zahl $St = 0.133$ beobachtet. Oberhalb $Re = 500$ tritt – wie im Experiment – eine Ondulation der Symmetrieebene des Nachlaufs mit zeitabhängigen Seitenkräften auf. Bereits bei $Re = 400$ sind die Rechenzeiten so enorm (280 h CPU per 400 Zeitschritte), daß ein Hauptproblem zeitge-

nauer Simulation instationärer abgelöster Strömungsvorgänge darin besteht, die transiente Phase zu beschleunigen und dabei den Endzustand physikalisch richtig zu simulieren [1].

Die dreidimensionale Simulation der Rotationsellipsoidumströmung zeigt für kleine Reynoldszahlen bei Änderung des Anstellwinkels auf $\alpha \neq 0°$ eine Verzweigung von einer axialsymmetrischen zu einer dreidimensionalen, topologisch stabilen, stationären Strömung. Allein in Abhängigkeit von den beiden geometrischen Parametern a/b für das Längen-zu-Seiten-Verhältnis und α für den Anstellwinkel können bei $Re = 100$ die Entstehung offener und geschlossener Ablösungen und die Übergangsmechanismen zwischen diesen beiden Ablösestrukturen beobachtet werden. Für $a/b = 2$ werden unter allen Anstellwinkeln geschlossene Ablösestrukturen beobachtet, aber für $a/b = 3$ treten, nachdem bei $\alpha = 0°$ gar keine Ablösung zu beobachten ist, für $\alpha \leq 37°$ nur offene Ablösestrukturen auf, zu der bei $\alpha \approx 37°$ eine geschlossene Ablösestruktur hinzukommt. Bei weiter zunehmendem Anstellwinkel dominiert die geschlossene Form der Ablösung [2].



"Rauchbild" aus Streichlinienintegration für die Kugel ($Re = 400$, $M = 0.4$).

Literatur

[1] Dallmann, U., Gebing, H., Vollmers, H., *Unsteady Three-Dimensional Separated Flows Around a Spere - Analysis of Vortex Chain Formation.* Proc. IUTAM Symposium on Bluff-Body Wakes, Dynamics and Instabilities, 7.-11.Sept. 1992, Göttingen, erscheint 1993 (H.Eckelmann, ed.), Springer-Verlag.

[2] Gebing, H., Vollmers, H., Dallmann, U., *Numerische Simulation und Analyse der instationären, dreidimensionalen, abgelösten Wirbelströmungen an einer Kugel und an Rotationsellipsoiden.* Erscheint in: Proc. 8. DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Köln, 10.-12.Nov. 1992.

weiteres Vorgehen

Beschleunigung der transienten Phase bei Simulation instationärer Vorgänge, sukzessive Erhöhung der Reynoldszahl und Analyse einsetzender Instationarität.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe	Strömungsmechanik	
Fachkreis		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. E. Güntsch u. Prof. Dr.-Ing. Friedrich	
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München	
Adresse	Arcisstr.21 8000 München 2	Telefon 089 / 21052506 Telefax 089 / 21052505
weitere Partner		

Thema: Komprimierte isotrope Turbulenz im Zylinder

Ausgangssituation

Die bei der Kompression anfänglich isotroper Turbulenz im Zylinder entstehenden, dreidimensionalen Strömungen haben ihre Anwendung in der Automobilindustrie. Die Strömung wird als quasikompressibel betrachet, d.h. Dichteänderungen finden nur in der Zeit statt ($\rho=\rho(t)$). Zusätzlich wird die Temperaturabhängigkeit der kinematischen Viskosität über die Isentropen-Beziehung eingearbeitet. Schallwellen werden nicht berücksichtigt.

Ziel

Es soll untersucht werden, in welcher Weise sich Größen wie die turbulente kinetische Energie oder die verschiedenen turbulenten Längenmaße bei Kompression verhalten. Diese Untersuchungen werden für die verschiedenen Kompressionsraten $S=U/L$ und für verschiedene anfängliche Strömungszustände (drallfrei, drallbehaftet) durchgeführt. Für einen Testfall wird die Kompressionsrate so gewählt, daß die Rapid Distortion Theory (RDT) angewendet werden kann. Damit ist eine Verifikation der Ergebnisse möglich.

Lösungsweg

Das von L.Schmitt (1982) entworfene Programmpaket FLOWSI zur Berechnung der dreidimensionalen, zeitabhängigen Navier-Stokes Gleichungen wurde zunächst für den Einsatz von Zylinderkoordinaten erweitert. Anschließend wurden zeitabhängige Koordinaten eingeführt, was eine Transformation der Transportgleichungen erforderlich machte.
Als erstes wird anhand eines laminaren Testfalls untersucht, wie sich ein anfänglich ruhendes Strömungsfeld unter Kompression zeitlich entwickelt. Abb. 1 zeigt Stromlinien und Profile der axialen Geschwindigkeitskomponente zu 3 verschiedenen Kolbenpositionen. Der Kolben bewegt sich sinusförmig von rechts nach links.
Um die Kompression isotroper Turbulenz untersuchen zu können, wurde ein Verfahren entwickelt mit dem divergenzfreie Geschwindigkeitsfelder mit vorgeschriebenem Energiespektrum erzeugt werden können. Das Energiespektrum ist dabei durch die Anzahl der größten und kleinsten Strukturen im Feld bestimmt. Um physikalisch sinnvolle Korrelationen im Feld zu erhalten, läßt man die Turbulenz abklingen bis der Schiefheitsfaktor der Geschwindigkeitsgradienten seinen asymptotischen Wert von -0.5 annimmt, vgl. Ferziger (1983).Nach der Interpolation dieser Daten auf ein zylindrisches Gitter stehen die erforderlichen Anfangsbedingungen zur Verfügung. Mit dem Programm FLOWSI wird nun auf der Basis der direkten numerischen Simulation (DNS) die Kompression anfänglich isotroper Turbulenz

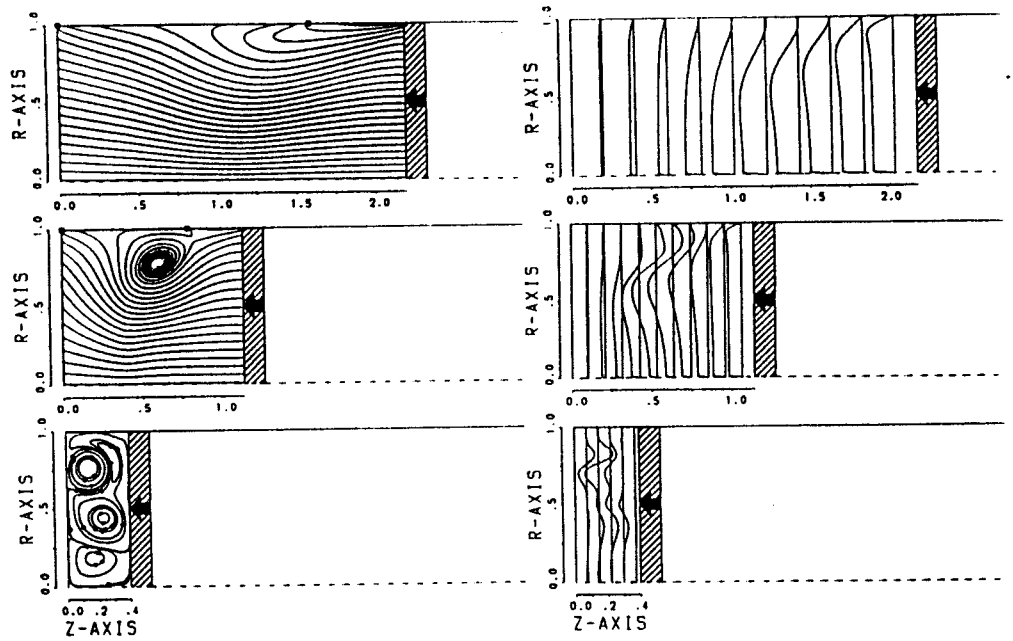
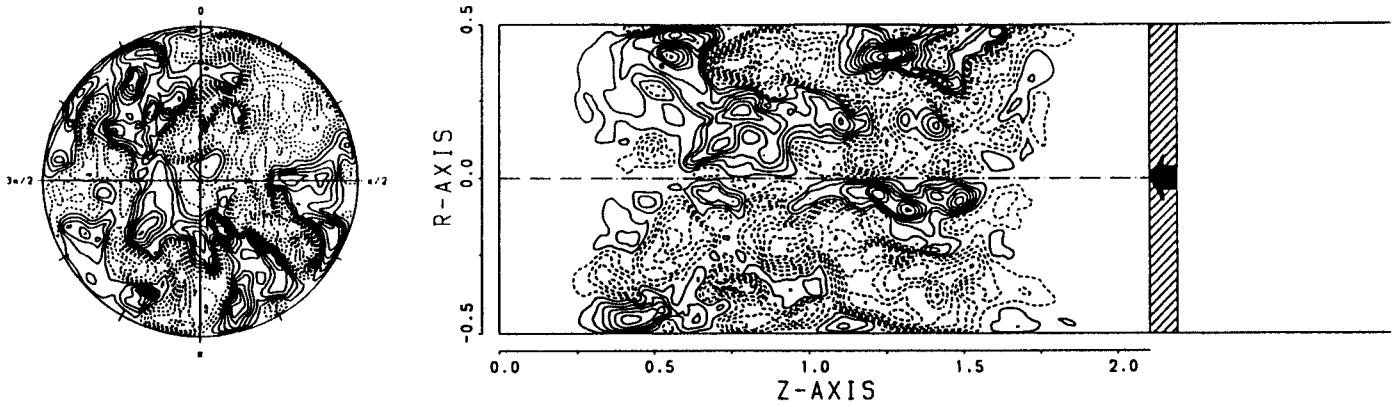


Figure 1: Streamlines (left) and radial profiles of the axial velocity component (right) at three different crank angles.



untersucht. Erste Ergebnisse des komprimierten momentanen Geschwindigkeitsfeld zeigt Abb.2 für eine Kompressionsrate S=32.

Literatur

Schmitt,L. (1982). Simulation turbulenter Grenzschichten, Teil1, TUM-LSM-82/2.
Ferziger, J. (1983). Higher level simulations of turbulent flows, In: Essers, J.A. (Ed.): Computational methods for turbulent, transonic and viscous flows. Berlin: Springer, S. 93-182.
Wu (1985). Simulation and modeling of homogeneous, compressed turbulence. Stanford University, Report No. TF-21.

Weitere Vorgehen

- Berechnung der Turbulenzstruktur für 3 verschiedene Kompressionsraten.
- Vergleich der Ergebnisse mit der RDT und mit Ergebnissen anderer Autoren, siehe Wu (1985).
- Erzeugung drallbehafteter Anfangsbedingungen.
- Berechnung der Turbulenzstruktur für die neuen Anfangsbedingungen.

Datum 20.01.1993

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. habil. M. Hackeschmidt; Dr.-Ing. M. Buschmann
Dr.-Ing. E. Masri

Institution

Adresse Experientelle Strömungs- und Wärmetechnik
Fakultät Maschinenwesen
TU Dresden

Telefon (0351) 462 2532
Telefax (0351) 462 2183

weitere Partner Mommsenstraße 13 (Komplex Hettnerstraße 1-3)
O - 8027 Dresden

Thema

Strukturuntersuchungen in der turbulenten Plattengrenzschicht

Ausgangssituation

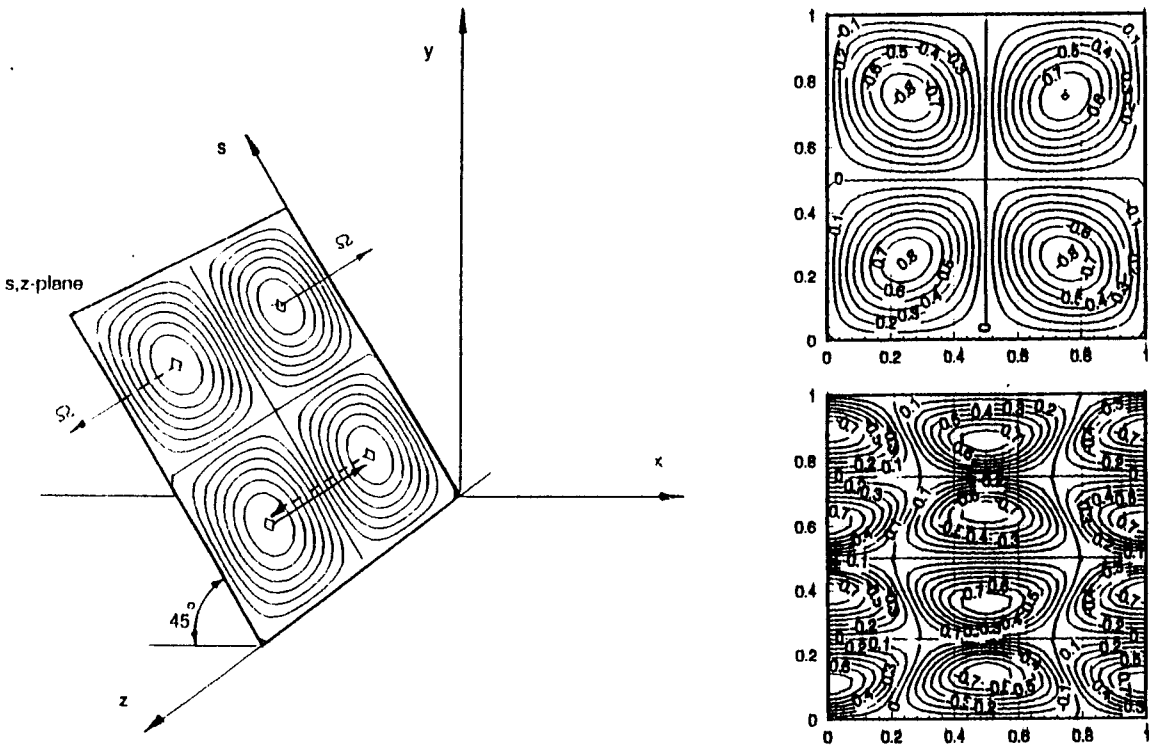
Unbefriedigende Ergebnisse der Nachrechnung von turbulenten Grenzschichten führten zur Analyse und Modellierung der kohärenten Strukturen.

Ziel

Nachrechnung kohärenter Wirbelstrukturen, die in der turbulenten Plattengrenzschicht experimentell gefunden worden. Es wird ein Beitrag zur Klärung der Frage, ob Längswirbel oder tornadoförmige Wirbel die Grenzschicht dominieren, angestrebt. Die Rechenergebnisse sollen mit experimentell gewonnene Daten verglichen werden.

Lösungsweg

Es werden Untersuchungen zur mathematischen Modellierung kohärenter Strukturen turbulenter druckgradientenfreier Grenzschichten durchgeführt . Hierzu werden zunächst für die viskose Unterschicht und den logarithmischen Grenzschichtbereich getrennte Modellansätze entwickelt. Alle Überlegungen lehnen sich an die Definition kohärenter Strukturen nach F. Hussain an /1/.
Im logarithmischen Grenzschichtbereich wird mit Hilfe einer erweiterten Methode nach W. Albring /2/ die Wirbeltransportgleichung mittels eines Reihenansatz für die vektorielle Geschwindigkeitsfunktion gelöst. Durch Einsetzen dieser Reihe in die Wirbeltransportgleichung ergibt sich ein Satz nichtlinearer Differentialgleichungen. Die Glieder des Reihenansatzes sind trigonometrische Ausdrücke.
In der viskosen Unterschicht werden die dreidimensionalen instationären Wirbelkonfigurationen mittels eines numerischen Lösungsalgorithmus der Navier-Stokes-Gleichungen behandelt.



Bilder links: Hauptrichtung der Orientierung der Wirbelstrukturen (Hufeisenwirbel) in turbulenten Grenzschichten
rechts: Isoliniendarstellung für Geschwindigkeit (oben) und Vorticity (unten) entsprechend Berechnungsmodell
Abszisse : $z/a_{xy}/\pi$; Ordinate : $s/a_{xy}/\pi$ (a_{xy} .... Modellkonstante)

Literatur

vorgesehene Veröffentlichung
Hackeschmidt, M.; Buschmann, M.
Some Aspects of a Model for Coherent Structures in Turbulent Boundary Layers
Acta Mechanica; 1993

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung der mathematischen Teilmodelle und Verifikation derselben

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel kleiner Streckung / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Th.Herberg, Dr.U.Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2442
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Wirbel, Wirbellinien, Wirbelstärkefeld: Lokale geometrische Analyse dreidimensionaler Vektorfelder am Beispiel der Delta-Flügel-Umströmung

Ausgangssituation / Ziel

Bei der Untersuchung vektorieller Größen aus 3D-Strömungssimulationen ist es oft schwierig, diejenigen Gebiete aus den Daten zu finden, in denen die jeweils untersuchte Größe ein bestimmtes, z.B. "wirbelartiges" Verhalten zeigt, wie z.B. das Konvergieren oder das Divergieren oder auch das Umeinanderspiralen benachbarter Trajektorien (z.B. Stromlinien oder Wirbellinien). Insbesondere trat dieses Problem bei der Untersuchung des Zusammenhangs zwischen der Struktur des Wirbelstärkefeldes und dem Beginn der offenen Ablösung am Deltaflügel auf [1]. Es führte zur Notwendigkeit, geeignete Größen zu suchen, die unabhängig von der physikalischen Bedeutung des zu untersuchenden Vektorfeldes zum einen die Gebiete mit den genannten Eigenschaften markieren, die zum anderen aber auch im Hinblick auf die Datenreduktion bestimmte Eigenschaften besitzen müssen, wie z.B. einfache Berechenbarkeit, keine zu großen Wertebereiche etc..

Lösungsweg / Ergebnis

Unter Benutzung differentialgeometrischer Methoden ließ sich zeigen, daß die Größe

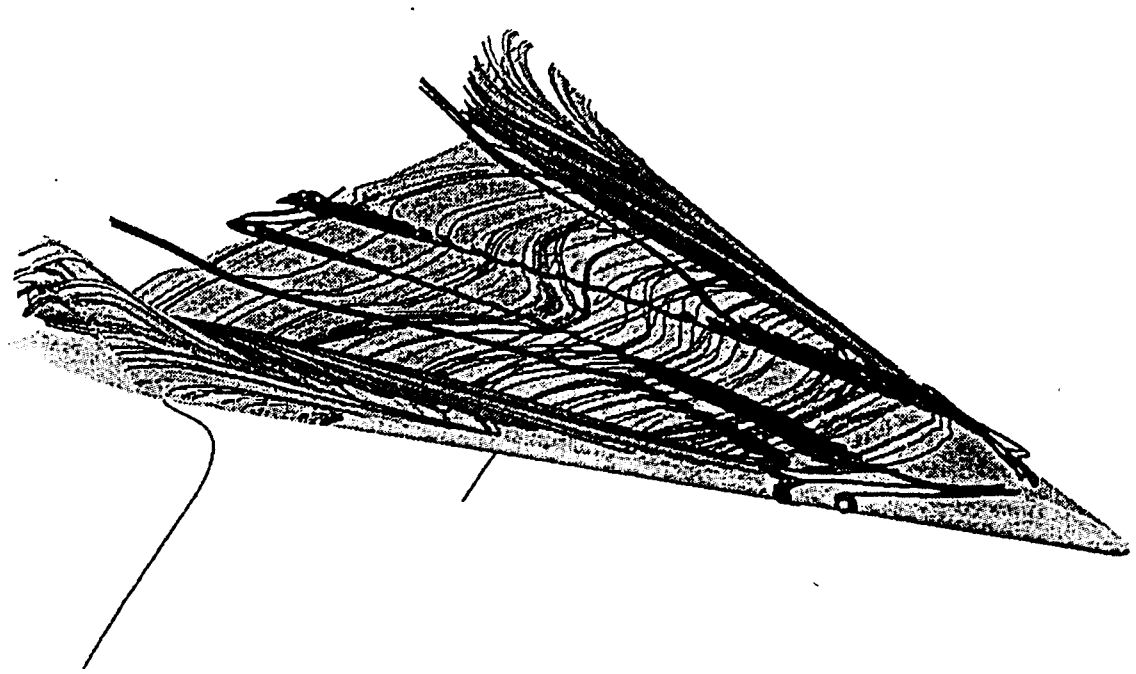
$$T = \vec{t} \cdot (\nabla \times \vec{t}) \quad \text{mit} \quad \vec{t} = \frac{\vec{v}}{\|\vec{v}\|}$$

die Rotation des Verbindungsvektors infinitesimal benachbarter Trajektorien um die "Trägertrajektorie" beim Fortschreiten in Richtung des Feldes beschreibt.

Das Vorzeichen von T gibt den Drehsinn, der Betrag die Rotation pro Parameterintervall beim Fortschreiten entlang der Trajektorie an.

Es sei nochmals betont, daß T eine rein geometrische Größe ist und daher ihre Anwendbarkeit unabhängig von der physikalischen Bedeutung des jeweils untersuchten Vektorfeldes ist.

Mit Hilfe von T wurde es möglich, gezielt weitere Details in der Struktur des Wirbelstärkefeldes am Deltaflügel herauszuarbeiten [2] (siehe Bild). Eine erste Analyse der in im Bild gezeigten Strukturen weist auf einen möglichen Zusammenhang zwischen dem Beginn der offenen Ablösung und der Existenz singulärer Punkte im Wirbelstärkefeld hin. Ein weiterer bemerkenswerter Punkt ist, daß offenbar keine der im Bereich des Primärwirbels verlaufenden Wirbellinien von der Vorderkante des Flügels her zu kommen scheint, im Gegensatz zu dem, was man nach der Vorstellung sich an der Vorderkante ablösender und anschließend aufrollender Scherschichten erwarten würde.



Trajektorien der Wirbelstärke am Deltaflügel

Literatur

[1] Herberg, Th., Dallmann, U., *Wirbelbildung in einem dreidimensionalen Wirbelstärkefeld am Beispiel des Deltaflügels*. DLR-IB 221-92 A 11, 1992; (siehe auch Diplomarbeit Universität Göttingen, 1991).

[2] Herberg, T., Dallmann, U., *Untersuchung des dreidimensionalen Wirbelstärkefeldes und der Entsehung von Wirbeln am Deltaflügel - Probleme und Analysen*. Erscheint in: Proc. 8. DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Köln, 10.-12. 1992.

weiteres Vorgehen

Eine detaillierte Analyse der Struktur des Wirbelstärkefeldes sowie des Wirbelstärketransports wird Gegenstand weiterer Untersuchungen sein.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Numerische Strömungsimulation
Ansprechpartner	Dipl.-Math. Lev Kadinski
Institution	Bayerischer Forschungsverbund für Technisch-Wissenschaftliches Hochleistungsrechnen (TWHR-Erlangen, FORTWIHR) Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Telefon Telefax	09131/8104-71 09131/8104-50
weitere Partner	Verschiedene Institute der Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg und der Technischen Universität München
Thema	Numerische Simulation von Beschichtungsprozessen in der Halbleiterindustrie
Ausgangsituation	CVD (Chemical Vapor Deposition) oder chemische Dampfabschedung ist ein Verfahren aus der Halbleitertechnik zur Erzeugung hauchdünner Filme. Die chemischen Reaktionen zwischen Substrat und Gasphase in einem CVD-Reaktor führen zur Abscheidung der Reaktionsprodukte auf der Oberfläche als dünner Film. Die Komplexität des CVD-Prozesses wird durch verschiedene Einflußgrößen hervorgerufen, die die Abscheidungsraten, als auch die Gleichförmigkeit des Filmes beeinflussen können. Aus diesem Grunde kann die experimentelle Auslegung solcher Reaktoren Monate dauern.
Ziel	Das Ziel besteht darin, theoretische Aussagen über Abscheidungsraten und Filmdicken durch realistische Simulationen treffen zu können, um so im Vorfeld Reaktoren und Betriebsbedingungen zu optimieren. Dazu ist es notwendig komplexe Wärme- und Stofftransportprozesse zu berücksichtigen.
Lösungsweg	Es wurde ein Finite-Volumen-Berechnungsverfahren mit einem komplexen Strahlungsmodell (zusammen mit "view factor" Berechnungsprogramm für kartesische und axialsymmetrische komplexe Geometrie) und Multikomponentenstofftransport mit chemischen Reaktionen entwickelt und für Strömungsberechnungen in vertikalen und horizontalen CVD Reaktoren eingesetzt.

Ergebnis

Mit dem entwickelten numerischen Verfahren wurden eine Reihe von Berechnungen für verschiedene Reaktorgeometrien und verschiedene chemische Reaktionen durchgeführt. Es konnte gute Übereinstimmung mit experimentellen Ergebnissen festgestellt werden.

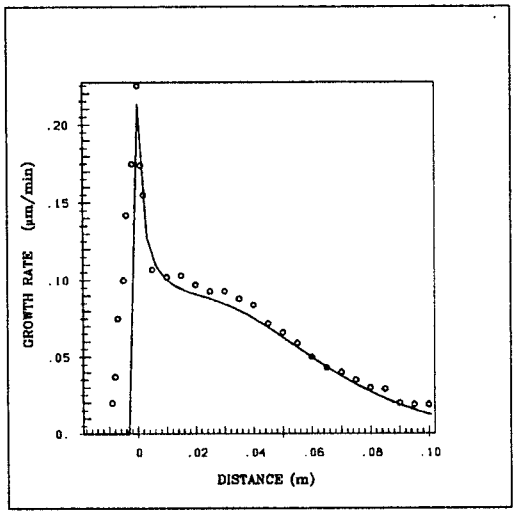


Abbildung 1 Vergleich der mit dem entwickelten Modell berechneten Wachstumsrate (durchgezogene Linie) mit experimentellen Daten (Kreise) im horizontalen Reaktor mit geneigtem Suszeptor. (Re=11.4, P_0=0.1 atm.)

Literatur

1. F.Durst, L.Kadinskii, M.Perić, M.Schäfer, Numerical study of transport phenomena in MOCVD reactors using a finite volume multigrid solver, J. Crystal Growth, v.125, 1993, p.612–626.
2. L.Kadinskii and M.Perić, Numerical Study of grey-body radiation coupled with fluid flow using a finite volume multigrid solver, accepted for Eighth Interntional Conference on Numerical Methods in Thermal Problems, July 1993, Swansea, U.K.
3. M.Hortmann, L.Kadinskii, M.Schäfer, H.Scheidat. A parallel multigrid algorithm for flow computations with thermal solid/fluid interactions, accepted for Eighth Interntional Conference on Numerical Methods in Laminar and Turbulent Flow, July 1993, Swansea, U.K.

weiteres Vorgehen

1. Erweiterung des block-strukturierten Programms für komplizierte Strahlungsrandbedingungen und Festkörper-Gas Wärmetransport.
2. Parallelisierung und Implementierung des Verfahrens auf Parallelrechnern.
3. Implementierung eines dreidimensionalen Berechnungsverfahrens für komplexe Strömungen in CVD Reaktoren.
4. Durchführung umfassender Strömungs- und Stofftransportberechnungen für verschiedene realistische Reaktoren und Vergleich mit experimentellen Ergebnissen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr. R. Kessler, Dr. L. Kleiser

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2273
(0551) - 709 - 2295

Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Test und Verbesserung von Turbulenzmodellen unter Verwendung von DNS-Daten.

Ausgangssituation

Für die Berechnung praxisrelevanter turbulenter Strömungen wird auch zukünftig in vielen Fällen der Einsatz von statistischen Turbulenzmodellen notwendig sein. Mit steigenden Rechenleistungen und verbesserten numerischen Verfahren wurden jedoch Unzulänglichkeiten in diesen Modellen immer mehr zum begrenzenden Faktor bei den Einsatzmöglichkeiten von Berechnungsverfahren. Bei der Berechnung turbulenter Strömungen werden sehr häufig Zweigleichungsmodelle zur Schließung der zeitgemittelten Navier-Stokes-Gleichungen verwendet. Für Strömungen bei hohen Reynoldszahlen haben sich Standardversionen dieser Modelle bewährt. Im Bereich fester Wände sind jedoch Modifikationen der Modellannahmen notwendig, um dem Einfluß viskoser Kräfte Rechnung zu tragen. Die meisten dieser sogenannten "low-Re"-Versionen der Turbulenzmodelle liefern unbefriedigende Ergebnisse und müssen deshalb verbessert werden [1].

Ziel

Das Ziel sind verbesserte Turbulenzmodelle durch Modifikation der Modellannahmen im wandnahen Bereich der Strömung und die Verifikation dieser Modelle anhand einfacher und komplexerer Strömungen. Die Schwerpunkte liegen bei Zweigleichungsmodellen.

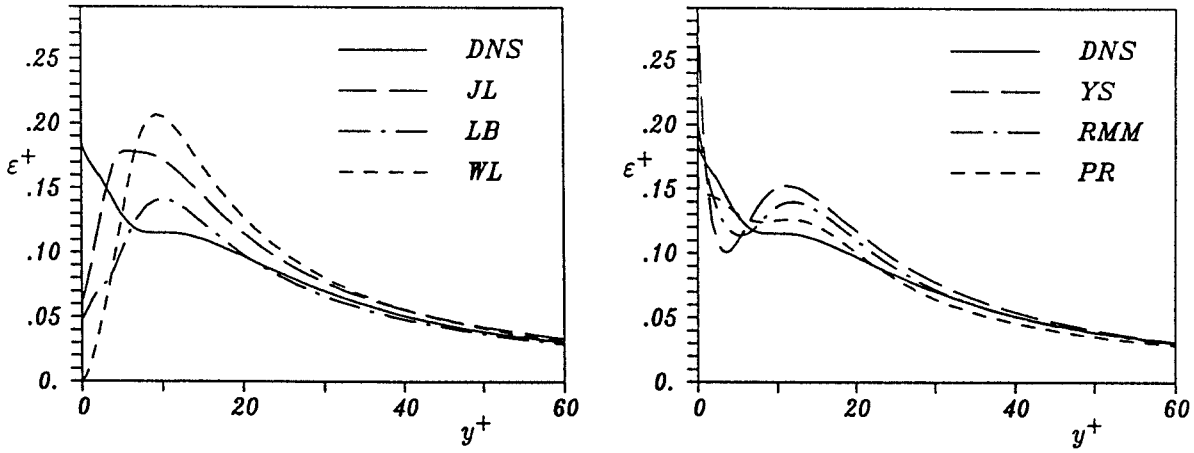
Lösungsweg

Die statistische Auswertung vorhandener Daten aus der direkten numerischen Simulation (DNS) einer turbulenten Kanalströmung ermöglicht die Bewertung von Modellannahmen für den wandnahen Bereich. Die Vor- und Nachteile bekannter und neuer Modellansätze können so zunächst für die ausgebildete Kanalströmung analysiert und anschließend durch Berechnungen mit einem Finite-Volumen-Verfahren bei komplexeren Testfällen untersucht werden.

Ergebnis

Wir benutzten DNS-Daten aus der Simulation der ebenen Kanalströmung [2], um einzelne Terme sowie die globale Leistungsfähigkeit von low-Re k-ε-Modellen zunächst bei dieser einfachen Strömung zu bewerten. In den Test wurden zwei ältere $k-\varepsilon$-Modelle (Jones & Launder (JL), Lam Bremhorst (LB)), zwei neuere Modelle (Yang & Shih (YS), Michelassi, Rodi & Zhu (RMM)), sowie ein eigener Modellvorschlag (PR) und das $k-\omega$-Modell von Wilcox (WL) einbezogen. Die mit dem verbessertem Modell (PR) erzielten Resultate für die Dissipationsrate ε stimmen bis in die viskose Unterschicht sehr gut mit den DNS-Daten überein [3].

Erste Berechnungen zum Vergleich der *low-Re*-Modelle bei abgelösten Strömungen wurden am Beispiel einer ebenen Diffusorströmung durchgeführt [4]. Die mit den verschiedenen Modellen berechneten Ablöseblasen unterscheiden sich in Größe und Form deutlich, was den Einfluß der wandnahen Behandlung verdeutlicht.



Dissiparionsrate ε bei der ebenen Kanalströmung ($Re_\tau = 210$). Vergleich der Ergebnisse von 6 Zweigleichungsmodellen mit DNS-Daten.

Literatur

[1] R. Kessler, *Eigenschaften und Anwendungsbereiche von Turbulenzmodellen.* Interner Bericht DLR-IB 221-92 A 15.

[2] N. Gilbert, L. Kleiser, *Turbulence model testing with the aid of direct numerical simulation results.* Proc. Eighth Symposium on Turbulent Shear Flows, München, Sept. 9-11, 1991, Paper No. 26-1.

[3] R. Kessler, *Near-wall modelling of the dissipation rate equation using DNS data.* Erscheint in: Proc. 2nd Int. Symp. on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, Eds. W. Rod and F. Martinelli, Elsevier, Amsterdam 1993.

[4] A.H. DeBoer, *Low-Re turbulence model testing.* Interner Bericht DLR-IB 221-92 A 31, 1992.

Weiteres Vorgehen

Die Tests werden auf weitere einfache und komplexe Strömungen ausgedehnt, um die Leistungsfähigkeit der verschiedenen Modelle beurteilen zu können. Die Ergebnisse sollen Hinweise auf weitere Verbesserungsmöglichkeiten im wandnahem Bereich geben.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. L. Kleiser, Dipl.-Ing. C. Härtel		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	**Telefon** **Telefax**	(0551) - 709 - 2295 (0551) - 709 - 2446
weitere Partner			

Thema

Untersuchung von Feinstrukturmodellen für die Large-Eddy-Simulation wandbegrenzter Scherströmungen

Ausgangssituation

Zur Berechnung transitioneller und turbulenter Strömungen wird in neuerer Zeit zunehmend die Methode der Grobstruktursimulation (Large-Eddy-Simulation, LES) verwendet. Hier werden die großen, stark problemabhängigen Skalen der Turbulenz räumlich und zeitlich aufgelöst, und nur der Effekt der turbulenten Feinstruktur wird modelliert. Von den Feinstrukturmodellen ist eine wesentlich größere Universalität zu erwarten als von den üblichen statistischen Turbulenzmodellen. Zur Modellierung der Feinstruktureffekte werden in den meisten Fällen algebraische Wirbelzähigkeitsmodelle verwendet, die nur einen geringen numerischen Aufwand erfordern. Für die Berechnung freier turbulenter Scherströmungen, insbesondere bei hohen Reynoldszahlen, hat sich die Verwendung solcher Ansätze bewährt, da in diesen Fällen die Annahme lokaler Isotropie der Turbulenz oft näherungsweise erfüllt ist. Bei wandbegrenzten Scherströmungen ist dies in der wandnahen Zone allerdings i.a. nicht der Fall, weshalb die Verwendbarkeit isotroper Modelle in diesem Bereich fraglich erscheint.

Ziel

Analyse und Verbesserung von Feinstrukturmodellen für die Berechnung wandbegrenzter turbulenter Strömungen.

Lösungsweg

Durchführung numerischer Simulationen. Auswertung der DNS-Datenbasis zur Analyse und Weiterentwicklung von Feinstrukturmodellen.

Ergebnisse

Anhand der Datenbasis einer DNS der vollturbulenten Kanalströmung wurden verschiedene Feinstrukturmodelle untersucht [1], [2]. Als Beispiel sind in **Bild 1** Dissipationsraten von drei Feinstrukturmodellen (A, B, C) zusammen mit den aus der DNS bekannten Werten (gestrichelte Kurve) über der wandnormalen Koordinate aufgetragen. Die Dissipation beschreibt hier den Energietransfer zwischen aufgelösten und nicht aufgelösten Anteilen des Turbulenzspektrums bei einer LES. Man erkennt klar, daß die Modelle zwar in den wandferneren Regionen qualitativ richtige Ergebnisse liefern, den negativen Energietransfer im Bereich der buffer-layer aber nicht beschreiben können. Aufgrund dieser Unzulänglichkeit sollten bei Grobstruktursimulationen mit einem der in **Bild 1** gezeigten Modelle Fehler in Wandnähe auftreten. Für das weitverbreitete Smagorinsky-Modell wurde eine Reihe von Large-Eddy-Simulationen der turbulenten Kanalströmung mit einer systematischen Variation der Modellkonstanten C_s durchgeführt [3]. Der jeweilige relative Fehler in der berechneten Wandschubspannung τ_w gegenüber dem Ergebnis der DNS ist in **Bild 2** gezeigt. Für den üblicherweise verwendeten Wert $C_S = 0.1$ ergibt sich eine Abweichung von nahezu 20%, die vermutlich zum großen Teil auf die erwähnten Unzulänglichkeiten bei der Modellierung des wandnahen Energietransfers zurückzuführen ist.

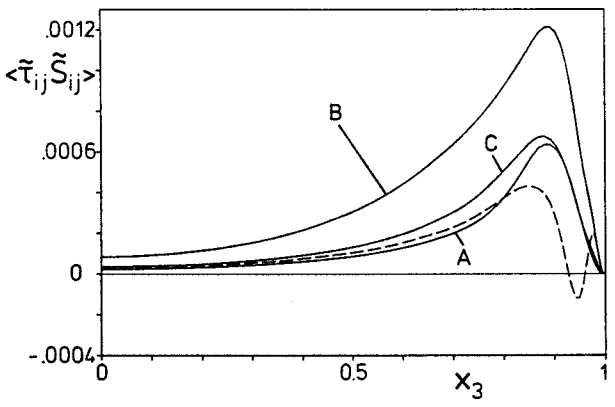


Bild 1

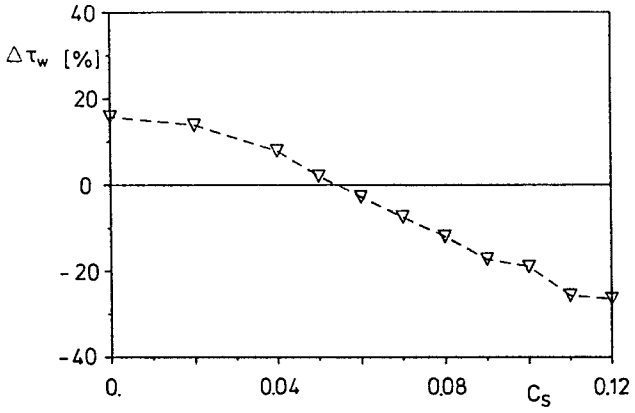


Bild 2

Literatur

[1] Härtel, C., Kleiser, L., *Large-eddy simulation of transitional and turbulent wall-bounded flows*. erscheint in: Flow Simulation With High-Performance Computers I, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Verlag.

[2] Härtel, C., Kleiser, L., *Comparative testing of subgrid-scale models for wall-bounded turbulent flows*. Computational Fluid Dynamics '92, Vol. 1 (eds. Ch. Hirsch et al.), Elsevier, Amsterdam, 1992, pp. 215-222.

[3] Härtel, C., Kleiser, L., *Energy transfer between large and small scales in wall-bounded turbulent flows*. Erscheint in: Proc. Symposium on Engineering Applications of Large Eddy Simulations, Washington, DC, June 20-23, 1993.

Weiteres Vorgehen

Erweiterung und weitere Auswertung der DNS-Datenbasis. Analyse und Verbesserung vorhandener Feinstrukturmodelle. Es wird untersucht, ob einfache, aus den DNS-Ergebnissen abgeleitete Korrekturfunktionen benutzt werden können, um die Leistungsfähigkeit von Wirbelzähigkeitsmodellen im wandnahen Bereich deutlich zu verbessern.

Förderung durch

Grundfinanzierung, DFG

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr. W. Koch

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2263
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Nichtlineare Verzweigungs- und Stabilitätstheorie zur Transitionsvorhersage

Ausgangssituation

Alle z.Z. in aerodynamischen Entwurfsverfahren eingesetzte Transitionskriterien sind empirischer Natur.

Ziel

Durch die Untersuchung des nichtlinearen Verzweigungs- und Stabilitätsverhaltens von zunächst zweidimensionalen Grenzschichten wird versucht, ein Kriterium zu finden, welches eine physikalisch sinnvolle Transitionsvorhersage erlaubt und eventuell Möglichkeiten zur Beeinflussung aufzeigt.

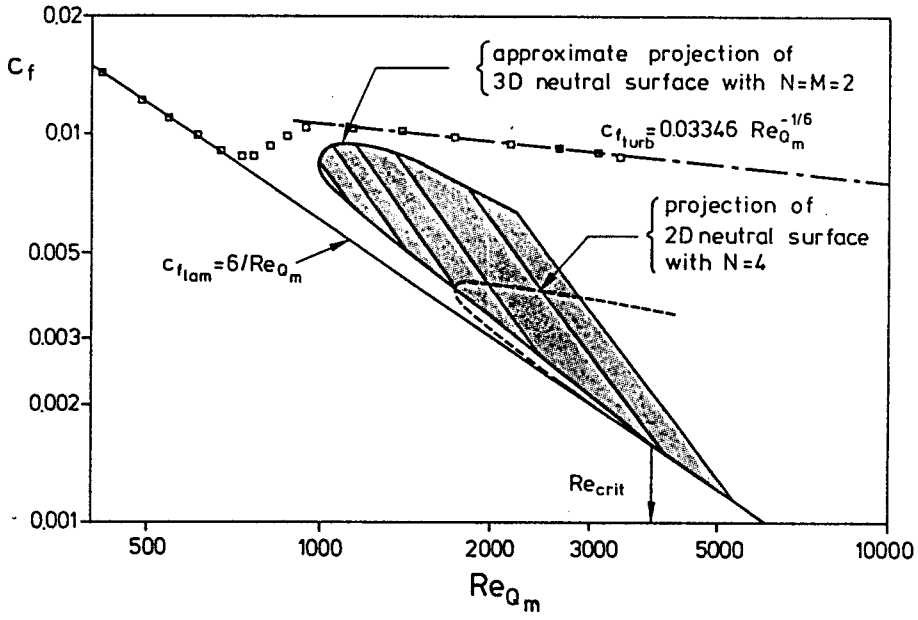
Lösungsweg / Ergebnis

Unter Verwendung der Parallelströmungsannahme wurde bei der Blasiusschen Grenzschicht eine innere (direkte) Resonanz sekundärer Instabilitätsmoden auf der nichtlinearen Neutralfläche entdeckt [1], welche möglicherweise für ein derartiges Transitionskriterium herangezogen werden kann. Das Faszinierende an diesen direkten Resonanzen ist die damit verbundene algebraische Anfachung, welche die übliche exponentielle Anfachung bei weitem übertrifft. Die Automatisierung des Suchvorganges derart degenerierter Zustände im Parameterraum gestaltet sich allerdings äußerst schwierig und muß erst gelöst werden.

Eine Anwendung dieser Gleichgewichtslösungen ergab sich durch die Annahme eines bezahlten Unterauftrages der Firma Nielsen Engineering & Research Inc. in Mountain View, Kalifornien. Dabei handelt es sich um eine gezielte Beeinflussung turbulenter Strömungen mittels neuartiger, aus der Chaostheorie stammender Kontrollmethoden. Statt einen laminaren Strömungszustand anzustreben, wird die Strömung so beeinflußt, daß instabile, zeitlich periodische Zwischenzustände mit niedrigerem Reibungsbeiwert erzwungen werden. Als Zielzustände werden dabei die obigen Gleichgewichtslösungen

verwendet. Diese Kontollmethode wird zunächst an der exakt parallelen, ebenen Poiseuilleströmung erprobt.

Sehr interessante neuere Arbeiten von Henningson und seinen Mitarbeitern zeigen, daß – abweichend von bisherigen Transitionssimulationen – by-pass Transition durch dreidimensionale lineare Störungen ohne 2D Anteil erzeugt werden kann. Dabei spielt wiederum algebraische Anfachung eine entscheidende Rolle. Wenn diese Störungen nicht wieder abklingen sollen, muß es nichtlineare Gleichgewichtszustände geben, welche das System in den turbulenten Zustand überführen. Derartige dreidimensionale Gleichgewichtslösungen ohne 2D Anteil wurden bereits flüchtig von Ehrenstein & Koch untersucht. Die Arbeiten von Henningson erlauben nun eine gezieltere Suche, und tatsächlich konnten bei der ebenen Poiseuilleströmung Gleichgewichtslösungen bis zu Reynoldszahlen in der Nähe von 1000, wo auch experimentell erstmals Transition beobachtet wird, berechnet werden (s. Bild).



Reibungsbeiwert der projizierten 3D-Gleichgewichtsfläche der ebenen Poiseuilleströmung für $\alpha = 1$ bei 2 Fouriermoden in Strömungs- (N = 2) und Spannweitenrichtung (M = 2) in Abhängigkeit von der mittleren Durchfluß-Reynoldszahl Re_{Q_m}. □ .... experimentelle Werte, - - - Projektion der 2D-Gleichgewichtsfläche.

Literatur

[1] Koch, W., *On a degeneracy of temporal secondary instability modes in Blasius boundary-layer flow.* Journal of Fluid Mechanics, 243, 1992, 319-331.

weiteres Vorgehen

Die dreidimensionalen Gleichgewichtslösungen werden nun systematisch untersucht, um damit den Transitionsvorgang unter Einbeziehung der by-pass-Transition besser zu verstehen.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen
Ansprechpartner	Prof. Dr. D. Kröner, M. Geiben
Institution	Institut für Angewandte Mathematik der Universität Freiburg
Adresse	Hermann–Herder–Straße 10 **Telefon** 0761-2033074 7800 Freiburg
weitere Partner	Dr. Brohmer (Ford-Köln), Th. Geßner (Univ. Bonn), Dr. S. Noelle (Univ. Bonn), Dr. M. Rokyta (Univ. Prag), Dr. M. Rumpf (Univ. Freiburg)

Thema

Simulation kompressibler instationärer Strömungsvorgänge in komplexen dreidimensionalen Geometrien

Ausgangssituation

Mit unstrukturierten Gittern lassen sich komplexe Geometrien verhältnismäßig einfach diskretisieren. Des weiteren ist die lokale Adaption des Gitters in Form von lokaler Verfeinerung und Vergröberung ohne zusätzlichen Aufwand in dem numerischen Verfahren möglich. Das numerische Verfahren auf einem Tetraedergitter zur Simulation von instationären kompressiblen Strömungsvorgängen sollte folgende Eigenschaften haben: Steuerungsmöglichkeit für Adaption des Gitters, Upwinding, Diskretisierung höherer Ordnung in Ort und Zeit und Aussagen über theoretische Konvergenzaussagen. Diese Forderungen lassen sich durch ein Upwind–Finite–Volumen–Verfahren höherer Ordnung auf einem Tetraedergitter erfüllen. Als Konvergenzresulte können die in [2, 3, 4] gezeigten herangezogen werden.

Ziel

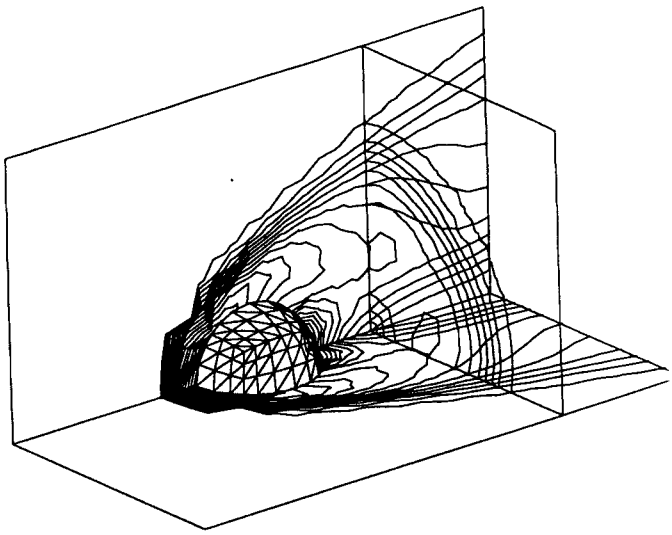
Geplant ist die dreidimensionalen instationären kompressiblen Navier–Stokes–Gleichungen zu lösen. Berechnet werden sollen die Strömungsverhältnisse in einem Zylinder an dem Ein- und Auslaßschlitze angebracht sind. In dem Zylinder soll sich ein Kolben bewegen, der die Schlitze verschließen kann.

Lösungsweg

Die Gewinnung der höheren Ordnung in dem bereits implementierten Upwind–Finite–Volumen–Verfahren erster Ordnung auf einen Tetraedergitter soll analog wie bei den Verfahren auf Differenzengittern mit dem MUSCL–Ansatz erfolgen. Dazu ist eine lineare Rekonstruktion aus den stückweise konstanten Werten auf dem unstrukturierten Gitter nötig und die Definition eines geeigneten Limiters, so daß durch die höhere Ordnung keine Oszillationen an Unstetigkeitsstellen auftreten. Bei der Definition des Limiters ist darauf zu achten, daß die in [3] genannten Bedingungen erfüllt sind, so daß im Falle einer skalaren Erhaltungsgleichung theoretische Konvergenzresulate vorliegen.
Nach einigen numerischen Untersuchungen an skalaren Erhaltungsgleichungen mit bekannter Lösung soll der gefundene Ansatz für die höhere Ordnung in das bereits implementierte Upwind–Finite–Volumen–Verfahren erster Ordnung zur Lösung der kompressiblen Euler Gleichungen eingebaut werden. Des weitern muß untersucht werden, wie die Singularitäten an den Ecken der oberen Kolbenfläche durch die Kolbenbewegung mit feinem Auflösen des Gitters behandelt werden kann. Anschließend ist eine Erweiterung des Verfahrens auf die Navier–Stokes–Gleichungen geplant. Aufgrund von kleinen Zeitschrittweiten im Falle eines expliziten Verfahrens verursacht durch die kleinen Volumen in Gebieten hoher Auflösung, muß die Problematik der Zeitdiskretisierung behandelt werden.

Ergebnis

Für die Konstruktion der Zylindergeometrie mit den Ein- und Auslaßschlitzen wurde in der Programmierumgebung GRAPE ein spezieller Gittergenerator entwickelt, mit dem die Geometrie zusammengebaut werden kann. Das Upwind–Finite–Volumen–Verfahren erster Ordnung wurde für die Berechnung der Strömung um eine Kugel verwendet und das Forward–Facing–Step–Problem wurde in 3D behandelt. In einer vereinfachten Zylindergeometrie wurden die Strömungsverhältnisse bestimmt und die Bewegung des Kolbens in das Finite–Volumen–Verfahren eingebaut. Der Verfeinerungs- und Vergröberungsalgorithmus aus [1] wurde implementiert. Die oben genannten Testrechnungen wurden mit lokal verfeinertem Gitter an den Unstetigkeitsstellen berechnet.



Darstellung der Machisolinien der Strömung um eine Kugel mit Machzahl 5. Die Anzahl der Tetraeder ist 30000.

Literatur

[1] Bänsch, E.: Local Mesh Refinement in 2 and 3 Dimensions. IMPACT of Computing in Science and Engineering, No. 3, 181 - 191, 1991.

[2] Geiben, M., Kröner, D., Rokyta, M.: A Lax–Wendroff Type Theorem for Cell–Centered Finite Volume Schemes in 2D. Preprint, SFB 256, Bonn, 1993.

[3] Kröner, D., Noelle, S., Rokyta, M.: Convergence of Higher Order Finite Volume Schemes on Unstructured Grids for Scalar Conservation Laws in Two Space Dimensions. Preprint 1993, SFB256, Bonn, Germany.

[4] Kröner, D., Rokyta, M.: Convergence of Upwind Finite Volume Schemes for Scalar Conservation Laws in 2-D. Preprint 1992, SFB256, Bonn, Germany.

weiteres Vorgehen

Am Ende des Projektes soll ein Vergleich von experimentellen und numerischen Daten stehen. Vorallem soll dann die Fragestellung behandelt werden, wie sich Veränderungen an den Schlitzen in Form von Anzahl, Position und Gestalt auf das Strömungsverhalten in dem Zylinder auswirken. Dazu ist der Gittergenerator so zu erweitern, daß die Geometrie interaktiv modelliert werden kann. Gut abgestimmte Indikatoren zur Steuerung der Selbstadaption des Gitters müssen gefunden werden, so daß zum Beispiel bei sich zeitlich bewegenden Schocks die Anzahl der Tetraeder sich nicht rapide erhöht. Wenn möglich soll eine Erweiterung des numerischen Verfahrens hinsichtlich der Modellierung des Verbrennungsprozeßes daran anschließend erfolgen.

Datum 28.1.93

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner E.Kufner, Dr.U.Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2442
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Berechnung der laminaren Grundströmung und Stabilitätsanalyse am stumpfen Kegel

Ausgangssituation

Aus den Experimenten von Stetson ist bekannt, daß bei hypersonischen Strömungen die Stumpfheit von Kegeln einen entscheidenden Einfluß auf das Stabilitätsverhalten der Grenzschicht hat. Die Abstumpfung bewirkt eine Stromabverschiebung der Stelle erster angefachter Störungen, die dann allerdings mit zunehmender lokaler *Re*-Zahl stärker anwachsen als beim spitzen Kegel. Vergrößert man – ausgehend von kleinen Nasenradien – die Stumpfheit, verschiebt sich zunächst die Stelle erster angefachter Störungen zunehmend stromabwärts. Ab einem bestimmten kritischen Wert kommt es wieder zu einer Stromaufwanderung.

Ziel

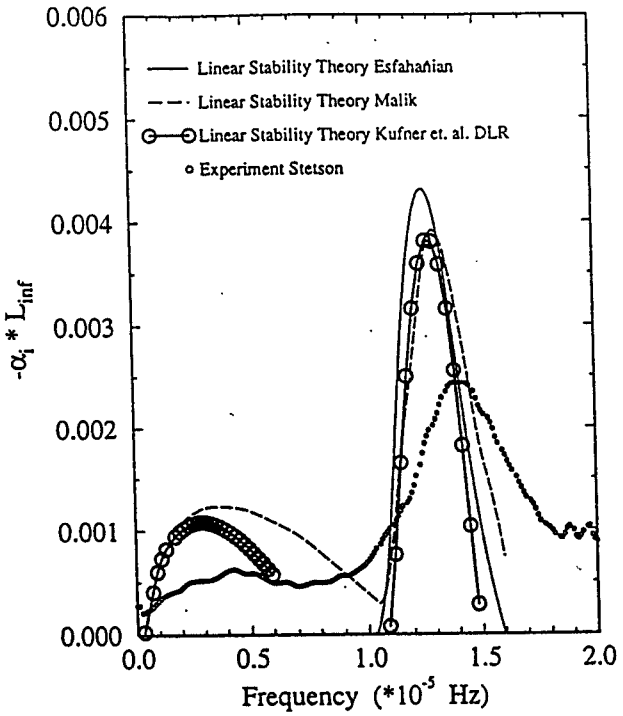
Die genauen Ursachen dieser Phänomene sind bisher noch nicht bekannt, weshalb im vorliegenden Fall neue Erkenntnisse durch theoretische Untersuchungen gewonnen werden sollen.

Lösungsweg / Ergebnis

Das Stabilitätsverhalten der Grenzschicht reagiert sehr sensibel auf Ungenauheiten der Grundströmung, weshalb die zu deren Berechnung vorgesehene Rechenverfahren von B. Müller und St. Riedelbauch erst eingehend auf ihre Anwendbarkeit hin untersucht werden mußten. Diese Navier-Stokes-Solver haben gegenüber Grenzschicht-Euler-Kombinationen den Vorteil, daß keine Unstetigkeiten in den Strömungsgrößen beim Übergang von der Grenzschicht in den reibungsfreien Bereich auftreten. Aufgrund der einfacheren Validierbarkeit der Ergebnisse erfolgten erste Studien zu den ausgewählten Verfahren am spitzen Kegel. Die hieraus gewonnenen Erkenntnisse sind zum Großteil in [1] dargestellt.

Darauf aufbauend konnte auf stumpfe Geometrien übergegangen werden. Als Referenzfall diente zunächst ein von Stetson experimentell untersuchter Kegel mit einem Nasenradius von $Rn = 0.15$ in, einem Halböffnungswinkel von 7°, bei einer Machzahl der Anströmung von $M_\infty = 8.0$.

Die Stabilitätsanalyse erfolgte hier mit dem Programm COSMET [2], also linearer Stabilitätstheorie. Das Bild zeigt einen Vergleich der errechneten Anfachungsraten zu entsprechenden Ergebnissen von Esfahanian und Malik, sowie Stetsons experimentellen Resultaten. Alle maximalen Anfachungsraten aus den Rechnungen nach linearer Stabilitätstheorie liegen über den experimentell ermittelten Werten, mit einer Verschiebung zu etwas kleineren Frequenzen. Die Ergebnisse mit COSMET stimmen sehr gut mit Maliks Daten überein. Ergänzend zu diesen Untersuchungen erfolgen solche mit anwendungsorientierten Euler-Grenzschicht-Kopplungen bei SM-EA in Braunschweig.



Vergleich gemessener und errechneter räumlicher Anfachungsraten an der Stelle $S/Rn = 175$. Adiabate Wand, $M_\infty = 8.0$, $Re_\infty = 31250$, $T_\infty = 54.3K$.

Literatur

[1] Kufner, E., *Calculation of hypersonic laminar flows around sharp cones for transition investigations. - Investigation of the applicability of special TVD-upwind methods.* DLR-IB 221-92 A 13, 1992.

[2] Kufner, E., Dallmann, U., *Instability of hypersonic flow past a blunt cone - effects effects of mean flow variations.* Proc. 8. DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Köln, 10.-12.Nov. 1992. Paper 92-04-010. Erscheint als DGLR-Bericht.

weiteres Vorgehen

Weitere Analyse des Effekts der Nasenstumpfheit hinsichtlich Instabilität und Transition.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner

E. Laurien und J. Delfs

Institution

Technische Universität Braunschweig
Institut für Strömungsmechanik

Tel.: (0531) 391-2971
Fax.: (0531) 391-5952

Adresse

Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig

weitere Partner

Prof. B.L. Rozhdestvensky, Dr. M. Stoynov, Akademie der Wissenschaften, Moskau, Russland

Thema

Numerische Simulation von Transition und Turbulenz in kompressiblen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

In inkompressiblen Grenzschichtströmungen kann Transition und Turbulenz numerisch mit Hilfe des räumlich periodischen Modells mit vertretbarem numerischen Aufwand simuliert werden. Die meisten in der Aerodynamik interessierenden Strömungen sind jedoch kompressibel. Die Lösung der kompressiblen Bewegungsgleichungen ist aufwendiger, da akustische Moden vorhanden sind.

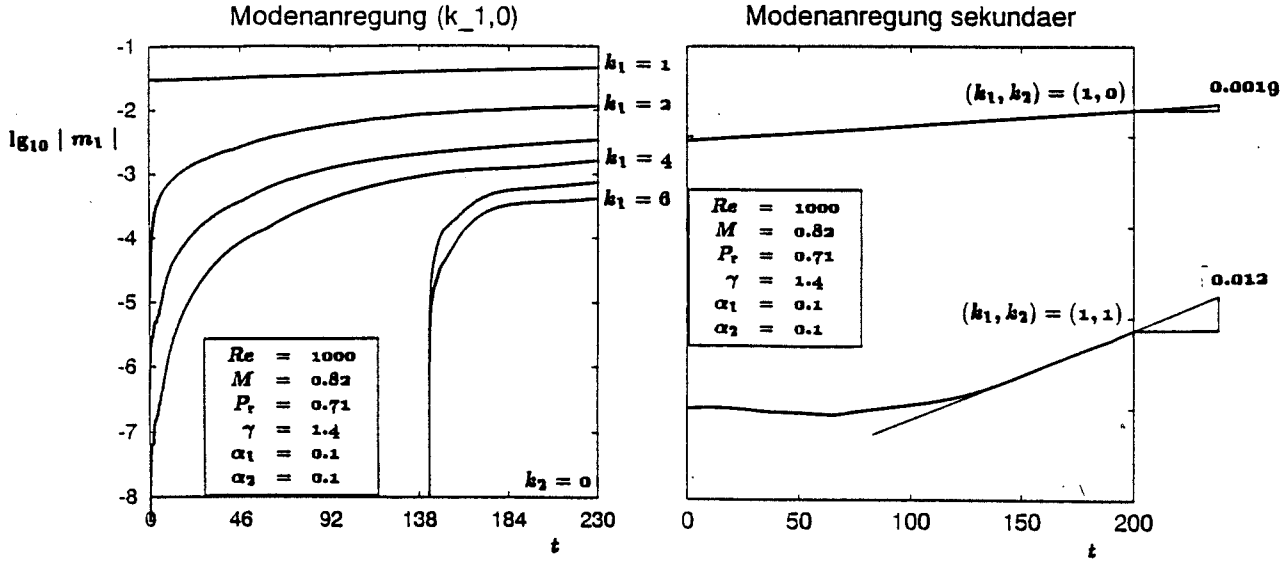
Ziel

Verständnis der kompressiblen Transition und Turbulenz. Entwicklung von neuen Konzepten für Transitions- und Turbulenzmodelle in kompressiblen Grenzschichten.

Lösungsweg

Optimierung eines vorhandenen Simulationsverfahrens für Transition und Turbulenz in kompressiblen Grenzschichtströmungen (implizites Fourier-Chebyshev Kollokationsverfahren) bezüglich des numerischen Aufwandes. Vergleich mit inkompressibler Transition, Untersuchung des Einflusses der Machzahl und der akustischen Moden.

Ergebnis



Das numerische Verfahren ist für die kompressible Grenzschichtströmung ohne Druckgradient bezüglich der richtigen Anfachungsraten der primären und sekundären Instabilität verifiziert worden. Der optimale Zeitschritt wird mit Hilfe der spektralen Stabilitätsanalyse nach Rozhdestvensky bestimmt. Das linke Bild zeigt das Anwachsen zweidimensionaler Moden $k_1 \geq 1, k_2 = 0$ und das rechte Bild das Anwachsen des Tollmien-Schlichting Modes (1,0) und des wichtigsten Modes (1,1) der sekundären Instabilität.

Literatur

E. Laurien, J. Delfs, and E. Bohnsack : A Spectral Method for the Numerical Simulation of Compressible Boundary-Layer Transition, ZAMM 73.5 (1992)

M. Stoynov, B.L. Rozhdestvensky, J. Delfs, and E. Laurien : Stability and Efficiency of a Spectral Method for Compressible Boundary-Layer Transition and Turbulence Simulation, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, Bericht Nr. 92-14 (1992)

weiteres Vorgehen

Durchführung numerischer Simulationen mit hoher räumlicher Auflösung.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Numerische Strömungsmechanik
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. Hans-Jörg Leister
Institution	**Bayerischer Forschungsverbund für Technisch-Wissenschaftliches Hochleistungsrechnen (FORTWIHR)** **Lehrstuhl für Strömungsmechanik**
weitere Partner	Lehrstuhl VI für Werkstoffwissenschaften, Universität Erlangen-Nürnberg
Telefon	09131/8104-73
Telefax	09131/85-9503

Thema	**Effiziente dreidimensionale Strömungssimulation mit Wärme- und Stofftransport mit Anwendungen in der Kristallzüchtung**
Ausgangssituation	Die Integration der dreidimensionalen zeitabhängigen Navier-Stokes-Gleichungen ist von größter Bedeutung für das Verständnis einer Vielzahl von wissenschaftlichen Fragestellungen aus dem Bereich der Strömungsmechanik. Um so wichtiger ist es, hierzu moderne, an die Vektorrechnerarchitektur angepaßte numerische Verfahren von höchster Effizienz (Mehrgitterverfahren, schnelle Löser) einzusetzen. Dazu wurden Programme erstellt und zum Einsatz gebracht. Ausgangspunkt dieser Entwicklung war dabei das Eingitter 3D Berechnungsverfahren von Perić [1]. Dieses Verfahren verwendet eine Finite-Volumen Diskretisierung und den SIMPLE Algorithmus.
Ziel	Ziel des Vorhabens ist die Implementierung, Dokumentation und Anwendung eines blockstrukturierten dreidimensionalen Berechnungsverfahrens für komplexe Geometrien. Weiterhin soll mit bewegten 3D Gittern gearbeitet werden.

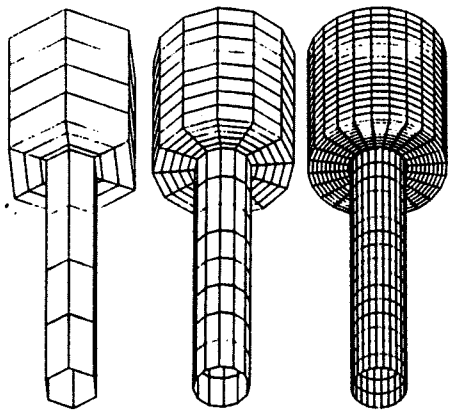


Fig. 1: drei blockstrukturierte Gitterebenen (Mehrgitterverfahren) für ein Kolbenvolumen mit Ausflußrohr

Lösungsweg

Ausgehend von dem bereits entwickelten vektorisierten 3D Mehrgitteralgorithmus wird nun die Blockstrukturierung implementiert und getestet. Darauf baut die Implementierung der bewegten Gitter und des 'Space Conservation Laws' auf.

Ergebnis

Der von Perić in Anlehnung an Stone entwickelte Sieben-Diagonal SIP-Löser wurde für Vektorrechner optimiert [3]. Auf der CRAY-YMP stehen somit ca. 200 Megaflops, auf der Fujitsu S400 600 Megaflops zur Verfügung. Es wurden bereits erfolgreich einige Testfälle und Anwendungen durchgerechnet. Dazu gehören experimentelle Ergebnisse von Jones [2] und Wung [4]. Zudem wurden Anwendungen aus der Beschichtungstechnik gerechnet. Zur Zeit wird das blockstrukturierte Programm getestet. Dies geschieht anhand einer Rohrströmung. Dabei werden alle möglichen Topologien der Blöcke erfasst und systematisch getestet.

Literatur

[1] M. Perić, 'A Finite Volume Method for the Prediction of Three-dimensional Fluid Flow in Complex Ducts', *PhD thesis*, University of London 1985

[2] H. J. Leister, M. Perić, 'Numerical simulation of a 3D Czochralski-melt flow by a finite volume multigrid-algorithm', J. of Crystal Growth, **123**, 567-574, (1992)

[3] H. J. Leister, M. Perić, 'Vectorized strongly implicit solving procedure for seven diagonal coefficient matrix', to be published in *International Journal of Numerical Methods in Heat and Fluid Flow*

[4] Wung,T.-S. and Tseng, F.-G., 'A color-coded particle tracking velocimeter with application to natural convection' , *Experiments in Fluids*, **13**, 217 - 223 (1992)

weiteres Vorgehen

Die Blockstrukturierung und das 'Space Conservation Law' sollen anhand des Testbeispiels der Kolbenströmung in einem Programm zusammengeführt werden. Weiterhin werden ganz allgemein Erkenntnisse im Umgang mit Strömungen in sich bewegenden dreidimensionalen Gebieten gesammelt. Diese Erfahrungen können in die Behandlung von freien Randwertproblemen einfließen, wie sie z.B. bei Schmelz- und Erstarrungsprozessen auftreten. Letztere spielen bei Anwendungen in der Kristallzucht aus der Schmelze eine entscheidende Rolle. Der blockstrukturierte, vektorisierte Programmcode soll in einer dokumentierten und zugleich parallelisierten (Vorarbeit hierzu: Diplomarbeit Seidl) Version dem Lehrstuhl zur Verfügung stehen.

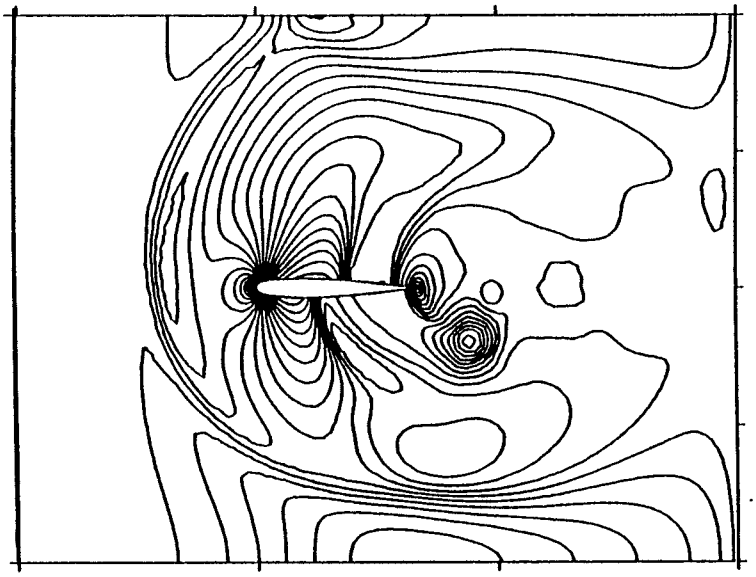
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Themenschwerpunkt INSTATIONÄRE STRÖMUNGEN
Ansprechpartner	Prof. Dr. G. E. A. Meier
Institution	DLR-Institut für Strömungsmechanik
Adresse	Bunsenstraße 10 , 3400 Göttingen Telefon (0551) 709-2177 Telefax (0551) 709-2889
weitere Partner	Institute der DLR, Hochschulinstitute und Industrie
Thema	Instationäre Strömungen in Aeroelastik, Aerodynamik und Antrieben
Ausgangssituation	In der AG STAB soll nach Beschluß der letzten Kuratoriums-Sitzung "Instationäre Strömungen" ein Themenschwerpunkt sein. Die Hochschulen, die DLR und auch die Forschungsabteilungen der Industrie sind eingeladen, sich an diesen Aktivitäten zu beteiligen.
Ziel	Die einzelnen Typen des instationären Strömungsverhaltens, wie bewegungsinduzierte Instationaritäten (aeroelastische Schwingungen, Propellerströmungen, Hubschrauber-Rotorströmungen, Verdichter- und Turbinenströmungen), selbstinduzierte Instationaritäten (Stoß-Grenzschicht-Schwingungen, Wirbel-Wirbel-Wechselwirkungen, Strahlinterferenzen, Ablösung, Nachläufe, Wirbelschleppen), fremdinduzierte Instationaritäten (Böen, Turbulenzen, Wirbel-Profil-Wechselwirkungen, Windkanalfluktuationen) und aerothermodynamische Instabilitäten (Hochenthalpie-Strömungen bei Raumfahrzeugen, Verbrennung) müssen untersucht und verstanden werden. Wenn genügend Erkenntnisse über die Mechanismen vorliegen, kann man zur Beeinflussung instationärer Strömungen (Absaugung und Ventilation, adaptive und aktive Strukturen, Schall und Vibration, elastische Konfigurationen) schreiten, um technologische Verbesserungen einzuleiten.
Lösungsweg	In der DLR wird bereits in verschiedenen Instituten - neben den Aktivitäten auf dem Gebiet der Turbulenz, die hier nicht Gegenstand der Betrachtungen sein soll - im Rahmen eines Querschnittsprojektes über instationäre Strömungen, in technologieorientierten Projektgruppen an Problemen wie instationäre Aerodynamik (Aeroelastik, Buffeting), instationäre Strömungen mit Ablösung (Nachläufe, Post-Stall, Wirbel, Stöße, Buffet) und instationäre Strömungen in Antrieben (Turbinen, Verdichter, Propeller, Rotoren) gearbeitet. Bislang stand bei der Entwicklung der Luft- und Raumfahrttechnologien aber auch der Strömungsmaschinen eine weitgehend stationäre Behandlung aller aerodynamischen und strömungsmechanischen Probleme im Vordergrund.

Ergebnis

Selbst stark instationäre Vorgänge, wie z. B. Propeller- oder Rotorströmungen, Nachläufe und turbulente Strömungen, wurden meist mittels Modellen in quasistationärer Betrachtungsweise behandelt. Durch das zunehmende Bewußtsein der Öffentlichkeit für Umweltfragen, aber auch durch die Forderungen nach Ressourcenschonung und Steigerung von Komfort und Wirkungsgrad werden jetzt die instationären Strömungsvorgänge, die zu Schwingungen der Geräte und Schallabstrahlung führen, zunehmend interessant.

Instationäre Strömungsvorgänge sind aber zunächst auch sicherheitsrelevant. Bei Fluggeräten gibt es instabile Flugzustände, die zu starken Vibrationen und im Extremfall zur Zerstörung des Fluggerätes führen können. Bei den Antrieben und vielen anderen Strömungsmaschinen sind ebenfalls die durch instationäre Innenströmung verursachten Vibrationen Grund für systemkritische Ausfälle dieser Aggregate, die unbedingt zu vermeiden sind. Daneben ist für den Komfort der Benutzer, die Belastung der Umwelt und für die Lebensdauer der Fluggeräte und Strömungsmaschinen die Erforschung und Kontrolle der instationären Strömungsvorgänge von größter Bedeutung. Sie erzeugen instationäre Luftkräfte und damit Geräusche, Körperschall und Schwingungen, welche die Akzeptanz mindern und die Lebensdauer durch Materialermüdung begrenzen.



Schallwellen, Stöße und Wirbel in instationärer Profilumströmung

Literatur

G. E. A. Meier:
Instationäre Strömungen- Ein Zukunftsthema
in: Strömung mit Ablösung, 8. DGLR-Fachsymposium, Köln, Nov. 1992
DGLR-Ber. 92-07

weiteres Vorgehen

Bildung von Interessentengruppen und Kooperationen in den entsprechenden Projektgruppen und Fachkreisen.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Rodi

Institution Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1 **Telefon** (0721) 608-3535
Telefax (0721) 608-2202

weitere Partner

Thema Testfälle für turbulente Strömungen

Ausgangssituation

Zur Überprüfung von Meß- und Berechnungsverfahren für turbulente Strömungen werden dringend wohldefinierte Testfälle benötigt. Obwohl es in der Literatur verstreut sehr viele experimentelle Daten gibt, wurden bisher nur wenige solcher wohldefinierter Testfälle aufgesetzt.

Ziel

Bereitstellung von Testfällen zur Verifizierung von Berechnungsverfahren für turbulente Strömungen. Es müssen dabei die für die Rechnung benötigten Randbedingungen eindeutig gegeben sein sowie ausreichende Meßergebnisse für eine sichere Überprüfung von Rechenverfahren.

Lösungsweg

Sammlung von Daten aus der Literatur, Kontakte mit Experimentatoren. Überprüfung der Daten auf ihre Zuverlässigkeit und Vollständigkeit. Aufsetzen von Testfällen. Eigene Nachrechnung einer begrenzten Anzahl von Testfällen sowie Nachrechnungen durch andere Partner in einem EG-Vorhaben. Erstellung einer Datenbank im Rahmen dieses Vorhabens.

Ergebnis Von der von Professor Bradshaw, Stanford, organisierten Collaborative Testing of Turbulence Model Aktivität wurde eine Reihe von Testfällen übernommen und nachgerechnet. Zusätzlich wurde als Testfall die Strömung in einem axialsymmetrischen Diffusor aufgesetzt und nachgerechnet (siehe nachfolgende Ergebnisse). Des weiteren wurde eine Vielzahl von Literaturstellen gesammelt und gesichtet und das Aufsetzen weiterer Testfälle ist in Vorbereitung.

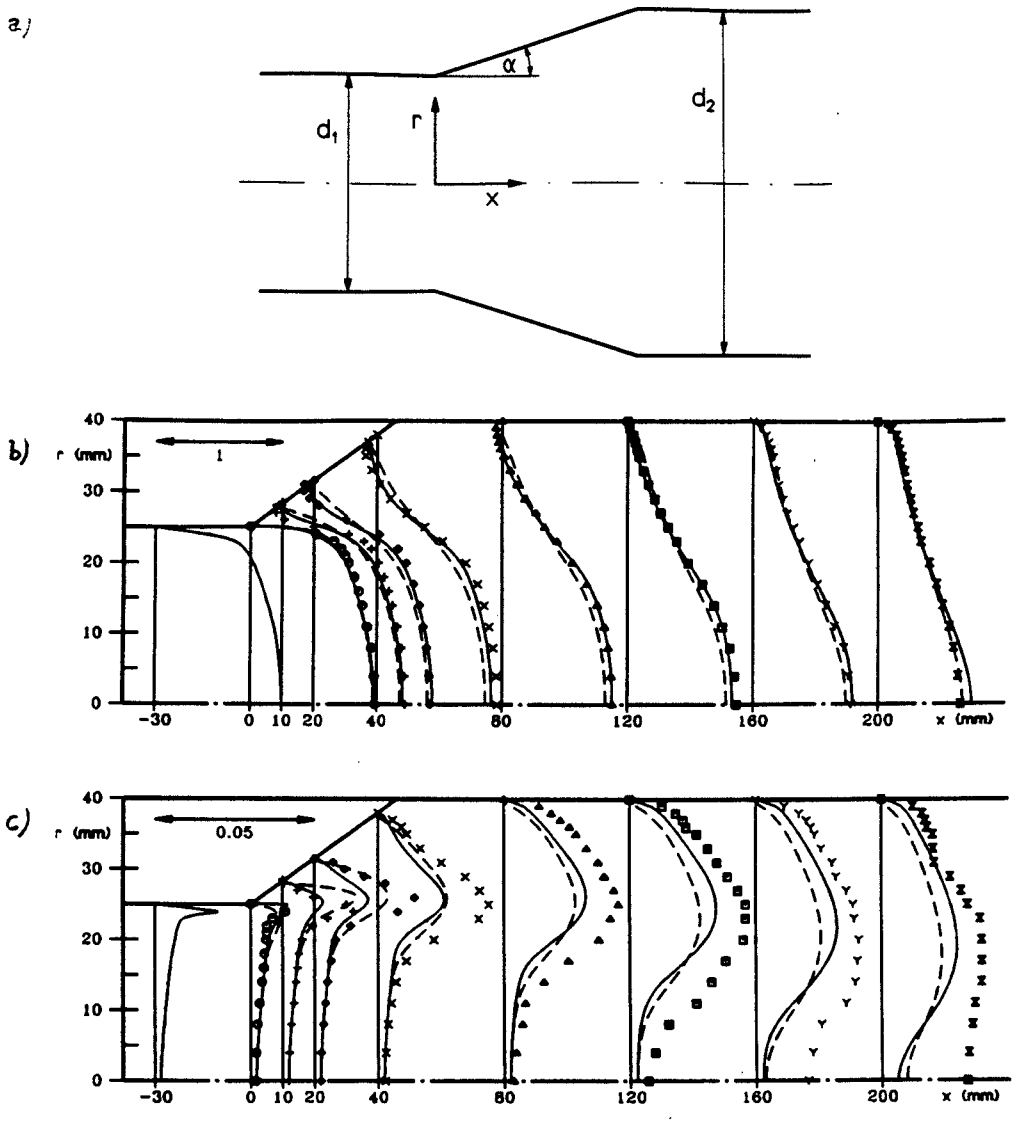


Abbildung 1 Axialsymmetrischer Diffusor: a) Strömungskonfiguration; b) dimensionslose Geschwindigkeiten U/U_0; c) dimensionslose kinetische Energie k/U_0^2 (— $k-\varepsilon$ Modell, - - Zweischichtenmodell)

weiteres Vorgehen

Sammlung weiterer Daten, Formulierung neuer Testfälle und weitere Nachrechnungen

Förderung durch:

DFG Normalverfahren sowie Gemeinschaftsvorhaben im EG-Programm SCIENCE

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Rodi

Institution Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1 **Telefon** (0721) 608-3535
Telefax (0721) 608-2202

weitere Partner

Thema Berechnung abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen

Ausgangssituation

Es gibt noch kein Rechenverfahren, mit dem sich abgelöste Strömungen an Tragflügelprofilen, insbesondere beim Auftreten größerer Ablösezonen und bei laminar-turbulentem Umschlag in Ablöseblasen mit ausreichender Sicherheit vorhersagen lassen.

Ziel

Es soll ein Computerprogramm entwickelt werden, mit dem sich die Strömungen um Tragefflügel bei Auftreten von Ablösung für die praktisch interessierenden Parameterbereiche von Profilen, Anstellwinkel und Reynolds-Zahl zuverlässig und ausreichend genau berechnen lassen. Die Untersuchungen konzentrieren sich auf die Verbesserung von Turbulenz- und Umschlagsmodellen und werden an 2D inkompressiblen Strömungen durchgeführt.

Lösungsweg

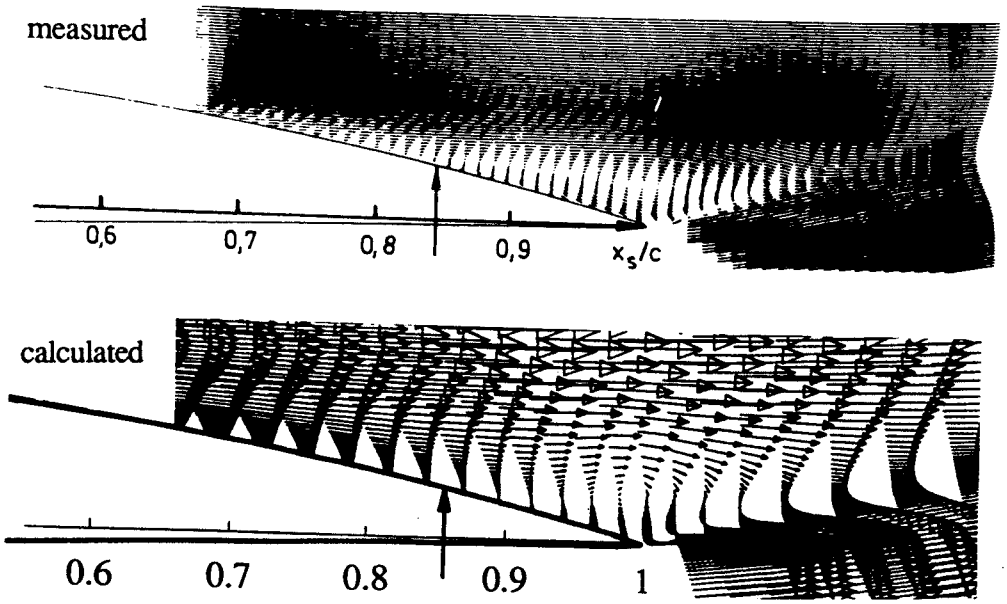
Lösen der vollen 2D Navier-Stokes Gleichungen mit Hilfe eines iterativen numerischen Verfahrens

- Verwendung von körperangepaßten Gittern
- Finites-Volumen-Verfahren
- Verwendung von nichtgestaffelten Gittern
- zeitunabhängiges Verfahren
- Verwendung verschiedener Varianten des k-ε Turbulenzmodells: zum einen mit Wandfunktionen und zum anderen ein Zweischichten-Turbulenzmodell, das nur im Außenbereich das Standard-k-ε Modell verwendet und im viskositätsbeeinflußten, wandnahen Bereich ein Eingleichungsmodell. Simulierung des Umschlags über Umschlagskorrelationen.

Ergebnis

Berechnungen für das NACA-4412-Profil bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 14^o$ wurden mit verschiedenen Diskretisierungsverfahren durchgeführt. Bei Verwendung des üblichen hybriden Zentral-/Aufwinddifferenzenverfahrens ergab sich eine wesentlich zu frühe Ablösung auf der Saugseite. Rechnungen mit dem genaueren HLPA-Schema von Zhu [1] ergeben dagegen eine recht gute Übereinstimmung mit den experimentellen Ergebnissen von Coles und Wadcock (AIAA J., Vol. 17, No. 4, pp. 321-329). Die Ergebnisse sind inzwischen in [2] veröffentlicht.

Beispiel: Berechnung der Strömung um ein NACA-4412-Profil bei $\alpha = 14^o$.



Geschwindigkeitsvektoren in der Nähe der Hinterkante

Literatur

1. Zhu, J.: "A low-diffusive and oscillation-free convection scheme", Commun. in Appl. Num. Meth., 7, pp. 225-232, 1991.

2. Cordes, J., Rodi, W., Cho, N.H.: "Calculation of separated flows with a two-layer turbulence model", in Physics of Separated Flows, K. Gersten (ed.), Notes in Numerical Fluid Mechanics, Vol. 40, Vieweg, Braunschweig, Wiesbaden, pp. 66-72, 1993.

weiteres Vorgehen

Berechnung der Strömung um Tragflügel mit laminaren Ablöseblasen und laminar-turbulentem Umschlag in diesen Blasen. Die Entwicklung eines geeigneten Umschlagmodells und Testrechnungen sind im Gange.

Förderung durch:

DFG-Schwerpunktprogramm "Physik abgelöster Strömungen", Verbundvorhaben TURBOTECH der AG Turbo

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Physikalische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner Dr.-Ing. M. Rose

Institution Bergakademie Freiberg
Institut für Fluidmechanik und Fluidenergiemaschinen
Fachbereich Maschinenbau und Energietechnik

Adresse Lampadiusstr. 2
O-9200 Freiberg

Telefon 03731-512362
Telefax 03731-513658

weitere Partner

Thema Fernschallfeld des Transitionsbereiches einer Plattengrenzschicht

Ausgangssituation Es wird davon ausgegangen, daß die instationäre inkompressible Grenzschicht bekannt ist, d. h. numerisch berechnet wurde. Dabei sollen die Ergebnisse der direkten numerischen Simulation einer Grenzschichttransition (WAGNER) als Datenbasis für akustische Untersuchungen genutzt werden.

Ziel Berechnung und Diskussion der Schallfeldgrößen sowie Ableitung von Möglichkeiten zur Lärmbeeinflussung im Zusammenhang mit den beobachteten Strukturen des Geschwindigkeitsfeldes während der einzelnen Phasen des Transitionsprozesses.

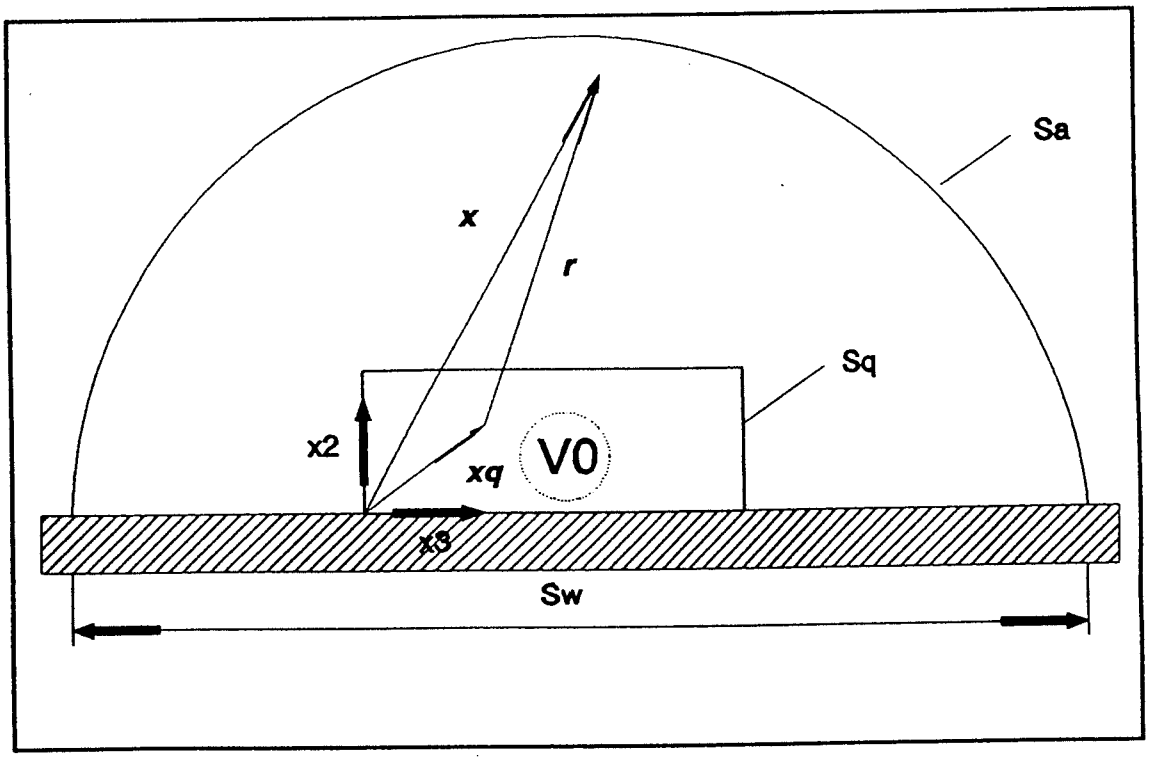
Lösungsweg Das zur Strömungssimulation verwendete Modell setzt für die Feldgrößen horizontal periodische Randbedingungen voraus. Zur Berechnung des Fernschallfeldes sollen gleichzeitig zwei Lösungsvarianten entwickelt und verglichen werden:

1. Beibehaltung der Periodizität des akustischen Quellbereiches, d. h. einer akustisch nicht kompakten Quelle,

2. Herauslösen einer Periode (gegebenenfalls räumliche Mittellung über die Phasenlagen), d. h. die Behandlung einer akustisch kompakten Quelle

Ergebnis

Unter Beibehaltung der Periodizität des Quellbereiches (Modell 1) gelangt man zu einer modifizierten Wellengleichung. Mit Hilfe der für diesen Fall bestimmten GREENschen Funktion erhält man die entsprechenden Integrale (Raum, Zeit) über Quellvolumen und Oberfläche.
Die alternative Variante (Modell 2) führt zu der bekannten Lösung der inhomogenen Wellengleichung. Die Integration erfolgt über das Quellvolumen und die Oberflächen (Skizze). Die Zeitintegration ließ sich wegen der Eigenschaft der hierfür geltenden GREENschen Funktion (Delta-Funktion) analytisch ausführen.



Zur Berechnung des Fernschallfeldes bei akustisch kompakter Quelle

Literatur

1. CRIGHTON, D. G.: Goals for computational aeroacoustics. in: Computational acoustics - algorithmus and applications. Vol. 2, Amsterdam u. a.: North-Holland, 1986.
2. CRIGHTON, D. G.; DOWLING, A. P. u. a.: Modern methods in analytical acoustics. London u. a.: Springer-Verlag, 1992.
3. WAGNER, M.: Numerische Untersuchungen zum laminar-turbulenten Übergang in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten. Diss. Karlsruhe: Universität Karlsruhe, Fak. f. Maschinenbau, 1992.

weiteres Vorgehen

- Vergleich beider Varianten,
- Realisierung der Zeitintegration bei Modell 1,
- Erfassen des Einflusses der räumlichen (horizontalen) Phasenlage im Quellbereich bei Modell 2,
- Berücksichtigung einer Parallelströmung im Fernfeld,
- numerische Auswertung der Quellterme und Integration,
- Auswertung, Diskussion der Schallintensitäten, Richtcharakteristiken, Energien während der einzelnen Phasen der Grenzschichttransition

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel und Hyperschall / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner M. Simen, Dr. U. Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2442
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Nichtlokale Instabilitätstheorie von Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Im vergangenen Jahr wurde eine vereinheitlichte physikalisch-mathematische Modellierung unterschiedlicher linearer Instabilitätsformen kompressibler und insbesondere hypersonischer Grenzschichtströmungen vorgestellt [1], [2], [3]. Zur Modellierung des Stabilitätsproblems wurde der Begriff der "Nichtlokalen Instabilität" eingeführt. Die auf anderem Wege von Herbert und Bertolotti formulierte PSE-Methode zur Transitionssimulation ist Teil dieser Theorie.

Ziel

Die nichtlineare Erweiterung der nichtlokalen Theorie verfolgt das Ziel, für viele aerodynamisch wichtige Strömungen (in allen Machzahlbereichen) Transition ohne Rückgriff auf Empirie "vorherzuzsagen".

Lösungsweg / Ergebnis

Nichtlokale Instabilität bedeutet, daß die Strömung und ihre räumliche Veränderung die Anfachung von Störungen an einem bestimmten Ort beeinflußt. Dagegen bedeutet *lokale* Instabilität, daß nur die Strömung an einem Ort aber nicht ihre räumliche Veränderung das Stabilitätsverhalten beeinflußt. In der nichtlokalen Stabilitätstheorie wird die räumliche Entwicklung kleiner Störungen in einer sich ebenfalls räumlich entwickelnden, konvektiv instabilen Strömung betrachtet. Eine Skalierung der abhängigen und unabhängigen Variablen der Grund- und Störströmung in wandtangentialer und wandnormaler Richtung ermöglicht eine Formulierung von parabolischen Störungsdifferentialgleichungen. Das System partieller Differentialgleichungen kann zusammen mit kinematischen, Normierungs-, Anfangs-, Randbedingungen sowie der Dispersionsbeziehung numerisch fortschreitend gelöst werden. Damit wird die Vorgeschichte der Störungsentwicklung bis zur aktuellen Position längs der Wand erfaßt. Als Grenzfälle enthält die hier vorgestellte nichtlokale Theorie bei verschwindenden, wandtangentialen Gradienten das lokal-paral-

lele Stabilitätsproblem und bei verschwindendem, periodischem Anteil in Strömungsrichtung das nichtlokale Stabilitätsproblem stationärer Görtler-Wirbel.

Die nichtlokale Methode lieferte Anfachungsraten zwei- und dreidimensionaler Störungen der ersten und zweiten Mode einer kompressiblen Strömung an einer ebenen Platte für sub- und supersonische Machzahlen in völliger Übereinstimmung zu Ergebnissen, die mit der PSE-Methode von Bertolotti und der Methode der mehrfachen Skalen von El-Hady erzielt wurden. Für höhere Machzahlen ergaben sich leichte Abweichungen zu diesen Methoden, allerdings nahe Übereinstimmung mit Ergebnissen einer Methode der Reihenentwicklung nach Gaponov mit konstanter Prandtlzahl. Die nichtlokale Methode unterscheidet sich von der PSE-Methode in der Herleitung parabolisierter Störungsdifferentialgleichungen, in der Berücksichtigung lokaler, wandtangentialer Gradienten der Wellenzahl, d.h. krummliniger Wellenausbreitung, in der Methode, Normierungs- und Randbedingungen zusammen mit der Dispersionsbeziehung zu erfüllen, in der Vorgabe asymptotischer Randbedingungen, und in ihrer Ausrichtung. Die nichtlokale Methode wurde entwickelt, um über eine konsistente, vereinheitlichte Formulierung kombinierte Einflüsse der Nichtparallelität, Oberflächen- , Stromlinien- und Wellentrajektorienkrümmung auf die konvektive Instabilität kompressibler Strömungen untersuchen zu können. Als Grenzfälle sind die lokale Instabilität und die Görtler-Instabilität enthalten. Die PSE-Methode wurde entwickelt, um Einflüsse der Nichtparallelität und Nichtlinearität auf die Instabilität und Transition zu erfassen. Beide Methoden lassen sich jedoch ineinander überführen.

Literatur

[1] Simen, M., *Local and nonlocal stability theory of spatially varying flows.* In: Instability, Transition, and Turbulence (M.Y. Hussaini, A. Kumar, C.L. Streett, eds.), Springer, (Proc. of the ICASE/NASA Langley Research Center Workshop on Transition and Turbulence, July 8 - August 2, 1991, Hampton, Va. USA.)

[2] Simen, M., *Lokale und nichtlokale Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen.* Dissertation Universität Stuttgart, Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik; erscheint 1993 als DLR-FB.

[3] Simen, M., Dallmann, U., *Nonlocal versus local instability of compressible flows including body metric, flow divergence and 3D-wave propagation.* Proc. 8. DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Köln, 10.-12. Nov. 1992. Paper 92-04-044. Erscheint als DGLR-Bericht.

weiteres Vorgehen

Entwicklung eines nichtlinearen, nichtlokalen Instabilitätsanalyseverfahrens zur physikalischen (nicht-empirischen!) Transitionsvorhersage.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall/Laminarflügel / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner M. Simen, Dr. U. Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2442
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Vergleich lokaler und nichtlokaler Störungsanfachung in Grenzschichten entlang gewölbter Oberflächen

Ausgangssituation

Im Rahmen von BRITE/EURAM ELFIN I wurden die Einflüsse der Flügelwölbung auf die Ergebnisse der e^N-Methode zur Transitionsvorhersage behandelt. Die Berücksichtigung von Oberflächen-Krümmungstermen bei gleichzeitiger Vernachlässigung der räumlichen Änderung der Grundströmung ist i.a. inkonsistent. Die nichtlokale Instabilitätstheorie erlaubt nun die Bewertung der Ergebnisse. Für Hyperschall-Kegelumströmungen war zusätzlich die starke laterale Divergenz der Strömung zu beachten.

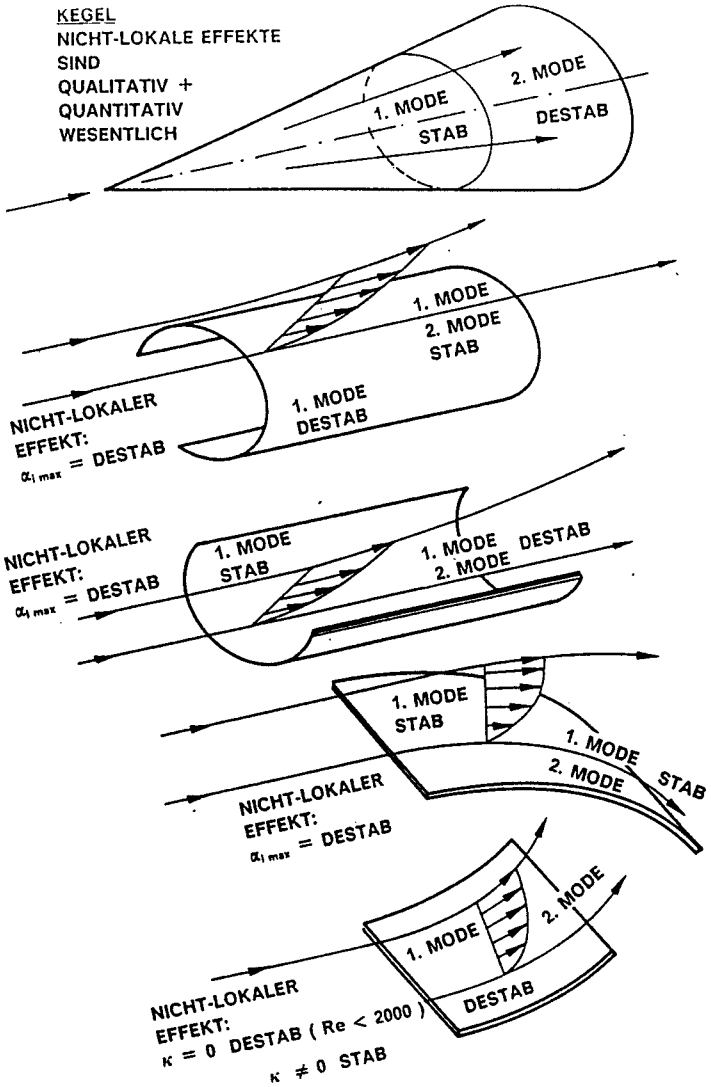
Ziel

Einfluß der Oberflächenwölbung auf Instabilität und Transition von kompressiblen Grenzschichten im Transschall- oder auch im Hyperschall-Bereich.

Lösungsweg / Ergebnis

Mittels Anwendung der neuentwickelten Nichtlokalen Instabilitätstheorie wurden weitere Fortschritte bei der Untersuchung direkter Einflüsse auf die Instabilität kompressibler Grenzschichtströmungen erzielt. Mit direkten Einflüssen sind Veränderungen des Stabilitätsproblems selbst gemeint, z.B. infolge Oberflächenkrümmung oder Strömungsdivergenz. Es wurden Grenzschichten entlang longitudinal oder transversal, konvex oder konkav gewölbter zylindrischer Oberflächen und Kegel mit lokaler (klassischer) und mit nichtlokaler (parabolischer) Instabilitätsanalyse vergleichend untersucht [1], [2].

Die lokale Stabilitätsanalyse gibt meist direkte Einflüsse der Oberflächenkrümmung und Stromliniendivergenz in Größenordnung und Tendenz analog zur nichtlokalen Stabilitätsanalyse wieder. Eine Ausnahme bilden schräglaufende und zweidimensionale Wellen der ersten Mode an der transversal gekrümmten Wand sowie schräglaufende Wellen tiefer Frequenz der ersten Mode am Kegel. Ein stabilisierender Einfluß nach der lokalen wird zu einem destabilisierenden Einfluß nach der nichtlokalen Stabilitätstheorie und umgekehrt. Nichtlokale Einflüsse wirken abgesehen von diesen Ausnahmen additiv, sind jedoch bei der ersten Mode von gleicher Größenordnung wie die Krümmungseinflüsse. Hingegen liefert die nichtlokale Stabilitätsanalyse gleiche qualitative und nur wenig quantitativ veränderte Verläufe der Anfachungsraten von Störungen der zweiten Mode, so daß hier eine erweiterte, lokale Analyse die physikalischen Verhältnisse gut wiedergibt.



Übersicht über stabilisierende (STAB) bzw. destabilisierende (DESTAB) Effekte in kompressibler Strömung infolge Berücksichtigung unterschiedlicher Oberflächenwölbungen oder Kegeligkeit sowie Stromab-Entwicklung der Grundströmung (nicht-lokaler Effekt).

Literatur

[1] Simen, M., *Lokale und nichtlokale Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen*. Dissertation Universität Stuttgart, Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik; erscheint 1993 als DLR-FB.

[2] Simen, M., Dallmann, U., *Nonlocal versus local instability of compressible flows including body metric, flow divergence and 3D-wave propagation*. Proc. 8. DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Köln, 10.-12. Nov. 1992. Paper 92-04-044. Erscheint als DGLR-Bericht.

weiteres Vorgehen

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner M. Simen, Dr. U. Dallmann, C. Tiedemann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2442
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Lokale Instabilität hypersonischer Grenzschichten an angestellten spitzen Kegeln

Ausgangssituation

Im Falle eines mit der Machzahl acht axial angeströmten, spitzen Kreiskegels (Stetsons Experiment) zeigte sich bereits im Vorjahr, daß eine konvergierte Thin-Layer-Navier-Stokes-(TLNS) Lösung eine vollständigere und mit Meßwerten besser übereinstimmende Modellierung der stationären Grundströmung darstellt als die Ähnlichkeitslösungen. Als wesentliche Einflußgrößen, welche in der TLNS-Lösung, jedoch nicht in den Ähnlichkeitslösungen berücksichtigt sind, wurden die Wechselwirkung zwischen reibungsbehafteter und reibungsfreier, hypersonischer Strömung sowie die Oberflächenkrümmung identifiziert.

Ziel

Primäre Instabilitätsvorhersage für Hyperschallströmungen

Lösungsweg / Ergebnis

Entsprechende Untersuchungen wurden nun für die hypersonische Strömung um einen angestellten Kegel durchgeführt. Insbesondere im Bereich der oberen Symmetrielinie treten bereits bei geringfügiger Anstellung starke Wechselwirkungen zwischen reibungsbehafteter und reibungsfreier Strömung auf. Letztere weist außerdem einen lateralen Entropiegradienten wegen der in Kegelumfangsrichtung variablen Stärke des Verdichtungsstoßes auf, der den Verlauf des lokalen Querströmungsprofils besonders im Bereich der oberen Symmetrielinie beeinflußt. Über eine Sensitivitätsstudie der zweiten, wandnormalen Ableitungen an der vom gesamten Strömungsfeld stark beeinflußten oberen sowie der unteren Symmetrielinie konnte die Konvergenz der TLNS-Lösungen nachgewiesen werden. [1], [2], [3].

Einige wichtige physikalische Aussagen zur Instabilität zwei- und dreidimensionaler, hypersonischer Grenzschichtströmungen an spitzen Kegeln bei $M_\infty = 8$ sollen hier genannt werden:

1. Es wurde eine sehr nahe Übereinstimmung zwischen Stabilitätstheorie und den Stabilitätsexperimenten von Stetson am nicht angestellten und am angestellten, spitzen Kreiskegel im Bereich der Symmetrielinien einer hypersonischen Strömung der Anström-Machzahl acht, für Anfachungsspektren der zweiten Mode gefunden. Dazu mußte vor allem der indirekte, deutlich stabilisierende Einfluß der Wechselwirkung reibungsbehafteter und reibungsfreier Strömung berücksichtigt werden. Im Vergleich dazu waren die direkten, ebenfalls stabilisierenden Einflüsse nichtlokaler Störungsanfachung sowie der Oberflächenkrümmung und Stromliniendivergenz für die zweite Mode von kleinerer Größenordnung. Eine Restdiskrepanz zwischen experimentell und stabilitätstheoretisch ermittelten Anfachungsraten blieb im instabilen Bereich der ersten Mode erhalten. Diese Abweichung wurde durch destabilisierende, nichtlokale Einflüsse bei niedrigen Frequenzen sogar noch verstärkt. Eine Erklärung hierfür liefert wahrscheinlich der Hinweis von Stetson, daß "ein konventioneller, hypersonischer Windkanal 'leise' gegenüber Störungen der zweiten Mode und 'laut' gegenüber Störungen der ersten Mode ist.
2. Bereits die geringfügige Anstellung eines hypersonisch umströmten Kreiskegels führt zu einer starken, lokalen Destabilisierung von Störungen der ersten Mode im dreidimensionalen Strömungsfeld, während die maximale Anfachungsrate der zweiten Mode nahezu unverändert bleibt. Diese Destabilisierung ist auf die reibungsfreie, wendepunktbehaftete Querströmungsinstabilität des dreidimensionalen Strömungsfeldes zurückzuführen, deren maximale Anfachungsraten von gleicher Größenordnung sind, wie die der zweiten Mode. Damit kann nicht bestimmt werden, welche Instabilitätsform die Transition in ihren späteren Stadien dominiert.
3. Im dreidimensionalen, hypersonischen Strömungsfeld eines angestellten Kreiskegels kann es zur Ausbildung stationärer Wirbel kommen, deren Achsen nahezu parallel zur lokalen Hauptströmungsrichtung verlaufen. Dies wird durch experimentelle Beobachtungen von McDevitt & Mellenthin bestätigt.

Literatur

[1] Simen, M., *Lokale und nichtlokae Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen.* Dissertation Universität Stuttgart, Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik; erscheint 1993 als DLR-FB.

[2] Tiedemann, C., Simen, M., Dallmann, U., *Instabilität der Hyperschall-Grenzschichtströmung am spitzen, angestellten Kegel.* DLR-IB 221-92 A 24, (1992).

[2] Simen, M., Dallmann, U., *On the instability of hypersonic flow past a pointed cone - Comparison of Theoretical and Experimental Results at Mach 8 -.* Proc. of the AGARD Symposium on Theoretical and Experimental Methods in Hypersonic Flows, Torino, Italy, 4.-7. Mai 1992;

weiteres Vorgehen

Entwicklung eines nichtlinearen, nichtlokalen Instabilitätsanalyseverfahrens zur physikalischen (nicht-empirischen!) Transitionsvorhersage.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Mathematische und physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr. Thomas Sonar

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2416
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Fehlerindikatoren zur adaptiven Berechnung kompressibler Strömungen

Ausgangssituation

Zur adaptiven Berechnung kompressibler Strömungen wurden bisher Gradienten der Strömungsgrößen benutzt, um zu adaptierende Gebiete zu ermitteln. Dieses Vorgehen berücksichtigt nicht den durch die Diskretisierung entstehenden Fehler.

Ziel

Entwicklung echter Fehlerindikatoren. Es wird dort adaptiert, wo der Fehler (die Differenz zwischer wahrer und numerischer Lösung) groß ist.

Lösungsweg

Mit dem im Institut für Theoretische Strömungsmechanik entwickelten finite-Volumen Code läßt sich die Lösung als stetige, stückweise lineare finite-Elemente Funktion darstellen. Ist u^h diese Funktion, so läßt sich auf jedem Element (Dreieck) das Residuum

$$r^h := \partial_t u^h + \partial_x f(u^h) + \partial_y g(u^h)$$

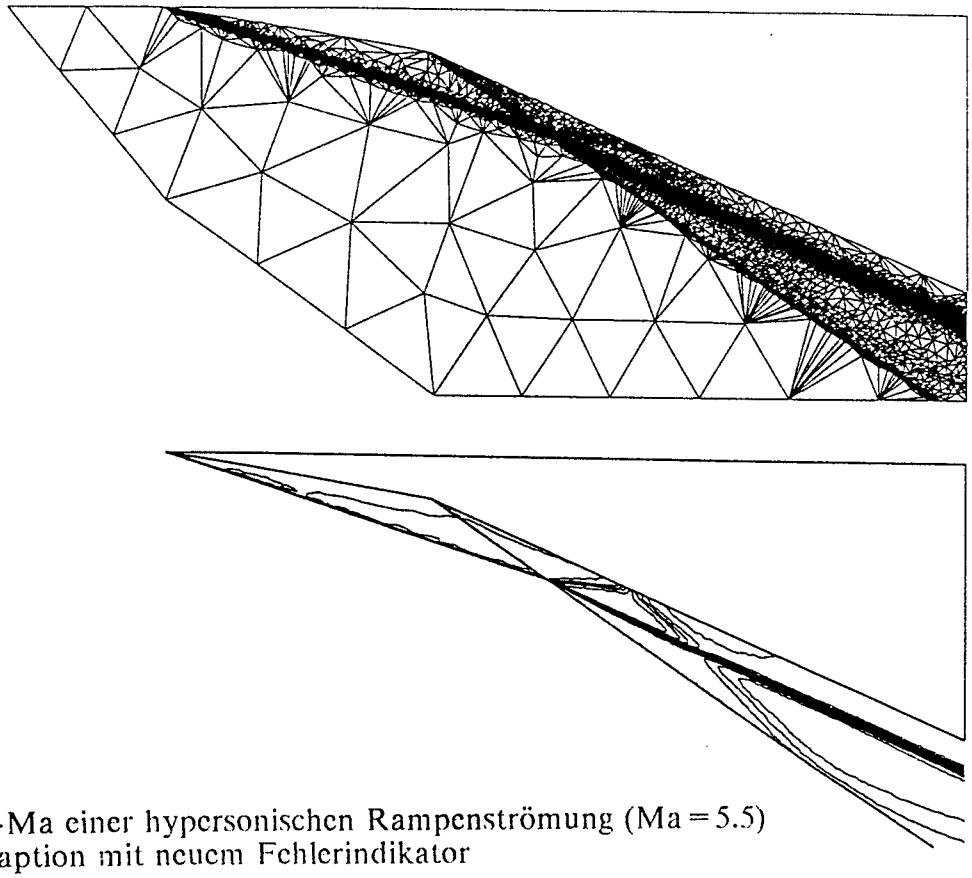
berechnen Da r^h in L^2 unbeschränkt ist, wird

$$h \cdot \|r^h\|_{L^2} \quad \text{oder} \quad \|r^h\|_{H^{-1}}$$

als Fehlerindikator auf jedem Dreieck verwendet. Dabei ist h die längste Dreiecksseite.

Ergebnisse

Die beschriebenen Fehlerindikatoren wurden im Zusammenhang mit dem am Institut entwickelten finite-Volumen Verfahren implementiert. Es zeigte sich, daß diese Fehlerindikatoren in der Lage sind, alle Strömungsphänomene aufzulösen. Hierin unterscheiden sie sich von den herkömmlichen Gradientenlinien, die jeweils nur wenige Phänomene auflösen können. Außerdem führten die neuen Fehlerindikatoren zu einem automatischen, instationären Code, der bis zu einem vorgegebenen Fehlerniveau verfeinert.



Bild

Iso-Ma einer hypersonischen Rampenströmung (Ma = 5.5)
Adaption mit neuem Fehlerindikator

Literatur

[1] Th. Sonar, *On the Design of an Upwind Scheme for Compressible Flow on General Triangulations* to be published: Numerical Algorithms, 1993).

[2] Th. Sonar, *Strong and Weak Norm Error Indicators Based on the Finite Element Residual for Compressible Flow Computation.* submitted: Impact of Computing in Science and Engineering, 1992).

[3] Th. Sonar, *A Dual h-Method for the Adaptive Computation of Compressible Flow Fields and Error Control.* (submitted: Computing, 1992).

Weiteres Vorgehen

Die in 2-D erzielten Ergebnisse sollen nach 3-D übertragen werden. Die Berechnung des Residuums für stückweise konstante diskrete Lösungen wird untersucht. Es soll geklärt werden, inwieweit ENO-Rekonstruktionen zur Berechnung des Residuums geeignet sind.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. J. Stilla		
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	Am Flughafen	**Telefon:**	0531/395-2630
	3300 Braunschweig	**Telefax:**	0531/395-2320

Thema Lineare Stabilität rotationssymmetrischer, hypersonischer Grenzschichten auf der Basis eines Euler-/Grenzschicht Verfahrens

Ausgangssituation

Für zukünftige Entwürfe hypersonischer Fluggeräte wie z.B. Sänger ist es unerläßlich die Wärmebelastung richtig vorhersagen zu können. Dieses Problem steht in unmittelbarem Zusammenhang mit dem laminar/turbulenten Umschlag der Grenzschicht.

Ziel

Entwicklung eines ingenieurmäßigen Verfahrens zur Abschätzung der Transitionslage auf hypersonischen Fluggeräten.

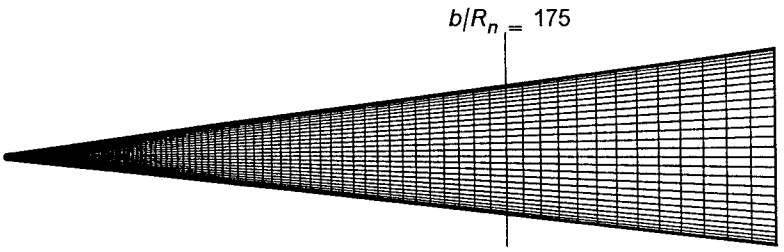
Lösungsweg

Es wurden zunächst Stabilitätsuntersuchungen mit Hilfe des Verfahrens COSMET [1] durchgeführt. COSMET beinhaltet lineare, lokale Stabilitätstheorie. Die zu untersuchende laminare, stationäre Grundströmung wird mit einem Euler-/Grenzschicht Verfahren berechnet. Zum einen hat dieses Vorgehen Effizienzvorteile gegenüber Navier-Stokes Verfahren, zum anderen bereitet die Berechnung einer laminaren, stationären Grenzschichtströmung für Re-Zahlen, bei denen physikalisch schon instationäre Moden zu erwarten sind, im Vergleich zur Rechnung mit Navier-Stokes Verfahren, keine Probleme. Die Berechnung der reibungslosen Strömung wird mit dem Euler-Verfahren CEVCATS [2], die der Grenzschichtströmung mit dem Verfahren SOBOL [3] durchgeführt. SOBOL berücksichtigt Effekte 2.Ordnung wie Krümmungseffekte und reibungslose, wandnormale Gradienten in der Grenzschicht. Koppelt man beide Verfahren über ein Transpirationsprinzip [4], so kann man den Verdrängungseffekt der Grenzschicht bzw. dessen Einfluß auf die bereits genannten Effekte 2. Ordnung berücksichtigen.

Ergebnis

Es wurde ein abgestumpfter Kegel bei $Ma_\infty = 8.$ und $\alpha = 0.$ untersucht (**Bild 1**).

Bild 2 zeigt über der Frequenz aufgetragene, räumliche Anfachungsraten zweidimensionaler Störungen inklusive Verdrängungseffekt in der Grundströmung und Berücksichtigung der Metrik bei der Störungsausbreitung im Vergleich zu anderen theoretisch ermittelten Ergebnissen [5,6] und dem Experiment [7]. Obwohl alle theoretisch ermittelten Anfachungen auf der Basis unterschiedlicher Approximationen der Grundströmung berechnet worden sind, stimmen die Ergebnisse gut überein. Im Vergleich zum Experiment bestehen allerdings große Unterschiede. Zwar ist es möglich die Frequenz der größten Anfachung vorherzusagen, hinsichtlich der Anfachung selbst bestehen aber bemerkenswerte Differenzen, deren Ursache zur Zeit nicht vollständig geklärt ist.



Stumpfer Kegel

R_n/L = 0.00375

Θ_c = 7.

α = 0.

Ma_∞ = 8.00

T_0 = 750 K

Re_∞ = 31250

Adiabate Wand

Bild 1: Schlanker, stumpfer Kegel

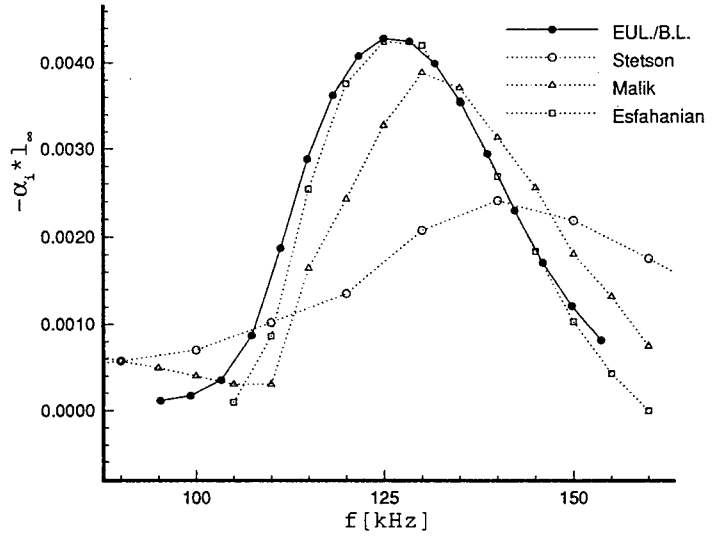


Bild 2: Räumliche Anfachungsraten 2D Störungen, $b/R_n = 175$

Literaturverzeichnis

[1] M. Simen *"COSMET, a DLR-Dornier computer program for COmpressible Stability analysis with local METric"* DLR, Institute for Theoretical Fluid Dynamics, Göttingen, IB 221-91 A 09

[2] Th. Streit, N. Kroll, J. Schöne *"Finite volume discretization for the solution of three-dimensional Euler-equations for high speed flows"* DLR, Institute for Design Aerodynamics, Braunschweig, IB 129-91/06

[3] F. Monnoyer *"SOBOL Mk 2.3 Handbook"* DASA-LME211-AERO-MT-NM-931, 30.10.92

[4] M. L. Lighthill *"On displacement thickness"* J. Fluid Mech. 4, 383 (1958)

[5] V. Esfahanian *"Computation and stability analysis of laminar flow over blunt cone in hypersonic flow"* Dissertation, Presented in partial fulfillment of the requirements for the degree Doctor of Philosophy in the graduate school of the Ohio State University, 1991

[6] M. R. Malik, R. E. Spall and C.-L. Chang *"Effect of nose bluntness on boundary layer stability and transition"* 28th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 8-11, 1990 AIAA paper 90-0112

[7] Stetson, K. F., Thompson, E. R., Donaldson, J. C., and Siler, L. G. *"Laminar boundary layer experiments on a cone at Mach 8, part 2: blunt cone"* 22nd Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, January 9-12, 1984 , AIAA paper 84-0006

Weiteres Vorgehen

- Abschätzung der Transitionslage mit e^N-Methode
- Berechnung von 3-D Grenzschichten mit dem vorgestellten Euler-/Grenzschicht Verfahren
- Lineare Stabilitätstheorie in 3-D, hypersonischen Grenzschichten

Datum: 6. Januar 1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Strömungssimulation

Ansprechpartner Dipl.-Ing. F. Unger u. Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich

Institution Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München **Telefon** 089 / 21052506

Adresse Arcisstraße 21, 8000 München 2 **Telefax** 089 / 21052505

weitere Partner

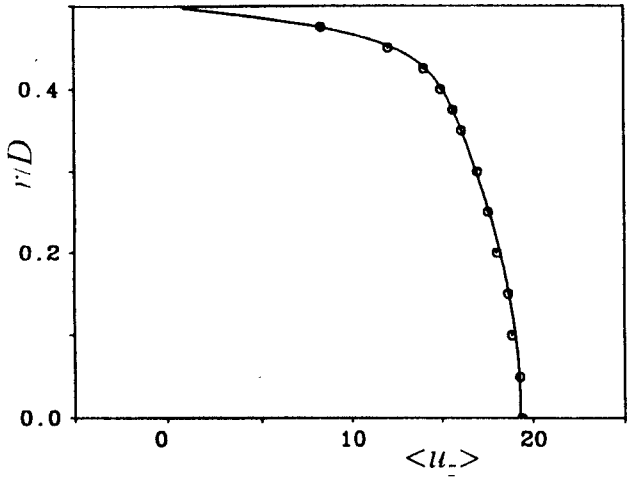
Thema Grobstruktursimulation (LES) und direkte numerische Simulation (DNS) turbulenter Rohrströmungen.

Ausgangssituation Mit dem Programmpaket FLOWSI wurden erfolgreich Grobstruktursimulationen inkompressibler, turbulenter Aussen- und Innenströmungen in kartesischen Gittern durchgeführt. Für technische Anwendungen sind besonders Strömungen in zylindrischen Geometrien wichtig. Hier besteht ein Bedarf an geeigneten statistischen Turbulenzmodellen, wozu LES- und DNS-Ergebnisse dienen können.

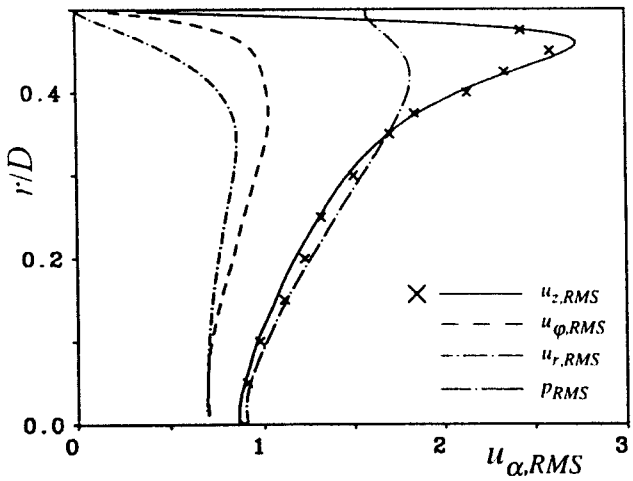
Ziel Für eine hohe Reynoldszahl soll eine LES und für eine niedrige Reynoldszahl eine DNS der turbulenten Rohrströmung durchgeführt werden. Anhand der berechneten Datenbasis sollen Mittelwerte, Momente höherer Ordnung sowie die Terme in den Bilanzgleichungen des Reynoldsspannungstensors berechnet werden.

Lösungsweg Ausgangspunkt der Simulation sind die volumengemittelten Navier-Stokes-Geichungen in Zylinderkoordinaten. Im Falle der LES wurden die Feinstrukturmodelle von Schumann und Smagorinsky implementiert. Die Impulsgleichungen sind in einem versetzten Gitter formuliert und werden mit zentralen Differenzen diskretisiert. Die Zeitintegration erfolgt mit einem von zweiter Ordnung genauen Leapfrog- Zeitschrittverfahren. Die Verwendung der Chorinschen Projektionsmethode führt zu einer Poisson-Gleichung für den Druck, die unter Anwendung von schnellen Fouriertransformationen direkt gelöst wird. Im verwendeten Zylinderkoordinatensystem erzwingt der diffusive Term in Umfangsrichtung aufgrund der schmalen Maschen in Achsnähe einen sehr kleinen Zeitschritt bei expliziter Lösung. Um dies zu vermeiden wird dieser Term implizit behandelt. Längs- und Umfangsrichtung sind periodisch formuliert. Für die LES muß die Wandschubspannung an der Rohrwand mithilfe einer Wandfunktion modelliert werden. Die Singularität auf der Rohrachse erfordert bei Verwendung eines Finite-Volumen-Verfahrens im versetzten Gitter nur eine Randbedingung für die Radialgeschwindigkeit. Die Simulationen werden mit einem randomen Feld begonnen, das die aus dem Experiment bekannten Mittelwerte und Turbulenzintensitäten erfüllt. Nach Erreichen eines statistisch stationären Zustandes können Mittelwerte und Momente höherer Ordnung durch Ensemble-Mittelung bestimmt werden.

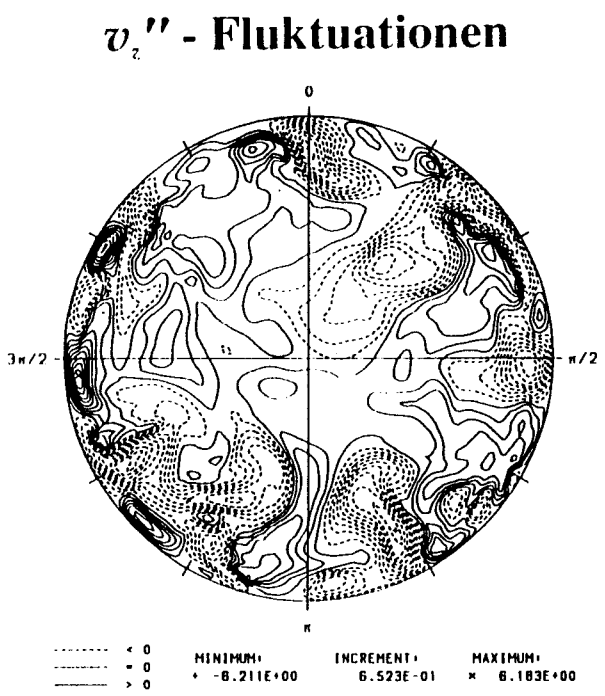
Ergebnisse



Mittlere Axialgeschwindigkeit, Re=7000 (DNS), Vergleich mit Experiment.



RMS-Werte, Re=7000 (DNS), Vergleich mit Experiment.



Höhenlinien der axialen Geschwindigkeitsfluktuationen, Re=7000 (DNS).

In verschiedenen Gittern wurden Grobstruktursimulationen bei einer Reynoldszahl von Re=50000 durchgeführt. Ein Vergleich mit Experimenten zeigt sehr gute Übereinstimmung der Ergebnisse. Einflüsse der Gitterauflösung, der verwendeten Feinstrukturmodelle und der Rechengebietslänge wurden untersucht.
In Zusammenarbeit mit Wissenschaftlern in Delft und Urbana-Champaign wurde die Rohrströmung bei Re=7000 experimentell und numerisch (DNS) untersucht. Als Ergebnis liegt jetzt eine umfassende Studie dieser Strömung vor. Besondere Aufmerksamkeit galt hierbei dem Vergleich mit der turbulenten Kanalströmung.

Literatur

Schmitt, L.: Grobstruktursimulation turbulenter Grenzschicht-, Kanal- und Stufenströmungen. Dissertation, TU München (1988).
Unger, F., Friedrich, R.: Numerical simulation of fully-developed turbulent pipe flow. In: Flow Simulations of High Performance Computers I, NNFM, Vol.38, pp. 201-216, E.H. Hirschel (Ed.), Vieweg-Verlag, (1993).

Weiteres Vorgehen

Nachdem für die beiden Reynoldszahlen eine umfangreiche Datenbasis zur Verfügung steht, können jetzt detaillierte Auswertung beliebiger statistischer Größen und des momentanen Strömungsfeldes durchgeführt werden.
Im Hinblick auf die Singularität der Rohrachse wird versucht, diesen Bereich mit einem kartesischen Gitter zu lösen und nur noch den wandnahen Bereich mit einem Zylinderkoordinatensystem zu beschreiben. Beide Gitter überlappen sich und müssen daher geeignet gekoppelt werden. Hierzu liegen erste laminare Ergebnisse vor.
Als Fortsetzung der vorliegenden Arbeit sei auf die Simulation der plötzlichen Rohrerweiterung verwiesen (-> Wagner & Friedrich).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis Numerische Strömungsberechnung

Ansprechpartner Dipl. Ing. Alex Vinckier, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Addresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80
Telefon 0711 / 685 3436
Telefax 0711 / 685 3438

weitere Partner

Thema Entwicklung und Implementierung eines Euler Verfahrens auf Basis des Flux Filterings.

Ausgangssituation Die Anwendung von Lösungsverfahren für Strömungsanalysen nimmt immer mehr an Bedeutung zu. Die angewandten numerischen Gleichungen sind von den partiellen Differtial-Gleichungen der Strömung (Euler oder Navier Stokes) abgeleitet. Dabei ist eine bestimmte Manipulation der Gleichungen notwendig, um den Iterationsvorgang zu stabilisieren (künstliche Viskosität, flux splitting). Dabei geht die Konservativität der Größen (totale Enthalpie, Entropie, Massenflux) verloren.

Ziel Ziel der Arbeit ist es, ein zwei dimensionale Euler Verfahren zu entwickelen, auf basis des 'flux filtering', die die Konservativität der Euler Gleichungen in den numerischen Gleichungen vollständig berücksichtigt. Ein solches Verfahren muß die theoretische Lösung mit großer Genauigkeit annähern können, wie es mit der quasi 1-D Euler Gleichung demonstriert wurde [1].

Lösungsweg Das Residuum eines finites Volumes wird mit der discrete Euler Gleichung berechnet, und dann auf dessen Eckpunkten verteilt. Der Verteilungstechnik basiert auf dem 'Flux Filtering'-Verfahren. Der 'Flux Filter' stütz sich auf die Charakteristischen Richtungen. Dieser Operator hat die Eigenschaft daß die Konservativität nicht beeinflusst wird, und die Physikalische Identität erhalten bleibt. Das Hauptproblem ist die Definierung des 'Flux-Filter'-Operators.

Ergebnis Die Erfolgreihe Anwendung des 'Flux Filter'-Verfahrens im quasi 1-dimensionalen Fall wird in Bild 1 dargestellt. In Bild 2 wird ein 2-D Lösung angegeben. Der relatieve Fehler von totaler Entalpie und Entropie ist kleiner als .005%.

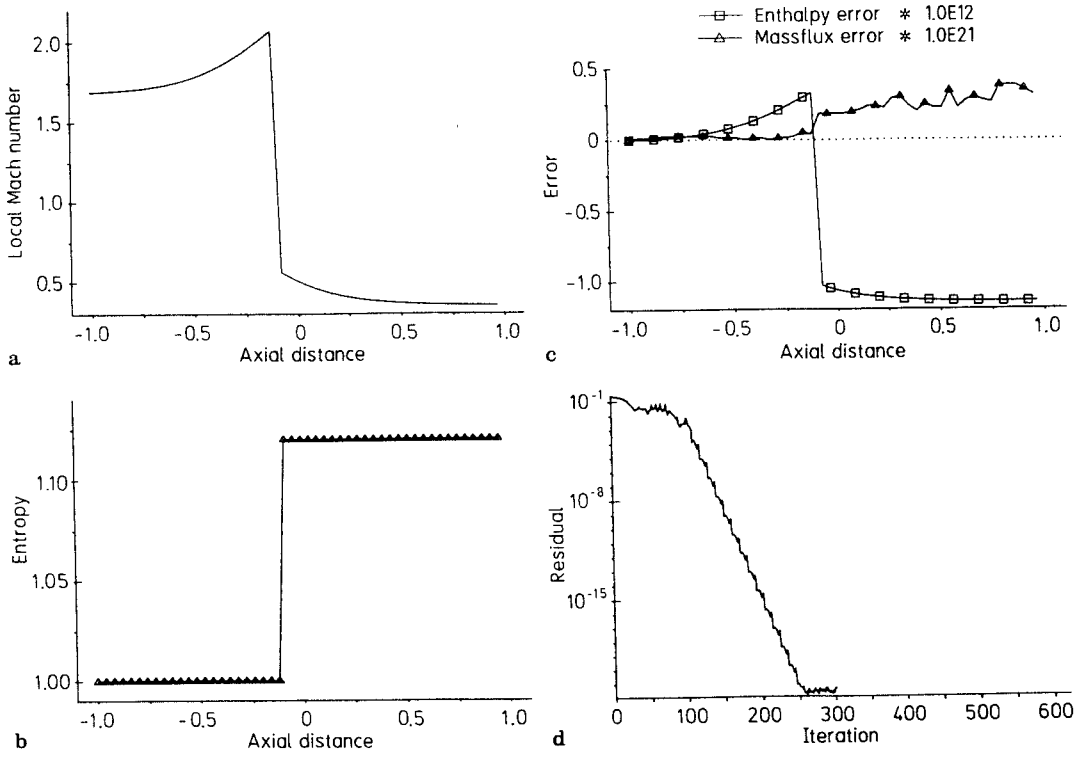


Bild 1 Quasi-eindimensionale Stroemung mit Stoss

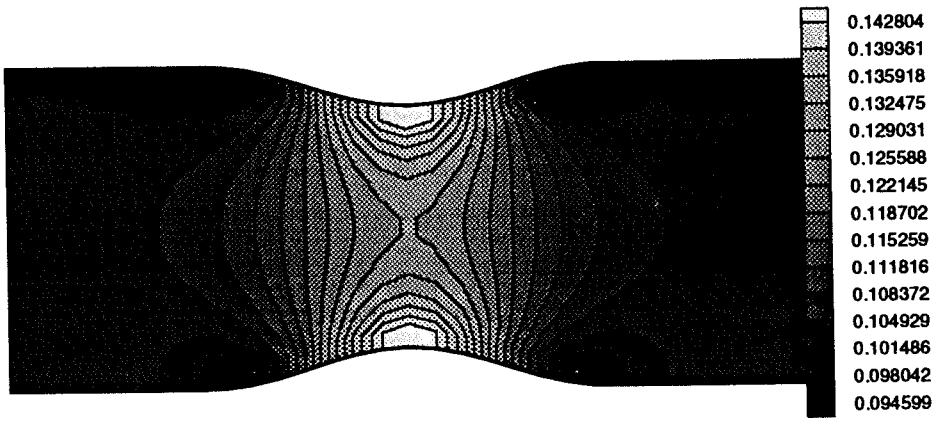


Bild 2 Verlauf der Machzahl fuer eine subsonische Stroemung

[1] A. Vinckier.*An upwind scheme using flux filters applied to quasi 1-D Euler equations.* ZFW Vol.15 No.5 pg311-318, Oktober 1991.

weiteres Vorgehen Die verwendete Methode in 2-D muß noch numerisch robust gestaltet werden. Bei Erfolg werden Versuche mit den Navier Stokes Gleichungen und im 3-dimensionalen Fall begonnen.

Datum 15 Januar 1993 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Strömungssimulation

Ansprechpartner Dipl.-Ing. C. Wagner u. Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich

Institution Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München **Telefon** 089 / 21052506

Adresse Arcisstraße 21, 8000 München 2 **Telefax** 089 / 21052505

weitere Partner

Thema Direkte numerische Simulation der plötzlichen Rohrerweiterung.

Ausgangssituation Für eine vollentwickelte turbulente Rohrströmung mit Re=7000 wurde von F. Unger eine direkte numerische Simulation (DNS) mit dem Finite-Volumen-Code FLOWSI durchgeführt. Dieser Code integriert die 3D, instationären Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Fluide. Er muß für den Fall der plötzlichen Rohrerweiterung modifiziert werden (Drucklöser).

Ziel Detailliertes Studium der Turbulenzmechanismen in der freien Scherschicht, der Rezirkulations- und Wiederanlegezone. Vergleich mit Messungen von R.J. Adrian und der DNS des ebenen Problems von Le/Moin/Kim (1982) im Hinblick auf den Einfluß der Querkrümmung.

Lösungsweg Das verwendete Finite-Volumen-Verfahren ist räumlich und zeitlich in bezug auf den Konvektionsterm von zweiter Ordnung genau. Die Zeitintegration ist semi-implizit. Chorin's Projektionsmethode führt auf eine Poisson-Gleichung für die Druckkorrektur. Sie wird direkt gelöst. Die Behandlung der Poissongleichung in komplexeren Rechengebieten erfordert die Verwendung der EInflußmatrixtecnik (CMT). Sie soll in das vorhandene Verfahren eingebaut werden. Alternativ hierzu soll ein iterativer Drucklöser, welcher auf einem Multi-Grid-Verfahren basiert, installiert und für die turbulente Strömung getestet werden.

Ergebnisse

Ergebnisse liegen noch nicht vor, da die Arbeiten jetzt begonnen werden sollen. Die guten Erfahrungen von F. Unger bei der turbulenten Rohrströmung (Re=7000) mit einem von 2. Ordnung genauen Finite-Volumen-Verfahren, die auch von J. Eggels et al. (1993) bestätigt werden, lassen auch für die plötzliche Rohrerweiterung vielversprechende Ergebnisse erwarten. Sie sollen bei Re=7000 (für die ankommende Strömung) und einem Erweiterungsverhältnis von $D_2/D_1=1.2$ durchgeführt werden.

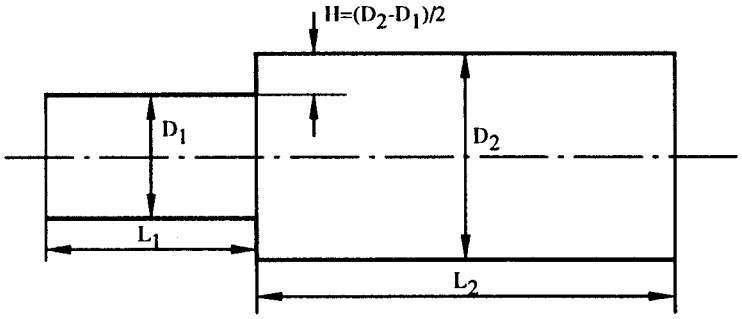


Abb.: Geometrie der Rohrerweiterung

Literatur

Le, H., Moin, P., Kim, J. (1992): Direct numerical simulation of turbulent flow over a backward-facing step. Center for Turbulence Research, Annual Research Briefs, Stanford 1992.

Eggels, J.G.M., Unger, M.H., Weiss, M.H., Westerweel, J., Adrian, R.J., Friedrich, R., Nieuwstadt, F.T.M.(1993): Fully developed turbulent pipe flow: A comparison between direct numerical simulation and experiment, submitted to JFM.

Weiteres Vorgehen

Parallelisierung des Rechenverfahrens durch Gebietszerlegung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Physikalische Grundlagen, Mathematische Gundlagen

Numerische Simulation

Ansprechpartner

Prof. Dr.-Ing. W.L. Wendland
Dr. G. Warnecke

Dr. Th. Sonar

Institution

Mathematisches Institut A
Univ. Stuttgart

DLR - TS
DLR Göttingen

Adresse

Pfaffenwaldring 57
D-W 7000 Stuttgart 80

Bunsenstr. 10
D-W 3400 Göttingen

Telefon 0711-685-5525
0551-709-2416 (DLR)

Telefax 0711-685-5338
0551-709-2446 (DLR)

weitere Partner Dr. J. Felcman (Stuttgart/Prag)

Thema

Adaptive Finite-Volumen-Methoden für transsonische Strömungen

Ausgangssituation

Für Finite Element-Methoden (FEM) gibt es eine gut entwickelte Fehleranalysis und darauf aufbauende adaptive Meethoden. Dieses gilt auch für transsonische Potentialströmungen

Ziel

Entwicklung von Finite-Volumen-Methoden auf unstrukturierten Netzen, Fehleranalysis für diese Methoden, adaptive Methoden und deren mathematischen Absicherung. Einsatz dieser Methoden für Systeme von Erhaltungsgleichungen, insbesondere für Euler-Gleichungen bei transsonischen Strömungen.
Entwicklung von globalen Randbedingungen und Fernfeld-Randbedingungen für Potential- und Eulergleichungen Desweiteren ist an Kopplung von Gasströmungen mit elastischen Strukturen gedacht.

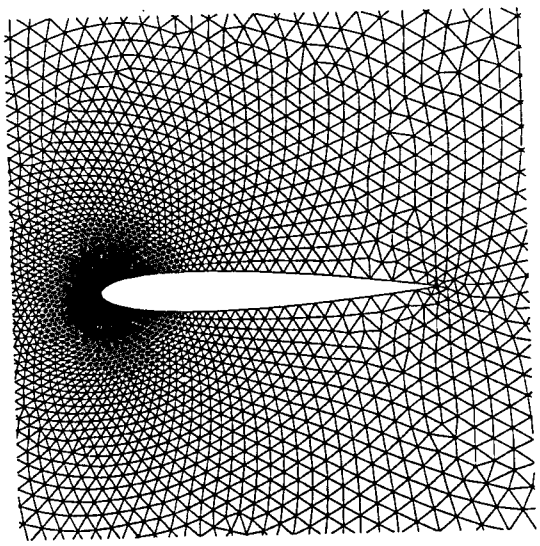
Lösungsweg

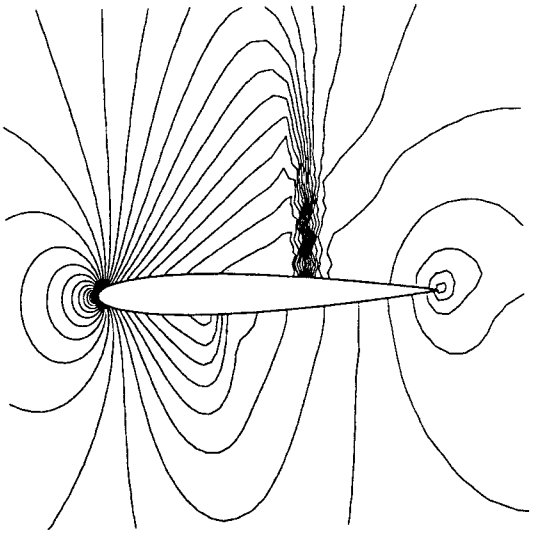
Es werden verschiedene Finite-Volumen-Ansätze für Erhaltungsgleichungen auf unstrukturierten Netzen implementiert und Adaptionsstrategien an Modellrechnungen ausprobiert. Als Adaptionskriterien werden sowohl Residuen-basierte Fehlerschätzer als auch spezielle Indikatoren (z.B. Stoßindikatoren) sowohl analytisch als auch numerisch experimentell untersucht. Parallel zu den numerischen Experimenten werden die Methoden analytisch untersucht, um eine mathematische Absicherung zu erzielen. Dafür müssen geeignete Fehlerschätzer in Abhängigkeit von Residuum und numerischer Lösung einschließlich geeigneter Funktionenräume und Normen bestimmt werden.

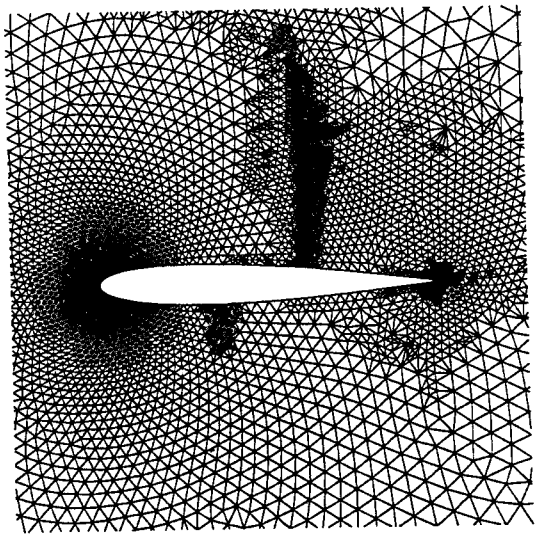
Ein weiteres Projekt zu Fernfeldrandbedingungen im Zusammenhang mit Poincaré-Steklov-Operatoren ist in Vorbereitung. Dabei werden sowohl Potentialgleichungen als auch Euler-Gleichungen zugrunde gelegt werden.

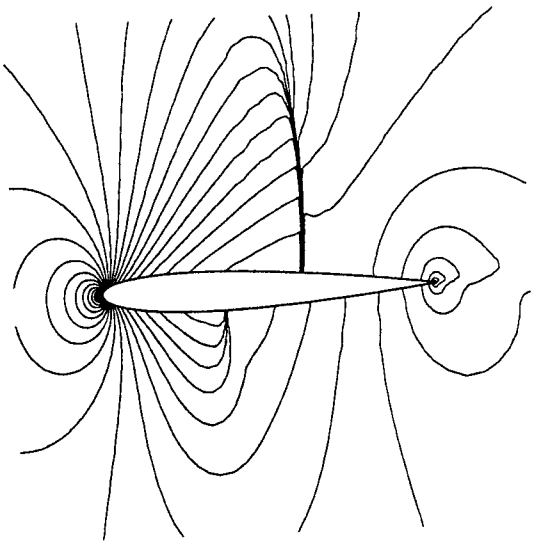
Ergebnis

Auf unstrukturierten Dreiecksnetzen konnte ein brauchbares Finite–Volumen Verfahren entwickelt werden. Für die Adaption wurde eine hervorragend geeignete Residuumsnorm gefunden, für die die vollständige mathematische Absicherung noch aussteht. Einige Teilresultate konnten schon erzielt werden.









Literatur

U. Göhner: Adaptive Finite-Element-Methoden für transsonische Strömungen. Dissertation Universität Stuttgart (1991)

U. Göhner, G. Warnecke. W. Wendland: Error indicators and adaptive finite elements for transonic flows. In: Computational Fluid Dynamics '92 (Hrsg. C. Hirsch, J. Périaux, W. Kordulla), Elsevier, Amsterdam (1992) 667–674.

Th. Sonar: Strong and weak norm error indicators based on the finite element residual for compressible flow computations. Erscheint in Impact Comp. Sci. Tech. (DLR–Göttingen, Preprint 92–07).

weiteres Vorgehen

Das Thema soll unter anderem im Rahmen eines beantragten DFG–Schwerpunktes gemeinsam weiterbearbeitet werden.

Förderung: DFG (bis Mitte 1993), DAAD (Kooperation mit Prof. Dr. K.W. Morton, Oxford)

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. rer. nat. Thomas Hädrich

Institution Technische Universität Chemnitz/Zwickau
FB Maschinenbau III, PG Mehrphasenströmungen

Adresse PSF 964, O-9044 Chemnitz Telefon (0371) 561 4642
Telefax (0371) 561 4748

Thema Laser-Doppler-Velocimetrie an Zweiphasenströmungen

Ausgangssituation

Die Laser-Doppler-Velocimetrie bietet die Möglichkeit einer störungsfreien lokalen Messung von ein oder mehreren Geschwindigkeitskomponenten einer Strömung, wobei zur Untersuchung eines Fluides diesem schlupffrei folgende sehr kleine Tracer, zugefügt werden müssen. Bei der Untersuchung disperser Zweiphasenströmungen besteht nun die Notwendigkeit, die Signale der dispersen Phase von denen der Tracer zu unterscheiden.

Ziel

Die Untersuchung der Dynamik von Zweiphasenströmungen mit Teilchengrößen der dispersen Phase von über 100µm. D.h. die Untersuchung der Turbulenz der fluiden Phase bei verschiedenen Beladungen der Strömung hinsichtlich der Turbulenzintensität und deren spektraler Verteilung, des Impulsaustausches in der Strömung und von Transportphänomenen wie Strähnenbildung und des Einflusses des Partikel-Wand-Kontaktes auf das Fluid. Der Zugang zu diesen Problemen liegt in der lokalen Geschwindigkeitsmessung der Phasen der Strömung, wobei für eine Untersuchung der Phasenwechselwirkung die simultane Geschwindigkeitsmessung beider Phasen erforderlich ist.

Lösungsweg

Die Amplituden des für die Laser-Doppler-Geschwindigkeitsmessung verwendeten Streulichtes der Teilchen differieren für Tracer und disperse Phase um mehrere Größenordnungen, wobei diese aber vom Ort des Durchganges durch das Meßvolumen abhängen. Für jede Phase wird ein separater Empfänger verwendet. Zur Verifikation der Signale der beiden Phasen können ihre Amplitude, Modulation und Periodenzahl herangezogen werden. Diese Kriterien sind zu bewerten und eventuell zu erweitern. Dieses Verfahren setzt einen deutlichen Unterschied in der Teilchengröße oder den optischen Eigenschaften zwischen den Tracerpartikeln und der dispersen Phase voraus, welches bei der Mehrzahl der Zweiphasenströmungen kein Mangel ist. Optimale Verfahren, abhängig von der Größe und den optischen Eigenschaften der Teilchen der beiden Phasen, sind zu erarbeiten. Die Signalauswertung erfolgt auf der Basis von Transientenrecordern und Software-Analyse und gewährleistet somit ihre notwendige Flexibilität. Die Signalauswertung ist zu entwickeln bezüglich der Bewertung der Signale der beiden Phasen und ihrer Handhabung je nach der wissenschaftlichen Fragestellung wie Turbulenz und Phasenwechselwirkung.

Ergebnis

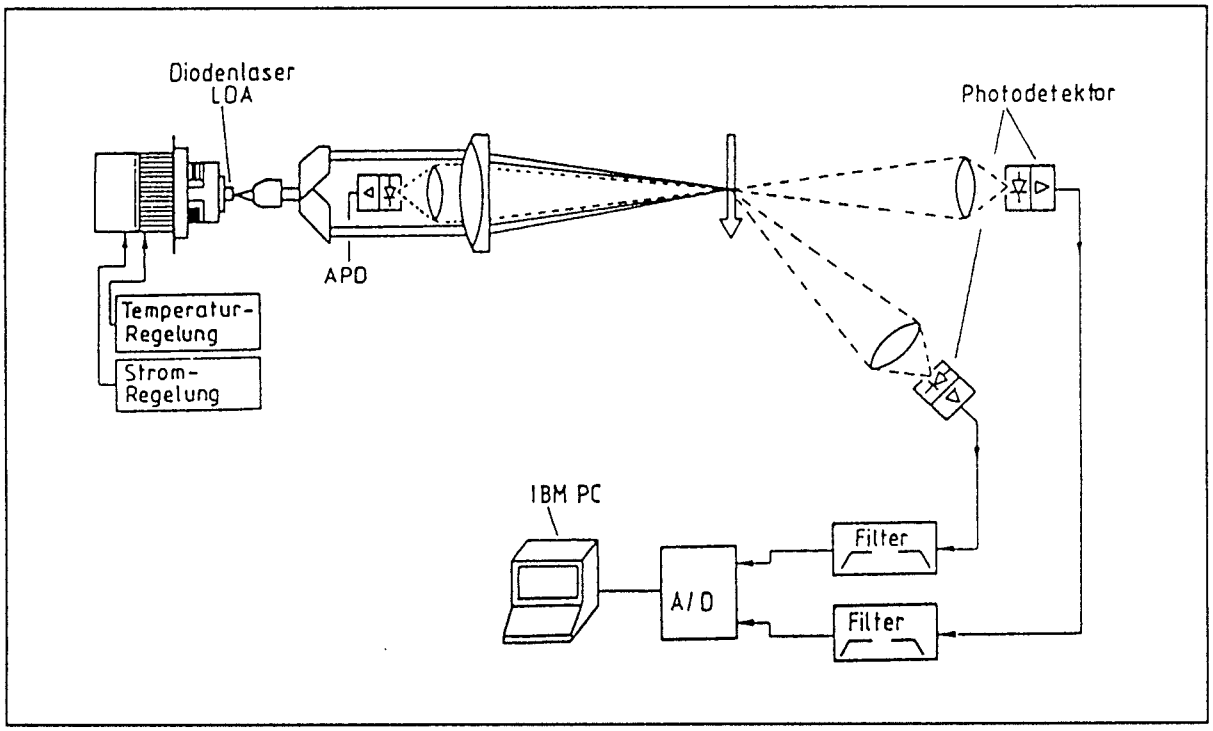


Abb.: Zweikanaliges Halbleiter-LDV für Zweiphasenströmungen mit frei im Raum positionierbaren Empfängern

Eine Signalauswertung wurde entwickelt, basierend auf Nullstellen-Detektion, Fourier-Analyse und Autokorrelation, und angepaßt an die stark modulierten Bursts großer Partikel. Theoretisch und experimentell wurden Empfängerpositionen bestimmt, die günstig für eine Diskriminierung der Signale der beiden Phasen ist.

weiteres Vorgehen

Entwicklung von Algorithmen zur Verifikation der Phasen. Zur Analyse der Strömungsvorgänge sind insbesondere Algorithmen zur Fourier- und Korrelations-Analyse nichtäquidistanter Zeitreihen zu implementieren.

Datum 11. 1.93

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner Dr.-Ing. B. Lehmann und Dr.-Ing. J. Mante

Institution Institut für Experimentelle Strömungsmechanik
Abteilung Turbulenzforschung

Adresse DLR / Abteilung Turbulenzforschung
Müller-Breslau-Str. 8
1000 Berlin 12

Telefon 030/310 00619
Telefax 030/310 00639

weitere Partner

Thema Zweikomponentiges Scannen von Geschwindigkeitsprofilen mit einer Laser-Doppler-Meßtechnikzur Ermittlung ebener Vektorfelder

Ausgangssituation

Für die schnelle Erfassung von Geschwindigkeitsvektorfeldern in insbesondere instationären Strömungen werden derzeit in der Strömungsmeßtechnik verschiedenartige Wege beschritten. Eine von uns entwickelte einkomponentige Scanning-Technik ist im Jahresbericht 1990 der "AG STAB" beschrieben. Sie dient zur quasimomentanen Erfassung von Geschwindigkeitsprofil-Serien im Strömungsfeld mit Hilfe der Laser-Doppler-Meßtechnik.

Ziel

Ein weiterer wesentlicher Schritt für den Ausbau dieser Meßtechnik besteht in der Erweiterung zu einer zweikomponentigen Scanmethode. Koinzident abgetastete Profile zweier Geschwindigkeitskomponenten lassen die Ermittlung von ebenen Geschwindigkeits-Vektorfeldern, Wirbelstärkeverteilungen und von Kreuzkorrelationen der Komponenten zu. Hinreichend schnelles Scannen ermöglicht die Analyse der Dynamik dieser Strömungsparameter.

Lösungsweg

Für die zweikomponentige Scanning-Technik wurden zwei einkomponentige optomechanische Scanner der bereits beschriebenen Form in einem System kombiniert. Zwei Empfangsoptiken empfangen das Streulicht in Vorwärts-Streurichtung von einem einzigen Laserstrahl in der Strömung. Sie bilden die Streulichtspur des Laserstrahls auf zwei lineare Lichtwellenleiter-Arrays ab welche über zwei kreisförmige Statoren durch zwei konische Rotoren periodisch abgefragt werden. Zwei Doppler-Interferometer "Typ ISL" dienen in bereits beschriebener Weise zur Signalanalyse.

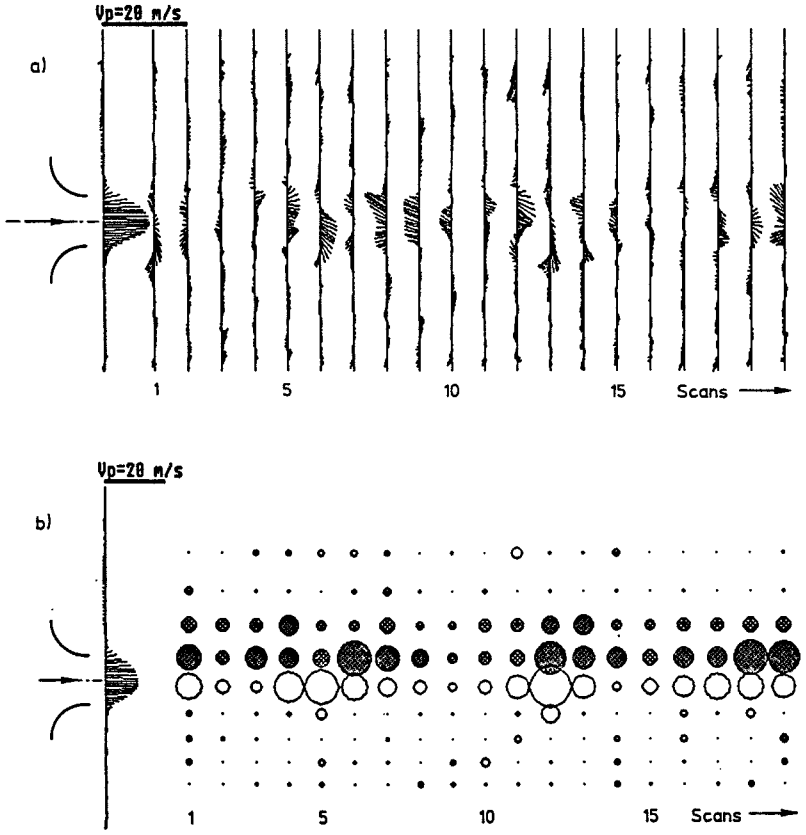
Die Koinzidenz der gleichzeitig aus zwei Richtungen abzutastenden Bereiche der Streulichtspur wird dadurch gewährleistet, daß beide Rotoren des Scanners auf die gemeinsame Hohlwelle einer Dental-Luftturbine montiert sind. Die abtastenden Einzellichtleiter auf den Rotoren sind jeweils gegensinnig durch die Hohlwelle der Turbine geführt und übertragen das Streulicht in der Drehachse in die festen Lichtwellenleiter, welche zu den Signalanalysatoren führen.

Der Scanner ermöglicht derzeit die Abtastung von bis zu 4000 Profilpaaren pro Sekunde.

Ergebnis

Das Bild a) zeigt aus zwanzig Einzelscans ermittelte momentane Vektorverteilungen der Geschwindigkeitsfluktuationen in einem beheizten Freistrahl bei x/D=3. Links ist die aus einer wesentlich größeren Anzahl von Scans gemittelte Verteilung der Geschwindigkeitsvektoren dargestellt. Die Scanrate betrug ca. 2000 Profilpaare pro Sekunde.

Bild b) zeigt die zu Bild a) ermittelte Verteilung der Wirbelstärke, deren Betrag durch die Kreisradien, ihr Drehsinn durch die Schwärzung der Kreise dargestellt ist.



a) Vektorfeld der Geschwindigkeitsfluktuationen, b) Wirbelstärkeverteilung, beheizter Luft-Freistrahl, T=350 °C, x/D=3, Re=7500, 2064 Scans/s

Literatur

Smeets, G., George, A., Michelson spectrometer for instantaneous Doppler velocity measurements. J. Phys. E: Sci. Instrum., Vol. 14, 1981.

Lehmann, B., Mante, J., Rapid measurement of velocity profiles with a Doppler shift controlled interferometer, ZFW, Bd. 12 (1988), Heft 5.

Lehmann, B., Mante, J., Application of a laser-Doppler scanning technique to the unstable flow field of a heated jet, 13th ICIASF, Sept. 1989, Göttingen

weiteres Vorgehen

Die Scanning-Technik ist nunmehr an wissenschaftliche und technische Meßeinsätze anzupassen. Der derzeit durch den Scanvorgang erfaßbare Meßquerschnitt beträgt etwa 100 mm. Seine Erweiterung und eine erhebliche Verbesserung der Meßbedingungen (Signal-zu-Rausch-Verhältnis, Auflösung, Meßgenauigkeit, Zeitkonstanten) ist von einer gesteigerten Laserleistung zu erwarten, die im Einfrequenzbetrieb benötigt wird und uns zur Zeit mit maximal 1.5 Watt zur Verfügung steht.

Mitteilung

Projektgruppe	Meßtechnik
Fachkreis	Aerodynamik
Ansprechpartner	Hermann Lienhart, Stefan Becker
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Telefon	09131/858272
Fax	09131/859503
weitere Partner	Inst. f. Luft-und Raumfahrt der TU Berlin Inst. f. Aerodynamik u. Gasdynamik der Universtät Stuttgart FB Maschinenbau der TH Darmstadt Aerodynamisches Inst. der TH Aachen
Thema	Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlages im Flugversuch

Ausgangssituation

Eines der Hauptpotentiale zur Verbesserung der Wirtschaftlichkeit und Umweltverträglichkeit von Verkehrsflugzeugen ist die Reduzierung des Reibungswiderstandes durch aktive oder 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 Verbundvorhabens 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 transitionaler Strömungen einschließlich deren räumlichen 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 konnten an der TH Stuttgart Entwicklungen eines numerischen Programms für die zeitabhängigen Navier-Stoke'schen Gleichungen vorangetrieben werden. Schwerpunkt ist es nun, die in Stuttgart durchgeführten numerischen Untersuchungen mit den experimentellen Arbeiten zusammenzubringen.
Am LSTM Erlangen erfolgt die Weiterentwicklung der LDA-Meßtechnik. Aufbauend auf den entwickelten Halbleiter-LDA System für Messungen im Freiflug [2] werden neue optische Komponenten und Auswerteverfahren untersucht. Zur Erprobung der erstellten Meßeinrichtungen sind Windkanaluntersuchungen vorgesehen, die im Bereich der Grenzschichtransition durchgeführt werden sollen.

Neben mittleren Geschwindigkeitsprofilen und deren Entwicklung entlang von Tragflügeln sind Messungen der Effektivwerte von Geschwindigkeitsfluktuationen vorgesehen. Diese Messungen werden ergänzt durch Wandmessungen von Geschwindigkeitsgradienten, um so die experimentelle Basis für numerische Detailuntersuchungen der Transition zu erhalten. Durch Freiflugexperimente sollen die Ergebnisse bestätigt werden.

Ergebnis

Mit Hilfe der am LSTM entwickelten und gebauten LDA-Sonde sind im Windkanal eine Vielzahl von Grenzschichtprofilen an einem Laminarflügel gemessen worden [3]. Bild 1 zeigt die Grenzschichtentwicklung bei einem Anstellwinkel von $\alpha = -1°(Re = 1 \cdot 10^6)$. Der Bereich der laminaren Grenzschicht erstreckt sich bis etwa 50-60% der Flügeltiefe. Vergleiche der integralen Größen und der Formparameter der Grenzschicht aus den gemessenen Daten mit den Werten aus dem numerischen Entwurfsprogramm ergaben gute Übereinstimmungen.
Ein spezielles Halbleiter-LDA System wurde für Messungen im Freiflug entwickelt und erprobt. Es konnte demonstriert werden, daß prinzipiell Messungen unter mobilen Bedingungen im Freiflug möglich sind.

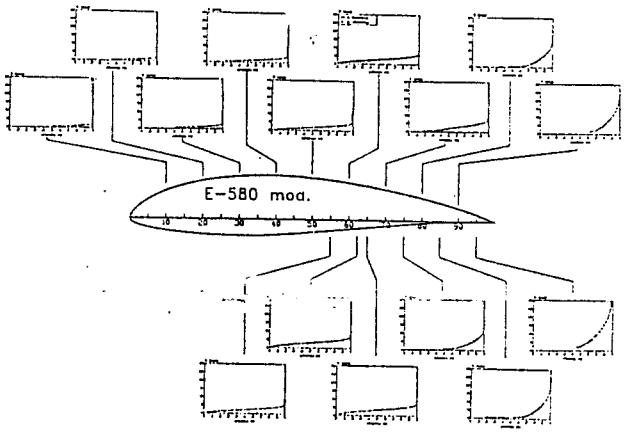


Bild 1: Geschwindigkeitsprofile an einem Laminarflügel

Literatur

[1] Ewald,B., Durst,F., Krause,E., Nitsche,W., *Flugmeßtechnik für die Laminarflügelentwicklung*, DGLR-Paper 90-055, Jahrbuch der Deutschen Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt, Bd.3(1990)

[2] Müller,R., *Theoretische und Experimentelle Untersuchungen zur Auslegung von Halbleiter-LDA's für Anwendungen in der Aerodynamik*, Diss. Univ. Erlangen(1992)

[3] Böhnert,T., *Grenzschichtmessungen an einem Laminarflügelprofil mit einem Laser- Doppler-Anemometer und Vergleich mit den Ergebnissen des numerischen Entwurfsprogramms*, Diplomarbeit Univ. Erlangen(1992)

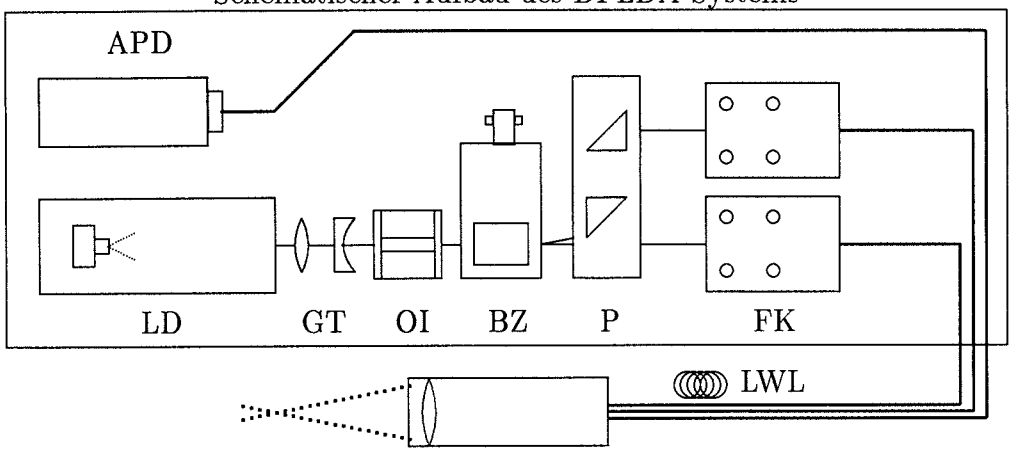
weiteres Vorgehen

Mit Hilfe neuer optischer Komponenten und Auswerteverfahren werden die vorhandenen LDA-Systeme weiter optimiert . Neben theoretischen Auslegungsrechnungen sollen Verifikationsexperimente im Windkanal und im Freiflug Aufschluß über die derzeitigen Möglichkeiten des Verfahrens für Transitionsmessungen an einem Laminarflügel geben.

Mitteilung

Projektgruppe **Fachkreis**	Experimentelle Strömungsmechanik Entwicklung optischer Meßsysteme
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Manfred Stieglmeier
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Telefon **Fax**	09131/859490 09131/859503
Partner	Friedrich-Schiller-Universität, Jena
Thema	Miniaturisierung von LDA-Systemen im Rahmen eines Sensorkonzeptes unter Verwendung von Halbleiter- und integriert-optischen Komponenten
Ausgangssituation	Konventionelle Laser-Doppler-Anemometer-Systeme, die Gaslaser als kohärente Lichtquellen verwenden, besitzen den Nachteil, daß sie im allgemeinen sehr unflexibel in der Handhabung und im praktischen Einsatz für Strömungsmessungen sind. Aufbau, Justage und Betrieb derartiger Systeme erfordern relativ viel Platz, einen gewissen Zeitaufwand sowie eine beträchtliche Menge an elektrischer Energie und eventuell auch Kühlwasser. Zusätzlich ist zur Verschiebung des Meßpunktes im Strömungskanal eine massive Traversiervorrichtung erforderlich. Aufgrund des komplexen und umfangreichen Aufbaus derartiger Systeme ist ein mobiler bzw. industrieller Einsatz überhaupt nicht bzw. nur bedingt möglich.
Ziel	Unter Verwendung neuartiger Komponenten wie beispielsweise Diodenlaser, diodenlasergepumpte Nd:YAG-Laser, Lichtwellenleiter, holografische optische Elemente, integriert-optische Komponenten auf der Basis von $LiNbO_3$ sollen Entwicklungen vollzogen werden, um eine bedeutende Reduzierung der Baugröße und des Leistungsbedarfes, jedoch ohne Einbuße an Leistungsfähigkeit des Gesamtsystems, zu ermöglichen, wobei letztendlich ein Konzept für einen industriell einsetzbaren LDA-Sensor erarbeitet werden soll.
Ergebnis	Die bisherigen Entwicklungsarbeiten befassten sich mit Untersuchungen zur kombinierten Anwendung und effizienten Kopplung von Halbleiterbauelementen und Lichtwellenleitern für praktisch einsetzbare LDA-Systeme. Das Ergebnis dieser Arbeiten ist ein mobiles Dioden-Faser-Laser-Doppler-Anemometer (DFLDA), dessen Leistungsfähigkeit durch zahlreiche Anwendungsbeispiele belegt werden konnte. Hier sind vor allem mobile Anwendungen (Kraftfahrzeug, Zug, Flugzeug) als auch verschiedenartigste Labor- und industrielle Anwendungen zu nennen.

Schematischer Aufbau des DFLDA-Systems



APD:	Avalanche Photodiode	BZ :	Bragg-Zelle
LD :	Laserdiode	P :	Umlenkprismen
GT :	Galilei Teleskop	FK :	Faserkoppler
OI :	Optischer Isolator	LWL:	Lichtwellenleiter

Literatur

M. Stieglmeier, C. Tropea, *Mobile fiber-optic laser Doppler anemometer*, Appl. Optics, 31 (1992) 21, 4096-4105.

M. Rottschalk, A. Rasch, W Karthe, *Efficient Electro-Optic X-Switch Using Proton Exchanged $LiNbO_3$ Channel Waveguides*, J. Opt. Commun. 10 (1989) 4, 138-140.

Weiteres Vorgehen

Im weiteren Verlauf der Entwicklungsarbeiten sollen im wesentlichen schwerpunktmäßig zwei Themenbereiche bearbeitet werden:

Der Einfluß von Betriebsparametervariationen (Strom, Temperatur) bei Laserdioden auf die erreichbare Signalgüte soll durch systematische Veränderung der Parameter und Messung des Signal-Rausch-Verhältnisses ermittelt werden. Dies soll für verschiedene Laserdiodentypen untersucht werden. In diesem Zusammenhang soll ebenfalls die kombinierte Anwendung von Multimode-Laserdioden und holografischen beugungsoptischen Strahlteilern geprüft werden.

Die grundlegenden optischen und optoelektronischen Eigenschaften von integriert-optischen Wellenleiterchips, bei denen die Wellenleiter durch Protonenaustauschvorgänge auf einem $LiNbO_3$-Substrat erzeugt werden, sollen anhand eines Musterchips untersucht werden. In diesem Zusammenhang sind insbesondere verzweigte Strukturen wie z.B. eine Y-Verzweigung mit integriertem Phasenmodulator oder eine hochfrequent schaltbare X-Verzweigung interessant. Derartige Komponenten könnten die Grundlage für den nächsten Miniaturisierungsschritt in der Laser-Doppler-Anemometrie darstellen.

Abschließend soll durch Integration einer derartigen schaltbaren X-Struktur in ein bestehendes DFLDA-System die prinzipielle Realisierbarkeit eines einfach aufgebauten Zweikomponenten-LDA-Systems geprüft werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis HEG

Ansprechpartner G. Eitelberg

Institution Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

weitere Partner

Thema Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)

Ausgangssituation Im Vorjahr erfolgten die Montage der schweren Komponenten der Anlage und die erster Probeläufe.

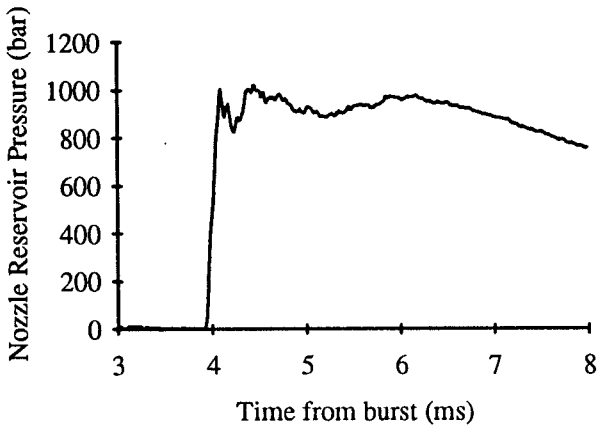
Ziel Erzeugung von Hypertschallströmungen zur Simulation von Dissoziationseffekten in der Wiedereintrittsströmung, wobei die Dissoziation N2- 2 N wesentlich ist.

Lösungsweg Zusammenbau/Montage eines flugkolbengetriebenen Stoßwellenkanals.

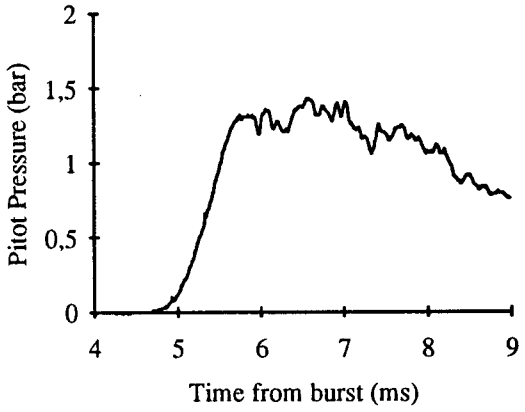
Duch adiabatische Kompression des Treibgases Helium ist es möglich, im getriebenen Rohr eines Stoßwellenkanals solche Stoßstärken zu erzeugen, daß nach einer Stoßreflektion am Ende des getriebenen Rohres Ruhezustände erreicht werden, die ausreichen um Stickstoffdissoziation in der Meßstrecke zu erzeugen.

Ergebnis

Die Inbetriebnahme wurde fortgeführt. Es sind im Treibrohr Membranberstdrücke von 50 MPa, 100 MPa, 150 MPa und 200 Mpa erreicht worden.
Bei einigen der erreichten Bedingungen ist auch die "tailored interface condition" (angepaßte Kontaktflächenbedingungen) erreicht worden. Es sind auch Versuche zur Strömungssichtbarmachung und die ersten Kalibrierversuche durchgeführt worden.



Nozzle reservoir pressure.



Pitot pressure a function of time

Literatur

G. Eitelberg, T.J. McIntyre, W.H. Beck, J. Lacey,
The High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen.
AIAA 17th Aerospace Ground Testing Conference, July 1992, Nashville, TN.

weiteres Vorgehen

Fortsetzung der Inbetriebnahme und Kalibierversuche.

Datum 08.03.1993

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner H. Esch

Institution DLR, WT-WK-KP

Adresse Linder Höhe
5000 Köln 90

Telefon 02203 601 2345
Telefax 02203 601 2085

weitere Partner

Thema Trisonik-Windkanal (TMK)
Untersuchung von Triebwerkskomponenten

Ausgangssituation Durch Einbau eines Ejektors wurde 1991 die Möglichkeit geschaffen, Triebwerkskomponenten bis in den niedrigen Hyperschall hinein zu untersuchen.

Ziel Bestimmung von Strömungsdaten von Heckgeometrien und Einläufen von Hyperschallfluggeräten.

Lösungsweg Untersuchungen der Einlaufcharakteristik über die Messung von Durchsatz und Druckrückgewinn; Simulation der Rumpfgrenzsschicht durch Anbringen von Platten stromauf vom Einlauf.

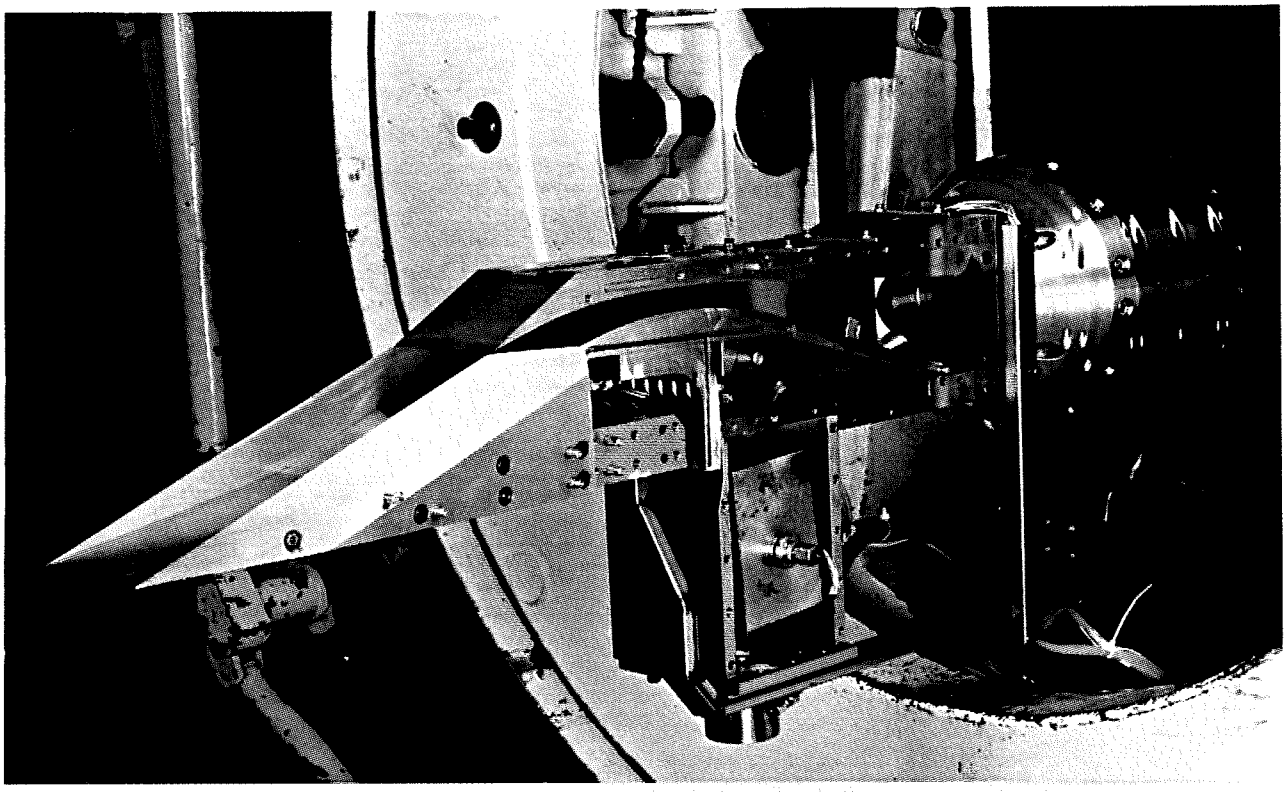
Ergebnis

Bei ersten Eichmessungen wurde unter Zuhilfenahme des installierten Ejektors eine maximale Machzahl Ma = 5,7 erreicht.

Messungen an Heckmodellen der Firmen MTU und DASA-MBB wurden im höheren Überschall durchgeführt.

Grundlagenuntersuchungen an dem Prinzipmodell DLR SO1 eines Hyperschalleinlaufs wurden vorläufig abgeschlossen.

Zur Vorbereitung von Messungen am Hytex-Einlaufmodell ETM 2 (DASA-MBB) wurden Platten zur Simulation der Rumpfgrenzschicht untersucht.



Einlaufmodell für Grundlagenuntersuchungen im Über- und Hyperschallbereich
Konfiguration DLR SO1 im Trisonikkanal TMK

Literatur

E.-O. Krohn, K. Triesch;
Druckverteilungsmessungen am ebenen Einlauf SO1A
DLR-interner Bericht IB-39113-92C08

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis: Anlagen

Ansprechpartner: Univ.-Prof. Dr.-Ing. W. Koschel, Dipl.-Ing. M. Parvizinia

Institution: Lehr- und Forschungsgebiet Betriebsverhalten der Strahlantriebe,
Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Aachen

Adresse: Templergraben 55
5100 Aachen

Telefon 0241/80-5501
Telefax 0241/28226

weitere Partner: Firma MTU München GmbH, München
Firma ABB, Mannheim

Thema: Thema Nr.: 1.2.1.3
Einfluß der Filmkühlung auf die Aerodynamik von Turbinenprofilen

Ausgangssituation

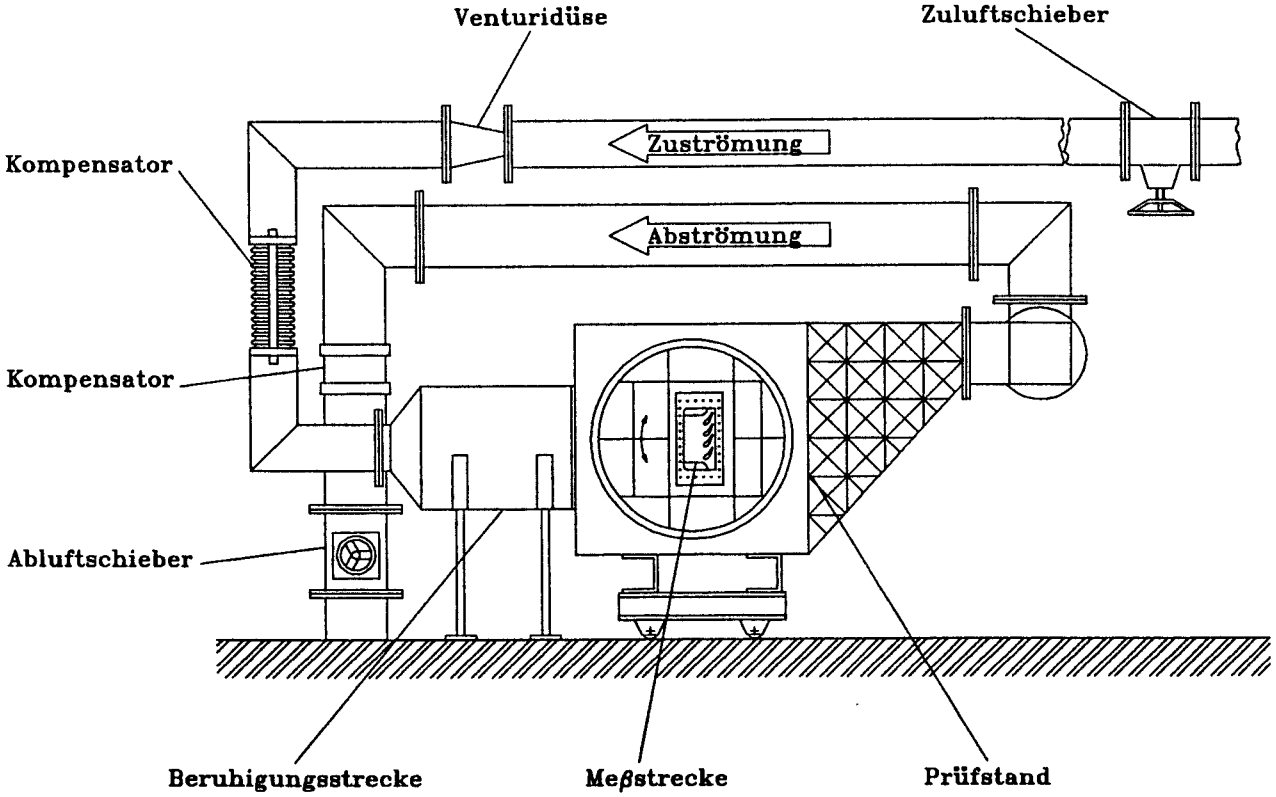
Die Filmkühlung in Verbindung mit der Konvektionskühlung wird als Kühlkonzept für die Hochdruckturbinenstufen von Gasturbinen allgemein angewendet, um hohe Prozeßtemperaturen bei den gegebenen zulässigen Materialtemperaturen zu realisieren. Allerdings führt die Filmkühlungsausblasung durch die Beeinflussung der Profilgrenzschichten zu erhöhten Verlusten, die zu einem erheblichen Turbinenstufenwirkungsgradabfall führen können.

Ziel

Ziel des Vorhabens ist es, Grundlagen für eine verbesserte aerodynamische Auslegung von Turbinenprofilen mit Kühlluftausblasung anhand einer experimentell abgeleiteten und theoretisch abgesicherten Optimierungsstrategie zu entwickeln. Hierzu werden detaillierte Messungen an filmgekühlten Turbinenschaufeln in einem Hochgeschwindigkeits-Gitterwindkanal durchgeführt.

Lösungsweg

- Definition von Turbinenprofilgeometrien mit unterschiedlicher Anordnung der Filmkühlungsbohrungen
- Vermessung der Gitterströmung und der Grenzschichtentwicklung in einem ebenen Gitterwindkanal bei verschiedenen Profilgeometrien
- Verlustanalyse der experimentellen Untersuchungen und Entwicklung einer Optimierungsstrategie für die Profilgestaltung von Turbinenschaufeln
- Weiterentwicklung des vorhandenen Zweischichtenverlustmodells (Grenzschicht- und Mischungsschichtmodell).



Hochgeschwindigkeits-Gitterwindkanal

Literatur

Köllen, O.: Experimentelle und theoretische Analyse der aerodynamischen Verluste in filmgekühlten Turbinenleitschaufeln. Dissertation RWTH Aachen 1986

Köllen, O., W. Koschel: Effect of Film Cooling on the Aerodynamic Performance of a Turbine Cascade. AGARD-CP-390 on Heat Transfer and Cooling in Gas Turbines. 6-10 May 1985, Bergen (Norway), pp. 39-1 - 39-16

Kruse, H.: Film Cooling Measurements, DFVLR-Report No. 352-74/9, 1974

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Turbine Tip Clearance Study

Ansprechpartner Univ.-Prof. Dr.-Ing. W. Koschel, Dipl.-Ing. H. Pollak

Institution Lehr- und Forschungsgebiet Betriebsverhalten der Strahlantriebe, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule, Aachen

Adresse Templergraben 55 **Telefon** 0241 / 80-5501
5100 Aachen **Telefax** 0241 / 28226

weitere Partner Firma BMW Rolls Royce, Firma FIAT AVIO, Firma MTU-München Firma Rolls Royce-Derby, Firma SNECMA, Firma TURBOMECA Bordes

Thema Erfassung der Strömung im Laufrad unter besonderer Berücksichtigung der Radialspaltströmung

Ausgangssituation

Zur Weiterentwicklung von Strömungsmaschinen axialer Bauart in Bezug auf die Verbesserung des Gesamtwirkungsgrades ist die experimentelle Untersuchung aller Strömungsverluste im Turbomaschinengitter von großer Bedeutung.
Die Gesamtverluste eines Gitters setzen sich im wesentlichen aus drei Anteilen zusammen, den Profilgrenzschichten, den Seitenwandgrenzschichten und den sogenannten Sekundärverlusten, wie Sekundärströmung, Spaltströmung, Inzidenz-, Ventilations- und Mischungsverluste. Der Anteile der Spaltverluste an den Gesamtverlusten in Turbinen liegen nach Angaben der allg. Fachliteratur zwischen 20% und 43%. Dadurch wird die große Bedeutung der Spaltverlustströmung ersichtlich.

Ziel

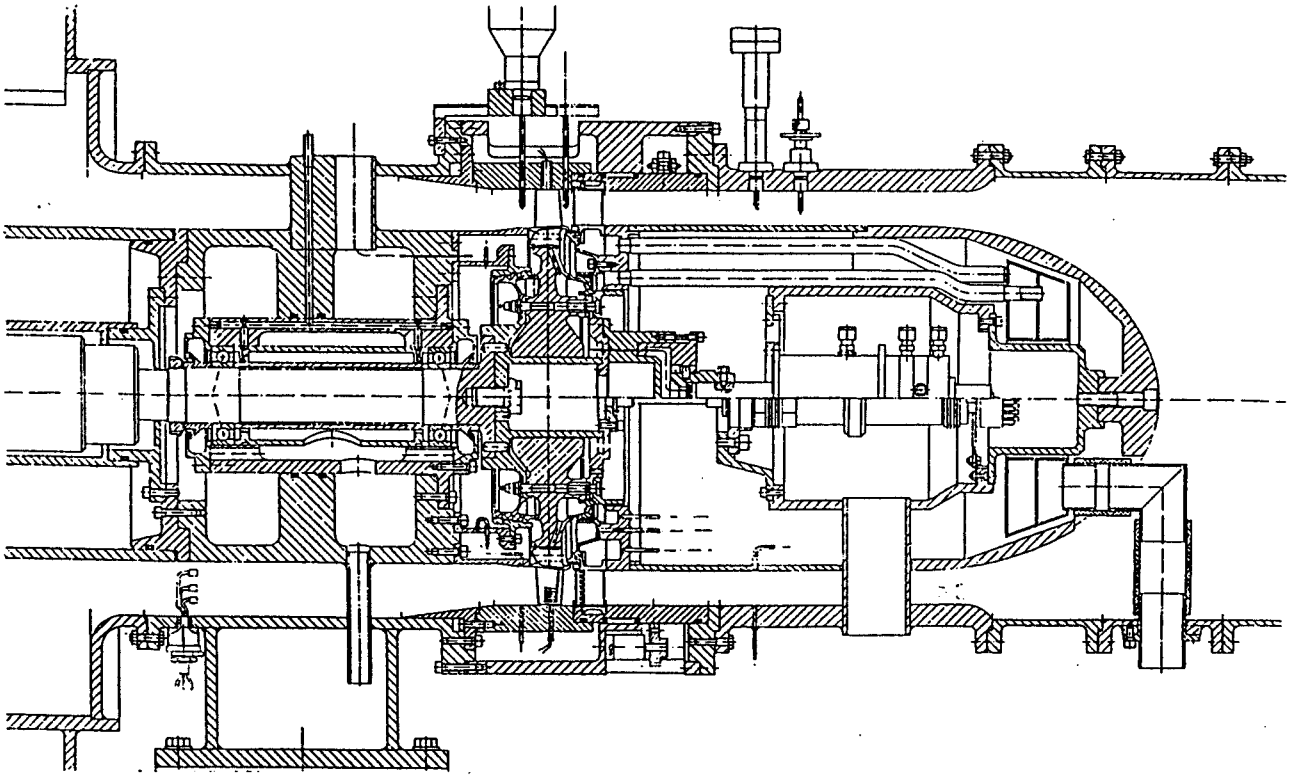
Ziel des Vorhabens ist es, Grundlagen für eine Reduzierung der Spaltströmungsverluste zu erarbeiten.
Ausgehend von einer ausgeführten axialen HD-Turbinenstufe sollen die Ursachen für das Auftreten und die Fortpflanzung der Spaltströmung im Turbinenrotor durch theoretische Überlegungen dargestellt und experimentell überprüft werden.
Hierzu werden detaillierte Messung im Relativsystem der HD-Turbine durchgeführt.

Lösungsweg

- Klärung der Strömungs-Randbedingungen in der Modellturbine
- Profildruckmessungen im Relativsystem zur Erfassung der Spaltströmung bzw. der Spaltwirbel im Schaufelkanal unter Variation des Laufradradialspaltes, der Schaufelkopfform und Ausblasung von Kühlluft in den Spalt
- Oberflächenheißfühlermessung an verschiedenen Positionen auf der Saugseite der Rotorschaufeln ebenfalls zur Erfassung der Spaltwirbel unter Variation des Laufradradialspaltes, der Schaufelkopfform und Ausblasung von Kühlluft
- instationäre Hitzdraht- und Druckmessung im Spalt zwischen Rotor und Gehäuse
- 3D-Euler-Berechnung der Rotorkanalströmung
- 3D-Navier-Stokes-Berechnung der Spaltsrömung
- Erstellung eines Spaltströmungsmodelles

AG STAB

Ergebnis



Modellhochdruckturbine LARZAC 04 C1A

Literatur

Koschel, W., Schmidt, H. and Vornberger, A: Analysis of the Rotor Tip Leakage Flow with Cooling Air Ejection. Propulsion and Energetics Panel 74th(B) Specialists' Meeting on Secondary Flows in Turbomachines, Luxembourg, 30 August - 1 September, AGARD-CP-469, Feb. 1990, p. 23-1/23-14

weiteres Vorgehen

DATUM **AG STAB**

Mitteilung

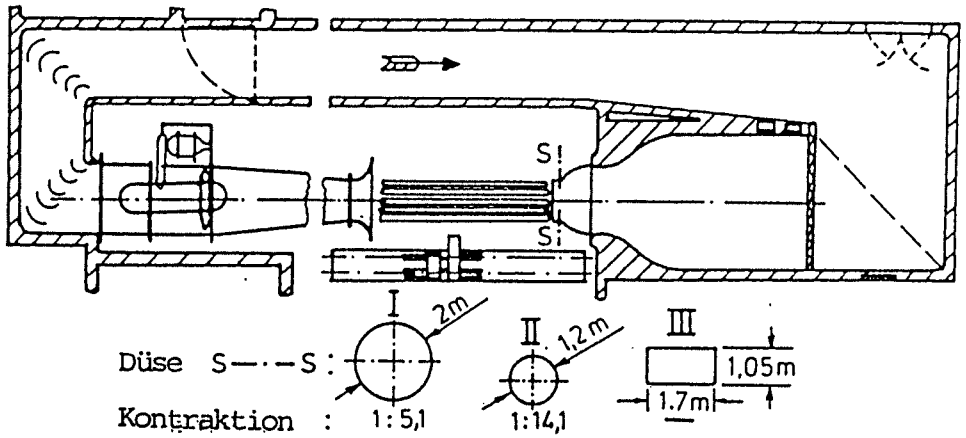
Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dr. Kux

Institution Institut für Schiffbau der Universität Hamburg

Adresse Lämmersieth 90 D - 2000 Hamburg 60
Tel. (+4940) 2984 3100 Fax. (+4940) 2984 3199

WINDKANAL



Beschreibung	Göttinger Bauart (geschlossene Rückführung), offene Meßstrecke mit "slotted wall", 3 verschie dene Düsen, Turbulenzgrad 0,2 %
Antrieb	12-flügeliger Impeller, Thyristor-Steuerung
Leistung	110 kW
Meßstrecke	Länge 5,5 m, Querschnitt durch Düse bestimmt
Geschwindigkeitsbereich	1:20, maximale Geschwindigkeit: 35 m/sek mit Düse I oder Düse III, 58 m/sek mit Düse II, (leere Meßstrecke)
Geräteausrüstung	Verschiebemechanismus (Säule auf Schienen). 3 Koordinaten, Datenerfassungssystem über Rechner, Drucksonden (Pitot,Prandtl,Mehrloch, usw.), 3-Komponenten LDV System, Hitzdrahtanemometer, 6-Komponenten Waage, Rauchgenerator, Temperaturaufnehmer
Durchgeführte Versuche	Detaillierte Untersuchungen von Strömungsfeldern, speziell an Schiffsrumpf-Doppelmodellen, Sichtbarmachung der Strömung, Kraft- und Momenten-Messungen an Modellen, spezielle Anwendungen
Bemerkungen	Länge der Meßstrecke bis zu 4,6 faches des Düsendurchmessers. Raum (Grube) unter der Meßstrecke für Geräte. Als Kanal vom Eiffel-Typ benutzbar, z.B. bei Rauchversuchen

Mitteilung

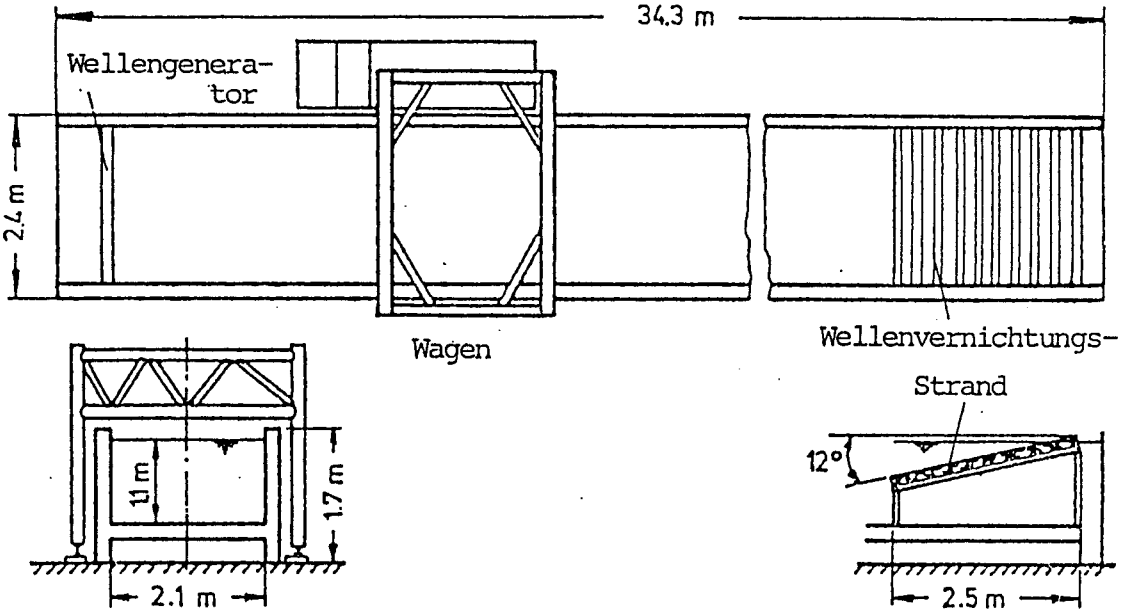
Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dr. Kux

Institution Institut für Schiffbau der Universität Hamburg
Lämmersieth 90 D - 2000 Hamburg 60
Tel. (+4940) 2984 3100 Fax. (+4940) 2984 3199

Adresse

SCHLEPPTANK



Schleppwagen	bemannt, motorgetrieben
Antrieb, Leistung	Ward-Leonard Gleichstrommotor, 7,5 kW
Geschwindigkeitsbereich	0,01 bis 2,8 m/sek
Maximale Beschleunigung	1,2 m/sek²
Weitere Eigenschaften	Programmierbarer Beschleunigungsablauf, Glasfenster entlang beider Seitenwände zur Strömungsbeobachtung
Wellengenerator	Bis zu 20 Fourierkomponenten im festen Frequenzverhältnis, aber beliebig wählbarer Phase
Niedrigste Wellenkomponenten-Frequenz	0,06 bis 0,60 Hz
Höchste Wellenkomponenten-Frequenz	0,30 bis 3,00 Hz
Art und Größe	Senkrechte, 2 m breite, servo-hydraulisch angetriebene Klappe
Wellenvernichtungs-Strand	Plastik-Lattenrost, 2,5 m lang
Geräteausrüstung	Wellenmessung (2 Sonden, Kapazitätsprinzip), Dynamometer, Magnetband und Papierstreifen Aufzeichnung, Planar-Motion Mechanismus, Film- und Video-Kameras
Modellgröße	ca. 2 m Länge
Durchgeführte Versuche	Widerstand, Propulsion, Seegang

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Franz Joachim Niezgodka

Institution DLR, WT-WK-KP

Adresse Linder Höhe

Telefon 02203/601-2367
Telefax 02203/601-2085

weitere Partner

Thema Hyperschall-Windkanal (H2K)-Erweiterung

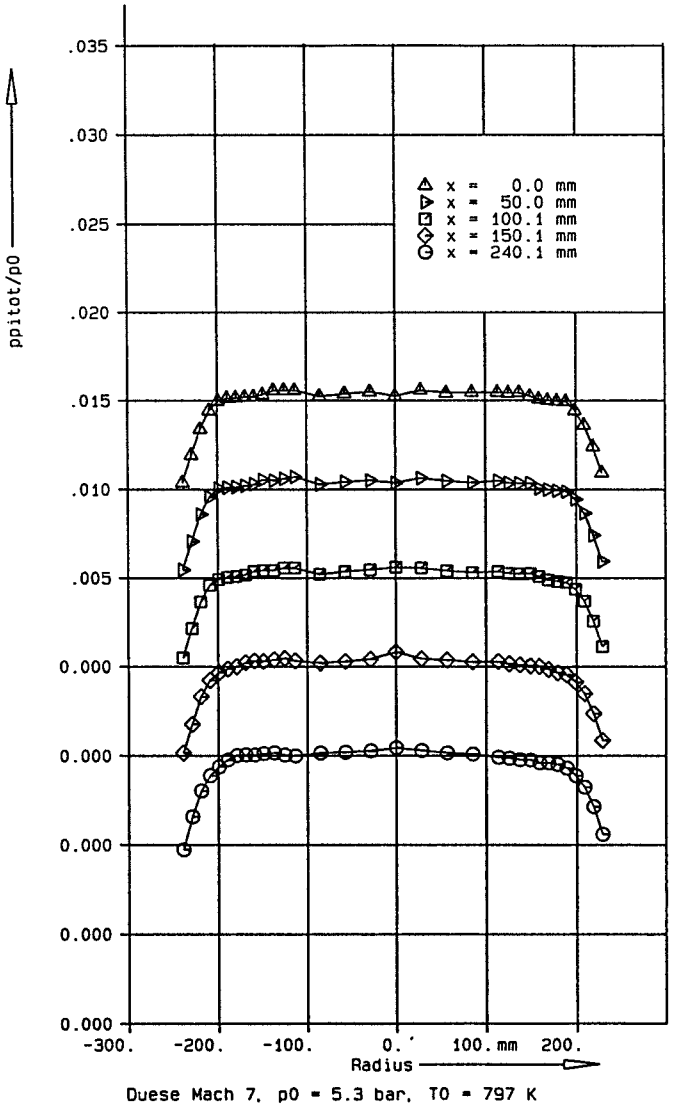
Ausgangssituation

Ziel Aerothermodynamische Untersuchungen im Hyperschall bei Machzahlen Ma > 5,3 mit der Möglichkeit einer Reynoldszahlvariation.
Untersuchungen zur Stufentrennung.

Lösungsweg Zusätzlich zu den vorhandenen konturierten axisymmetrischen Düsen wurde eine weitere Düse für eine Machzahl M = 7,0 berechnet, gebaut und grob geeicht. Etwa bei dieser Machzahl wird die Stufentrennung TSTO stattfinden. Sie ist auch die Reisegeschwindigkeit für das Experimental-Fluggerät HYTEX.

Ergebnis

Im folgenden ist als Ergebnis der Eichung das Verhältnis örtlicher Pitot-Druck zum Ruhedruck der Strömung p_0 in verschiedenen Längspositionen in horizontalen Mittelschnitt aufgetragen. Die mittlere Machzahl im Schnitt x=0 beträgt etwa 7,01, d.h. die Auslegemachzahl ist sehr gut eingehalten. Druckverteilungs- und Kraftmessungen an Hytex, sowie Druckverteilungsmessungen am Flush-Air-Data-Modell wurden bei dieser Machzahl durchgeführt.



Literatur

weiteres Vorgehen

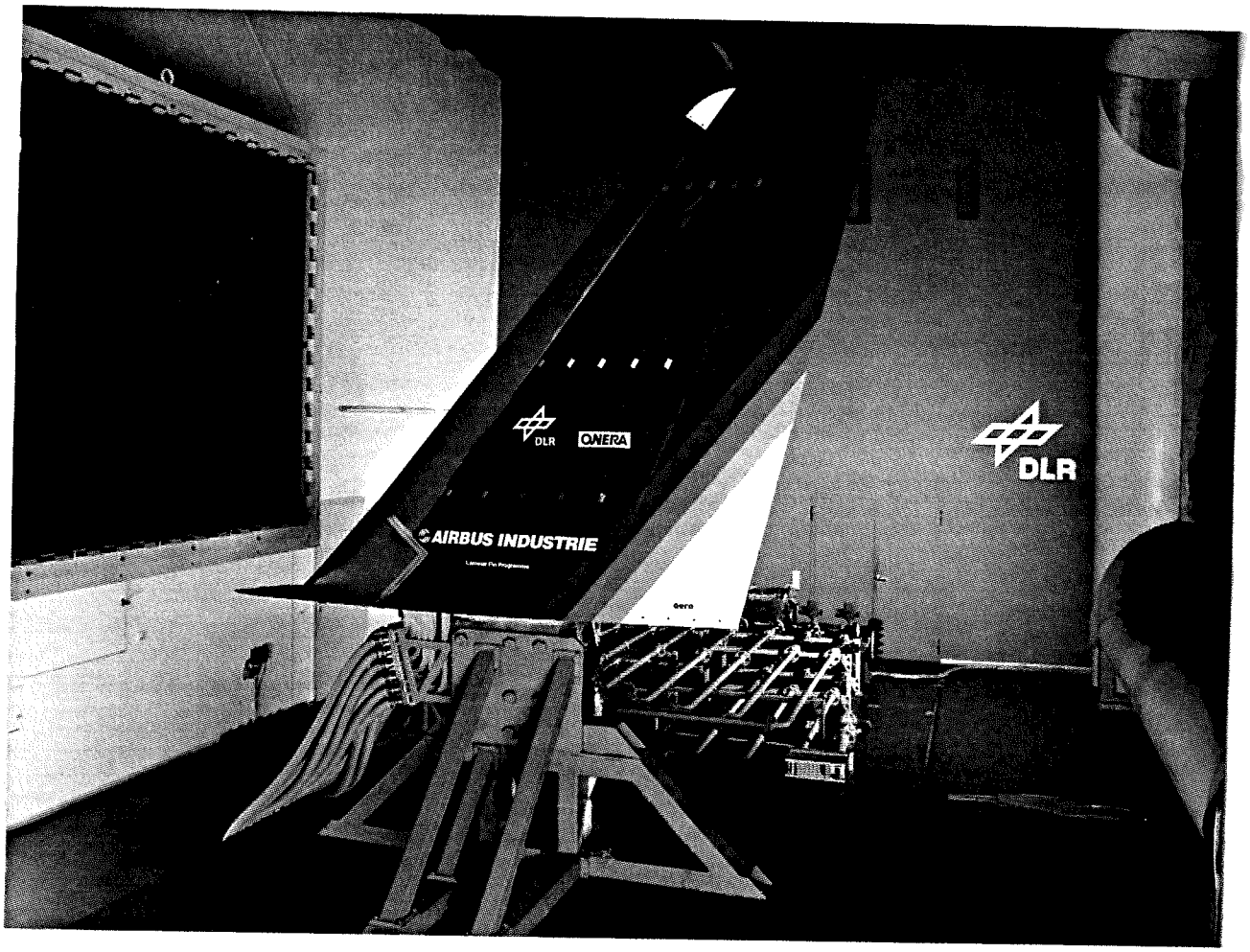
Der endgültige Umbau des Kanals ist für das Jahr 1993 fest eingeplant. Im letzten Jahr war er wegen der guten Auslastung noch nicht möglich.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen
Ansprechpartner	Dr. Horst Otto
Institution	DLR, WT-WK-BS
Adresse	Flughafen 3300 Braunschweig Telefon 0531-395-2460 Telefax 0531-395-2829
weitere Partner	Dr. Redeker (DLR, SM-EA), Airbus Industrie
Thema	Grenzschichtabsaugung im Windkanal NWB
Ausgangssituation	Der NWB ist mit einer Sekundärluftanlage ausgestattet, die überwiegend für die Simulation von Triebwerkseinlaufströmungen eingesetzt wurde.
Ziel	Einsatz der Sekundärluftanlage zur differenzierten Grenzschichtabsaugung im Nasenbereich eines A320-Seitenleitwerks-Modells (M 1:2).
Lösungsweg	Die Sekundärluftanlage wurde über ein Kollektorrohr mit insgesamt 15 einzelnen Absaugeleitungen verbunden, die mit motorisch betriebenen, fernbedienten Absperrklappen zur individuellen Einstellung der einzelnen Absaugemassenströme und mit Normblenden zu ihrer Messung ausgerüstet waren. Durch einen Bypass zwischen Kollektorrohr und Sekundärluftanlage konnte während der Versuche die gesamte Absaugeleistung bei gleichbleibender Verteilung variiert werden.

Ergebnis

Es steht eine leistungsfähige Versuchseinrichtung zur differenzierten Grenzschichtabsaugung für Untersuchungen zur Laminarhaltung an Ganz- oder Teilmodellen von Flugzeugen zur Verfügung.



Absaugesystem mit A320-Seitenleitwerks-Modell

Literatur

[1] Friedrichs, R.; Christ, D.: Absaugesystem zur Grenzschichtbeeinflussung im Niedergeschwindigkeits-Windkanal Braunschweig DLR IB 19111-92A15 (1992)

[2] Christ, D.; Friedrichs, R.: Windkanalversuche an einem Seitenleitwerksmodell des Airbus A320 mit Grenzschichtabsaugung zur Laminarhaltung der Strömung DLR IB 19111-93C01 (1993)

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner M. Rippl
Institut für Aeroelastik (WB-AE)

Adresse Bunsenstr. 10 Tel.: 0551/709 2354
3400 Göttingen

Thema Erarbeiten der Versuchstechnik zur Untersuchung zweidimensionaler (schwingender) Auftriebsflächen bei hohen Reynoldszahlen im Hochdruckwindkanal (HDG) von DLR-WT-WK in Göttingen

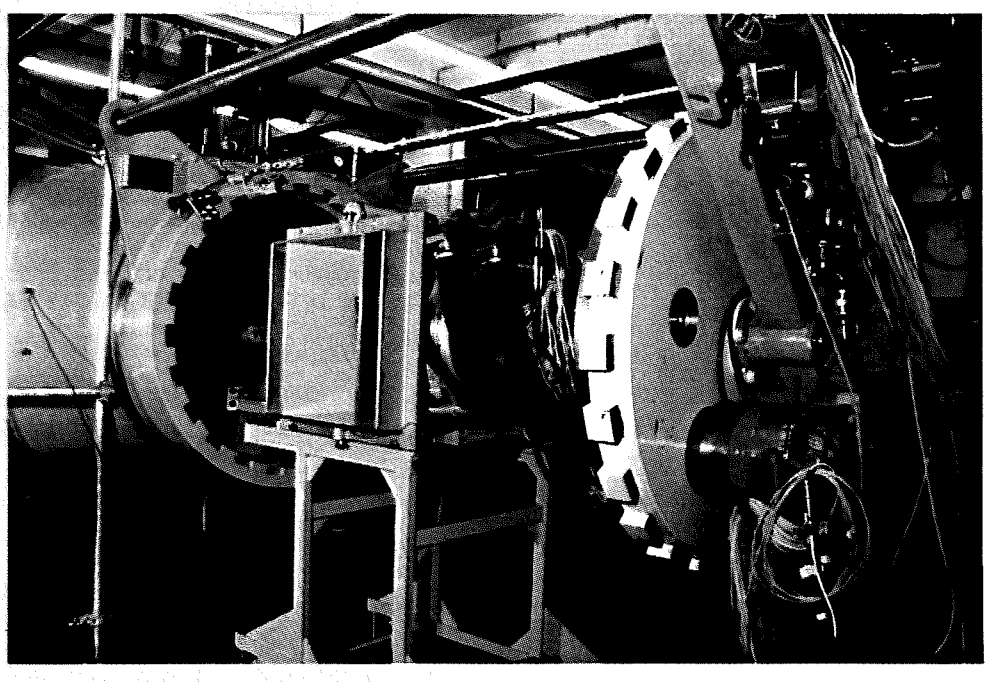
Ausgangssituation Der Hochdruckwindkanal wurde 1976 im Hinblick auf gebäudeaeroelastische Untersuchungen bei großen Reynoldszahlen konzipiert [1].
Zur Untersuchung des Reibungseinflusses der Luft (Reynoldszahl) kann der Ruhedruck zwischen Atmosphärendruck und 100 bar variiert werden. Der Meßstreckenquerschnitt beträgt 0.6*0.6 m**2.
Modellversuche bei den daraus resultierenden hohen Reynoldszahlen führen zu extremen Belastungen, die, insbesondere bei dünnen auftrieberzeugenden Flächen mit großer Spannweite zu großen Verformungen führen

Ziel Untersuchung des Reibungseinflusses auf die instationären Luftkräfte eines Profiles (NACA-0012) mit schwingendem Ruder im HDG

Lösungsweg Reduktion der Meßstreckenbreite auf 0.4*0.6 m**2 mit einer zweidimensionalen Kontraktion in der Vorlaufstrecke zwischen Düse und Meßstrecke.

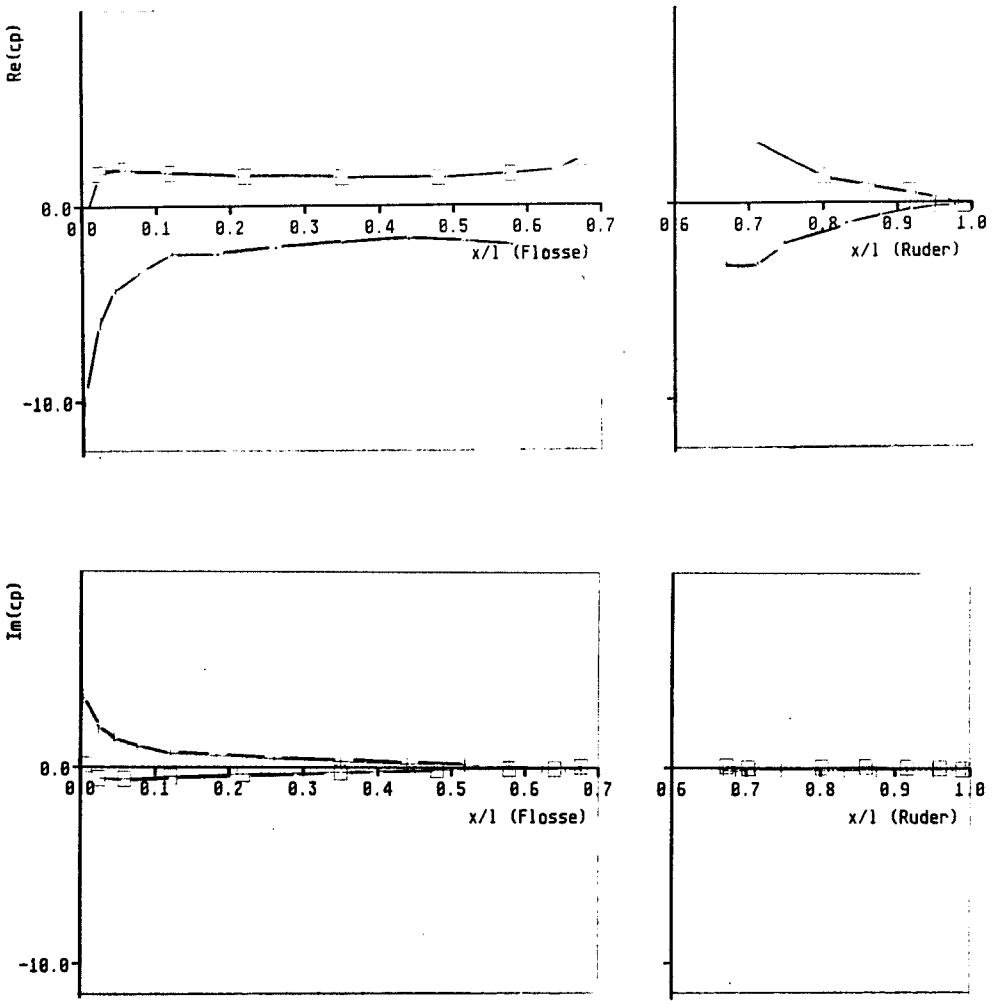
Entwicklung der Versuchstechnik zur Messung von (instationären) Druckverteilungen bei hohen Systemdrücken mit Hilfe von piezoresistiven Miniaturdrucksensoren

Konzeption und Bau einer gekapselten hydraulischen Modell-Erregung für aeroelastische Anwendungen.



Ergebnis

In Versuchen an einem Profil (NACA-0012) mit schwingendem Ruder konnte die Funktionsfähigkeit des Aufbaus in einem Ruhedruckbereich bis 60 bar (entsprechend einer Variation der Reynoldszahl bis 1.2e+7) nachgewiesen werden. Den Versuchsaufbau zeigt Bild 1, instationäre Druckverteilungen (Real-/Imaginärteil) sind in Bild 2 exemplarisch dargestellt.



Literatur

Förscher, H.
Hochdruck-Windkanal für aerodynamische und aeroelastische Untersuchungen - insbesondere von Hochbaukonstruktionen - bei Reynoldszahlen bis 1.5e+7 in inkompressibler Strömung
DFVLR - IB 253 - 76 J01

weiteres Vorgehen

Weitergehende Auswertung der durchgeführten Messungen.

Mitteilung

Projektgruppe Versuchsanlagen / Windkanaltechnik

Ansprechpartner Dipl.-Ing. U. Schönlebe

Institution Windkanäle Dresden-Klotzsche, WKK

Adresse Königsbrücker Landstr. 159 / PSF 1 **Telefon** (0351) 565 2633
O-8080 Dresden **Telefax** (0351) 565 3065

weitere Partner Umwelt- und Telefon (0351) 565 2600
Ingenieurtechnik GmbH Dresden
(Eigentümer der Versuchsanlagen)

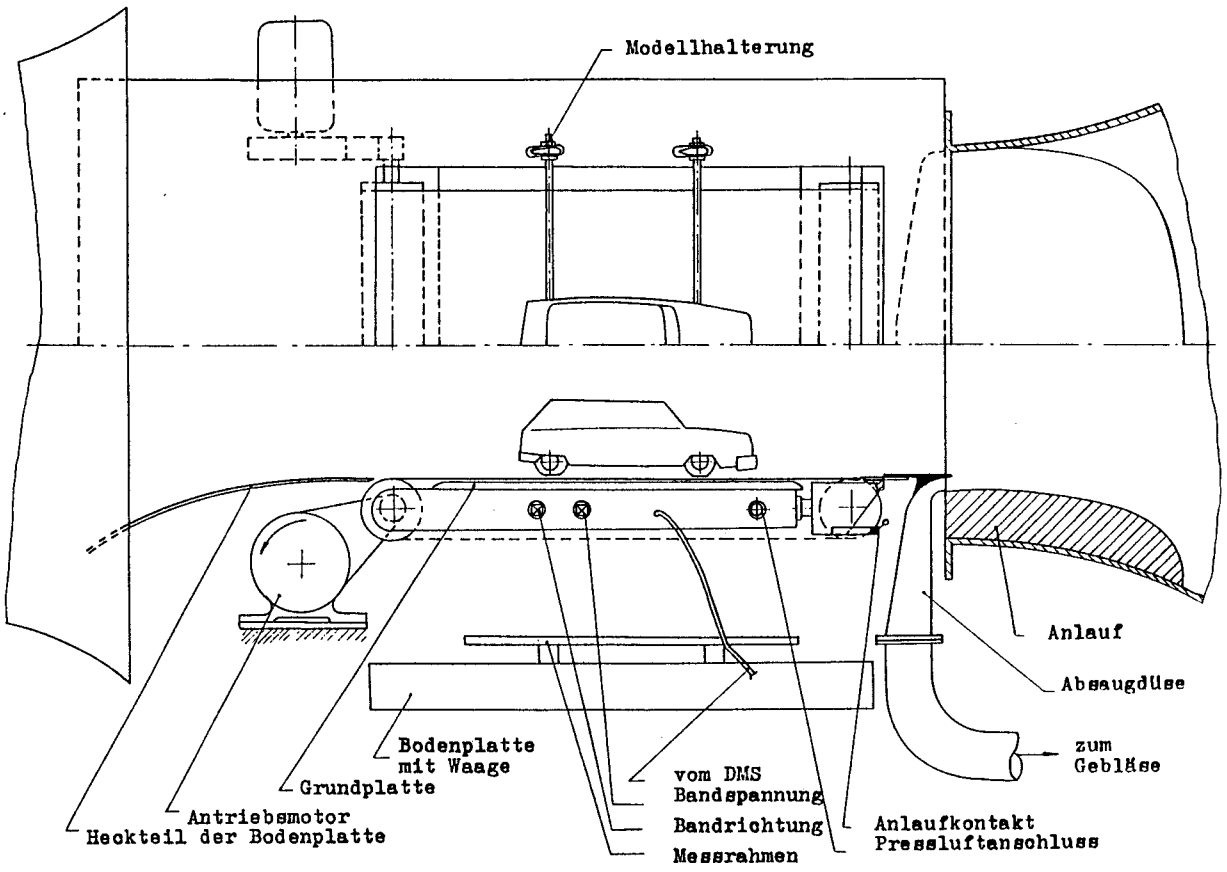
Thema 1m-Niedergeschwindigkeits-Windkanal (NK II)
Versuchsstand "Rollband" zur Simulation von Bodeneffekten

Ausgangssituation Der NK II ist ein 1m-Kanal Göttinger Bauart mit kreisförmigem Düsenquerschnitt. Er besitzt eine offene Meßstrecke bis 1,75 m Länge. Es sind Strahlgeschwindigkeiten bis 70 m/s möglich. Der Turbulenzgrad liegt unter 0,2 %.
Der Kanal wurde seit seiner Inbetriebnahme 1970 hauptsächlich für Grundlagenuntersuchungen sowie Voroptimierungen an kleineren Modellen verwendet. Außerdem dient er zur Kalibrierung von Strömungsmeßgeräten.
Bei der Untersuchung von sich in Bodennähe bewegenden Körpern tritt ein grenzschichtbedingter Simulationsfehler auf, wenn die Bodenebene durch eine feste Platte modelliert wird.

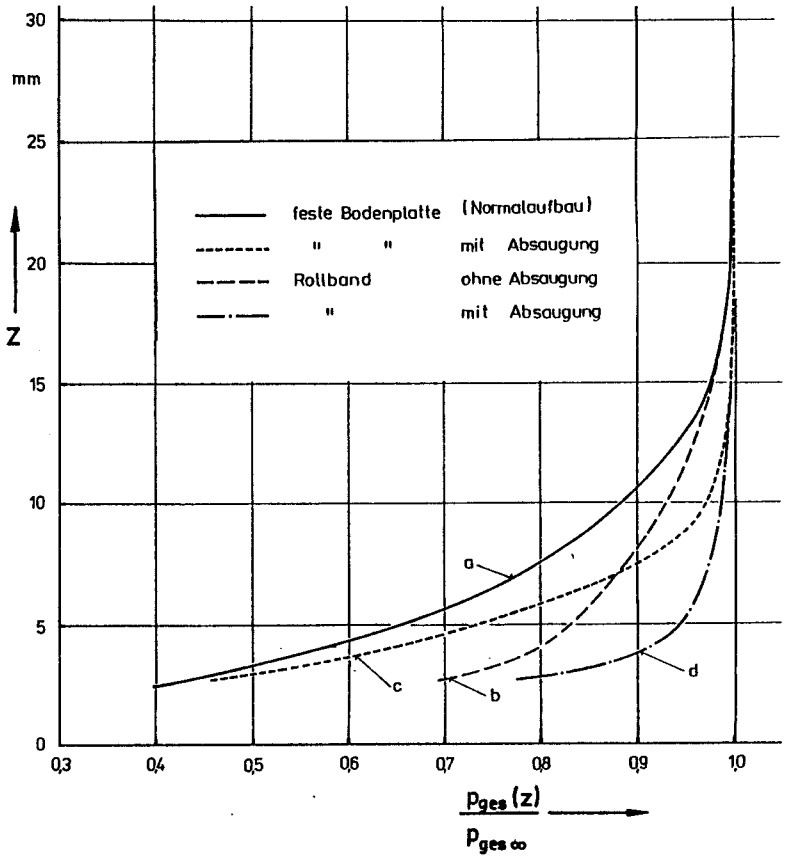
Ziel Im NK II sollte durch Einbau einer Kombination Rollband/Grenzschichtabspaltung eine merklich verbesserte Modellierung des in der Realität vorhandenen Bodeneinflusses ermöglicht werden, um Verfälschungen der Meßergebnisse an Fahrzeugen, Sportgeräten u. a. möglichst gering zu halten.

Lösungsweg Es wurde ein Versuchsstand "Rollband" entwickelt (siehe Skizze), mit dem bodennahe Untersuchungen mit größerer Simulationsgenauigkeit durchgeführt werden können. Der Boden wird durch ein mit der Anströmgeschwindigkeit synchron laufendes Band modelliert. Das laufende Band (Breite 0,4 m; Länge 1 m; $v_{max} = 60$ m/s) verhindert dabei den Neuaufbau einer störenden Grenzschicht.
Wahlweise kann die aus dem Düsenanlauf resultierende Windkanalgrenzschicht abgespaltet und abgesaugt werden. Der Versuchsstand ist zusammen mit der stationären 6-Komponenten-Dehnmeßwaage nutzbar. Es sind verschiedene Modellbefestigungen möglich (u. a. Heckstiel).

Ergebnis Vergleichende Grenzschichtuntersuchungen ergaben bei Einsatz des Versuchsstandes "Rollband" gegenüber der herkömmlichen Methode mit fester Bodenplatte eine Verringerung der Grenzschichtdicke um über 50 % (siehe Diagramm).



Versuchsaufbau "Rollband" für Bodeneinflußmessungen am Beispiel eines Straßenfahrzeuges



Einfluß von Rollband und Absaugvorrichtung auf die Grenzschichtdicke im Mittelschnitt des Versuchsaufbaus

Literatur Schönlebe, U.: Grundlagenuntersuchungen zur Unterbodenströmung von Straßenfahrzeugen, Windkanalbericht X-3-04/87, Dresden 1987 (unveröffentlicht)

weiteres Vorgehen Optimierung des Versuchsstandes bezüglich der Strahlqualität.

Datum 17.12.1992

Mitteilung

Projektgruppe	Versuchsanlagen / Windkanaltechnik	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. U. Schönlebe , Dr.-Ing. W. Schmidt	
Institution	Windkanäle Dresden-Klotzsche, WKK	
Adresse	Königsbrücker Landstr. 159 / PSF 1 O-8080 Dresden	**Telefon** (0351) 565 2633 **Telefax** (0351) 565 3065
weitere Partner	Umwelt- und Ingenieurtechnik GmbH Dresden (Eigentümer der Versuchsanlagen)	Telefon (0351) 565 2600
Thema	3m-Windkanal (NK I) , Versuchsstand "Radsport"	

Ausgangssituation

Der NK I ist ein 3m-Kanal Göttinger Bauart (siehe Skizze) mit einem quasielliptischen Düsenquerschnitt von 10 m² (Breite 4,25 m, Höhe 3 m). Die Länge der offenen Meßstrecke kann zwischen 5,25 m und 8,25 m variiert werden. Es sind maximale Windgeschwindigkeiten von ca. 70 m/s möglich, wobei der mittlere Turbulenzgrad unter 0,5 % liegt.
Der Kanal ist seit über 35 Jahren für Forschung und Industrie in Betrieb. Ursprünglich als Versuchsanlage für den Flugzeugbau entwickelt, wurde er später bis in die heutige Zeit für Industrieaufgaben mit einem sehr breiten Spektrum eingesetzt. Hauptsächlich wurden Untersuchungen für das Bauwesen, den Fahrzeug- und Schiffbau sowie den Sport durchgeführt.
An Meßtechnik wird eingesetzt: stationäre 6-Komponenten-Waage mit ölhydraulischem Meßprinzip, Hitzdrahtmeßtechnik, Druckmeßtechnik, Dehnmeßglieder sowie induktive Kraftaufnehmer unterschiedlicher Art und Größe.

Ziel

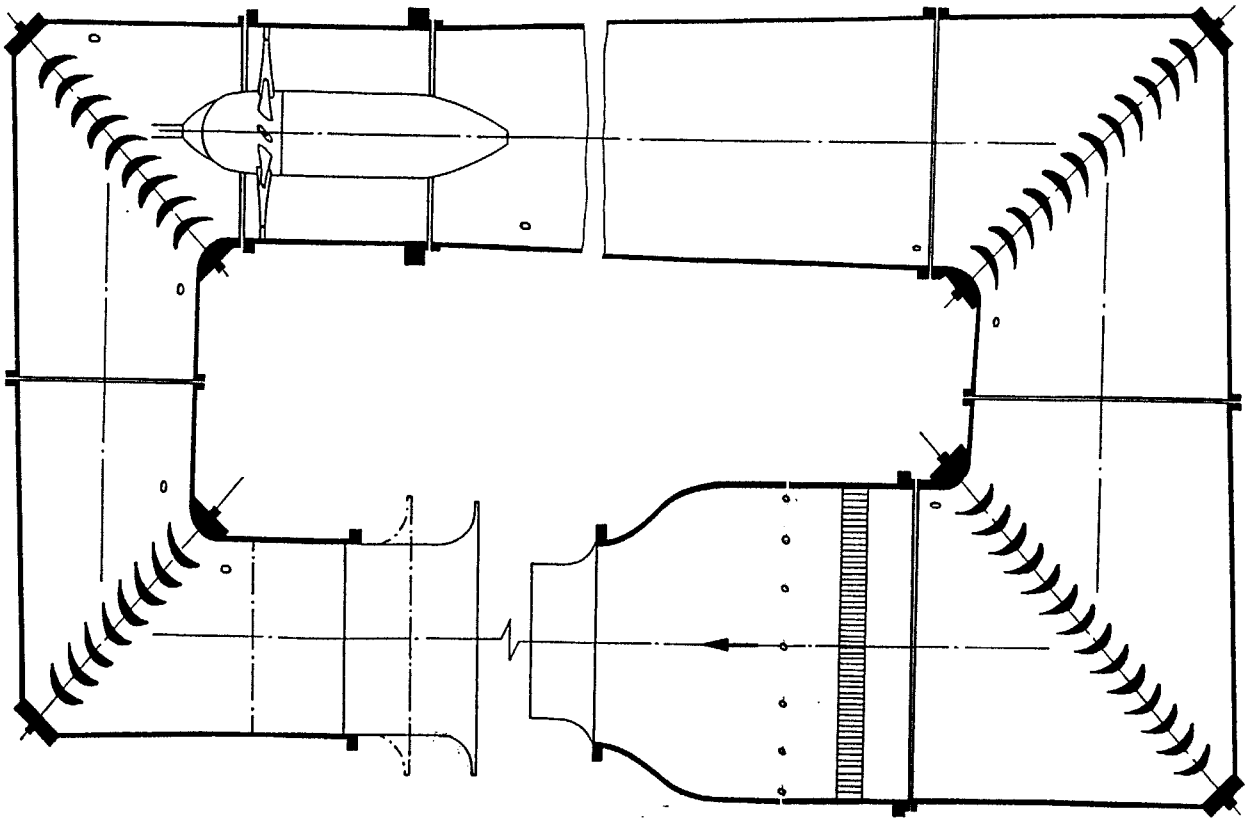
Aerodynamische Untersuchungen für den Radsport an Einzelfahrern in der Vierermannschaft zur Geräteentwicklung und Haltungsoptimierung.

Lösungsweg

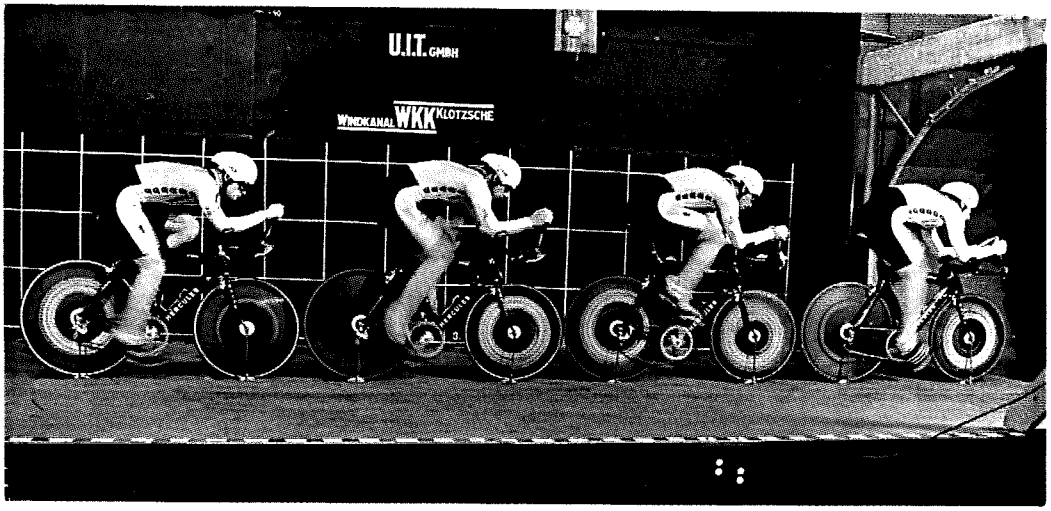
Es wurde ein Versuchsstand zur Messung des aerodynamischen Widerstandes einzelner Radsportler in der Vierermannschaft entwickelt (siehe Bild). Zur Simulation realer Haltungen und Bewegungsabläufe kurbeln die Sportler und treiben die auf Rollen und Achsstützen gelagerten Räder an. Unterhalb der Bodenplatte sind vier spezielle Dehnmeßwaagen mit Biegeglied angeordnet. Gleichzeitig wurde zugehörige Software für die Meßwerterfassung und -weiterverarbeitung entwickelt.

Ergebnis

Der vorhandene Versuchsstand ermöglicht Optimierungsuntersuchungen an bis zu vier Radsportlern mit Ausrüstung. In der Vierermannschaft können komplette Wechsel simuliert werden. Einzelfahreruntersuchungen sind auch bei Seitenwind möglich. Die Meßwerte werden zusammen mit den Sportlerhaltungen auf Foto- und Videotechnik aufgezeichnet.
Ein ähnlicher Rollenversuchsstand wird für Untersuchungen an anderen Zweiradfahrzeugen eingesetzt.



Prinzipskizze des 3m-Windkanals in Dresden-Klotzsche



Optimierungsuntersuchungen an Radsportlern mit dem Versuchsstand "Radsport" in Vorbereitung auf die Olympischen Spiele 1992

Literatur

[1] Hoffmann, A.: Windkanaluntersuchungen Radsport '87, Windkanalbericht X-3-84-88-03/1, Dresden 1988 (unveröffentlicht)

[2] Hoffmann, A.: Windkanaluntersuchungen an Radsportlern 1988, Windkanalbericht X-3-84-88-14-2, Dresden 1988 (unveröffentlicht)

weiteres Vorgehen Der Versuchsstand wird für sportwissenschaftliche Untersuchungen und zum Windkanaltraining zur Verfügung gestellt.

Datum 21.12.1992

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen	
Ansprechpartner	Dr. Günter Schwarz	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart	
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon 0711/685-3468 Telefax 0711/685-3438
weitere Partner	-	

Thema Überschall-Stoßwindkanal

Ausgangssituation Der Kanal sowie die zugehörigen Außenanlagen und Versorgungseinrichtungen für Druckluft und Vakuum wurden in den letzten Monaten generalüberholt. Die Arbeiten werden in Bälde abgeschlossen sein. Der Kanal ist dann wieder voll einsatzfähig.

Ziel Untersuchungen von Flugkörpern und Komponenten davon bei Überschallgeschwindigkeit.

Lösungsweg Kurzzeit-Überschallwindkanal nach dem Prinzip des Stoßwellenrohrs mit Lavaldüse, Membran stromab von der Meßstrecke angeordnet, Meßzeiten in der Größenordnung von 200 ms.
Kraft- und Momentenmessungen mit Dehnungsmeßstreifen - Waagen, Druckverteilungsmessungen, Wandtemperaturmessungen, Freifluguntersuchungen, Interferenzoptische Ermittlung von Dichtefeldern, Schlierenoptik, Hochfrequenzkinematografie, digitale Signalanalyse.

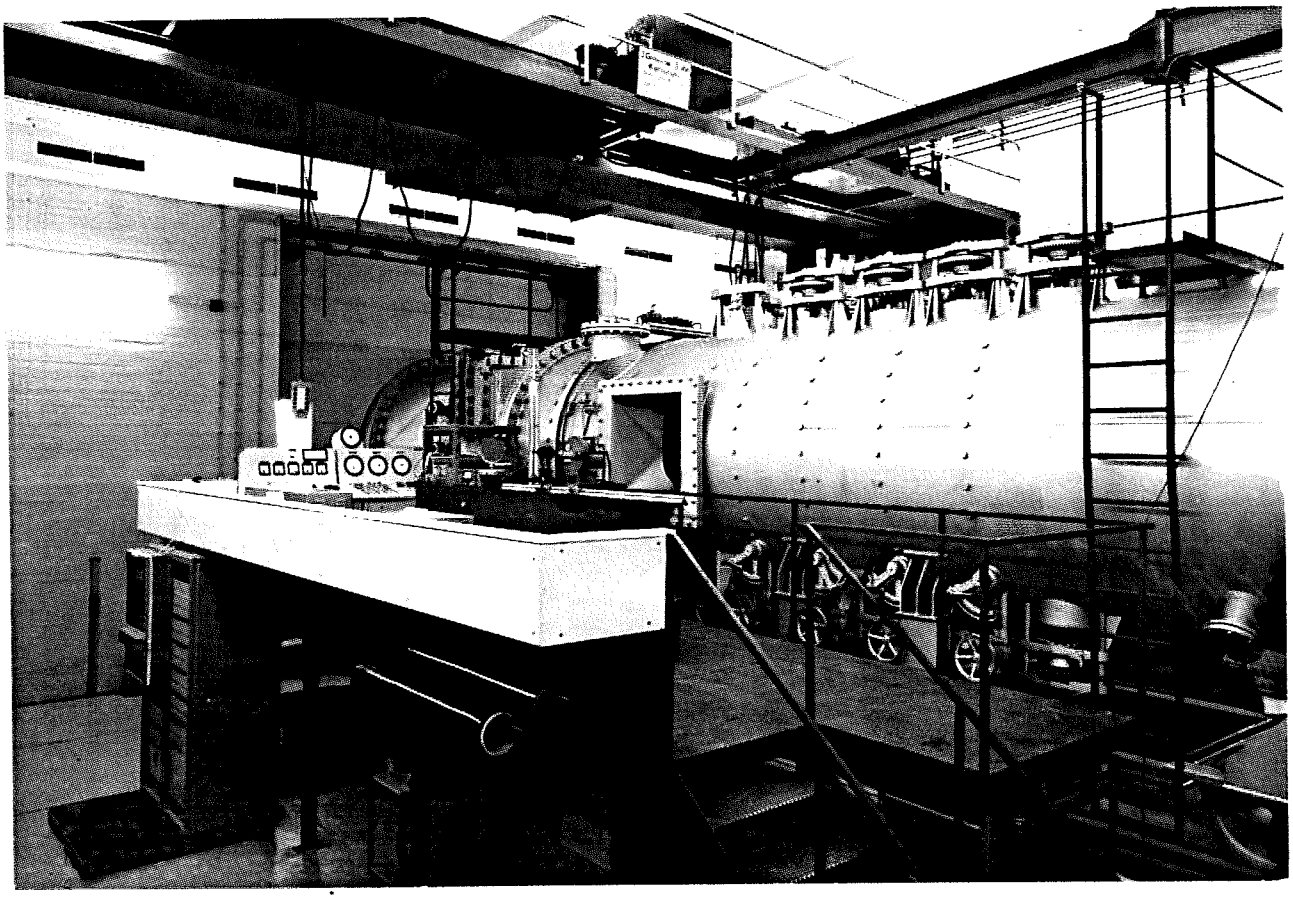


Bild:

Meßhaus mit Meßkammer, Membraneinspannung, Düsenblockeinbringvorrichtung und Messeinrichtungen

Hauptdaten des Stoßwindkanals:

Gesamtlänge:		125,844 m		
Länge des Hochdruckrohrs:		40 m + 20 m + 1,758 m = 61,758 m		
Länge des Niederdruckrohrs:		33 m + 17 m + 1,758 m = 51,758 m		
Rohrdurchmesser, innen:		2,164 m Ø		
Betriebsdruck:		maximal 9,81 bar		
Betriebstemperatur:		Außentemperatur		
Strömungsdaten:				
Meßquerschnitt:		F_M = 0,8 x 1,2 = 0,96 m^2		
Ma_M	1,758	2,54	3,59	4,51
Meßrhombus-länge	1,73 m	2,80 m	4,15 m	5,28 m
Kesseltemp. T_o 1)	281 K	287 K	291 K	292 K
Schallgeschw. im Meßrhombus a_M 1)	264 m/s	226 m/s	181 m/s	152 m/s
Geschw. im Meßrhombus w_M 1)	467 m/s	568 m/s	646 m/s	687 m/s
stat. Druck im Meßrhombus p_M 2)	1640 mbar	529 mbar	116 mbar	33 mbar
stat. Temp. T_M 1)	174 K	127 K	82 K	57,5 K
Re_M/m 1) 2)	$1{,}25 \cdot 10^8$	$0{,}93 \cdot 10^8$	$0{,}56 \cdot 10^8$	$0{,}36 \cdot 10^8$

1) Temp. im Hochdruckrohr T_1, = 293 K
2) Druck im Hochdruckrohr p_1, = 9,81 bar

Literatur

A. Weise und G. Schwarz:
Der Stoßwindkanal des Instituts für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart
ZfW 21 (1973)

Mitteilung

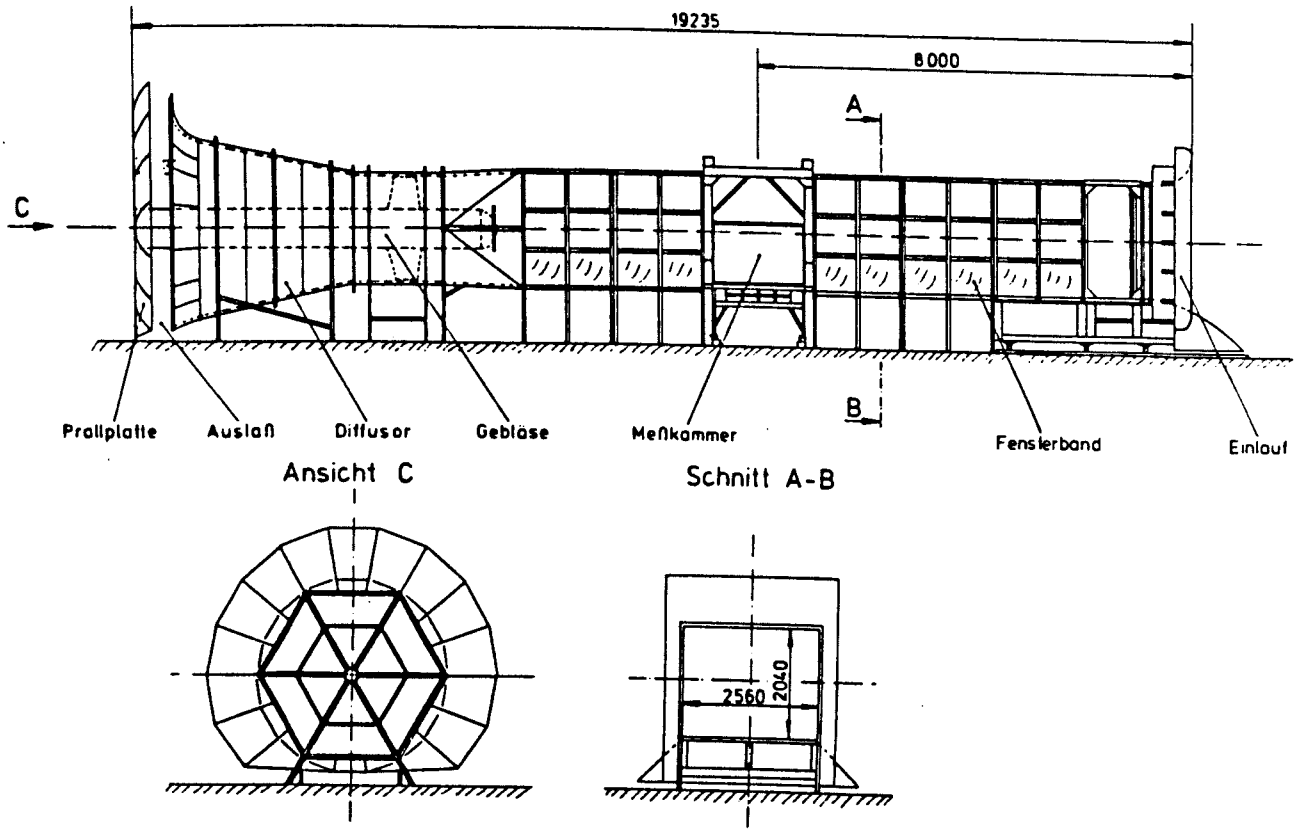
Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen	
Ansprechpartner	Dr. Günter Schwarz	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart	
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon 0711/685-3468 Telefax 0711/685-3438
weitere Partner	-	

Thema Grenzschicht-Windkanal

Ausgangssituation Nach seiner Inbetriebnahme im Jahr 1986 wurde der Kanal zunächst umfangreichen Eichmessungen unterzogen und danach für Grundlagen- und Auftragsuntersuchungen auf dem Gebiet der Gebäudeaerodynamik eingesetzt. Dabei wurden die Meßmöglichkeiten und - einrichtungen fortlaufend erweitert.

Ziel Untersuchungen in hochturbulenten Parallelströmungen und simulierten atmosphärischen Grenzschichtströmungen an Gebäudemodellen, Sektionsmodellen von Brücken usw. zur Klärung von hauptsächlich dynamischen Effekten.

Lösungsweg Messungen von instationären Kräften, Momenten und Drücken an Modellen sowie Verformungen und Bewegungen von Modellen, Messungen von Turbulenzeigenschaften der Strömung, Korrelationsuntersuchungen.



Grenzschicht - Windkanal

Geschlossene Meßstrecke, Eiffel-Typ, Antriebsleistung 120 kW, Meßstreckengröße: Breite x Höhe x Länge = 2,5 mx 2mx 5 m, Maximalgeschwindigkeit w_{max} = 18 m/s. Antrieb hydraulisch regelbar.

Einrichtungen zur Erzeugung einer der atmosphärischen Bodengrenzschicht nachgebildeten Modellgrenzschicht hinsichtlich Geschwindigkeitsprofil, Turbulenzstruktur und Turbulenzgrad, sowie zur Erzeugung hochturbulenter Parallelströmungen.

Meßeinrichtungen: Sondenverschiebevorrichtung für Prandtl-, Pitot-, Mehrlochrichtungs- und Hitzdrahtsonden, Verschiebemöglichkeit über die gesamte Ausdehnung der Meßstrecke. Einbaumöglichkeit für 3-Komponenten-Dehnungsmeßstreifenwaage im Drehtisch und für 6-Komponenten-DMS-Waage für drahtaufgehängte Modelle in der Decke.

Druckumschalteinrichtung für ca. 200 Meßstellen. Meßgestell für dynamische Untersuchungen von Pofilen und Sektionsmodellen in den Freiheitsgraden Rotation und vertikale Translation, einzeln und gekoppelt. Mehrkanaliges Konstant-Temperatur-Hitzdrahtanemometer, Prozessrechner zur Versuchssteuerung, Datenerfassung und -verarbeitung und zur digitalen Signalanalyse.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner: Dr. Günter Viehweger
Institution: DLR, WT-WK-KKK
Adresse: Linder Höhe
5000 Köln 90
Tel.: 02203-601-2295
Fax: 02203-695961

Weitere Partner:

Thema: Kryo-Kanal Köln (KKK)

Ausgangssituation: Der KKK stellt die mit Abstand größte Kryo-Windkanalanlage in Europa dar, die den operationellen Betrieb aufgenommen hat. Eine vergleichbare Anlage existiert nur noch in den USA.

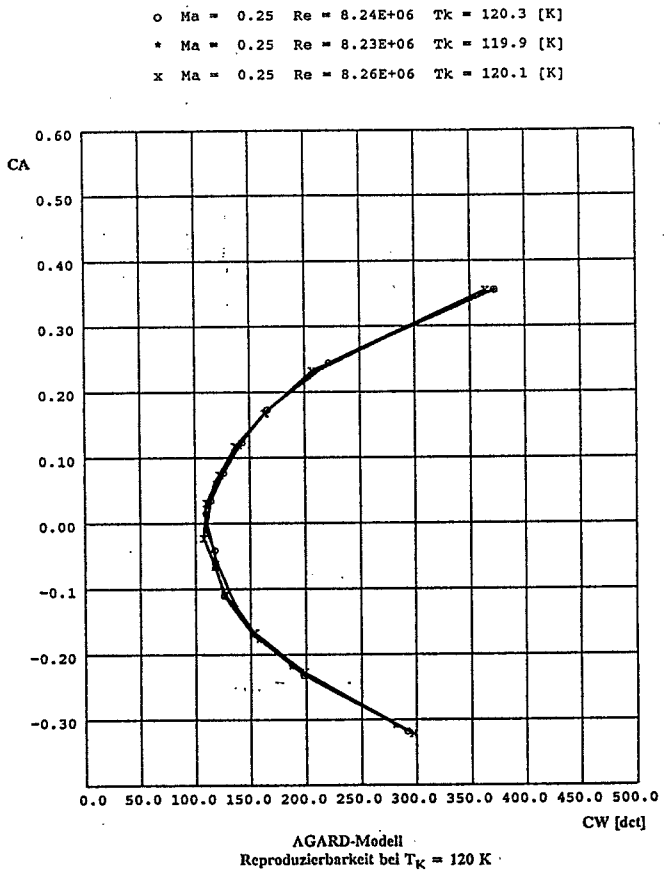
Ziel: Das weiter zu entwickelnde sehr vielfältige Know-How soll neben einer optimalen Nutzung des KKK für industrielle Messungen eine qualifizierte Mitarbeit der DLR beim Betrieb des ETW für kostengünstige Vorlaufmessungen ermöglichen und darüberhinaus die Position der DLR im Verhältnis zu Forschungseinrichtungen im Ausland stärken, die an ähnlichen Aufgaben arbeiten.

Lösungsweg: Weiterentwicklung der Kryo-Technologie auf den Gebieten:

- Modelltechnik
- Meßtechnik (u.a. DMS-Stabwaagen und Halbmodellwaagen sowie Turbulenzmeßeinrichtungen für Tieftemperaturbetrieb)
- Optische Verfahren (Bestimmung des laminar-turbulenten Umschlags)
- Model Handling.

Ergebnis:

- Verbesserte mathematische Korrekturverfahren für den T-Einfluß auf die Waagensignale
- Vorgabe von spezifischen Randbedingungen für den Meßablauf zur Erzielung hoher Reproduzierbarkeit der Meßwerte
- Einbau einer Trennwand in die Schleuse zur Erhaltung eines niedrigen Taupunkts während des Model Handling. Verwendung spezieller Atemgeräte.



Literatur:

Rebstock, R. Kraftmessungen mit dem AGARD-Eichmodell. Teil 1
DLR, IB 39114-93A01, Köln-Porz (1993)

Weiteres Vorgehen:

- Entwicklung der Halbmodellmeßtechnik
- Verbesserung des Model Handling.

Datum: 01.02.1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. Günter Viehweger
Institution: DLR, WT-WK-KKK
Adresse: Linder Höhe
5000 Köln 90

Tel.: 02203-601-2295
Fax: 02203-695961

Weitere Partner:

Thema: Experimentelle Simulation

Ausgangssituation: Die am KKK erstmalig in Europa an einer Großversuchsanlage angewandte Kryo-Windkanal-Technologie bietet die Möglichkeit, die Strömungsverhältnisse der Großausführung im Windkanalversuch zu realisieren.

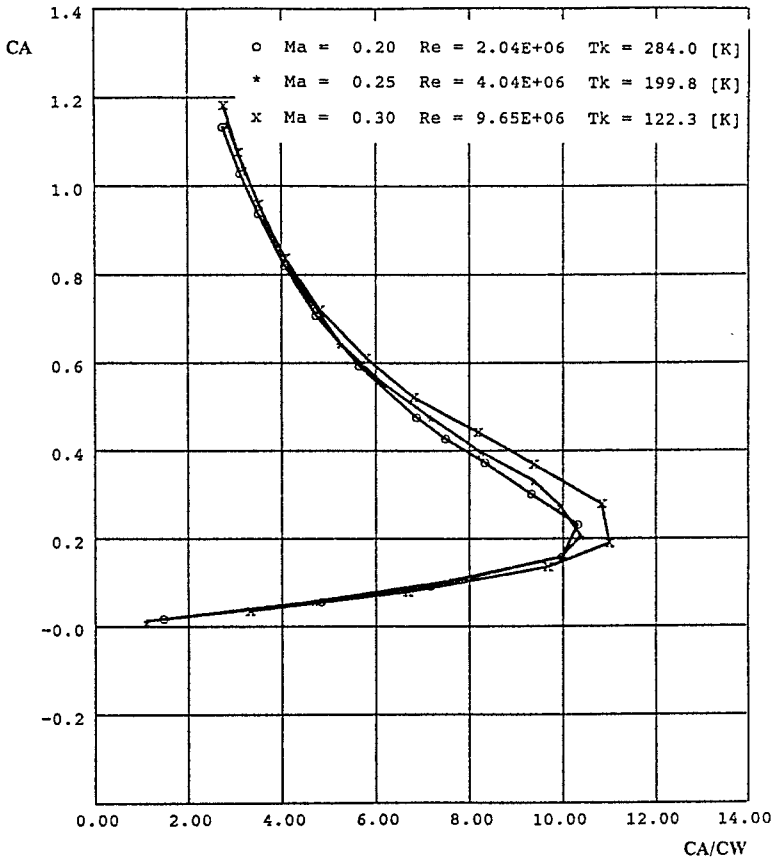
Ziel: Entkoppelte Erfassung der Reynoldszahl und Modelleffekte.
Möglichst genaue Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte bei original Reynoldszahlen.
Angestrebte Reproduzierbarkeit 2 - 3 dct.

Lösungsweg:

- Verbesserung der mathematischen Korrekturverfahren für den T-Einfluß auf die Waagensignale.
- Vorgaben von spezifischen Randbedingungen für den Meßablauf zur Erzielung hoher Reproduzierbarkeit der Meßwerte.
- Entwicklung und Ausbau der Halbmodell-Meßtechnik zur Erreichung größerer Reynoldszahlen.

Ergebnis:

- Erfolgreiche Messungen mit folgenden Modellen:
  - Airbus A310
  - TST (α-Jet)
  - AGARD-Eichmodell
- Reproduzierbarkeit Meßwerte bei 100 K etwa 3 - 4 dct.



AGARD-Modell
Einfluß der Reynoldszahl

Literatur:

Wichmann, K.
Rebstock, R.
Kronen, R.
Tests on the Cryogenic TST-Model in the DLR-KKK Wind Tunnel.
DLR, IB 39114-92C25, Köln-Porz (1992)

Rebstock, R.
Kraftmessungen mit dem AGARD-Eichmodell. Teil 1
DLR, IB 39114-93A01, Köln-Porz (1993)

Datum: 09.03.1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Rudolf Wulf

Institution DLR, WT-WK-Göttingen

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2147
Telefax 0551/709-2179

weitere Partner

Thema Transsonischer Windkanal in Göttingen (TWG)

Ausgangssituation Der TWG war seit fast 30 Jahren für Forschung und Industrie in Betrieb. Mit seiner Tandem-Meßstrecke entsprach insbesondere die Strömungsqualität nicht mehr den heutigen Anforderungen, eine Modernisierung befindet sich in der Abschlußphase.

Ziel Durch die Modernisierung sollen die Strömungsqualität verbessert und das Einsatzspektrum erweitert werden.

Lösungsweg Der Lösungsweg wurde im 1991er-Bericht ausführlich beschrieben.

Ergebnis

Die im Jahre 1991 ausgelieferten Bauteile wurden durch die restlichen Baugruppen wie Düsen, perforierte Meßstrecke, Supportbereich, 3D-Support, SPS-Steuerung, Anpassung der Laval-Meßstrecke komplettiert. Nach Inbetriebsetzung einzelner Baugruppen wurde der TWG erstmalig am 08.07.1992 zum "wind on" für weitere Systemabnahmen eingeschaltet.

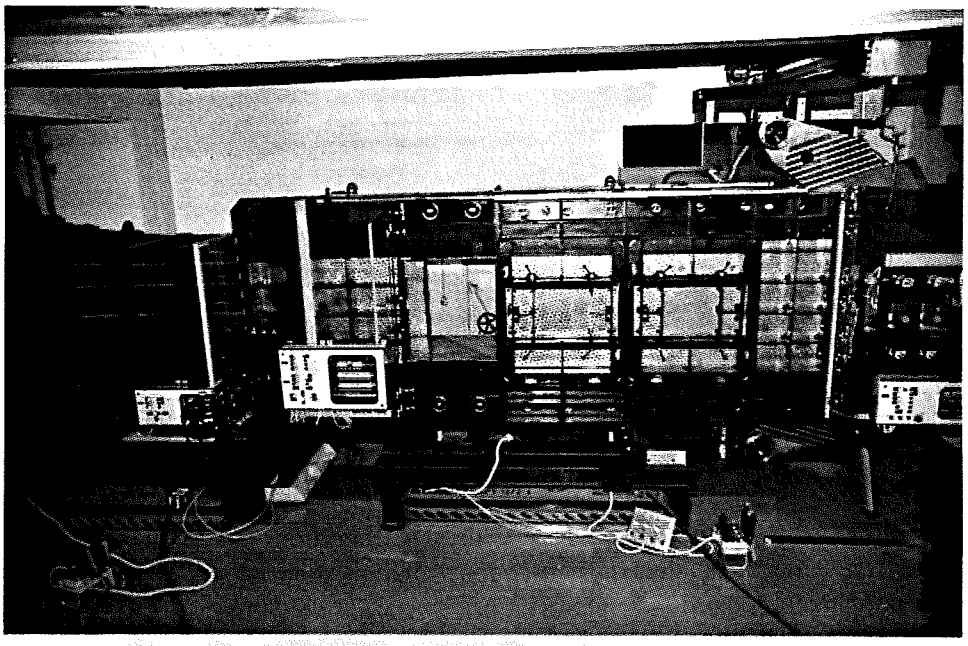
Hiermit verbunden war auch die Inbetriebnahme des BBC-Absaugegebläses.

Weitere Betriebsabläufe dienten zur Ermittlung von Basisdaten, die für einen automatischen Betrieb des TWG notwendig sind.

Der TWG kann automatisch von einem Versuchsleitrechner, in dem Meßprogramm vorbereitet und gespeichert bzw. an den Prozeßleitrechner der SPS-Steuerung übertragen werden, betrieben werden.

Die adaptive Meßstrecke wird zu Beginn des Jahres 1993 ausgeliefert. Kalibrationsmessungen der neuen Meßstrecken werden ab Anfang 1993 durchgeführt.

Erste Auftragsmessungen sind ab April 1993 geplant.



Literatur

1. Jahresbericht 1989

2. B. Binder, B. Hieronimus, S. Tusche, R. Wulf
   Modernisierung des Transsonischen Windkanals Göttingen
   - Pflichtenheft für die Vorkammer und den Meßstreckenbereich -
   DFVLR-IB 29112 - 89 A 04

weiteres Vorgehen

3. B. Binder, B. Hieronimus, S. Tusche, R. Wulf
   Modernisierung des Transsonischen Windkanals Göttingen
   - Beschreibung des künftigen Versuchsbetriebes -
   DLR-IB 29112 - 91 A 02

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner
Dipl.-Ing. K.-P. Schade

Institution
TU Chemnitz-Zwickau/ FB Maschinenbau III/ PG "Mehrphasenströmung"

Adresse
TU Chemnitz-Zwickau / FB Masch.bau III
PG "Mehrphasenströmung"
PSF 964/ O-9044 Chemnitz

Telefon (0371) 561 4667
Telefax (0371) 561 4748

Thema
Untersuchung der Vorgänge beim Stoß fester Teilchen auf eine feste Wand

Ausgangssituation
Die Bewegung feststoffbeladener Luftströmungen wird in hohem Maße durch die Wechselwirkung zwischen Partikeln und Strömungsberandung beeinflußt. Das trifft insbesondere für den Transport von solchen Partikeln zu, die aufgrund ihrer Masse durch die Fluidturbulenz nicht beeinflußt werden. Viele Vorgänge des Partikel-Wand-Stoßes sind noch nicht eindeutig geklärt. So sind die an der Strömgsberandung senkrecht zur Hauptstömungsrichtung auftretenden Kräfte, die sich aus aerodynamischen Auftriebskräften und elastischen Verformungskräften zusammensetzen, für kleine Partikel nur integral erfaßbar, Stoß- und Gleitreibungsfaktoren nicht in ausreichendem Maße vorhanden, ist der Einfluß der Wandrauhigkeit nur wenig untersucht.

Ziel
Aufklärung der Vorgänge beim Stoß kleiner fester Partikel auf feste Wände.
Dabei ist insbesondere der Einfluß der Wandrauhigkeit von Interesse und es soll der Versuch unternommen werden, die aerodynamischen Auftriebskräfte von denen zu trennen, die durch die elastische Verformung zwischen Partikel und Wand auftreten. Darüberhinaus soll die zu entwickelnde Versuchseinrichtung die Bestimmung von unbekannten Stoß- und Gleitbeiwerten für unterschiedliche Partikel-Wand-Paarungen ermöglichen.

Lösungsweg
Aufbau von zwei speziellen Versuchsapparaturen mit denen es möglich ist, Partikel mit Durchmessern von etwa 40µm bis etwa 500µm , unter definierten Aufprallwinkeln und mit definierten Aufprallgeschwindigkeiten auf eine feste Wand zu schießen. Gemessen werden Aufprallgeschwindigkeit, Rückprallgeschwindigkeit und Rückprallwinkel. Eine der beiden Versuchseinrichtungen wird dabei unter Vakuum betrieben, um so das Verhältnis zwischen aerodynamischen - und Verformungskräften bestimmen zu können. Die Partikel sollen mit einem Fliehkraftteller beschleunigt werden, für schwerförderbare Stoffe ist in der Normaldruckanlage auch noch eine Beschleunigung mittels Injektor vorgesehen. Die Messungen erfolgen mit der faseroptischen Ortsfilteranemometrie

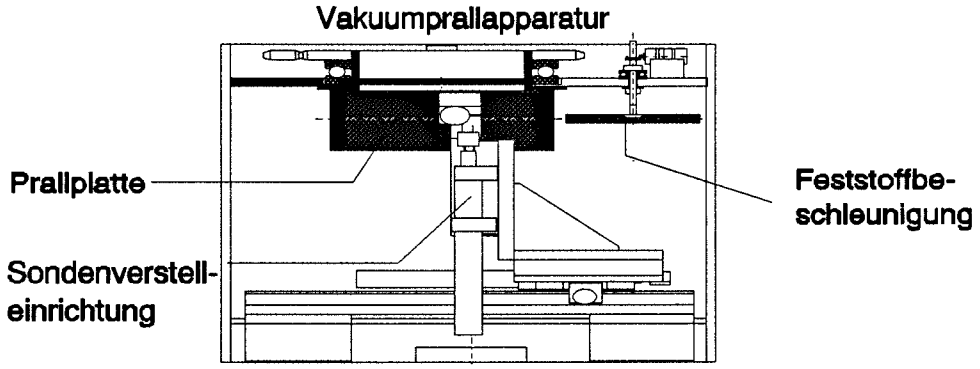
AG STAB

Ergebnis

Eine erste Versuchsapparatur unter Normaldruck und mit Gas-Feststoff-Injektor ist in Betrieb. Mit ihr wurden vorwiegend Versuche zur Bestimmung der zur numerischen Vorausberechnung der Partikelbahnen notwendigen Stoß- und Gleitbeiwerte durchgeführt. Es wurden Stoß- und Gleitreibungsbeiwerte für unterschiedliche Aufprallgeschwindigkeiten und Aufprallwinkel bestimmt und deren Einfluß diskutiert. Untersuchungen zum Einfluß der Wandrauhigkeit zeigten, daß diese eine große Bedeutung für den kontinuierlichen , absatzfreien Transport in horizontalen Kanälen hat. Eine exakte quantitative Abschätzung dieses Einflusses war jedoch noch nicht möglich, da die gemessenen Beiwerte alle an der Wand auftretenden Kräfte beinhalten, also sowohl die aerodynamischen Auftriebskräfte (wie z.B. Magnuskraft, Kräfte aus der asymmetrischen Anströmung der Partikel in der Grenzschicht), als auch die aus der elastischen und plastischen Verformung resultierenden Kräfte. Es zeigte sich, daß der Aufbau der Vakuumanlage zur genaueren Aufklärung der Physik des Wandstoßes notwendig ist.

Diese zweite Anlage befindet sich im Aufbau, auf eine vorhandene Vakuumpumpe wurde ein spezieller Rezipient aufgebaut, in dem sich die gesamte Meßsondenverstellung sowie die etwas verkleinerte Prallapparatur mit verstellbarer Prallplatte und Partikelbeschleunigung befinden. Letztere befindet sich noch in der Entwicklung.

Skizze/Diagramm/Bild



Literatur

[1] Sommerfeld M. (1990): Numerical simulations of the particle dispersion in turbulent flow- the importance of particle lift forces and particle-wall collision models. Numerical Methods for Multiphase Flows, ASME FED-Vol. 91.

[2] Tsuji Y., Shen N. Y., Morikawa Y. (1989): Numerical Simulation of Gas-Solid Flows (I)-Particle to Wall Collision. Technology Reports of the Osaka University, Vol. 39 No 1975, pp. 233-241.

[3] Schade, K.-P. :Parameteruntersuchungen zum Stoß kleiner Partikeln gegen eine feste Wand. Tagung Turbulente Ein- und Mehrphasenströmungen (1991), Holzhau

[4] Th. Frank, K.-P. Schade. D. Petrak: Numerical simulation and experimental investigation of a gas-solid two-phase flow in a horizontal channel (1991). Int Conf. on Multiphase Flow, sept. 24.-27.91, Tsukuba, Japan

weiteres Vorgehen

Fertigstellung der Vakuumprallanlage. Durchführung von Prallversuchen an beiden Anlagen unter Bedingungen die sich, außer im Luftdruck, sonst gleichen. Vergleich der Ergebnisse und der Versuch der Trennung der einzelnen Einflußgrößen.

Datum 13.01.93 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner
Dipl. Phys. Gernot Trommer

Institution
TU Chemnitz-Zwickau/ FB Maschinenbau III/ PG "Mehrphasenströmung"

Adresse
TU Chemnitz-Zwickau / FB Masch.bau III
PG "Mehrphasenströmung"
PSF 964/ O-9044 Chemnitz

Telefon (0371) 561 4642
Telefax (0371) 561 4748

Thema
Ortsfilter-Anemometrie für Tropfenströmungen mit hoher Tropfenbeladung

Ausgangssituation
In der Arbeitsgruppe wurde ein faseroptisches Ortsfilterverfahren entwickelt, welches für die Messung von Teilchengeschwindigkeiten und Teilchenstromdichten geeignet ist und seit 1988 für systematische Messungen an Luft-Staub-Strömungen in einem horizontalen Kanal und in einer Wandstoßapparatur eingesetzt wird. Dabei wurden Signalauswerteverfahren wie Fourieranalyse und Nullstellenbestimmung im Zeitbereich angewendet und vervollkommnet.

Ziel
Innerhalb des Verbundprogrammes Schadstoffe in der Luftfahrt, Teilverbundprogramm Triebwerkstechnik des BMFT, beinhaltet das Thema die Entwicklung eines geeigneten Meßverfahrens zur Messung von örtlichen Tropfengeschwindigkeiten im Düsenbereich von Gasturbinen - Brennkammern. Die Meßbedingungen hoher Druck, hohe Geschwindigkeit, hohe Temperatur und hohe Tropfenkonzentration erfordern eine neue Lösung, die auf der Basis der Ortsfreqenzfilter-Anemometrie angestrebt wird. Grundlage ist ein Ortsfreqenzfilter aus wellenleitenden Strukturen (Lichtleitfasern oder integriert-optische Bauelemente). Die Einsatzbedingungen erfordern eine strömungsoptimierte, druck- und temperaturbeständige Bauform und spezielle Maßnahmen zur Signalgewinnung bei ungünstigem Signal-Rausch-Verhältnis. Eine Erprobung im Labor- und Brennkammermaßstab ist vorgesehen.

Lösungsweg
- Der geforderte Geschwindigkeitsbereich zieht eine Optimierung der Bauform nach sich. Es wird eine Sondenform angestrebt, die in einer teilchenbeladenen Strömung eine geringe Störung verursacht und eine ausreichende mechanische Stabilität besitzt.
- Das Ortsfrequenzfilter soll sowohl aus einzelnen Lichtleitfasern als auch aus Streifenwellenleitern der integrierten Optik hergestellt werden. Über eine geeignete Einkopplung muß eine hohe Beleuchtungsintensität im Meßvolumen erreicht werden. Zielgrößen sind eine hohe Gitterelementzahl, eine optimal einstellbare Apertur der Wellenleiter, Kanalsymmetrie des Doppelgitters und eine hohe Genauigkeit der Gitterkonstanten.
- Aufbau eines speziellen Versuchsstandes (s. Bild), in dem eine Tropfenströmung mit einer Modellflüssigkeit (Wasser) mit hoher Beladung und Geschwindigkeit ($v \cong 100$ m/s) erzeugt wird. Die Labormessungen werden bei Normatemperatur durchgeführt.

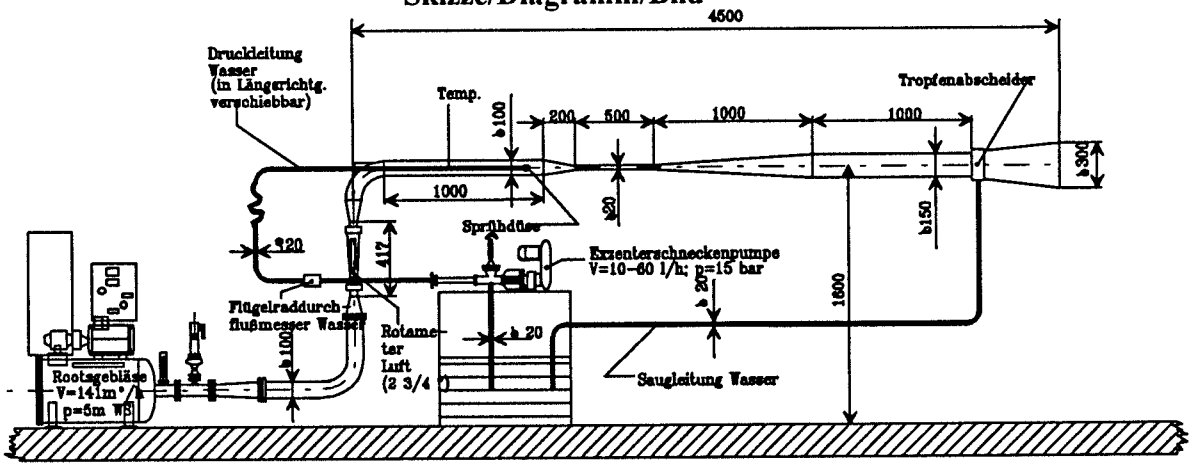
AG STAB

- Die Tauglichkeit der Sonden für hohe Temperaturen (T > 600 °C) wird getrennt durch Aufheizen der Sonden beurteilt. Dafür ist in Voruntersuchungen die Auswahl geeigneter Keramikkleber und Lichtleitfasern nötig.
- Die Anwendung des Meßverfahrens wird zu einem großen Teil von der Leistungsfähigkeit der eingesetzten rechnergestützten Signalanalyse bestimmt. Aufgrund der zu erwartenden geringen Signalgüte wird der Fast-Fourier-Transform-Signalanalyse der Vorzug gegeben.
- Zur Verminderung der Störungen durch das maschinentechnische Rauschen (mech. Schwingungen) sollen die Schwingungen der Sonde erfaßt und das Nutzsignal im entsprechenden Frequenzbereich gefiltert werden.

Ergebnis

Der Versuchsstand wurde aufgebaut und erfolgreich in Betrieb genommen. Dabei wurden erste Messungen am Freistrahl mit einem Phasen-Doppler-Anemometer zur Bestimmung der erreichten Geschwindigkeit und Tropfengröße durchgeführt.
Desweiteren sind die Voruntersuchungen zur Auswahl von Fasern und Klebern soweit gediehen, daß mit den ausgewählten Materialien erste Testmuster gefertigt werden.

Skizze/Diagramm/Bild



Literatur

[1] D. Petrak, A. Hoffmann: The properties of a new fiberoptic measuring technique and its application to fluid solid flows, Advances in Mechanics 8, p. 59-95, 1985

[2] D. Petrak, u. a.: Faseroptische-Ortsfilter-Anemometrie - ein lokales Meßverfahren für Mehrphasenströmungen, technisches messen (2), S. 72-83, 1989

[3] Schade, K.-P. :Parameteruntersuchungen zum Stoß kleiner Partikeln gegen eine feste Wand. Tagung Turbulente Ein- und Mehrphasenströmungen (1991), Holzhau

[4] Th. Frank, K.-P. Schade. D. Petrak: Numerical simulation and experimental investigation of a gas-solid two-phase flow in a horizontal channel (1991). Int Conf. on Multiphase Flow, sept. 24.-27.91, Tsukuba, Japan

weiteres Vorgehen

Einbau der Sondenmeßtechnik in den Versuchsstand. Durchführung von Untersuchungen bei verschiedenen Geschwindigkeiten und Beladungen. Vervollkommnung der Auswerteprogramme. Numerische Simulation der Sondenumströmung.

Datum 18.01.93

AG STAB