

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

1994

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	6
Organigramm	9
Gremien	10
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	12
Blanko-Seiten für "Mitteilungen"	14
Einladung zum Workshop	16
Information über STAB-relevante Veranstaltungen	18
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	23
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	32

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 129 "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 32 bis 41), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Wegen der recht großen Anzahl von Beiträgen zu den Fachkreisen sind diese in fünf Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Seite 17 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen".

Die Materialsammlung für die Jahresberichte soll möglichst effektiv gestaltet werden. Beachten Sie bitte hierzu die Hinweise auf Seite 13. Für den Fall, daß Sie selbst eine "Mitteilung" verfassen möchten, finden Sie auf Seite 14 bis 15 die entsprechenden Blanko-Seiten.

Wichtig:

Im Programm-Ausschuß ist beschlossen worden, daß die Jahresberichte wegen der gestiegenen Druck- und Portokosten nur noch an die tatsächlich daran interessierten Empfänger verteilt werden sollen.

Falls Sie ein Exemplar des **Jahresberichts 1995** erhalten möchten, möchten wir Sie bitten uns den unten beigefügten Abschnitt zurückzuschicken.

Autoren und alle Koautoren, sowie die Mitglieder der AG STAB-Gremien erhalten auf jeden Fall ein Exemplar.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 300 Exemplaren.

Göttingen, im April 1995

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

D - 37073 Göttingen

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 1995"

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 Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch zukunftsträchtiges Teilgebiet zu vertiefen" (Auszug aus der Preamble der Verfahrensordnung der AG STAB).

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

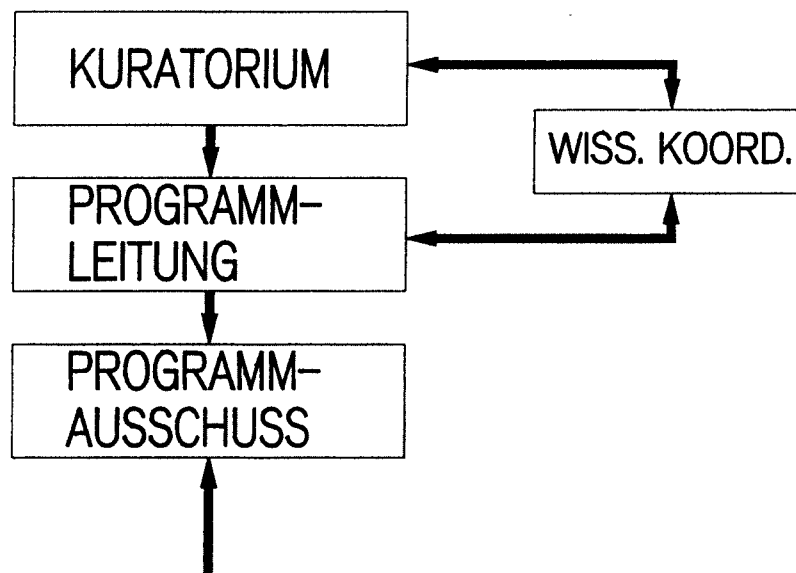
- 3. DGLR-Fachsymposium
"Strömungen mit Ablösung" Stuttgart, 23.-25.11.1981
- Konstituierung des Kuratoriums
und Neuorganisation der Arbeits-
gemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982
- Konstituierung von Programm-
Leitung/Programm-Ausschuß Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung STAB-relevanter Aktivi-
täten in der Bundesrepublik
Deutschland (Stand Mitte 1981) April 1982
- Fachtagung anläßlich der ILA '82
"Strömungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982
- 1. STAB-Workshop Göttingen, 07./08.03.1983
- 4. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" Göttingen, 10.-12.10.1983
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984
- Vortrag Arbeitsgemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung"
- Neue Impulse für die Strö-
mungsforschung und Aerody-
namik - 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
- Kurs "Application of Particle
Image Velocimetry" Göttingen, 15.-19.03.1993
- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993
- Kurs "Application of Particle
Image Velocimetry" Göttingen, 14.-18.03.1994
- 9. DGLR-Fach-Symposium Erlangen, 04.-07.10.1994

Vorschau:

- Kurs "Application of Particle
Image Velocimetry" Göttingen, 06.-10.03.95
- 7. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.1995

Organigramm



Fachkreise	Projekt- gruppen	Flügel grober Streckung	Flügel kleiner Streckung	Drehflügel und Rotoren	Stumpfe Körper/ Rümpfe	Laminarhaltung von Tragflügeln	Hyperschall
Physikalische Grundlagen							
Mathematische Grundlagen							
Numerische Simulation							
Meßtechnik							
Anlagen							

Kuratorium

MinRat Dipl.-Ing. Balzerowiak	(BMVg, Bonn)	
Dipl.-Ing. Friedrich	(Panavia, München)	
MinRat Friske	(BMW, Bonn)	
Prof. Dr. Gersten	(Universität Bochum)	
NN	(BMBF, Bonn)	
Dr. Knoche	(LBS, Ottobrunn)	
Prof. Dr. Kröll	(DLR, Köln)	- Sprecher-
Dr. Lachenmaier	(DFG, Bonn)	
Prof. Dr. Laschka	(DGLR, Bonn)	
Prof. Madelung	(TU München)	
Dipl.-Ing. Schmidt	(MTU, München)	
NN	(Dornier, Weßling)	
Dr. Stüssel	(DB Airbus, Hamburg)	- Stellv. Sprecher-
Prof. Dr. Weyer	(DLR, Köln)	
NN	(DLH, Hamburg)	

Programm-Leitung

Prof. Dr. Ballmann	(RWTH, Aachen)	
Dr. Hennig	(DB Aerospace, München)	
Dipl.-Ing. Hilbig	(DB Airbus, Bremen)	- Sprecher -
Dr. John	(DB Aerospace, München)	
Dr. Körner	(DLR, Braunschweig)	
Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen)	
Prof. Dr. G.E.A. Meier	(DLR, Göttingen)	- Stellv. Sprecher -
Prof. Dr. H.U. Meier	(DNW, Emmeloord)	
Prof. Dr. Oertel	(Universität Karlsruhe)	
Dipl.-Ing. Polz	(Eurocopter, München)	
Dr. B. Wagner	(Dornier, Weßling)	
Dr. Weiland	(DB Aerospace, München)	

Wissenschaftlicher Koordinator

Dr. Heinemann	(DLR, Göttingen)
---------------	------------------

Stand: Februar 1995

Projektgruppen

Sprecher:

Flügel großer Streckung	Prof. Dr. Thiede	(DB Aerospace, Bremen)
Flügel kleiner Streckung	Dipl.-Ing. W. Kraus	(DB Aerospace, München)
Drehflügler u. Rotoren	Prof. S. Wagner	(Universität Stuttgart)
Stumpfe Körper/Rümpfe	Dr. Hennig	(DB Aerospace, München)
Laminarhaltung von	Dr. Redeker	(DLR, Braunschweig)
Tragflügeln		
Hyperschall	Prof. Dr. Hirschel	(DB Aerospace, München)

Fachkreise

Sprecher:

Physikalische Grundlagen	Dr. Dallmann	(DLR, Göttingen)
Mathematische Grundlagen	Prof. Dr. Kröner	(Universität Freiburg)
Numerische Simulation	Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen)
Meßtechnik	Dr. Bütefisch	(DLR, Göttingen)
Anlagen	Dr. Lehthaus	(DLR, Göttingen)

Schwerpunkthemen der AG STAB

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

Prof. Dr. Thiede
Dr. Dallmann
Prof. Dr. G.E.A. Meier
Prof. Dr. Friedrich

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

DFG-SP-Programme/-Forschergruppe

- Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern
- Beeinflussung und Steuerung turbulenter Grenzschichten

Prof. Krause, Ph.D.

(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Fernholz

(TU Berlin)

DFG-Sonderforschungsbereiche

- Wirbelströmungen in der Flugtechnik (bis 1994)
- Transatmosphärische Flugsysteme
- Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen
- Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme

Prof. Dr. Staufenbiel

(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Sachs

(TU München)

Prof. Krause, Ph.D.

(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Messerschmid

(Universität Stuttgart)

DFG-Paketantrag zum Gemeinschaftsprojekt

- Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlags im Freiflug

Prof. Dr. Nitsche

(TU Berlin)

Im Fall, daß Sie für den Jahresbericht 1995 eine oder mehrere
'Mitteilungen' verfassen möchten, bitten wir Sie, die ausgefüllten
Bögen jederzeit,

allerspätstens aber bis Mitte Februar 1996,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

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

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

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein; das erledigt die Ge-
schäftsstelle. 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 handschrift-
liche Texte.

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

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung.
Tel.: 0551/709-2108

Mit freundlichen Grüßen
Ihre Projektgruppenleiter/Ihre Fachkreisleiter/Ihre Geschäftsstelle

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Ansprechpartner

Institution

Adresse

Telefon

Telefax

e-mail:

weitere Partner

Thema

Ausgangssituation

Ziel

Lösungsweg

Ergebnis

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

weiteres Vorgehen

Datum

AG STAB

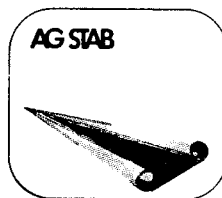
EINLADUNG

zum

7. STAB-Workshop

14. - 16. November 1995

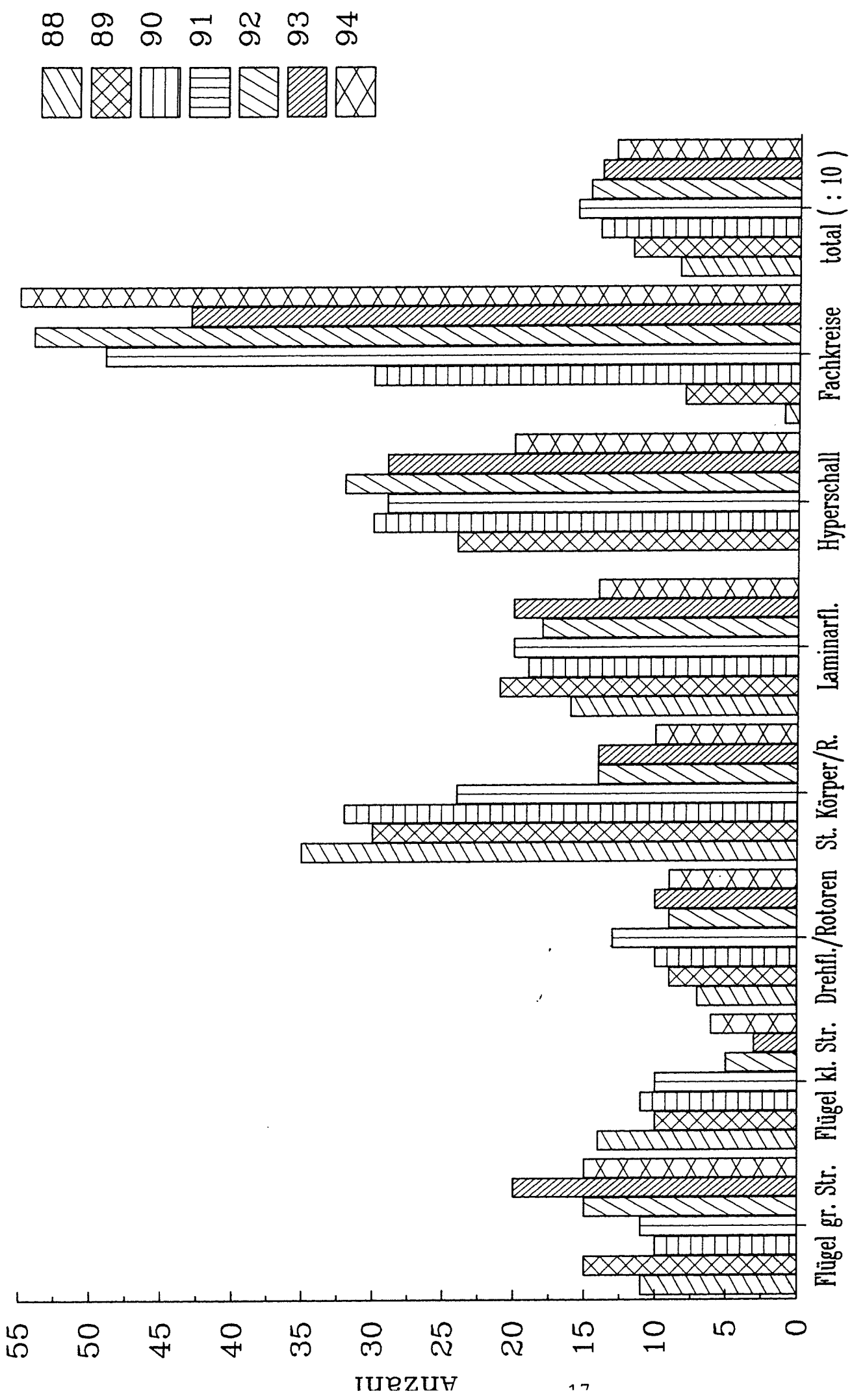
im DLR-Forschungszentrum Göttingen



Vortragsanmeldungen richten Sie bitte in Form der
"Mitteilungen" an den für Sie zuständigen
Projektgruppen- bzw. Fachkreisleiter.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle
jederzeit gerne zur Verfügung.
(Tel.: 0551/709-2108)

Statistik 'MITTEILUNG': 1988 ff



Strömungsmechanische Veranstaltungen

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
Optimum Design Methods in Aerodynamics	25. - 29.04.94	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Chaussee de Waterloo, 72 B - 1640 Rhode-Saint-Genese Tel.: (02)358.19.01 Prof. G. Degrez
Numerical Methods for Flow Calculation in Turbomachines	16. - 20.05.94	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. C. H. Sieverding
Spatio-Temporal Instabilities of Aerodynamic and Hydrodynamic Flows	30.5 - 02.06.94	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. D. Olivari
Missile Aerodynamics	06. - 10.06.94	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. J.-M. Charbonnier
Introduction to Measurement techniques	10. - 14.10.94	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. R. Van den Braembussche
Introduction to Computational Fluid Dynamics	16. - 20.01.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. G. Degrez
Measurement Techniques	30.01.-03.02.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. F. Breugelmans
Introduction to Turbulence	20. - 24.02.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Computational Fluid Dynamics	13. - 17.03.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Capsule Aerothermodynamics	20. - 22.03.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Industrial Fluid Dynamics	03. - 07.04.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Aerothermochemistry for Hypersonic Technology	24. - 28.04.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Heat Transfer and Colling in Gas Turbines	08. - 12.05.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
Parallel Computing in Computational Fluid Dynamics	15. - 19.05.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Two-Phase Flows with Phase Transition	29.05. -01.06.95	VKI Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Advanced Technologies for Air Traffic Flow Management	12. - 13.04.94	Wissenschaftszentrum Bonn	DLR, Institut für Flugführung Postfach 32 67 38022 Braunschweig Tel.: 0531/295-2500 Prof. Dr. H. Winter
Osborne Reynolds Centenary Symposium	24.05.94	Manchester	Mechanical Engineering Department UMIST P.O. Box 88 U.K. - Manchester M60 1QD Prof. M. A. Leschziner
Computation of Industrial Heat and Fluid Flow Problems	27.6. - 01.07.94	Manchester	Mechanical Engineering Department UMIST P.O. Box 88 U.K. - Manchester M60 1QD Mrs. I. Bowker
Turbulence Modelling for CFD Applications	12. - 16.09.94	Manchester	Mechanical Engineering Department UMIST P.O. Box 88 U.K. - Manchester M60 1QD Mrs. I. Bowker
Turbulence Modelling for CFD	20. - 23.06.95	Manchester	Mechanical Engineering Department UMIST P.O. Box 88 U.K. - Manchester M60 1QD Mrs. I. Bowker

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
Computational Fluid Dynamics	25. - 26.05.94	Manchester	Mechanical Engineering Department UMIST P.O. Box 88 U.K. - Manchester M60 1QD Mrs. I. Bowker
Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik	05. - 07.09.94	Universität Bremen	Dr.-Ing. G. Schulte - GALA '94 Universität Bremen FB 4/Verfahrenstechnik Postfach 33 04 40 28334 Bremen
Defining European Defence Requirements	23. - 24.03.94	Paris	Aeronautica Communications Limited 54 Selkirk Road Twickenham GB - Middlesex TW2 6PX Fax.: 44-81-893 3795
European Air Transport within the Single Market	12. - 13.04.94	Brüssel	Aeronautica Communications Limited 54 Selkirk Road Twickenham GB - Middlesex TW2 6PX Fax.: 44-81-893 3795
Vortex Flows in Aeronautics	12. - 14.10.94	RWTH Aachen	Geschäftsführung Sonderforschungsbereiche der RWTH Aachen Dr.-Ing. P. von den Brincken Steinbachstr. - Pavillion Melaten 52074 Aachen
9. DGLR Fachsymposium Strömungen mit Ablösung	04. - 06.10.94	Universität Erlangen	DGLR Godesberger Allee 70 53175 Bonn Tel.: 0228/37 67 26

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
DGLR Jahrestagung	04. - 07.10.94	Universität Erlangen	DGLR Godesberger Allee 70 53175 Bonn Tel.: 0228/37 67 26
Flächige Strömungsmeßverfahren	02. - 03.03.95	TU Berlin	TU Berlin, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche Institut für Luft- und Raumfahrt, Sekr. F2 Marchstr. 12 10587 Berlin
Lasermethoden in der Strömungsmeßtechnik	12. - 13.09.95	Universität Rostock	Universität Rostock, Prof. Dr.-Ing. A. Leder Fachbereich Maschinenbau Institut für Strömungsmechanik 18051 Rostock
2nd MSP Symposium	25. - 27.10.94	Pratica di Mare (Rom)	AGARD-OTAN, LtCol. R. Cariglia 7, rue Ancelle F - 92200 Neuilly-sur-Seine Tel.: 33/1/47.38.57.68
Kurzlehrgang Turbulenz	03. - 06.04.95	Universität Erlangen	Frau B. Zeilinger, Lehrstuhl für Strömungsmechanik Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 91058 Erlangen Tel.: 09131/85-9507
Phasen-Doppler-Anemometrie	24. - 26.04.95	Universität Erlangen	Frau Rollig, Bayrisches Laserzentrum Haberstr. 2 91058 Erlangen Tel.: 09131/858342

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
ECCOMAS 96	09. - 13.09.96	Université de Paris	Université de Paris VI, Laboratoire d'Analyse Numérique Tour 55 - 65, 5ème étage 4, Place Jussieu 75252 Paris CEDEX 05
ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting	13. - 18.08.95	USA, South Carolina	Brian Bigahke, Meeting Manager ASME, 345 E. 47th St. New York 10017 Fax: 212.705.7856
CEAS/AIAA Aeroacoustics Conference	12. - 15.06.95	Deutsches Museum München	Dr. H. Heller DLR Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig Tel.: 049-531-295-2170
CEASEuropean Forum, High Lift and Separation Control	29. - 31.03.95	University of Bath, UK	The Royal Aeronautical Society Ref. 252 Conference Office 4 Hamilton Place London W1V 0BQ
Laser-Anemometrie	23. + 24.05.95	Universität Karlsruhe	Frau D. Bring, Institut für Hydromechanik Forschungsgruppe Lasermesstechnik Universität Karlsruhe Kaiserstr. 12, 76128 Karlsruhe Tel.: 0721/608-3897

JAHRESBERICHT 1994

STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe wurde im Rahmen des 9. DGLR-Fachsymposiums der AG STAB gegeben, das vom 4.-7. Okt. 1994 in Erlangen stattfand. Ziel dieser Aktivitäten waren sowohl die Weiterentwicklung der gegenwärtigen Flügeltechnologie im High- und Low-Speed-Bereich als auch neue Technologien zur Widerstandsreduktion.

Im Bereich der numerischen Strömungssimulation ist die Entwicklung gekennzeichnet durch die Einführung moderner Multiblock/-grid Navier-Stokes-Löser zur Berechnung komplexer 3D Reiseflug-Konfigurationen (DLR-BS, DA, DASA-LM, DoL). Aufgrund des erreichten Standards werden diese Verfahren künftig verstärkt industriell eingesetzt werden. Entscheidende Fortschritte sind hier durch adaptive Netzgeneratoren (strukturiert/unstrukturiert/hybrid), höherwertige Turbulenzmodelle (Transportgleichungs-/Re-Stress-Modelle) und Supercomputing zu erwarten. Daneben ist die Bedeutung interaktiv gekoppelter zonaler Verfahren rückläufig. Aufgrund ihrer höheren Komplexität beschränkt sich die Strömungssimulation von Hochauftriebskonfigurationen bisher weitgehend auf 2D Strömungen (DA, DoL, DLR-BS). Hochauftrieb ist ein Schwerpunktthema des nationalen Luftfahrtforschungs- und Technologieprogramms.

Für die Code-Validierung besteht ein Mangel an entsprechend qualifizierten Experimenten. Detaillierte 3D Validierungsexperimente sind meist nur in internationaler Kooperation (CEU B/E, GARTEUR) durchführbar. Erfreuliche Fortschritte sind in Deutschland auf dem Gebiet der Kryowindkanalmeßtechnik zu verzeichnen: der DLR-KKK steht für Industriemessungen zur Verfügung, im DLR-KRG wurden erste Pilotmessungen durchgeführt, und der ETW wurde in Betrieb genommen. Der Kryo-Modellbau steht damit vor großen Herausforderungen.

Mit zunehmenden Bypass-Verhältnis moderner Triebwerke nimmt das Interferenzproblem zu. Flügel, Triebwerk und Pylon bilden 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 finden hierzu im Rahmen des B/E Projektes DUPRIN statt.

Seit der A340/330-Flugerprobung sind die Auswirkungen der aeroelastischen Flügeldeformation in vollem Umfang bekannt. Es zeigt sich, daß bei Flügeln großer Spannweite (z.B. VLCT/A3xx) der stationären Aerodynamik, der Aeroelastik und schließlich der Flügeladaption ein höherer Stellenwert einzuräumen sind. Stationäre Berechnungsverfahren befinden sich in Entwicklung (DLR-Gö, DA), haben aber noch nicht den Stand stationärer Verfahren erreicht. Für aeroelastische Untersuchungen ist ihre Kopplung mit der Strukturmechanik erforderlich.

Außerdem wurden im Berichtsjahr verstärkt neue Technologien zur Verringerung des aerodynamischen Widerstandes untersucht. Aerodynamische Widerstandsreduktion ist ein weiteres Schwerpunktthema des nationalen Luftfahrtforschungs- und Technologieprogramms. Über die Aktivitäten zur Laminartechnologie wird in der Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln" berichtet. Untersuchungen zur Stoßkontrolle werden außerdem im Rahmen des B/E Projektes EUROSCHOCK durchgeführt. Turbulenzbeeinflussung und Ablösekontrolle sind künftige Aktivitäten im Rahmen des neuen Technologieprogramms.

STAB-Projektgruppe "Drehflügler"

Jahresbericht 1994

Univ.-Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Universität Stuttgart

Im Berichtsjahr fanden das 9. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB und das 20. European Rotocraft Forum zur gleichen Zeit statt. Aus diesem Grunde und wegen der fachlichen Schwerpunktbildung des STAB-Symposiums wurden keine Beiträge aus dem Bereich Drehflügler für die STAB-Veranstaltung geleistet. Um so erfreulicher ist festzustellen, daß am European Rotocraft Forum ein Übersichtsvortrag von B. Gmelin über "Rotocraft Activities in European Research Establishments" und 8 weitere Vorträge über Aerodynamik präsentiert wurden. Letztere befaßten sich mit Untersuchungen der Blattspitzen-Wirbelstruktur, mit theoretischen und experimentellen Untersuchungen des "Dynamic Stall", mit Entwurf von Rotorprofilen, mit Lösungen der stationären und instationären Eulergleichungen zur Berechnung der Rotorumströmung, mit Wirbelleitermodellen zur Modellierung des Rotornachlaufs und zur Berechnung der Rotor-aerodynamik sowie mit dem Einsatz von Helium-Seifen-Bläschen zur Visualisierung der Blattspitzenwirbel.

Die bereits im vorangegangenen Jahr festgestellte Konzentration auf Themen, wie Aeroakustik, instationäre Strömungen, Interferenzprobleme und Dynamic Stall, war auch 1994 deutlich sichtbar.

STAB - Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rümpfe"

Dr. Paul Hennig, Daimler-Benz Aerospace AG, Abwehr und Schutz,
Postfach 801149, 81663 München
Tel.: (089) 607 - 22568
Fax: (089) 607 - 22461

Die Hauptaktivität der Gruppe bestand in den Beiträgen zum STAB-Symposium vom 4. bis 7. Oktober 1994 in Erlangen. Durch die Schwerpunktsetzung bei den Fachgruppen waren die Beiträge aus der Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rümpfe" über die gesamte Tagung verstreut. Da eine größere Zahl von Vorträgen aus diesem Gebiet in der parallel stattfindenden DGLR-Herbsttagung angemeldet worden war, ergab sich kein unmittelbar zusammenfassender Überblick. Insgesamt kann man aber dennoch sagen, daß die vorgestellten Beiträge einen guten Überblick über die weitgespannte Themenstellung der Gruppe und die relativ zu anderen Projektthemen eher zunehmenden Aktivitäten auf diesem Gebiet gaben. Neben theoretischen Untersuchungen mit Verfahren verschiedenster physikalischer Näherung standen experimentelle und phänomenologische Studien. Der Schwerpunkt der Verfahren lag bei sehr praxisnahen Methoden einerseits und auf Verfahren hoher Genauigkeit zur Klärung physikalischer Zusammenhänge andererseits. Die betrachteten Konfigurationen reichten von einfachen Geometrien für die eher grundlegenden Untersuchungen bis zu sehr projektnahen Beispielen. Diese stammten zum Beispiel aus den Bereichen Flugkörper, Hochgeschwindigkeitszüge, Kraftfahrzeuge, Turbomaschinengitter und Verfahrenstechnik. Zusätzlich ist auch festzustellen, daß in den Arbeiten der Gruppe zunehmend auf Wechselwirkungen der Aerodynamik mit anderen Fachgebieten eingegangen wird. So wird zum Beispiel das Thema Aeroakustik angesprochen. Auch das Problem der instationären Strömungen wird häufiger bearbeitet.

Der im Jahresbericht 1991 vorgestellte Rahmen für einen Testcasekatalog kann von Interessenten jederzeit bestellt werden. Die Zahl der eingesandten Testcases ist bisher leider noch sehr klein. Experimentelle und numerische Untersuchungen, die ausreichend dokumentiert sind, können als Testcases für Untersuchungen anderer Gruppen dienen. Jede entsprechende Information ist daher willkommen. Beiträge dazu können jederzeit auf dem Formblatt der STAB-Mitteilungen eingesandt werden. Sie werden dann bei nächster Gelegenheit innerhalb der Gruppe verteilt.

STAB-Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"

G. Redeker

DLR Braunschweig

Jahresbericht 1994

Die Laminarhaltung von Tragflügeln, Leitwerken und Triebwerksgondeln ist nach wie vor eine Schlüsseltechnologie zur Erhöhung der Wirtschaftlichkeit von Fluggeräten.

Die Wichtigkeit dieses Themas wird unterstrichen durch die Tatsache, daß auf dem 6. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung", Oktober 1994 in Erlangen, zwei Sitzungen mit 7 Vorträgen zum Thema Laminarhaltung sowie eine Postersitzung mit 5 Postern abgehalten wurde. Parallel dazu gab es auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrt-Kongreß 1994 in Erlangen ebenfalls eine Fachsitzung "Laminar-turbulenter Umschlag".

Dabei wurde deutlich, daß bei den nichtlokalen, nichtlinearen Verfahren zur Transitionsanalyse große Fortschritte erzielt worden sind. Allerdings steht eine eingehende Validierung dieser Verfahren anhand experimenteller Ergebnisse noch aus.

Bei der Laminarhaltung durch Formgebung standen mit den Flugversuchen an der Do228 der DLR Fragen zur Reinhaltung und zur Enteisung mittels eines fluidischen Systems im Vordergrund.

Bei der Hybridlaminarhaltung wird nach wie vor auf breiter Front versucht, ungelöste Probleme abzuklären. Dabei stehen praktische Fragen, wie die technische Realisierung der geforderten Absaugung durch perforierte Oberflächen, Gleichmäßigkeit und Qualität der Perforierung nach wie vor im Vordergrund. Die Arbeiten hierzu sind in den Programmen ELFIN II und LARA der EU sowie im Programm LaTec A320 HLF-Fin gelaufen.

Auch im Luftfahrtforschungsprogramm der Bundesregierung sind mit den Programmen TUREX der Fa. Dornier Luftfahrt und RAWID DASA Airbus GmbH langfristig angelegte Forschungsarbeiten zur Laminarhaltung angemeldet.

Prof. Dr. E.H. Hirschel
Daimler-Benz Aerospace AG
Ottobrunn
24.3.1995

STAB-Projektgruppe Hyperschall

Jahresbericht 1994

Im Jahre 1994 gab es weitere Reduktionen bei den Industrietätigkeiten. Im BMFT-Förderkonzept Hyperschalltechnologie wurden abschließende Arbeiten zur Aerothermodynamik durchgeführt, sowie zur aerothermodynamischen Integration Zelle/Antrieb. Der Arbeitskreis Aerothermodynamik, der von DASA-LM geführt wurde, hat seine Tätigkeiten endgültig eingestellt. Im Rahmen der HERMES-Nachfolgestudien wurden in kleinem Rahmen aerothermodynamische Probleme von Wiedereintrittskapseln untersucht.

Bei FESTIP begannen die Systemstudien, der Beginn der Technologieentwicklung ist für 1995 vorgesehen.

Die Situation war besser bei der Forschung. Die Sonderforschungsbereiche waren in der zweiten Antragsperiode tätig, die bis Ende 1995 reicht. Die DLR konnte ihre Arbeiten, wenn auch mit Abstrichen, weiterführen.

Bei der DGLR Jahrestagung (4. bis 7. Oktober 1994 in Erlangen) wurden Aerothermodynamik-Themen in den Fachsitzungen "Technisch-wissenschaftliches Hochleistungsrechnen I" (1 Beitrag), und "Numerische Berechnungen von Strömungen" (2 Beiträge) vorgetragen. Im gleichzeitig stattfindenden neunten DGLR/STAB-Symposium waren sechs Beiträge zur Aerothermodynamik vertreten. Der Anteil der Industrie hat sich dabei weiter verringert.

AG STAB-Fachkreis **Physikalische Grundlagen**

Schwerpunktthemen:

- **Laminar-Turbulente Transition**
- **Turbulenz**
- **Instationäre Strömungen**

Im Jahre 1994 wurde das 9. DGLR-/AG STAB-Symposium in Erlangen erstmals an Schwerpunktthemen der AG-STAB ausgerichtet. Dabei wurden u.a. Sessionen für Laminarhaltung und **Transition**, **Turbulenzmodellierung**, Mathematische und **Physikalische Grundlagen** sowie **Instationäre Strömungen** eingerichtet. Darüber hinausgehend wurden einige Vorträge aus den o.g. Bereichen auf der parallel stattfindenden DGLR-Jahrestagung gehalten. Insgesamt wurde diese Struktur des Symposiums als geeignet angesehen, den notwendigen Transfer von Ergebnissen, von der Grundlagenforschung an den Hochschulen, der Technologieforschung bei der DLR bis hin zur Entwicklung und Anwendung in der Luft- und Raumfahrt Industrie, zu intensivieren. Die Veranstaltung, ohne explizite Trennung in Projektgruppen und Fachkreise, ermöglichte einen direkten Bezug zwischen Forschungs- und Anwendungszielen und -problemen herzustellen.

Im vorliegenden Arbeitsbericht sind Mitteilungen über laufende Arbeiten zu den o.g. Schwerpunkten teilweise auch den Projektgruppen zugeordnet worden, und es blieb jedem Bericht überlassen, in welchem Umfang er eine breite Anwendung seiner Ergebnisse auf verschiedene Projektgruppen verteilt oder eine Konzentration auf eine spezielle Projektgruppe darstellen möchte.

Die von der AG-STAB ausgehende Initiative, ein Verbund-Schwerpunktprogramm für Laminar-Turbulente Transitionsforschung bei der DFG zu beantragen, ist nunmehr in die Tat umgesetzt worden. Prof. S. Wagner (Stuttgart) hat als Koordinator einen entsprechenden Antrag "Transition" im März 1995 eingereicht. Bereits am 2.12.1994 hatten maßgebliche Wissenschaftler aus den Bereichen Hochschule, DLR und Industrie bei einem Rundgespräch unter Leitung der DFG einstimmig die Beantragung eines solchen Verbund-Schwerpunktprogramms empfohlen.

Das 1994 von der Bundesregierung verabschiedete Luftfahrt-Technologie-Programm sollte auch zu einer weiteren Förderung der AG-STAB Schwerpunktthemen Turbulenz und Instationäre Strömungen führen.

Göttingen, 8. März 1995

STAB-Fachkreis Mathematische Grundlagen

Dietmar Kröner

Für das folgende Jahr ist die Zusammenlegung der "Fachkreise Numerische Simulation" und "Mathematische Grundlagen" geplant. Obwohl diese beiden Themenbereiche ein weites Spektrum mit voneinander unabhängigen Problemkreisen abdecken, halten wir die Zusammenlegung für sinnvoll. Nach meiner Erfahrung vollzieht sich die Mitarbeit der Mathematik innerhalb der STAB-Arbeitsgemeinschaft ausschließlich im Fachkreis Mathematische Grundlagen. Hier sind es insbesondere die Numeriker, welche die Mathematik vertreten. Sie bearbeiten ganz ähnliche Fragestellungen wie die Kollegen im Fachkreis Numerische Simulation. Dies zeigte sich z.B. bei dem letzten STAB-Symposium in Erlangen. Leider fühlen sich die Mathematiker, die überwiegend theoretische Fragen (z.B. im Zusammenhang mit den Navier Stokes Gleichungen) bearbeiten, durch die Thematik der STAB-Arbeitsgemeinschaft nicht angesprochen. Von daher erscheint es uns gerechtfertigt, beide Fachkreise zu einem zusammenzufassen.

Ein weiterer Grund für die Zusammenlegung besteht darin, die Zusammenarbeit und den Informationsaustausch zwischen Mathematikern und Ingenieuren innerhalb der STAB-Arbeitsgemeinschaft zu verbessern. Ein konkreter Vorschlag besteht darin, das im DFG-Schwerpunkt "Strömungssimulation auf Höchstleistungsrechnern" definierte Testproblem zur Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes auch in der STAB-Arbeitsgemeinschaft von einigen Arbeitsgruppen nachrechnen zu lassen.

Im Jahresbericht 1993 habe ich an dieser Stelle eine detaillierte Übersicht über die in der Mathematik zur Zeit geförderten Projekte über oder mit thematischem Bezug zur numerischen Strömungsmechanik gegeben. Demgegenüber haben sich folgende Änderungen ergeben:

In Stuttgart ist ein neuer SFB über Mehrfeldprobleme in der Kontinuumsmechanik eingerichtet worden. Die meisten Projekte werden gemeinsam von Mathematikern und Ingenieuren bearbeitet.

Ein gemeinsamer Antrag von mathematischen Arbeitsgruppen in Erlangen (Knabner), Freiburg (Kröner) und Stuttgart (Wittum) zusammen mit Physikern und Ingenieuren aus Heidelberg bzw. Hannover

beim BMFT zur Simulation des Transportes von Schadstoffen im Grundwasser ist genehmigt worden.

Im Bereich der Mathematik ist ein neuer DFG-Schwerpunkt "Ergodentheorie, Analysis und effiziente Simulation dynamischer Systeme" eingerichtet worden. Einige Projekte befassen sich mit Problemen aus der Strömungsmechanik und ihrer Visualisierung.

Im Berichtszeitraum sind von Seiten der Mathematik folgende Tagungen über oder mit thematischem Bezug zur numerischen Strömungsmechanik organisiert worden.

Fast solvers for flow problems, Kiel;

International Workshop on Visualisation, Paderborn;

Kursus: Mathematische Strömungsmechanik, Basel/Freiburg;

ECMI 94, Kaiserslautern;

Mehrere Seminare im Rahmen des BMFT-Förderprogrammes:

Anwendungsorientierte Verbundvorhaben ;

The Navier-Stokes Equations: Theory and Numerical Methods, Oberwolfach;

Mathematical Aspects of Computational Fluid Dynamics, Oberwolfach;

Finite Volume Methods, Oberwolfach;

Methods for Singular Perturbations, Oberwolfach.

Für 1995/1996 sind u.a. folgende Aktivitäten und Tagungen geplant:

ICIAM 1995 Hamburg mit mehreren Minisymposia zu Fragen aus der Strömungsmechanik;

Visualization and Mathematics, Berlin;

Deutsch-Russisches Symposium: Numerical Mathematics and Applications, Moskau;

Hyperbolische Erhaltungssätze, Hirschegg;

Numerical and Computational Methods for Free Boundary Problems, Freiburg;

Visualisierung, Freiburg (Feldberg);

Hyperbolic conservation laws, Oberwolfach

Fachkreis Meßtechnik

K.A. Bütefisch

Aktivitäten 1994

Der Fachkreis Meßtechnik war auf dem DGLR/AG STAB Symposium 1994 in Erlangen mit einigen Vorträgen beteiligt, die sich mit neueren Entwicklungen beschäftigten. Wie auch bei anderer Gelegenheit wurden weitere meßtechnische Beiträge in den übrigen Sitzungen präsentiert.

Die neuen Luftfahrt-Technologie Programme der Luftfahrtindustrie werfen ihre Schatten voraus und werden besondere Anstrengungen auf dem Gebiet der Meßtechnik erforderlich machen. Sie werden sich vornehmlich an industriellen Untersuchungen im DNW und künftig auch im ETW orientieren. Allerdings werden diese Bemühungen unter den allgemeinen Kürzungsmaßnahmen zu leiden haben.

Mit der Unterstützung des Fachkreises und der Universität Oldenburg wurde 1994 der zweite Lehrgang für das neue Ganzfeld Geschwindigkeitsmeßverfahren "Particle Image Velocimetry PIV" in der DLR Göttingen durchgeführt. Wie im Vorjahr wurden Theorie und praktische Anwendung zusammen behandelt. Wieder waren Teilnehmer aus dem Ausland zu begrüßen, was nicht nur die Attraktivität des Themas sondern auch die inhaltliche Qualität der Veranstaltung unterstreicht.

Fachkreis "Anlagen" 1994

Am 9. DGLR / AG STAB Fach-Symposium, 04. - 06. Oktober 1994, in Erlangen beteiligte sich der Fachkreis mit vier Vorträgen. Zwei Vorträge wurden mit zwei Beiträgen des Fachkreises Meßtechnik zu einer gemeinsamen Sitzung Anlagen/Meßtechnik zusammengefaßt, die beiden anderen Vorträge wurden in der zugehörigen Postersession vorgestellt. Thematisch befaßten sich die Vorträge mit dem Niedergeschwindigkeits-Klima-Windkanal der Biologischen Bundesanstalt Braunschweig zur Untersuchung der Abdrift von Pflanzenschutzmitteln, mit Voruntersuchungen zu adaptiven Wandschlitzten in der Meßstrecke des Europäischen Transsonischen Windkanals (ETW) sowie mit ersten Kalibrierergebnissen des teilmodernisierten Transsonischen Windkanals Göttingen (TWG) sowie des Hoch-Enthalpie Windkanals Göttingen (HEG).

Für den vorliegenden Jahresbericht 1994 wurde wie in den vergangenen Jahren wiederum im Bereich der Universitäten und Hochschulen sowie der Großforschungseinrichtungen und der Industrie zu STAB-Mitteilungen aufgerufen, um Informationen im Bereich der strömungsmechanischen Versuchsanlagen verfügbar zu machen. Acht Beiträge konnten aufgenommen werden, darunter erstmals auch ein Beitrag der ETW GMBH Köln.

F. Lehthaus, DLR WT-WK-GÖ, Göttingen.

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

		Seite
Arnold	Berechnung von High-Lift Strömungen mit dem DA Navier-Stokes Verfahren MELINA	42
Bartelheimer	Entwicklung eines Verfahrens für den Entwurf transsonischer Flügel großer Streckung auf der Basis der Euler-/Navier-Stokes Gleichungen	44
Becker	POPINDA - Entwicklung FLOWer, Portable Parallelisierung industrieller aerodynamischer Anwendungen	46
Bohning	Experimentelle Untersuchungen der passiven Stoß-Grenzschichtkontrolle in transsonischen Strömungen	48
Burgsmüller	Triebwerksintegration bei Verkehrsflugzeugen	50
Elsholz/ John	Navier-Stokes Simulation für Flügel-Rumpf-Konfigurationen im Reiseflughbereich	52
Knauer	Leistungsverbesserung transsonischer Profile durch Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung	54
Monsen	Anwendung von Zweigleichungs-Turbulenzmodellen bei superkritischen Profilen mit stumpfen Hinterkanten	56
Nitsche/ Futterer	Numerische Simulation von Hochauftriebsströmungen	58
Ranke	Instationäre Ablösung an einem schwingenden Tragflügel	60
Rung/ Xue/ Thiele	Numerische Simulation von Hochauftriebsströmungen	62
Rung/ Heringer/ Thiele	Entwicklung und Validierung effizienter numerischer Verfahren zur Berechnung von Einkomponentenprofilen	64
Rung/ Jehring/ Roltz	Validierung und Verbesserung von Transportgleichungsmodellen	66
Rung/ Thiele	Numerische Simulation von Grenzschichten unter Einfluß von Freistromturbulenz und positiven Druckgradienten	68
Schnerr	Passive Ventilation instationärer Stöße in einer transsonischen Kanalströmung	70

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

		Seite
Breitsamter	Analyse des instationären Strömungsfeldes wirbeldominierter Flugzeugkonfigurationen	72
Breitsamter	Analyse der instationären Druckverteilung an einem schlanken Deltaflügel	74
Hummel	Wirbelbildung und Steuerstrategien bei Entenanordnungen	76
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Wellenreitern im Langsamflugbereich	78
Shtern/ Dallmann	Instability Nature of Hysteretic Vortex Breakdown	80
Woppowa/ Grosche	Instationäre Wirbelströmungen über Flugzeugen bei hohen Anstellwinkeln	82

Projektgruppe Drehflügler und Rotoren

		Seite
Bareiß/ Wagner	Programmwerkzeuge für die Lärmvorhersage an Windkraftanlagen	84
Kuntz	Numerische Simulation der Akustik von Rotoren mit einem aeroakustischen Verfahren basierend auf dem Kirchhoff-Formalismus	86
Leder	Untersuchungen im instationären Nachlauf eines Schiffspropellers	88
Lieser	Einsatz verschiedener Verfahren beim Entwurf eines Propellers	89
Pahlke	Erweiterung eines zeitgenauen dreidimensionalen Euler-Verfahrens für die Verwendung von überlappenden Netzen zur Berechnung von Rotorumströmungen	91
Raddatz	Untersuchung von Strömungsfeldern um Rotoren im Schwebeflug unter Anwendung von Euler- und Navier-Stokes-Verfahren	93
Stangl/ Wagner	Berechnung der Strömung um einen Hubschrauberrotor im Vorwärtsflug mit einem Euler-Verfahren	95

		Seite
Wehr/ Wagner	Instationäre transsonische Strömungsberechnung auf überlappenden Netzen	97
Wernert	Experimentelle Untersuchungen der instationären Umströmung oszillierender Tragflügelprofile mit Nick- und Stampfschwingungen (dynamic stall)	99

Projektgruppe Stumpfe Körper/Rümpfe

		Seite
Eckelmann/ Brede/ Fey	Mechanismen der 3-D Strukturbildung in der Nachlauftransition	101
Eckelmann/ König/ Noack	Untersuchung der 3-D Strukturen in Nachlaufströmungen	103
Esch	Einfluß eines seitlich austretenden Steuerstahls auf die aerodynamischen Kräfte eines zylindrischen Rumpfes	105
Fago/ Mahrenholtz	Wirbelresonanzanregung von Kreis- und Quadratzy lindern	107
Gietz/ Kux	Untersuchung des Feldes der mittleren Geschwindigkeit und von Komponenten des Reynodstensors am Windkanalmodell "Hamburg Testcase"	109
Hitzel	Numerische Strömungssimulation an einem Hochgeschwindigkeitsflugkörper mit Querschubsteuerung HFK	111
Huth/ Teipel	Das instationäre Strömungsverhalten des Totwassergebietes eines oszilierenden Kreiszy linders	113
Lauer	Dachhinterlüftungen wäremgedämmter Dachschrägen bei verschiedenen aufgeprägten Randbedingungen	115
Leopold	Untersuchungen der unterschiedlichen angefachten Moden im Nachlauf eines längsangeströmten Kreiszy linders bei Überschallgeschwindigkeit	117
Obermeier/ Schürmann	Kompressible Umströmung von Rechteckzy lindern	119

Projektgruppe

Laminarhaltung von Tragflügeln

Seite

Bieler	Laminhaltung dreidimensionaler Tragflügelumströmungen durch Absaugung (Hybrid-Technologie)	121
Delfs	Verhalten instabiler Wellenpaketstörungen in kompressiblen Pfeilflügelgrenzschichten	123
Hein/ Bertolotti/ Simen/ Dallmann	Entwicklung eines effizienten Transitionsanalyse-Verfahrens	125
Jörgensen/ Nitsche	Untersuchungen zu einem sensorischen Überwachungssystem an Absaugpanelen	127
Kreplin/ Höhler	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	129
Lienhart/ Becker	Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlages im Flugversuch	130
Müller/ Bestek	Laminarhaltung von Grenzschichten	132
Nitsche/ Jörgensen	Sensorsystem zur Detektion der Transitionslage an einem transsonischen Laminarprofil mit segmentierter und regelbarer Grenzschichtabsaugung	134
Nitsche/ Suttan/ Baumann	Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlages im Freiflug mit Hilfe von Piezofolien-Sensorarrays und einer X-P-Sonde	136
Reisch/ Horstmann	Experimentelle Untersuchungen zur Ermittlung des Strömungswiderstands durch lasergebohrte Lochbleche	138
Riedel	Flugversuche mit neuer Hybridgondel	140
Schrauf	Bewertung von N-Faktor-Integrationsstrategien	142
Simen	Nonlocal Instability Analysis of the ATTAS-332 Laminar Glove Flow	144
Stolte/ Simen/ Hein/ Bertolotti	Lokale und nichtlokale Stabilitätsuntersuchungen der ATTAS-Laminarflügelumströmung	146

Projektgruppe Hyperschall

		Seite
Beck	LIF am HEG	148
Eggers/ Strohmeyer	Off-Design-Verhalten hypersonischer Wellenreiter im Machzahlbereich $0.3 < Ma_{\infty} < 12.0$.	150
Eißler/ Bestek	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung	152
Grotowsky/ Ballmann	Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $M > 1$ (SFB 253, TP C3)	154
Henckels/ Esch	Transitionserkennung im Hochgeschwindigkeitsbereich mittels IR-Thermographie	156
Hermann	Analyse der Längsbewegung einer schlanken Hyperschallkonfiguration	158
Hermann	Berechnung der turbulenten Umströmung einer schlanken generischen Hyperschalltransportkonfiguration	160
Huber	Instationäre Körpertrennung im Hyperschall	162
Hummel	Experimentelle Untersuchungen an einer Wellenreiterkonfiguration bei $Ma_{\infty} = 8$	164
Jacobs	Flächige Wärmestrommessung in supersonischen und hypersonischen Strömungen mit thermochromen Flüssigkristallen	166
Kastell	Messung des Wärmeübergangs auf dem Hinterkörper eines flachen Kegels mit stumpfer Nase in Hyperschall-Strömungen hoher Temperatur	168
Klomfaß/ Müller/ Ballmann	Gasphysikalische Modellierung und Berechnung von Wiedereintrittsströmungen	170
Krause Kropp/ Henze	Hypersonische Außenverbrennung	172
Kreins/ Henckels	Experimentelle Untersuchungen von hypersonischen stoßinduzierten Grenzschichtablösungen	173
Kufner/ Dallmann/ Wendt	Laminar-turbulente Transitionsvorhersage in Hyperschallströmungen	175

		Seite
Longo/ Radespiel	Validierung von numerischen Verfahren für Wiedereintrittskörper	177
Nitsche/ Haberland/ Wald/ Hildebrand	Numerische Simulation thermischer Wechselwirkungen zwischen Hyperschallströmungen und Strukturen	179
Sarma	Scherströmungen eines dissoziierenden zweiatomigen Gases	181
Simen/ Hein/ Dallmann/ Bertolotti	Nichtlokale Instabilitätsanalyse hypersonischer Strömungen mit dem NOLOT-code - Vergleich mit räumlicher DNS und Einfluß konkaver Krümmung -	183
Wendt	Experimentelle und theoretische Untersuchungen zur Instabilität und Transition in Hyperschallströmungen	185

Fachkreis Physikalische Grundlagen

		Seite
Bertolotti	Birth, growth and saturation of instabilities in three-dimensional boundary-layers	187
Delfs	Bestimmung von aeroakustischen Quelltermen in Grenzschichtströmungen	189
Delfs	Numerische Simulation von Transition und Turbulenz in transsonischen Grenzschichtströmungen	191
Fiebig	Beeinflussung des Transitionsbereiches in Spaltströmungen	193
Gersten	Berechnung turbulenter Scherströmungen mit Hilfe asymptotischer Methoden	195
Hadzic/ Hanjalic	Modellierung und Berechnung oszillierender turbulenter Strömungen bei Reynoldszahlen im Bereich des laminar-turbulenten-Überganges und darüber	197
Hein/ Dallmann	Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalyse dreidimensionaler subsonischer Grenzschichtströmungen	199

		Seite
Herberg/ Dallmann	DYTODIAS: Dynamische und Topologische Diagnostik von Strömungssimulationen	201
Herwig	Einfluß der Wärmeübertragung auf das Stabilitätsverhalten von Strömungen	203
Herwig	Verbesserung des konvektiven Wärme- und Stoffüberganges durch instationäre Effekte	205
Hoffmann/ Busse	Stabilitätsverhalten der Couette-Ekman Strömung	206
Jovanovic/ Kikura	Near-Wall Turbulence Studies	208
Koch	Nichtlineare Gleichgewichtslösung als Grundlage für Untersuchung von Transitionskriterien	210
Kreplin/ Berger	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Grenzschichten	212
Laurien	Numerische Simulation der Transition und Turbulenz beginnend mit Turbulenzflecken	214
Maucher/ Rist/ Wagner	Numerische Untersuchung zur Physik laminarer Ablöseblasen	216
Papadopoulos/ Ajayi/ Lekakis	Investigation of wall pressure distribution characteristics for axisymmetric internal flow through a sudden expansion or constriction	218
Peters	Numerische Untersuchung von Mischungsvorgängen in turbulenten Freistrahlen	220
Ranke	Instationäre Grenzschichtablösung in ebener, inkompressibler Strömung	222
Rempfer/ Bestek	Vergleich kohärenter Strukturen in Grenzschichten mit und ohne Druckgradient	224
Stilla	Stabilitätsanalyse für die Prinzipkonfiguration eines SCT-Tragflügel mit Überschallvorderkante	226
Tropea/ Volkert/ Hanjalic/ Jakirlic/	Experimentelle und numerische Untersuchung des Kompressionseinflusses auf Drallströmungen und Turbulenz	228

Wiegand/ Bestek/ Wagner	Experimentelle Untersuchungen des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags im Laminarwasserkanal	230
Wiegel/ Fischer	Bypass Transition durch 3-D Störungen in einer Blasius Grenzschicht	232

Fachkreis Mathematische Grundlagen

Buschmann	Berechnung turbulenter Grenzschichten mit Integralsatzverfahren auf Basis des logarithmischen Gesetzes	234
Geßner/ Kröner	Numerische Simulation von Strömungen (Euler-Gleichungen) mit chemischen Reaktionen (Detonationen)	236
Kröner/ Wierse	Simulation von kompressiblen Strömungsvorgängen in zeitabhängigen Geometrien	237
Meister	Ein implizites Finite-Volumen-Verfahren zur Berechnung instationärer Strömungen auf unstrukturierten Gittern	239
Sonar	Multivariate Rekonstruktion in Finite-Volumen-Verfahren	241
Tobiska/ Schieweck	Parallele Algorithmen für die inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen	243
Turek	Effiziente Finite Elemente Methoden zur Lösung der Instationären Inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen	245

Fachkreis

Numerische Simulation

		Seite
Decker	Numerische und experimentelle Auslegung von hocheffizienten Rührsystemen zur Optimierung der Ausbeute und Selektivität von chemischen Reaktoren	247
Drikakis	Die Entwicklung von 3D inkompressiblen und kompressiblen Navier-Stokes Verfahren in der numerische Aerodynamik	249
Eppler/ Weidlich/ Hoffmeister	Modellierung und 3D-Simulation der Strömungs- und Gasaustauschvorgänge im Zylinder eines geschleppt betriebenen Zweitakt-Ottomotors	251
Galle	Entwicklung eines hybriden Finite-Volumen-Verfahrens	253
Huber	Fluktuationssplitting auf hierarchischen Netzen	255
Kohnen	Numerische Untersuchungen zweiphasiger Strömungen mit Phasenübergang	257
Krause/ Henze/ Kropp	Berechnung von Strömungsfeldern für Komponenten von Raumflugzeugen	259
Lösch/ Wagner	Untersuchungen zur flexiblen Monoblock-Rechennetz-Erzeugung für einfache Konfigurationen	261
Oevermann/ Hannemann	Numerische Simulation der Wasserstoffverbrennung in einer Überschall-Luftströmung	263
Rist/ Maucher/ Wagner	Numerische Untersuchungen zur Physik laminarer Ablöseblasen	265
Unger	Einbau eines Reynoldsspannungs-Turbulenzmodells in das CFD-Programm TASCflow	267

Fachkreis Meßtechnik

		Seite
Brummund/ Waidmann	Laserspektroskopische Strömungsvisualisierung (Rayleighstreuung, Laser-Induzierte Fluoreszenz) an einer Überschall-Staustrahlbrennkammer	268
Graichen	Entwicklung spezieller Multisensor-Heißfilmfolien	270
Kramer/ Müller/ Dopheide	Zweikomponenten-LDA mit Richtungserkennung und trägerfrequenter Signalkomponententrennung auf Basis abstimmbarer Festkörperlaser	272
Seitz	Einsatz von Multi-Sensor-Oberflächenheißfilmfolien zur Detektierung von Tollmien-Schlichting Wellen im Freiflugversuch	274

Fachkreis Anlagen

		Seite
Dettleff	Simulationsanlage für Treibstrahlen in Göttingen (STG)	275
Hefer	Inbetriebnahme und Kalibrierung des ETW	277
Krek/ Eitelberg	Hochenthalpiekanal Göttingen, HEG	279
Lehthaus	Erste Aussagen zur Strömungsqualität im modernisierten Transsonische Windkanal Göttingen (TWG)	281
Lenartz/ Grönig	Entwicklung eines Detonationstreibers für den Stoßwellenkanal	283
Morikawa/ Grönig	Wasser-Ludwig-Kanal für die Untersuchung stark instationärer Profilmströmungen	285
Rosemann	Die adaptive Meßstrecke des Kryo-Rohrwindkanals Göttingen (KRG)	287
Swoboda/ Nitsche	Voruntersuchungen zum Einsatz adaptiver Schlitze in der Meßstrecke des ETW (European Transonic Windtunnel)	289

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr.-Ing. Frank Arnold

Institution Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse Hünefeldstr. 1-5, D-28183 Bremen **Telefon** 0421-538-4499
Telefax 0421-538-4097

weitere Partner

Thema **Berechnung von High-Lift Strömungen mit dem DA Navier-Stokes Verfahren MELINA**

Ausgangssituation

Langjährige Erfahrungen bei der Simulation von High-Lift Strömungen auf der Basis interaktiver Grenzsichtverfahren [1] haben gezeigt, daß diese für zweidimensionale und lokal schiebende Strömungen zuverlässige Ergebnisse im linearen Auftriebsbereich liefern. Maximalauftriebsströmungen und stark dreidimensionale Strömungen lassen sich mit diesen Verfahren bislang jedoch nicht vorhersagen. Navier-Stokes Verfahren sind in ihrer Formulierung geschlossener und unterliegen somit keinem speziellen 'handling' bei abgelösten, konfluenten oder dreidimensionalen Strömungen. Voraussetzung hierfür ist jedoch eine hinreichend allgemeingültige Turbulenzmodellierung und Rechenetzqualität. Das Navier-Stokes Verfahren MELINA [2] hat sich bei DA im Bereich der Simulation von Flügel-Rumpf Umströmungen bereits bestens bewährt. Es basiert auf einer finite Volumen Methode mit einem expliziten Zeitschrittverfahren zur Lösung der dreidimensionalen Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen. Es beinhaltet die strukturierte Multi-Block Technik, die konvergenzbeschleunigende Multi-Grid Technik und das Baldwin-Lomax Turbulenzmodell.

Ziel

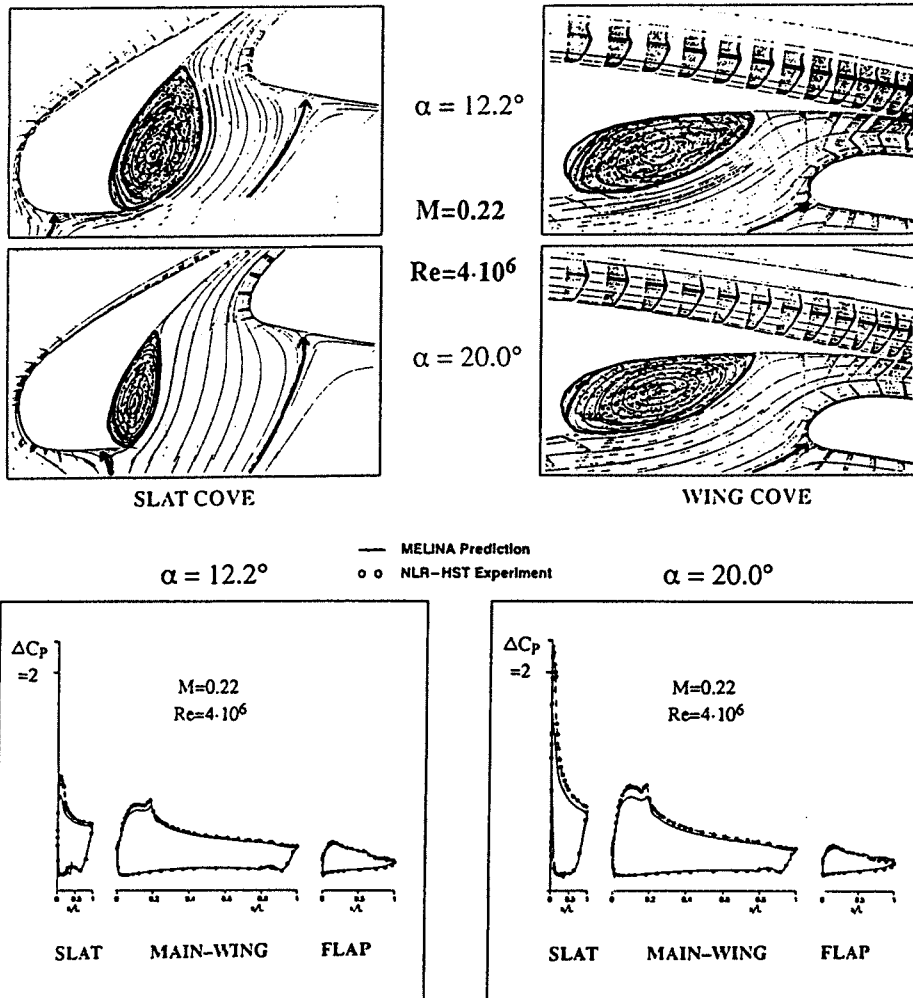
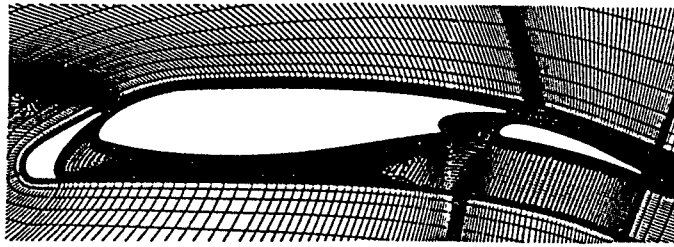
1. Stufe zur Beschreibung der Strömung am dreidimensionalen Hochauftriebssystem: 2D Navier-Stokes Lösung am Mehrelementprofil.

Lösungsweg

Der algebraische, interaktive DA Netzgenerator INGRID wurde für die Generierung von Navier-Stokes Netze um Mehrelementprofile erweitert. Dabei wird der quasi-2D Fall durch identische spannweite Schnitte mit Symmetriebedingungen an den beiden Endschnitten simuliert. Das Navier-Stokes Verfahren wurde unverändert darauf angewendet. Die Transitionslagen wurden nach Meßergebnissen fixiert.

Ergebnis

Auf dem erzeugten Netz für das GARTEUR-Dreielementprofil in Startkonfiguration liefert die Navier-Stokes Lösung die im Bild gezeigten Druckverteilungen und Cove-Ablösungen für 12 und 20 Grad Anstellwinkel. Weitere Untersuchungen zeigten, daß die Baldwin-Lomax Turbulenzmodellierung für High-Lift Strömungen ungeeignet erscheint. Desweiteren traten Konvergenzprobleme bei der Multi-Grid Technik auf.



Rechennetz und MELINA Navier–Stokes Lösungen (Baldwin–Lomax Turbulenzmodell) am GARTEUR–Dreielementprofil in Startkonfiguration und Vergleich mit Messungen.

Literatur

- [1] Arnold, F., Thiele, F.: "Laplace Interaction Law for the Computation of Viscous Airfoil Flow in Low- and High-Speed Aerodynamics" AIAA Journal, Vol. 32, No. 11, Nov. 1994.
- [2] Rill, S., Becker, K.: "Simulation of Transonic Flow over Twin-Jet Transport Aircraft" Journal of Aircraft, Vol. 29, No. 4, July–Aug. 1992.

weiteres Vorgehen

Implementierung für High–Lift Strömungen geeigneter Turbulenzmodelle und Verbesserung der Multi–Grid Technik für High–Lift Strömungen. Detaillierte Untersuchung von High–Lift Strömungsphänomenen. Erweiterung der 3D Netzgenerierung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. W. Bartelheimer

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Entwicklung eines Verfahrens für den Entwurf transsonischer Flügel großer Streckung auf der Basis der Euler-/Navier-Stokes Gleichungen

Ausgangsposition

Der in der Literatur beschriebene Entwurfsansatz von Takanashi wurde modifiziert und ausführlich beim Entwurf transsonischer Profile untersucht. Erste Anwendungen zum Entwurf von Flügeln großer Streckung beschränkten sich auf Flügel mit rechteckigem Grundriß.

Ziel

Beim Entwurf transsonischer Profile konnte die sehr hohe Genauigkeit und Robustheit des Verfahrens gezeigt werden. Diese Eigenschaften sollen auch beim Entwurf eines gepfeilten Flügels in reibungsloser und reibungsbehafteter Strömung erzielt werden.

Lösungsweg

Bei dem verwendeten Entwurfsverfahren handelt es sich um eines aus der Gruppe der residual-correction Ansätze, das auf der Lösung der Potentialgleichung für den Fall kleiner Störungen beruht und von Takanashi [1] angegeben wurde. Vorgegeben wird eine Startgeometrie und eine gewünschte Druckverteilung. Durch Nachrechnung der Startgeometrie mit dem Euler-/Navier-Stokes Code CEVCATS [2] wird die Druckverteilung auf der Kontur bestimmt, womit aus einem Vergleich mit der Zieldruckverteilung eine Druckdifferenz bestimmt werden kann. Diese Druckdifferenz wird durch Lösung der Potentialgleichung in eine Geometrieänderung überführt und auf die Startgeometrie aufgeschlagen. Dieser iterative Prozeß wird fortgesetzt, bis die gewünschte Druckverteilung erreicht ist.

Bei einem Entwurf in reibungsbehafteter Strömung werden anstelle der Euler-Gleichungen die Navier-Stokes Gleichungen zur Berechnung der Druckverteilung auf der Oberfläche gelöst. Zum Entwurf einer in Strömungs- und Spannweitenrichtung glatten Kontur waren Erweiterungen an der zur Glättung verwendeten Bézier-Technik erforderlich. Weiterhin wurde untersucht, ob ein Entwurf eines Flügels mit Berücksichtigung des Rumpfeinflusses möglich ist. Hierfür wurde ein Verfahren zur Anpassung des Rechnernetzes entsprechend der berechneten Geometriekorrektur erstellt, womit nur die Flügelkontur und die Verschneidung zum Rumpf entworfen wird, der Rumpf jedoch unverändert bleibt. Beim Nachentwurf einer bekannten Flügel-Rumpf-Konfiguration zeigte sich sowohl in der Druckverteilung als auch in der Geometrie eine gute Übereinstimmung.

Ergebnis

Als Beispiel soll hier der Nachentwurf eines gepfeilten Flügels in transsonischer Strömung gezeigt werden. Die Zieldruckverteilung, die in Profilschnitten vorgegeben wird, ist aus der Nachrechnung eines Flügels bekannt. Der Startflügel besitzt den gleichen Grundriß, und als Aufbauprofil wird ein NACA-0012 verwendet. Da der Startflügel nicht verwunden ist, sind sowohl die Profilform als auch die Verwindung zu entwerfen. Durch einen Vergleich zwischen entworfener Flügelgeometrie und der bekannten Zielgeometrie und entsprechendem Ver-

gleich der Druckverteilung auf der Oberfläche kann die Genauigkeit des Entwurfsverfahrens beurteilt werden. Dieser Entwurf benötigt 20 Geometrieänderungen und kann innerhalb von 1 Std. CPU-Zeit auf der NEC-SX3 der DLR durchgeführt werden.

In Bild 1 sind Linien konstanten Druckbeiwerts der entworfenen Druckverteilung auf der Flügeloberseite aufgetragen, und in einem Profilschnitt bei 40% Halbspannweite sind Druckverteilung und Kontur dargestellt. Wie man erkennen kann, ist eine sehr gute Übereinstimmung mit der vorgegebenen Zieldruckverteilung erreicht worden. Bei einem Vergleich der entworfenen Geometrie mit der Originalgeometrie ist ebenfalls eine hohe Genauigkeit zu erkennen, und die entworfene Verwindung weicht um weniger als 0.1° von der des Originalflügels ab.

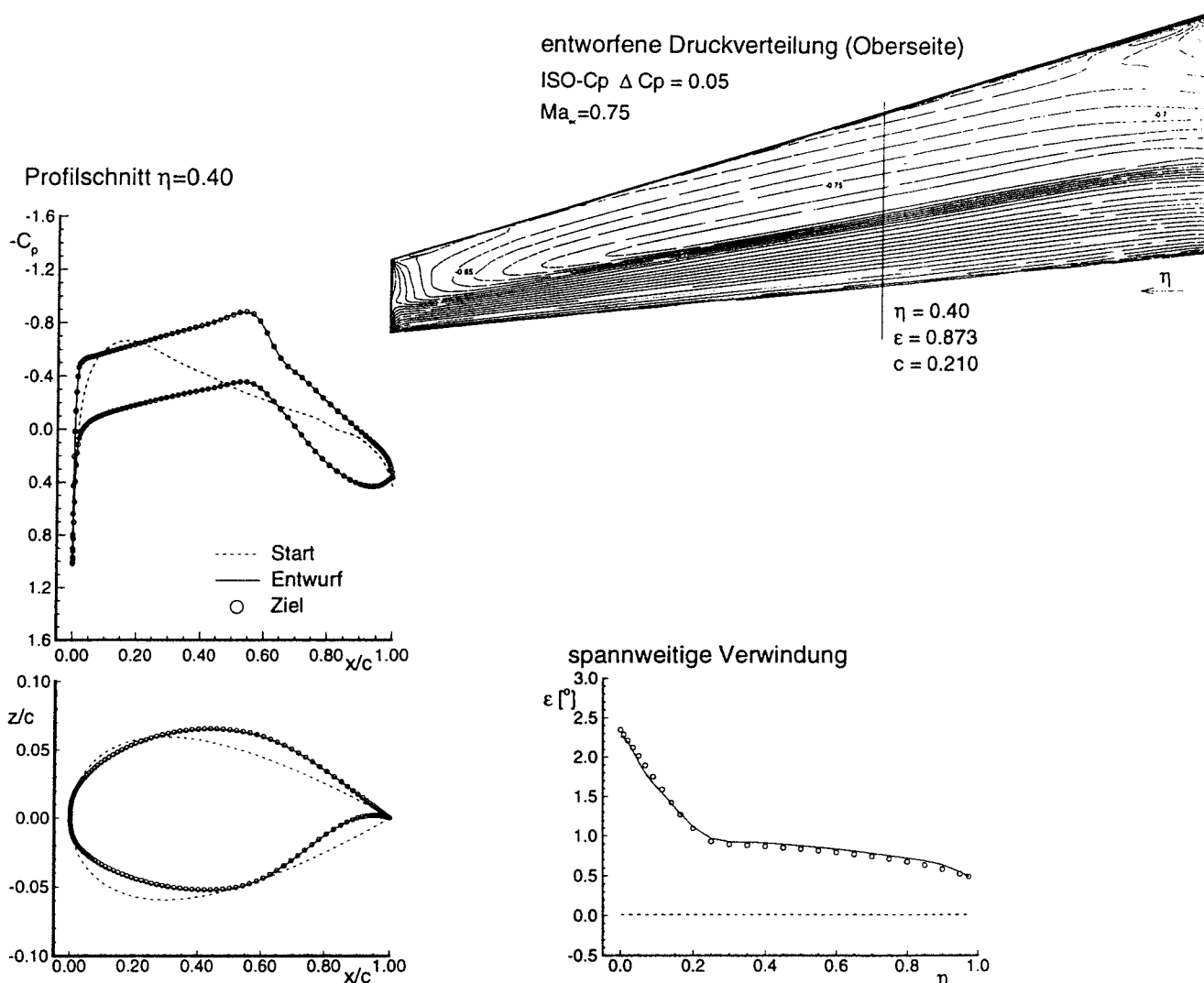


Bild 1 Nachentwurf eines transsonischen Flügels in reibungsloser Strömung

Literatur

- [1] Takanashi, S.: *An Iterative Procedure for Three-Dimensional Transonic Wing Design by the Integral Equation Method*. AIAA Paper 84-2155 (1984)
- [2] 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

Weitere detaillierte Untersuchungen zum Entwurf in reibungsbehafteter Strömung in Hinblick auf das Konvergenzverhalten und die Genauigkeit sind durchzuführen.

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr. K. Becker

Institution

Daimler-Benz Aerospace Airbus

Adresse

Hünefeldstr. 1-5
D-28183 Bremen

Telefon 0421 538-3361
Telefax 0421 538-4097

weitere Partner

DASA-LM, DLR, GMD,
IBM, Orcom

Thema

POPINDA - Entwicklung FLOWer
Portable Parallelisierung industrieller aerodynamischer Anwendungen

Ausgangssituation

Die Beantwortung aerodynamischer Fragestellungen ist für die Entwicklung moderner Flugzeuge von entscheidender wirtschaftlicher Bedeutung. Da sich viele der anstehenden Probleme experimentell entweder überhaupt nicht oder nur unter erheblichem Zeit- und Kostenaufwand lösen lassen, sind in der Aerodynamik schon seit jeher numerisch-theoretische Lösungsansätze verfolgt worden. Angesichts wachsender Aufgaben mit stark steigenden Anforderungen an die Rechenleistung ist nun der innovative Schritt ins Parallele Rechnen zwingend.

Ziel

Das Projekt POPINDA erschließt der Luftfahrtindustrie die effiziente Nutzung hochgradig paralleler Rechnersysteme für Entwicklungsaufgaben. Portable, parallele Aerodynamik-Codes werden schrittweise entwickelt, getestet und produktionsfähig gemacht. In einem zweiten Schritt wird die Funktionalität der parallelen Codes auf dynamisch adaptive Gitterstrukturen erweitert.

Lösungsweg

Die Entwicklung des parallelen Codes FLOWer (Daimler-Benz Aerospace Airbus, DLR, DASA-LM) geht aus von dreidimensionalen Strömungssimulationscodes, die sich bei den Partnern im produktiven Einsatz befinden. Alle Codes basieren auf blockstrukturierten Gittern. Durch die Entwicklung einer 3D-blockstrukturierten Kommunikationsbibliothek, die alle auftretenden Kommunikationsanforderungen zwischen Gitterblöcken abdeckt, werden die Codes für die Parallelisierung vereinheitlicht. Mit dieser Bibliothek wird ein De-facto-Standard für die Parallelisierung blockstrukturierter gitterorientierter Anwendungen geschaffen. Die Portabilität der Kommunikationsbibliothek - und

damit der parallelen Codes - wird durch eine Implementierung mit der von der GMD entwickelten Message_Passing-Schnittstelle PARMACS sichergestellt. Die effiziente Parallelisierung derartig komplexer industrieller Anwendungen erfordert die Lösung grundlegender methodisch-algorithmischer Aufgaben. Entsprechende Forschungs- und Entwicklungsarbeiten sind wesentlicher Bestandteil des Projekts.

Ergebnisse

Die dem Projekt zugrundeliegenden 3D-Strömungscodes werden bei Flugzeugentwürfen und -optimierungen ständig eingesetzt. Die Parallelisierung macht wesentlich genauere Simulationen möglich, die aufgrund wachsender ökonomischer, ökologischer und technischer Anforderungen notwendig sind. Auch viele andere Programme der Strömungsmechanik und anderer Bereiche basieren auf blockstrukturierten Gittern. Die entstandene Kommunikationsbibliothek bietet ein entscheidendes Werkzeug für eine effiziente, portable Parallelisierung solcher Programme. Bereits nach dem ersten Jahr der Projektlaufzeit konnte die hohe Effizienz des parallelen FLOWer-Codes für industrielle Testfälle auf verschiedenen Rechnern nachgewiesen werden. Auf IBM/SP1 erzielte man 20 Prozent, auf IBM/SP2 erwartet man bei acht Prozessoren bereits 60 Prozent der Cray-C90-Leistung.

Literatur

Eisfeld, B., Ritzdorf, H. Bleecke, H.M., Kroll, N. "POPINDA - Ein BMBF Verbundprojekt mit DASA-LM, Daimler-Benz Aerospace Airbus, DLR, GMD, IBM und Orcom zur portablen Parallelisierung industrieller Anwendungen", Proceedings 3. Workshop über wissenschaftliches Rechnen, TU Braunschweig, 4.-6.10.1994.

weiteres Vorgehen

Die Arbeiten in POPINDA schaffen eine Basis für weitere algorithmische Entwicklungen in der Aerodynamik. Das betrifft insbesondere die Weiterentwicklung flexibler Gitter- und Datenstrukturen, wie die Verbindung von strukturierten und unstrukturierten Gittern.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Professor Dr. Ing R. Bohning

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität (TH) Karlsruhe

Adresse Postfach 6980
Kaiserstraße 12
D - 76128 Karlsruhe

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen der passiven Stoß-Grenzschichtkontrolle
in transsonischen Strömungen

Ausgangssituation

Beim Problem der Widerstandsreduzierung bei transsonischen Tragflügeln ist die Stoß- und Grenzschichtkontrolle ein zentrales Thema. Eine einfache aber wirkungsvolle Methode zur Minimierung der Strömungsverluste besteht in der passiven Beeinflussung des Interferenzbereiches durch sich selbstregulierende Grenzschichtventilation mit Hilfe einer porösen Oberfläche und einer darunterliegenden Kammer. Um eine transsonische Flügelumströmung unter Kontrollbedingungen numerisch simulieren zu können, muß die Ventilationsströmung physikalisch modelliert werden. Hierzu sind zum Verständnis experimentelle Grundlagenuntersuchungen des Kontrollgebietes unabdingbar.

Ziel

Phänomenologische Untersuchung der Stoß-Grenzschichtinterferenz mit und ohne Ventilation. Die Ergebnisse sollen zur Definition und Validierung von physikalischen Modellen und Randbedingungen dienen, die den Ventilationseffekt beschreiben.

Einflußgrößen:

Vorstoßmachzahl (für Referenzfall ohne Ventilation)

Kammerlage relativ zur Stoßlage

Kammerlänge

Perforationsgrad

Ein- und Ausströmwinkel an der Perforation

Lochgeometrie

Lösungsweg

Messungen in einer transsonischen Meßstrecke. Sie beinhalten:

- die Visualisierung des Stromfeldes mit Hilfe eines Mach-Zehnder-Interferometers oder einer Schlierenoptik
- statische Druckverteilungsmessungen auf der Wand und innerhalb der Kammer
- Grenzschichtmessungen mittels Pitotsonden

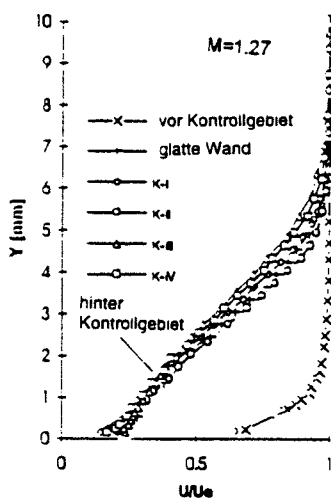
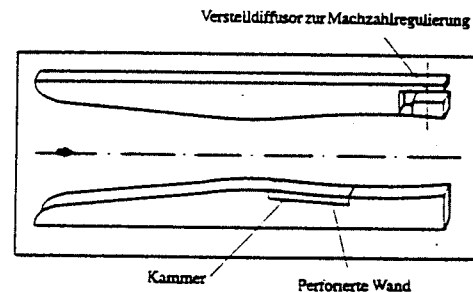
Ergebnis

Systematische Studien der Parametereinflüsse zeigen, daß durch passive Stoßventilation der Wellenwiderstand beträchtlich reduziert und der Stoß fixiert werden kann. Andererseits bewirkt die Ventilation eine zusätzliche Verdickung der Grenzschicht mit verstärkter Neigung zur Strömungsablösung, was eine Erhöhung des Reibungswiderstandes zur Folge hat. Ob durch das Zusammenwirken beider Widerstandsanteile der Gesamtwiderstand reduziert werden kann, hängt von der Optimierung der einschlägigen Parameter - Kammerlage, Kammerlänge, Porosität sowie Neigung und Durchmesser der Perforationslöcher - ab. Der Lochdurchmesser hat einen Einfluß auf die durch die Perforation induzierte Wandrauhigkeit.

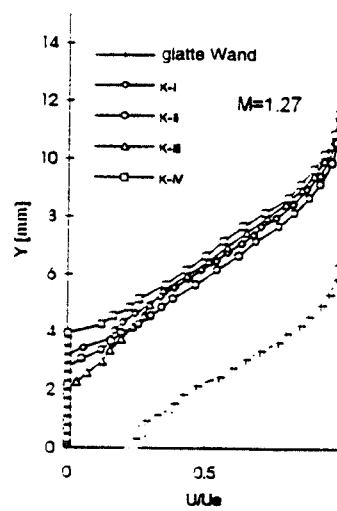
Grenzschichtmessungen

Lochbleche:

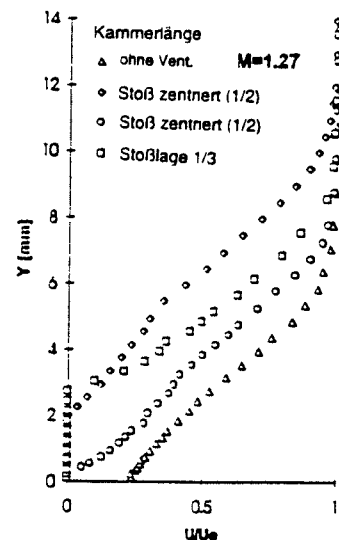
Bez.	Bohrung	Lochdurchm.	Porosität
		mm.	%
K-I	vertikal	0.13	4
K-II	vertikal/schräg	0.13	4
K-III	vertikal	0.3	5.7
K-IV	vertikal/schräg	0.3	5.7



Ohne Ventilation



Ventilationseffekt



Einfluß der Kammerlage/-länge

Literatur

- Bohning, R., Jungbluth, H.: "Turbulent Shock-Boundary-Layer Interaction with Control Theory and Experiment" IUTAM Symposium Transsonicum III Göttingen 24-27.5.1988, pp. 389-398, ed: J. Zierep, H. Oertel jr., Springer-Verlag 1989
- Bohning, R., Braun, W., Breitling, Th., Jungbluth, H.:
Turbulente Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung.
Strömungsmechanik und Strömungsmaschinen 40 (1989), 11-37
Mitteilungen des Instituts für Strömungslehre und Strömungsmaschinen, Universität Karlsruhe

weiteres Vorgehen

Experimente mit kombinierter aktiver und passiver Stoß- und Grenzschichtkontrolle (SGK). Ziel:

- Reduktion des Wellenwiderstandes durch Ventilation
- Reduktion des viskosen Widerstandes durch lokales aktives Absaugen

Numerische 3D Simulation der SGK-Experimente

Datum 31.12.1994

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	W. Burgsmüller		
Institution	Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH		
Adresse	D - 28183 Bremen	Telefon	0421-538-2668
		Telefax	0421-538-5034
weitere Partner			
Thema	Triebwerksintegration bei Verkehrsflugzeugen		
Ausgangssituation	Ökologische Aspekte sowie der Zwang zu stetiger Senkung der Betriebskosten zwingen Zellen- und Triebwerkshersteller zur ständigen Verbesserung ihrer Produkte. Hinsichtlich moderner Triebwerke führen die Anstrengungen zur Verminderung des spezifischen Treibstoffverbrauchs zu größeren Nebenstromverhältnissen und damit wachsenden Gondeldurchmessern. Bei der Installation am Flugzeug ergibt sich hieraus die Notwendigkeit einer möglichst engen Kopplung mit dem Flügel, um zusätzliche Gewichte z.B. durch höhere Fahrwerke zu vermeiden.		
Ziel	Ziel der experimentellen sowie der theoretischen Arbeiten der Aerodynamik ist es, die Integration von Flügel und Triebwerk so zu optimieren, daß ein möglichst großer Anteil des potentiellen Treibstoff-Einsparpotentials erhalten bleibt.		
Lösung	Der Bereich Flügel/Pylon/Triebwerk ist aerodynamisch durch äußerst komplexe Strömungsverhältnisse gekennzeichnet. Daher sind auf dem Sektor der experimentellen Aerodynamik Triebwerkssimulatoren mit Strahlerzeugung zu bauen und einzusetzen, während auf dem Gebiet der theoretischen Aerodynamik geeignete Strahlmodelle zu entwickeln und in moderne Rechenverfahren wie z.B. Euler-Gleichungen zu implementieren sind. Eine Möglichkeit für Arbeiten auf diesem Gebiet bot sich innerhalb des mit EG-Fördermitteln ausgestatteten BRITE/EURAM-Aeronautics-Programms. Unter dem Titel DUPRIN (Ducted Propfan Investigations) arbeiteten daher in der ersten Phase (01.07.90-31.08.93) 12 Firmen und Institutionen gemeinsam am Bau von Triebwerkssimulatoren, ersten Windkanalversuchen im DNW sowie der Anwendung von Eulerverfahren und Implementierung von Strahlmodellen [1, 2].		

Ergebnis

Im Rahmen der Phase I des DUPRIN-Programms wurden jeweils ein Turbofan- sowie ein Ducted Propfan Simulator in Europa konstruiert und gebaut. Hiermit wurden am ALVAST-Modell der DLR zusammen mit den bereits existierenden Simulatoren (je 1 Turbofan sowie ein Ducted Propfan) in 2 Meßphasen grundlegende Untersuchungen zur Installation moderner Triebwerke durchgeführt. Die Versuchsergebnisse zeigen einen deutlichen Einfluß des Triebwerksstrahls sowohl auf die örtliche Auftriebsverteilung als auch auf den Strahl-induzierten Widerstand. Die Werte für den Ducted Propfan liegen im interessierenden Bereich um ca. 10 Counts über denen des Turbofan:

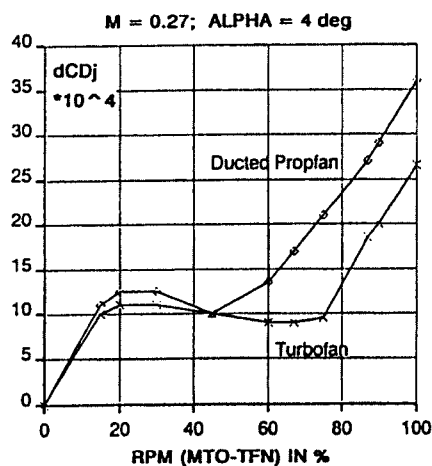


Figure 1: Jet interference effects on drag, $M = 0.27$

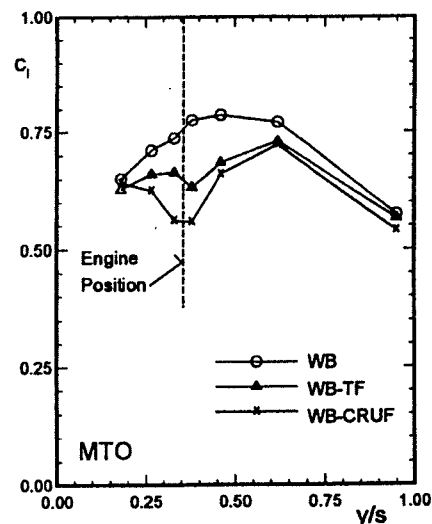


Figure 2: Local lift distributions for different configurations at MTO-condition, $M = 0.27$

Literatur

- [1] Burgsmüller, W.; Hoheisel, H.; Kooi, J.W.: Results of Engine/Airframe Interference Investigation on Transport Aircraft with Ducted Propfans versus Turbofan Engines; Aerodays '93, Naples, 4./5.10.93
- [2] Burgsmüller, W.; Hoheisel, H.; Kooi, J.W.: Engine/Airframe Interference on Transport Aircraft with Ducted Propfans - The European Research Programme DUPRIN ICAS-Congress Contribution 94.2.7.1, Anaheim, USA, Sept. 94

weiteres Vorgehen

Im Rahmen des seit 01.04.94 laufenden Programms DUPRIN II sollen auf der experimentellen Seite die Untersuchungen an Hochauftriebs-Konfigurationen mit Turbofan bzw. Ducted Propfan im DNW durchgeführt werden. Weiterhin wird, entsprechend den Entwicklungen in der Triebwerksindustrie, ein TPS zur Simulation von sog. VHBR-Triebwerken (Bypassverhältnis etwa 10) entworfen. Der numerische Teil beschäftigt sich mit Euler-Rechnungen zum Thema Triebwerksinstallation und Integration von Strahlmodellen.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr. E.Elsholz, D.John

Institution

Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse

28183 Bremen

Telefon 0421 538 3905

Telefax 0421 538 4486

Weitere Partner

DLR-Braunschweig, SM-EA

Thema

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

Ausgangssituation

Die mit dem DA-Code NS-MELINA erzielten Lösungen für Flügel-Rumpf-Konfigurationen erweisen sich als weitgehend zuverlässig bezüglich der berechneten Druckverteilung, Details der simulierten Strömung sind aber stark abhängig von der lokalen Netzqualität. Insbesondere erweisen sich Netze der hier verwendeten Größenordnung von ca 1.2 Millionen Netzknoten als insgesamt nicht ausreichend für netzunabhängige Lösungen.

Ziel

- Bereitstellung eines industriell einsetzbaren Navier-Stokes Codes hoher Effizienz und Zuverlässigkeit
- Steigerung der erzielbaren Ergebnisqualität durch optimale Anpassung des Netzes und Modifikation des Turbulenzmodells
- Steigerung der Komplexitätsstufe der behandelten Konfigurationen

Lösungsweg

Zur Verbesserung der erzielten Ergebnisse sind Weiterentwicklungen in der Netzgenerierung und der Einsatz verbesserter Turbulenzmodelle notwendig.

An der Netzgenerierung und -modifikation wird z.Zt. verstärkt gearbeitet. Voraussetzung hierfür ist u.a. die sichere Ergebnisauswertung hinsichtlich der Grenzschichten an Flügel und Rumpf, um die notwendige Mindestauflösung durch die Grenzschicht von ca 30 Punkten sicherstellen zu können.

Ergebnis:

Bei der Netzgenerierung wird die Grenzschichtdicke über dem Flügel vorgeschätzt, innerhalb der 30 Gitterzellen verteilt werden. Die Normalschrittweiten werden dabei zur Oberfläche hin drastisch reduziert, so daß an der Flügeloberfläche selbst das geforderte $\Delta N^+_{\text{wall}} = O(1)$ erwartet werden kann. Die am vorgeschätzten Grenzschichttrand erhaltenen Normalschrittweiten werden auch außerhalb der Grenzschicht zunächst nur schwach variiert, um bei lokal stärkerer Grenzschichtaufdückung z.B. am Stoß weiterhin etwa gleichbleibende Auflösung sicherzustellen. Zusätzlich wird das Gitter über dem Flügel entlang der erwarteten Stoßlage leicht kondensiert.

Für den Testfall $M=0.75$, $C_L=0.6$ wird mit dem DA Navier-Stokes-Code NS-MELINA die turbulente Strömung ermittelt (Baldwin-Lomax-Modell). Die Druckverteilung über dem Flügel und der Gesamtauftrieb werden dabei in guter Übereinstimmung mit dem Experiment erhalten, BILD 1. Weitergehende Grenzschichtanalysen über dem Flügel (BILD 1) belegen die geforderte sichere Grenzschichtauflösung der Navier-Stokes-Lösung (Clauser-Plots, BILD 2) sowie die hohe Qualität der daraus ermittelten Grenzschichtgrößen.

Die Grenzschichtauflösung über dem Rumpf kann BILD 3 entnommen werden. Es zeigt sich, daß die hier erzielte Grenzschichtauflösung qualitativ derjenigen auf dem Innenflügel entspricht.

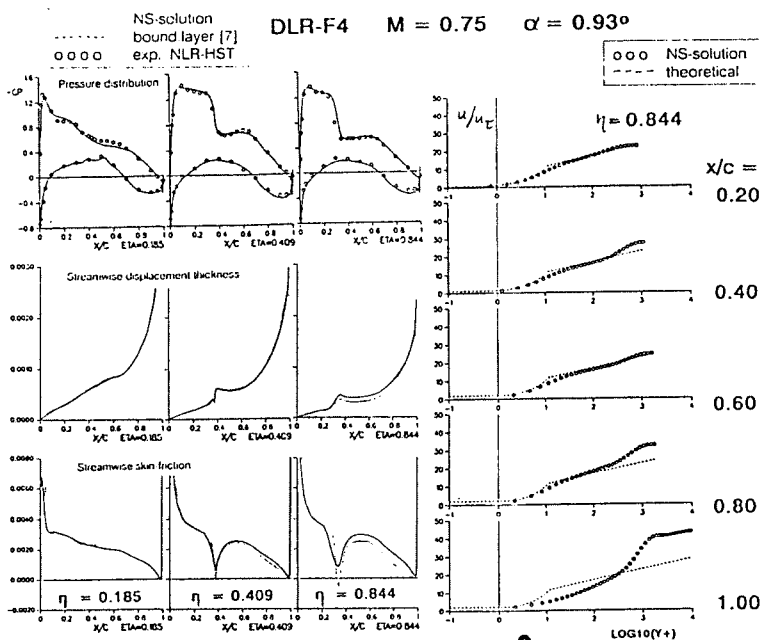


BILD 1
Druckverteilung, Verdrängungsdicke
und Reibungsbeiwert über dem Flügel

BILD 2
Logarithmische Geschwindig-
keitsprofile über dem Flügel

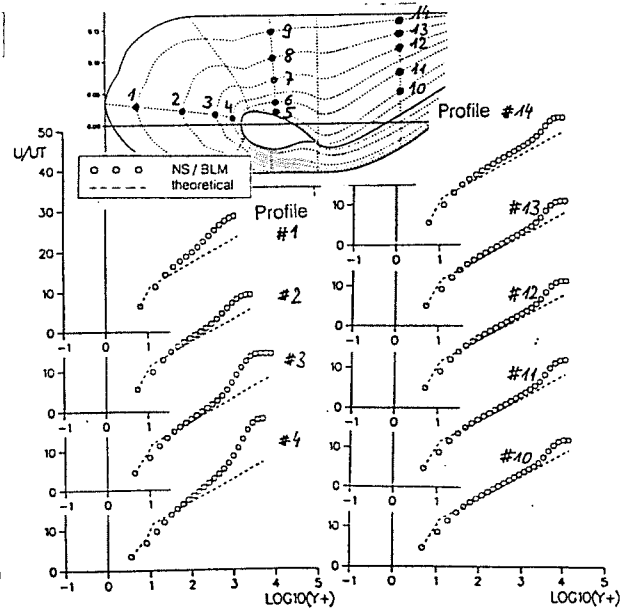


BILD 3
Logarithmische Geschwindig-
keitsprofile über dem Rumpf

Literatur

- [1] Steinmeyer, H., Elsholz, E.: Rumpfströmungsanalyse für eine Flügel-Rumpf-Konfiguration. DA-Rep. EF 1-2029, Sept.94
- [2] Elsholz, E., John, D.: 3D Rechenetze zur Navier-Stokes-Simulation um eine Flügel-Rumpf-Konfiguration. 9. DGLR-Fachsymposium der AG STAB, 4-7.10.1994, Erlangen

Weiteres Vorgehen

- Erweiterung der Komplexitätsstufe der behandelten Geometrien, z.B. auf Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfigurationen
- Implementation/Modifikation der Nichtgleichgewichtsmodelle für Cross-flow-Ablösung und Erweiterung zur Erfassung von Anisotropie-Effekten
- Einführen von Transportgleichungsmodellen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	A. Knauer	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik Abteilung Hochgeschwindigkeitsaerodynamik	
Adresse	37073 Göttingen, Bunsenstr. 10	Telefon: 0551-709-2887 Telefax: 0551-709-2811
weitere Partner	DASA Bremen	
Thema	Leistungsverbesserung transsonischer Profile durch Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung	
Ausgangssituation	Verdichtungsstöße und deren Wechselwirkung mit der Grenzschicht spielen eine wesentliche Rolle in der Leistungsbegrenzung transsonischer Profile. Die Beeinflussung der Wechselwirkung durch örtliche Konturvariation sowie aktive und passive Ventilation vor und im Stoßbereich besitzt ein großes Potential zur Leistungsverbesserung nicht nur im Auslegungspunkt sondern auch im Off-Design. Dieses führt für transsonische Profile im Reiseflug zu einer Verringerung des Gesamtwiderstands und im Off-Design zu einer Verschiebung der Grenzen für den Widerstandsanstieg und für das Tragflügelschütteln.	
Ziel	Umwandlung des Stoßes auf dem Profil in eine isentrope Verdichtung durch Konturvariation und/oder Ventilation und damit Verminderung des Wellenwiderstandes.	
Lösungsweg	1. Theoretischer Entwurf geeigneter Konturformen und Ventilationskonzepte in Abhängigkeit von den Anströmgrößen Machzahl und Anstellwinkel 2. Nachrechnung der Leistungsverbesserung im Auslegungspunkt und im Off-Design mit dem gekoppelten Euler/Grenzschicht-Verfahren des DLR-Expertensystems und einem zeitgenauen Navier-Stokes-Verfahren 3. Auslegung von Windkanalmodellen mit Konturvariation/Ventilation 4. Durchführung von Experimenten im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) und im kryogenen Windkanal Göttingen (KRG)	

Ergebnis

Erste Rechnungen wurden am Profil FLA mit dem DLR-Expertensystem (Drehla-Code) zur Potentialabschätzung durchgeführt. Durch eine im Stoßbereich des Profils platzierte Bump konnten bis zu 75% des Wellenwiderstandes abgebaut werden. Der Gleitzahlgewinn gegenüber dem Originalprofil ist in Bild 1 dargestellt. Als theoretisches Limit wird die Gleitzahl ohne Wellenwiderstandsanteil angesehen.

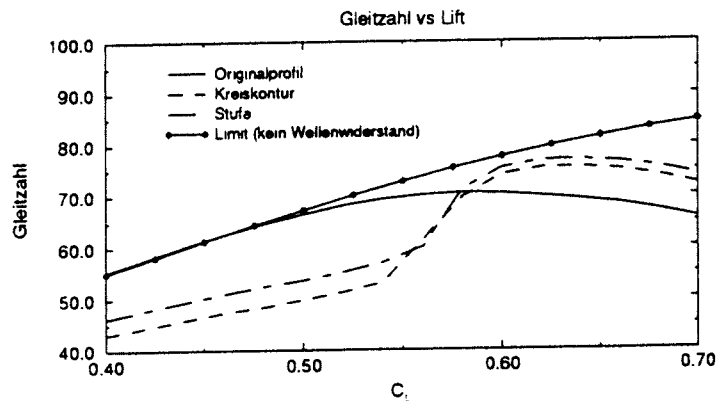


Bild 1: Gleitzahlvergleich

Genauere Parameterstudien wurden mit dem Profil ADIF-SC durchgeführt. Die Auswirkungen der Bump-Parameter Höhe, Position und Ausdehnung konnten bestimmt werden (siehe Bild 2,3,4). Auch diese Rechnungen wurden mit dem Expertensystem der DLR durchgeführt. Wichtigster Parameter bei der Gestaltung der Bump ist die Höhe (in Bild 2), gefolgt von der Position auf dem Profil (Bild 3) und der Ausdehnung der Bump (Bild 4).

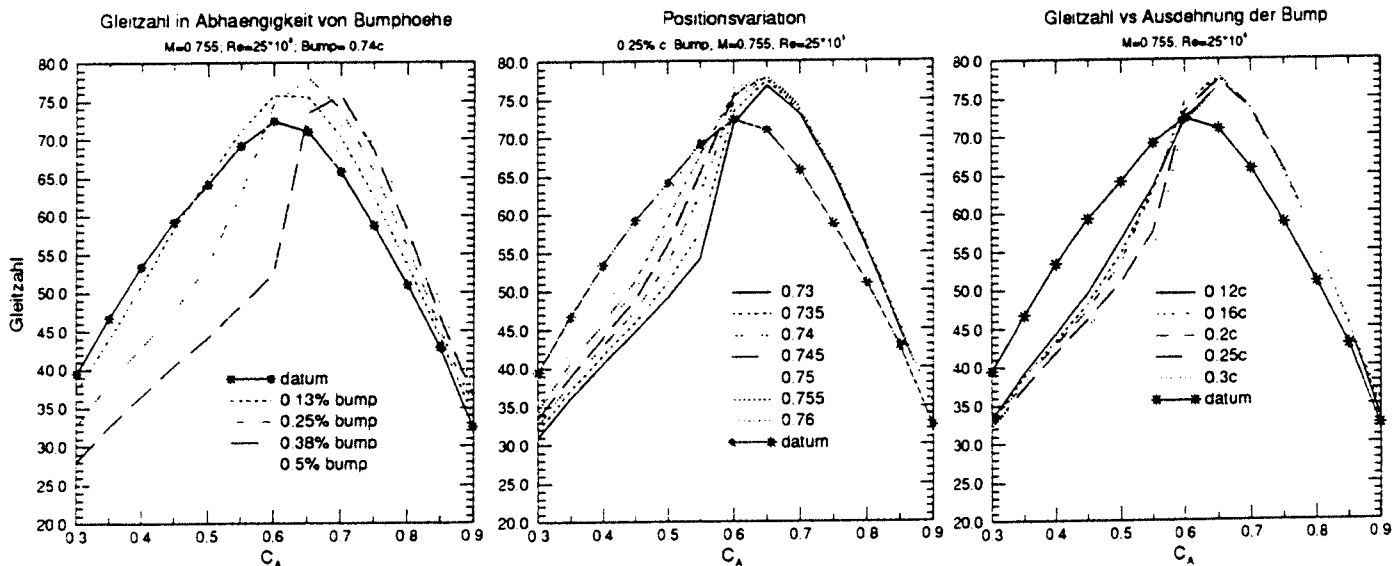


Bild 2: Einfluß der Höhe

Bild 3: Einfluß der Position

Bild 4: Einfluß der Ausdehnung

weiteres Vorgehen

- Durchführung von weiteren Rechnungen mit einem Navier-Stokes-Verfahren zur Verfeinerung der Kontur
- Auslegung von Windkanalmodellen
- Durchführung von Experimenten im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) und im kryogenen Windkanal Göttingen (KRG)

Mitteilung

Projektgruppe/ „Physikalische Grundlagen“ - „Flügel großer Streckung“
Fachkreis

Ansprechpartner Erik Monsen

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2836

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Ralf Rudnik, DLR Institut für Entwurfsaerodynamik

Thema Anwendung von Zweigleichungs-Turbulenzmodellen bei superkritischen Profilen mit stumpfen Hinterkanten.

Ausgangssituation

Um Euler und Navier-Stokes Rechnungen von kompletten Flugzeugen effizient durchzuführen, wird gewöhnlich die Geometrie vereinfacht und die offenen oder stumpfen Hinterkanten, z.B. Flügel und Klappen, geschlossen. Um mögliche Schließungsbehandlungen zu bewerten, ist die Bereitstellung von numerischen und experimentellen Ergebnissen von Profilen mit stumpfen Hinterkanten notwendig.

Ziel

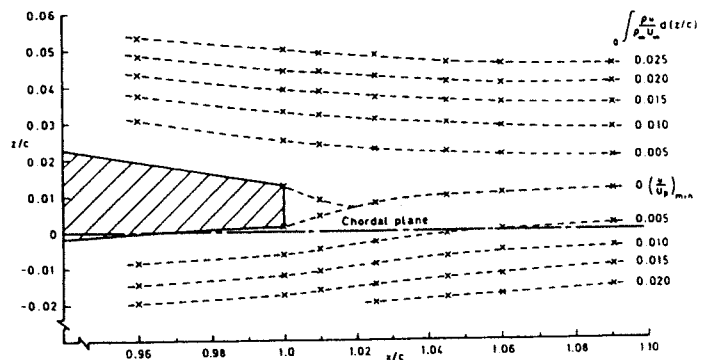
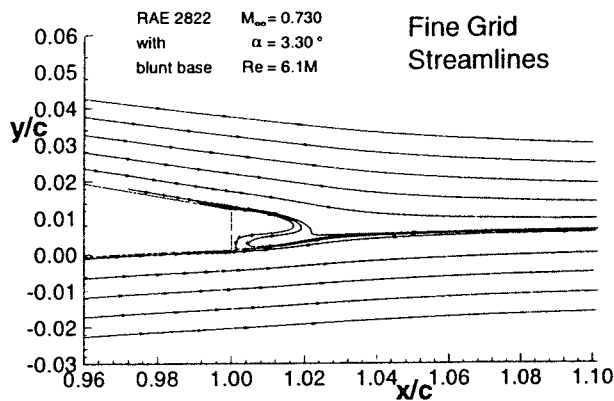
Genaue numerische Berechnungen von Profilen mit stumpfen Hinterkanten und Validierung mit experimentellen Ergebnissen, um verschiedene Schließungsbehandlungen für Profile mit stumpfen Hinterkanten bewerten zu können.

Lösungsweg

Numerische Ergebnisse und experimentelle Messungen von einem modifizierten RAE 2822 Profil für subsonische und transsonische Fälle wurden verglichen. Verschiedene Parameter, die die Genauigkeit der Lösung beeinflussen können, wurden untersucht. Eine Netzverfeinerungsstudie wurde durchgeführt, um die Wichtigkeit der lokalen Netzauflösung in kritischen Bereichen zu bestimmen. Drei verschiedene Zweigleichungs-Turbulenzmodelle, das $k-\epsilon$ Modell von Chien, das $k-\omega$ Modell von Wilcox, und das $q-\omega$ Modell von Coakley, wurden benutzt, um die Leistungsfähigkeit und Genauigkeit der Ansätze zu analysieren.

Ergebnis

Es wurde bestätigt, daß jetzige numerischen Verfahren, d.H. Netzgenerierung, Navier-Stokes Code und Turbulenzmodelle, diesen Strömungsfall genau und zuverlässig modellieren können.



Stromlinien im Bereich der Hinterkante, modifiziertes RAE 2822 Profil, transsonischer Fall (case 3),

a) $k-\omega$ Turbulenzmodell auf einem feinen Netz

b) Experiment (Cook & MacDonald)

Literatur

Monsen, E., Rudnik, R., *Numerical Investigation of a Supercritical Airfoil with a Blunt Trailing Edge*, AG STAB/DGLR: 9. DGLR-Fachsymposium „Strömung mit Ablösung“, 4.-6. Oktober 1994

Monsen, E., Rudnik, R., *Investigation of the Blunt Trailing Edge Problem for Supercritical Airfoils*, AIAA Paper 95-0089, AIAA 33rd Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 9-12 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche, Dipl.-Ing. I. Futterer

Institution TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse Sekr. F2, Marchstr. 12, 10587 Berlin
Telefon (030) 314-24426
Telefax (030) 314-22886

weitere Partner Prof. Thiele - TU Berlin / Daimler-Benz Aerospace Airbus / DLR

Thema Numerische Simulation von Hochauftriebsströmungen

Ausgangssituation

Die Hochauftriebsphase bei Start und Landung stellt besonders hohe Anforderungen an die aerodynamische Leistungsfähigkeit von Flugzeugtragflügeln. Die sehr komplexe Aerodynamik von Hochauftriebskonfigurationen mit ihren typischen und sehr ausgeprägten strömungsmechanischen Wechselwirkungen zwischen Vorflügel, Hauptflügel und Hinterkantenklappen stellt insbesondere auch an numerische Berechnungsverfahren sehr hohe Anforderungen, die bis dato nur teilweise und eingeschränkt auf 2D-Fälle erfüllt werden können.

Zielsetzung

Die im Zusammenhang mit Hochauftriebsströmungen auftretenden und weitgehend noch ungeklärten viskosen aerodynamischen Wechselwirkungen, wie beispielsweise das Zusammenfließen von Nachlauf und Wandgrenzschichten, die Wechselwirkung von Wandstrahlen und Nachlaufströmung, sowie auch Ablöse-, Transitions- und Relaminarisationseffekte sollen im Detail durch den Einsatz leistungsfähiger Navier-Stokes-Verfahren analysiert werden. Generelle Zielsetzung ist es dabei, über eine verbesserte Beschreibung der Strömungsdetails zu einer verbesserten Vorhersage des Hochauftriebsverhaltens insgesamt zu gelangen.

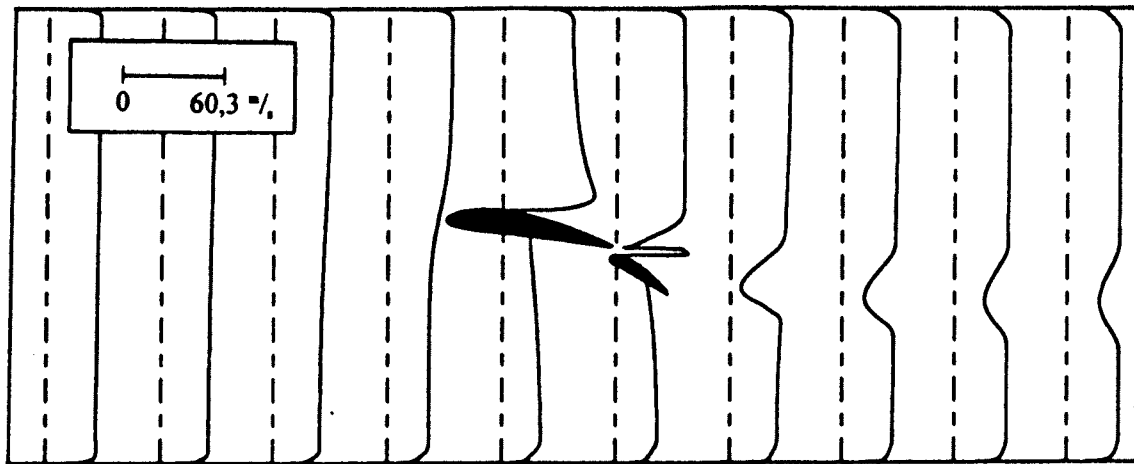


Bild1: Berechnetes Geschwindigkeitsfeld (hier u-Profile)
um eine Hochauftriebskonfiguration im Windkanal

Arbeitsschwerpunkte

Die Arbeitsschwerpunkte des Forschungsvorhabens liegen auf den Gebieten der

- *Gittergenerierung* (strukturiert/unstrukturiert/hybrid), und der
- *Turbulenzmodellierung* (Mehrgleichungsmodelle/Reynoldsspannungsmodelle)

mit der Zielsetzung einer Integration der entwickelten und erprobten Module in industrielle CFD-Codes.

Literatur: Bartsch, P.; Nitsche, W.; Britsch, M.: Navier-Stokes Computation of Turbulent Flow around High-Lift-Configurations. AGARD-CP-515, S. 6.1-6.10, 1993

Datum 30. 3. 1195

Mitteilung

Fachkreis

Physikalische Grundlagen

**Projektgruppe /
Anwendungsbereich**

Instationäre Strömungen

Ansprechpartner

Dr.-Ing. H. Ranke

Institution

FLM – Lehrstuhl für Fluidmechanik
o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka
TU-München

Adresse

Arcisstr. 21
80333 München

Telefon +89-2105-2973

Telefax +89-2105-2505

weitere

Ansprechpartner

Thema Instationäre Ablösung an einem schwingenden Tragflügel

Ausgangssituation / Ziel

Instationäre Hitzdraht-Feldmessungen mit einer neu entwickelten Vierdrahtsonde an einem schwingenden NACA 0012 Tragflügel liefern einen Beitrag zum besseren Verständnis des *dynamic stall* bzw. der Entstehung des *dynamic stall* Wirbels sowie des Wiederanlegevorgangs.

Lösungsweg

Die Hitzdrahtfeldmessungen an einem rein sinusförmig bewegten NACA 0012 Tragflügel werden mit einer speziellen neu entwickelten Vierdrahtsonde durchgeführt. Mit dieser Sonde ist es erstmalig möglich, auch negative Geschwindigkeitskomponenten in einer zweidimensionalen Meßebene quantitativ auszuwerten, ohne dabei auf die mit vielen Nachteilen verbundene, gepulste Hitzdrahtanemometrie zurückgreifen zu müssen. Die Messungen erfolgen im tragflügelfesten Koordinatensystem und erlauben es, das gesamte Strömungsfeld oberhalb der schwingenden Tragfläche ohne Abschattungen durch die Konturbewegung zu erfassen. Ein Triggersignal bestimmt die Zuordnungen der einzelnen Zeitreihen zueinander.

Eine für diese Sonde neu entwickelte Schwingtisch-Eichmethode ermöglicht das Eichn auch für sehr geringe Geschwindigkeiten. Im Zusammenspiel mit einer Eichung im Windkanal für die höheren Geschwindigkeitsbeträge kann somit eine sehr feine Eichung für den gesamten benötigten Geschwindigkeits- und Winkelbereich (Lookup-Table Technik) erhalten werden.

Ergebnis

Nach den Erkenntnissen, die aus den Messungen gewonnen werden, kann die instationäre Ablösung der Strömung um eine Tragfläche (*dynamic stall*) und die Entstehung des *dynamic stall* Wirbels, wenigstens bei geringen Machzahlen, als ein durch die Grenzschicht gesteuerter Vorgang betrachtet werden. Bei ansteigendem Anstellwinkel entsteht, beginnend an der Hinterkante des Tragflügels, ein Gebiet mit Rückströmkomponenten. Dieses Gebiet zeigt, bis zur Entstehung des Wirbels im Nasenbereich der Tragfläche, keine Tendenz einer Ablösung, die Grenzschichtdicke wächst nicht sehr stark an. Der Wirbel wird dann durch eine instationäre Ablösung gestartet. Diese instationäre Ablösung entsteht, wenn bei Annäherung an die Tragflächenvorderkante oder auch in der Nähe der Hinterkante die Vorwanderingeschwindigkeit des Rückströmgebietes kleiner als die maximalen Rückströmkomponenten werden.

Der mit weiter ansteigendem Anstellwinkel anwachsende Wirbel bringt neue Energie in die Grenzschicht und verdrängt die Rückströmpomponenten im hinteren Bereich der Tragfläche wieder. Er verlagert sich, bei anwachsender Größe, nach hinten und außen. Bei den in dieser Arbeit untersuchten Bewegungsformen platzt er erst nach Überschreiten des maximalen Anstellwinkels auf und dissipiert dann allmählich.

Das Wiederanlegen der Strömung, entsprechend einer abwärts wandernden Ablösung, kann nach der Theorie der halbähnlichen Lösungen wie eine stationäre Strömung über einer stromaufwärts bewegten Wand betrachtet werden. Die Aufdickung wird gleichmässig von vorne nach hinten transportiert. D.h. die Grenzschichtdicke nimmt zeitlich gesehen von vorne nach hinten ab, während sie zu jedem Zeitpunkt gesehen von vorne nach hinten zunimmt.

Ein Vergleich der hier durchgeführten Messungen mit vorhandenen Druckmessungen und zusätzlich durchgeführten Laserlichtschnittmessungen sowie eine phänomenologische Gegenüberstellung mit den neu definierten Ablösmodellen zeigen eine sehr gute Übereinstimmung.

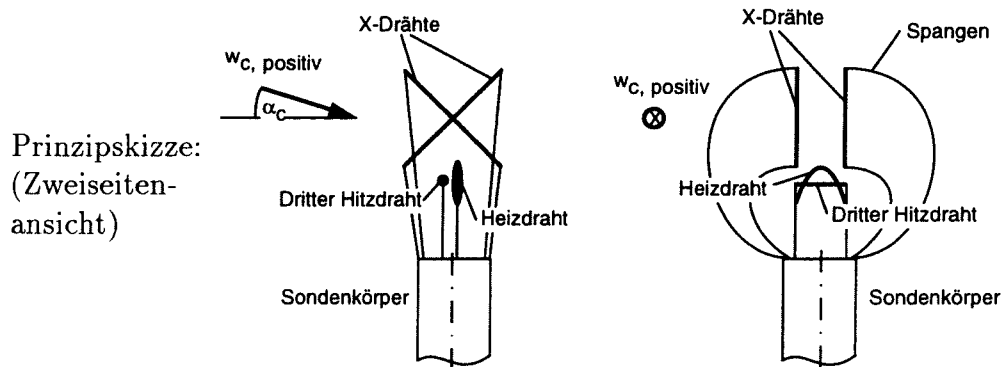
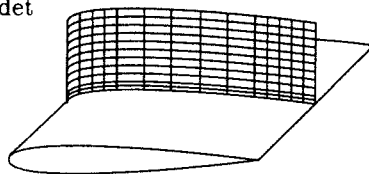


Abbildung 1: Die neue Vierdrahtsonde

Das NACA 0012 Profil wird auf die Bildunterkante abgebildet



α : $0^\circ < \alpha < 20^\circ$
 k : 0.3
 Re : $0.25 \cdot 10^6$

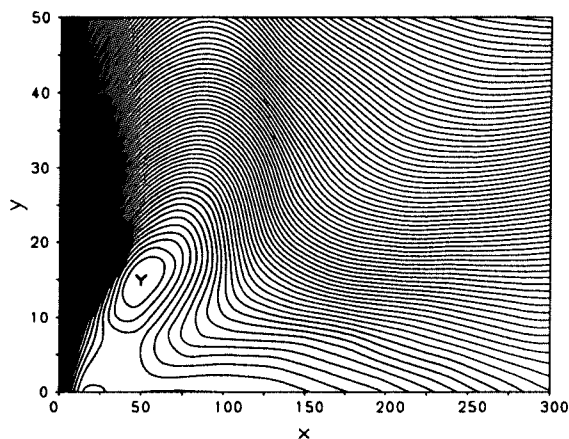


Abbildung 2: Gemessenes Stromlinienbild bei $t/T=0.49$ ($\alpha \approx 20^\circ$)

Literatur

- L. E. Ericsson and J. P. Reding: Fluid mechanics of dynamic stall. Part I: Unsteady flow concepts. Part II: Prediction of full scale characteristics. *Journal of Fluids and Structures*, 2:pp.1-33 and 113-143, 1988.
- B. Laschka, H. Ranke, and C. Breitsamter: Instationäre Meßtechniken angewandt auf abgelöste Strömungen. DGLR-Jahrestagung 1994, Erlangen, Paper B.2.1 (die ungekürzte Version wird in der Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung (ZFW) abgedruckt), Okt. 1994.
- H. Ranke: Unsteady separation in two-dimensional turbulent flow. ICAS 94, 19th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Anaheim, California, Paper 94-4.5.1, Sept. 1994.
- H. Ranke: Instationäre Grenzschichtablösung in ebener, inkompressibler Strömung. *FLM-Dissertation*, TU-München Dezember 1994.

Datum 16. Februar 1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/	Flügel großer Streckung		
Fachkreis			
Ansprechpartner	T.Rung, L.Xue, F.Thiele		
Institution	Hermann-Föttinger-Institut für Thermo-und Fluidodynamik (HFI) Technische Universität Berlin		
Adresse	Straße des 17.Juni 135, 10623 Berlin	Telefon	030-31423146
		Telefax	030-31421101
weitere Partner	DA-Bremen, TU Hamburg		
Thema	Numerische Simulation von Hochauftriebsströmungen		

Ausgangssituation

Nur mit möglichst genauer Kenntnis der Strömungsvorgänge kann eine optimale Auslegung von Mehrkomponentenflügeln erfolgen, was mit hohen Anforderungen an die Güte der im Entwurfsprozeß verwendeten Simulationsverfahren und deren geometrische Flexibilität verbunden ist. Die komplizierte Geometrie moderner Tragflügel führt in der Hochauftriebsphase auf komplexe strömungsmechanische Austauschvorgänge, die bei hohen Reynoldszahlen im wesentlichen durch viskose Effekte im Bereich der Scherschichten beeinflusst werden. Viele Strömungsphänomene am Flügel mit Hochauftriebsselementen können zunächst an 2D Mehrkomponentenprofilen untersucht werden. Zur effizienten Behandlung dieser Aufgabe wurde daher zunächst ein Lösungspaket, bestehend aus semi-interaktiver Gittergenerierung und blockstrukturiertem inkompressiblen Finite-Volumen Verfahren erstellt.

Ziel

Für die genaue Vorhersage von Hochauftriebsströmungen ist es von entscheidender Bedeutung, die Aus- und Wechselwirkungen verschiedenartiger lokaler Strömungsphänomene auf Auftrieb und Widerstand möglichst genau zu kennen. Neben der Entwicklung von druckgradientenbeaufschlagten Wandgrenzschichten ist der laminar-turbulente Strömungsumschlag von zentralem Interesse. Daneben treten aber noch eine Reihe weiterer strömungsmechanischer Probleme, wie z.B. zusammenfließende Scherschichten, die Wechselwirkung von Wandstrahlen und Nachlaufströmungen, Ablösung, Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung oder aber Relaminarisierung auf. Ziel ist die präzise Vorhersage dieser Phänomene, die zum einen hohe Anforderungen an die zu Grunde liegende Approximationstechnik stellt, zum anderen hängt die Genauigkeit der Ergebnisse wesentlich von der Güte des verwendeten Turbulenzmodells ab.

Lösungsweg

Zur Gewährleistung einer hohen numerischen Genauigkeit sind im Rahmen von Voruntersuchungen mehrere monotone und nicht-monotone Konvektionsschemata höherer Ordnung an einer Hochauftriebskonfiguration validiert worden. Hierbei zeigte sich, daß höherwertige Konvektionsschemata und die Verwendung eines die Monotonie gewährleistenden Limiters für die präzise Vorhersage der Druckverteilung bei hoher numerischer Effizienz von großer Wichtigkeit sind. Die Turbulenzmodellierung wurde zunächst auf der Grundlage, von isotropen Transportgleichungsmodellen (Ein- und Zweigleichungsmodelle) durchgeführt.

Ergebnisse

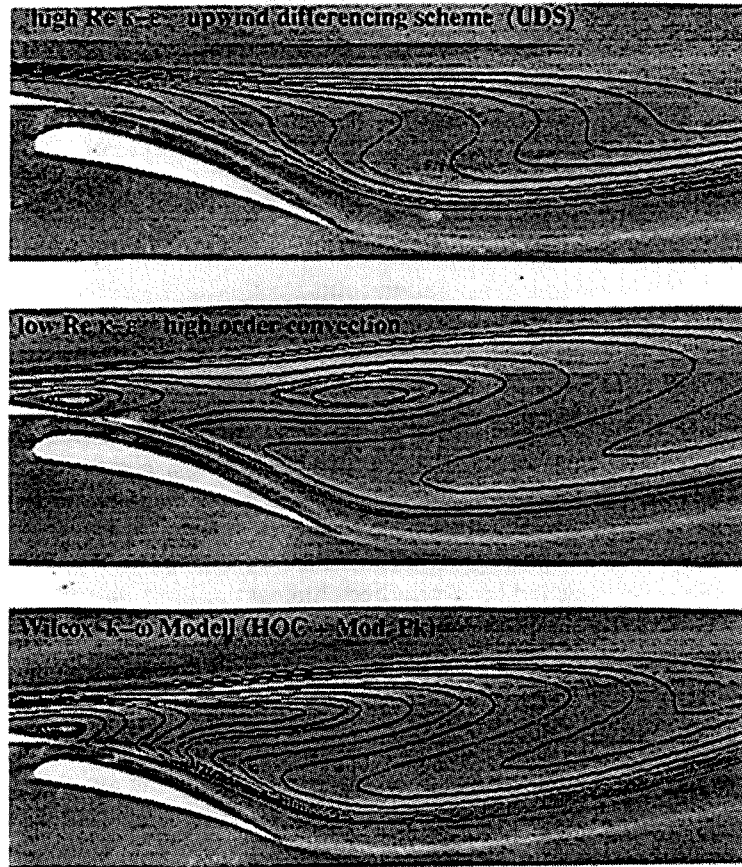
Die Qualität der erzielten Ergebnisse konnte durch Modifikation des Produktionsterms der Turbulenzenergiegleichung, welche die vorzeitige Transition infolge starker Dilatation in Staupunktnähe unterdrückt, verbessert werden. Eine Reihe der oben genannten Mechanismen steht in starker Wechselwirkung zur Wandeffekten und führt auf stark nichtgleichgewichtige Grenzschichtströmungen. Die Modellierung mittels high-Re Modellen, welche von einem universellen Verhalten der Turbulenzgrößen in Wandnähe ausgehen, unterdrückt im Unterschied zur Verwendung einer low-Re Variante die Wirbelstruktur oberhalb der Klappe.

Literatur

weiteres Vorgehen

Zukünftig sollen die Untersuchungen auf nichtlineare Wirbelzähigkeitsmodelle sowie Reynoldspannungsmodelle ausgedehnt werden, um in der Lage zu sein, anisotrope Normalspannungszustände zu erfassen. Ferner sollen im Rahmen weiterer Aktivitäten alternative Gittertopologien untersucht werden. Hierbei stehen hybride Ansätze sowie lokale Verfeinerungstechniken im Vordergrund.

a)



b)

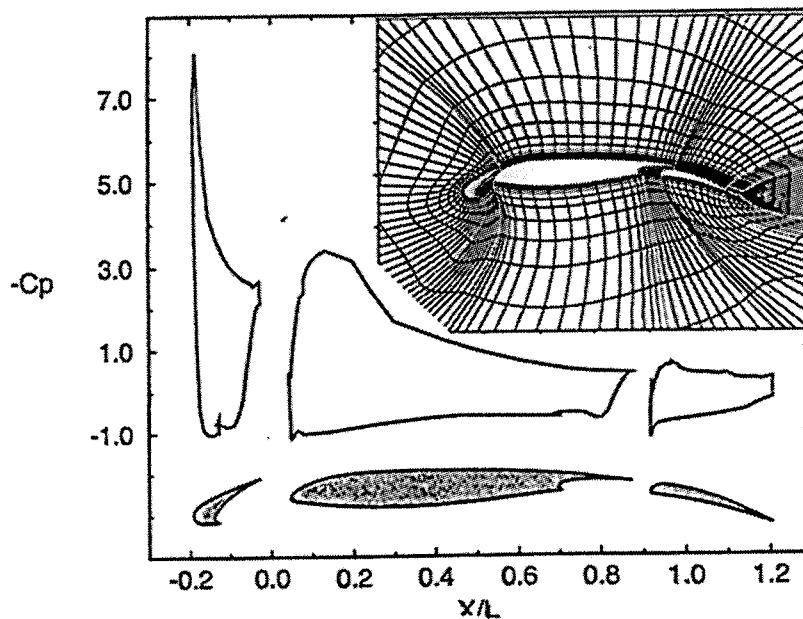


Bild: Hochauftriebsprofil, a) Wirbelsystem, b) Druckverteilung

Datum 31.03.1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/	Flügel großer Streckung
Fachkreis	
Ansprechpartner	T.Rung, L.Heringer, F.Thiele
Institution	Hermann-Föttinger-Institut für Thermo- und Fluidodynamik (HFI) Technische Universität Berlin
Adresse	Straße des 17.Juni 135, 10623 Berlin
	Telefon 030-31423146 Telefax 030-31421101
weitere Partner	ECARP (Validation Group)
Thema	Entwicklung und Validierung effizienter numerischer Verfahren zur Berechnung von Einkomponentenprofilen

Ausgangssituation

Für den aerodynamischen Entwurf von Tragflügelprofilen ist der Einsatz numerischer Berechnungsverfahren von zunehmender Bedeutung. Die numerischen Methoden eignen sich insbesondere zur schnellen und kostengünstigen Parametervariation im Rahmen von Voruntersuchungen. Die Berechnung derartiger Strömungen bei hohen Reynoldszahlen durch Integration der vollständigen Navier-Stokes Gleichungen ist wegen der Auflösung der viskosen Scherschichtgebiete sehr zeitaufwendig. Dies rechtfertigt die Bemühung zur Entwicklung von Berechnungsverfahren auf der Basis vereinfachter Strömungsmodelle. Eine effiziente Methode ist die Aufteilung des Rechengebiets in eine reibungsfreie Strömung und eine reibungsbehaftete Grenzschichtströmung mit einer Kopplung der beider Lösungen.

Ziel

Die reibungsfreie Lösung wird hier mit einem Panelverfahren berechnet, die Integration der Grenzschichtgleichungen geschieht mittels eines Finite-Differenzen-Verfahrens auf der Basis Hermitescher Interpolationspolynome, das sowohl für direkte als auch inverse Grenzschichtprobleme verwendet werden kann. Für die Effizienz solcher Verfahren ist die Kopplungstechnik von entscheidender Bedeutung. Zur Entwicklung einer auch bei starken Wechselwirkungen zwischen reibungsfreier und reibungsbehafteter Zone stabil konvergierender Lösung hat sich das Ausblasprinzip bewährt. Da der turbulente Nachlauf einen wesentlichen Einfluß auf das Strömungsverhalten des Profils besitzt, wird er bei der Kopplung berücksichtigt.

Lösungsweg

Anders als bei herkömmlichen Kopplungsmethoden wird bei dieser Technik die Grenzschichtgleichung simultan mit einem, die Wechselwirkung zwischen reibungsfreier und reibungsbehafteter Lösung beschreibenden Interaktionsgesetz gelöst. Das für inkompressible Strömungen exakte Interaktionsgesetz wird zur Approximation der kompressiblen Einflüsse um einen machzahlabhängigen Korrekturterm erweitert. Eine vorgeschaltete potentialtheoretische Lösung des reibungsfreien Problems dient der Bestimmung einer Einflußkoeffizientenmatrix des Interaktionsgesetzes. Zur Lösung der interaktiven Grenzschicht- und Nachlaufströmung wird das Grenzschichtverfahren um das exakte Interaktionsgesetz erweitert. Die hieraus resultierende erweiterte Lösungsmatrix wird so formuliert, das eine Lösung des Gleichungssystems mit Hilfe des schnell konvergierenden Newton-Raphson-Verfahrens möglich ist. Die simultane Lösung erfolgt jeweils lokal und die globale elliptische Gesamtlösung ergibt sich durch wiederholte *sweeps* in Hauptströmungsrichtung über das Profil.

Ergebnisse

Die Linearität des Interaktionsgesetzes ermöglicht eine Entkopplung beider Rechengebiete. Die Teillösungen lassen sich daher unter Verwendung eines interpolierenden Schnittstellenmoduls ohne Genauigkeitsverluste auf einem problemspezifisch optimalen Gitter berechnen, woraus sich ein effizientes Ge-

samtverfahren ergibt. Das Verfahren eignet sich sowohl zur schnellen Parametervariation im Entwurfsprozeß, als auch zur effizienten Kalibrierung von Turbulenzmodellen. In der jüngst erstellten Fassung vermag es ferner laminare Vorderkantenablösung im $c_{a_{max}}$ -Bereich wiederzugeben, und verfügt über eine große Anzahl einsetzbarer Turbulenzmodelle.

A-Airfoil:

$$\alpha = 13.3^\circ \quad Re = 2 \cdot 10^6 \quad M = 0.15$$

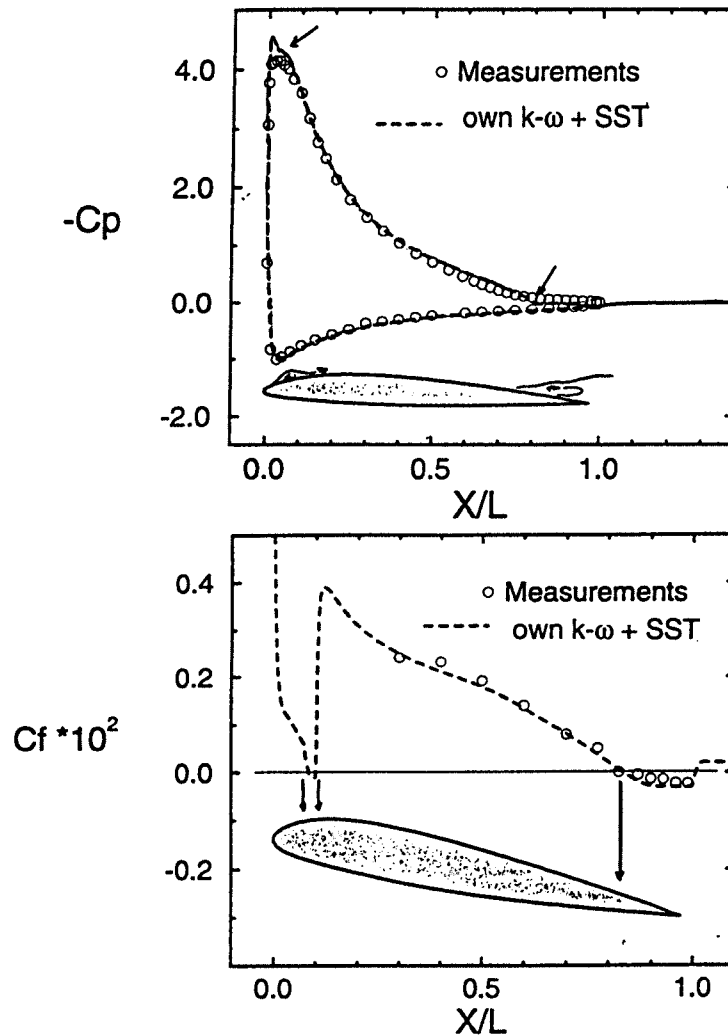


Bild: Testfall Onera A-Foil (mit laminarere Vorderkantenablösung);
low-Re $k - \omega$ Modellierung

Literatur

Arnold, F., Thiele, F.: Laplace Interaction Law for the Computation of Viscous Airfoil Flow in Low- and High-Speed Aerodynamics.
AIAA J. 31(1994), S. 2178-2185.

Datum 31.03.1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/	Physikalische Grundlagen	-Turbulenz-
Fachkreis		
Ansprechpartner	T.Rung, L.Jehring, R.Roltz	
Institution	Hermann-Föttinger-Institut für Thermo-und Fluidodynamik Technische Universität Berlin	
Adresse	Straße des 17.Juni 135, 10623 Berlin	Telefon 030-31423146 Telefax 030-31421101
weitere Partner	Prof.Dr.M.Leschziner, Dr.F.S.Lien, UMIST Manchester	
Thema	Validierung und Verbesserung von Transportgleichungsmodellen	

Ausgangssituation

In zunehmendem Maße werden in numerischen Berechnungen turbulenter Strömungen Reynolds-Spannungsmodelle und/oder nichtlineare Wirbelzähigkeitsmodelle als Abschluß für die Reynolds-Gleichungen verwendet. Trotz aller konzeptionellen Vorteile und damit verbundener Verbesserungen der Qualität der Vorhersagen, wie z.B. zum anisotropen Verhalten turbulenter Normalspannungen, ist sowohl die Qualität der Ergebnisse noch unbefriedigend als auch der numerische Aufwand größer als bei den bereits lange Zeit angewendeten Zwei-Gleichungsmodellen. Außerdem ist der Verlauf der mittleren Geschwindigkeit vieler, insbesondere nicht-verdrallter Strömungen nicht so stark vom anisotropen Charakter der Normalspannungen bestimmt, sondern eher von den Scherspannungen. Zwei-Gleichungsturbulenzmodelle werden deshalb immer noch sehr häufig, in Kenntnis der konzeptionellen Schwächen, mit einer Vielzahl von Verbesserungen erfolgreich angewendet. In letzter Zeit setzten sich verstärkt Modelle durch, die auf der Basis der von Wilcox forcierten Modellierung der Bilanz der spezifischen Dissipation ω anstelle der Dissipation ϵ sowie einer Formulierung beruhen, die die Berechnung der Strömung bis in den Bereich niedriger Turbulenz-Reynoldszahlen und in den viskosen Wandbereich hinein erlaubt (*low - Re*). Auch diese Modelle liefern, wie Vergleiche mit Ergebnissen der Direkten Numerischen Simulation (DNS) zeigen, insbesondere im Bereich der Übergangsschicht (*buffer layer*) zwischen viskoser Unterschicht und dem Gültigkeitsbereich des logarithmischen Wandgesetzes und unmittelbar an der Wand ein falsches Verhalten. So wird das asymptotische Verhalten beim Übergang zu $y = 0$ oft nicht richtig beschrieben, die Diffusion falsch und/oder die Produktion in der Übergangsschicht zu klein aus den Rechnungen erhalten. geliefert werden.

Ziel

Auf der Basis einer $k - \omega$ -Bilanz in *low - Re*-Formulierung sollen das asymptotische Verhalten an Wänden für ω korrigiert, eine Dämpfungsfunktion für die Turbulenzviskosität in Anlehnung an ein Ein-Gleichungsmodell nach Wolfshtein eingeführt, sowie die Diffusionsvorgänge verbessert modelliert werden. Durch eine Vergrößerung der Diffusion der Turbulenzenergie bei gleichzeitiger Verringerung der Diffusion der spezifischen Dissipation und einer Verkleinerung der turbulenten Längenmaßstäbe in Wandnähe ($y^+ < 20$), welche u.a. die Dämpfung der Turbulenzviskosität beeinflussen, sollen Verbesserungen im wandnahen Verhalten erreicht werden.

Lösungsweg

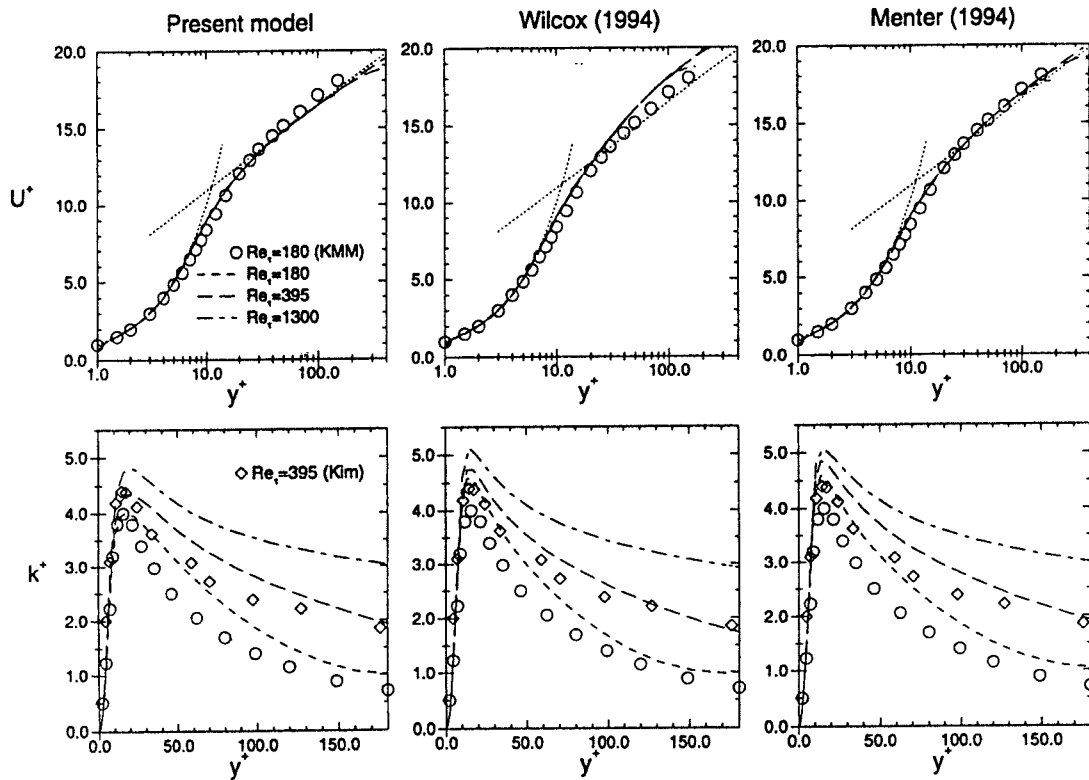
Die Rechnungen erfolgen mit einem zweidimensionalen elliptischen Finite-Volumen-Verfahren für allgemeine krummlinige Koordinaten unter Verwendung strukturierter Gitter und einem inversen Grenzschichtverfahren vom hermiteschen Typ. Grundlage ist das $k - \omega$ -Turbulenzmodell in *low - Re*-Formulierung.

Ergebnisse

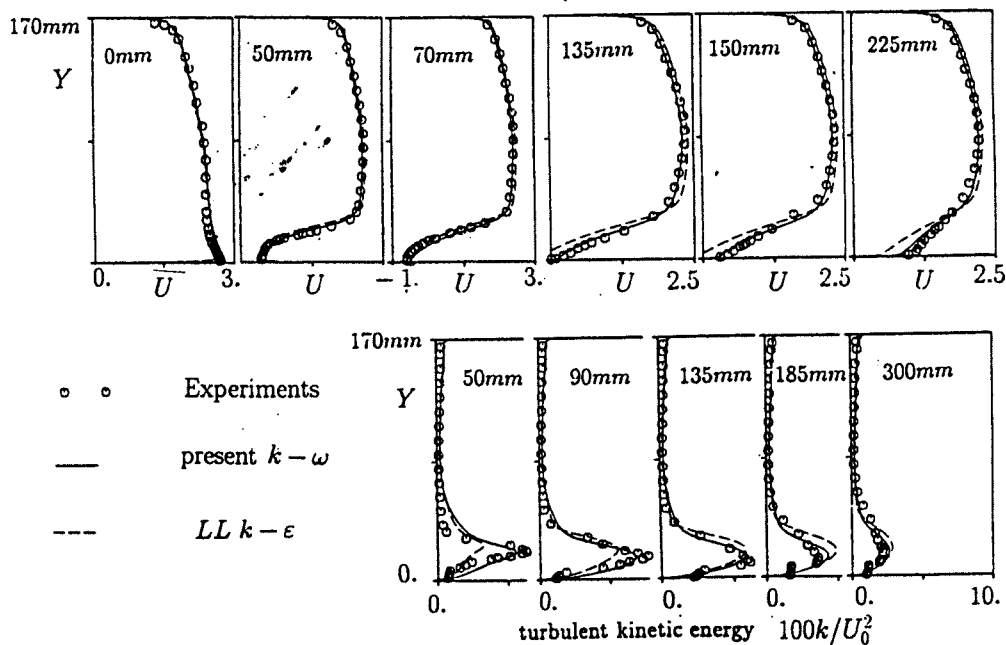
Die Untersuchungen haben gezeigt, daß eine korrektere Modellierung der Diffusion im wandnahen Bereich wesentlichen Einfluß auch auf das Verhalten des Modells im wandferneren Bereich hat. Das Verhalten der Turbulenzenergie k^+ bezüglich Höhe und Lage des Maximums wird sehr gut wiedergegeben. Jedoch, ebenso wie bei anderen Modellen, ist das Verhalten im logarithmischen Bereich nicht ganz korrekt, das heißt, k^+ ist zu groß. Zur Validierung und Bestimmung der Modell-Konstanten wurden im wesentlichen DNS-Daten für ebene inkompressible Kanalströmungen (Kim/Moin/Moser 1987

(KMM), Kim 1991) benutzt. Die Anwendung auf komplexere Strömungen bezog sich in erster Linie auf ablösende und abgelöste Strömungen mit stark nichtgleichgewichtigen Scherschichten, wie z.B. die Strömung über einen Hügel (Almeida, 1993), oder aber die Strömung innerhalb eines konvergent-divergenten Kanals (Simpson, 1981). Die Ergebnisse dokumentieren die prinzipielle Überlegenheit des $k - \omega$ -Modells bei der Behandlung von Nichtgleichgewichtsgrenzschichten.

Turbulent channel flow



□ Results – Hill Flow (Almeida et al., 1993)



Mitteilung

Projektgruppe/	Physikalische Grundlagen	-Turbulenz-
Fachkreis		
Ansprechpartner	T.Rung, F.Thiele	
Institution	Hermann-Föttinger-Institut für Thermo- und Fluidodynamik (HFI) Technische Universität Berlin	
Adresse	Straße des 17.Juni 135, 10623 Berlin	Telefon 030-31423146
		Telefax 030-31421101
weitere Partner	Prof.Dr.H.-H..Fernholz, M.Kalter, HFI	
Thema	Numerische Simulation von Grenzschichten unter Einfluß von Freistromturbulenz und positivem Druckgradienten	

Ausgangssituation

Obwohl die Mehrzahl aerodynamischer und hydrodynamischer Anwendungen in der Strömungstechnik unter dem Einfluß von Aussen- oder Freistromturbulenz (FST) stehen, existieren nur wenige Arbeiten in Bezug auf komplexe, anwendungsorientierte Randbedingungen. Die Struktur der FST ist von grosser Bedeutung für die Turbulenzentwicklung innerhalb einer Grenzschicht. Die wesentlichen Konsequenzen der FST sind ein i.a. erhöhter Wärme- Impuls- und Stoffaustausch, weshalb die Analyse von FST Einflüssen vor allem für die Auslegung und Dimensionierung thermischer Strömungsmaschinen wichtig ist.

Ziel

Auf der Grundlage eines inversen Grenzschichtverfahrens und eines FV-Navier-Stokes-Verfahrens soll der Einfluß von Freistrahlturbulenz auf Grenzschichten untersucht werden. Bei den hier untersuchten Modellen handelt es sich um algebraische Turbulenzmodelle, $k - \varepsilon$ und $k - \omega$ Varianten) sowie Reynoldsspannungsmodelle.

Lösungsweg

Zur Erfassung des FST Einflusses im Rahmen der betrachteten algebraischen und Halbgleichungs Modelle wurden diese um einen simplen Korrekturterm, welcher aus experimentellen Ergebnissen abgeleitet ist, erweitert und gegen verschiedene low-Re Transportgleichungsmodelle validiert. Der Einfluß der FST steht in starker Wechselwirkung zum Druckgradienteneinfluß und Nichtgleichgewichtscharakter, weshalb der FST Korrekturterm zusätzlich um einen Druckgradientenanteil erweitert wird. Vor dem Hintergrund der Anwendung auf stark nichtgleichgewichtige Grenzschichtströmungen, in denen nicht von einem universellen Verhalten der Turbulenzgrößen in Wandnähe ausgegangen werden kann, wurden weiterhin schwerpunktmäßig $k - \omega$ und RSM- ω Modelle eingesetzt.

Ergebnis

Prinzipiell stehen ablösende, stark nichtgleichgewichtige Grenzschichtströmungen unter dem besonderen Einfluß anisotroper Normalspannungszustände, weswegen eine präzise Modellierung nur auf der Basis von Reynoldsspannungsmodellen, eventuell unter Berücksichtigung tensorieller Dissipationsraten durchgeführt werden kann. Demgegenüber ist die Verwendung numerisch kostengünstigerer Wirbelzähigkeitsmodelle zu rechtfertigen, sofern hiermit die Grenzschichtcharakteristik korrekt beschrieben wird. Die Untersuchungen bestätigten daß wesentliche Defizite bei der Berechnung von Strömungen unter dem Einfluß positiver Druckgradienten weniger aus der isotropen Modellierung der Normalspannungen als vielmehr aus der Transportgleichung der Dissipationsrate resultieren. Dies trifft insbesondere für die Berechnung der Wandturbulenz zu, was die Verwendung einer ω Gleichung motiviert. Im Unterschied zu bisherigen Arbeiten wird hier auf eine rechentechnisch schwieriger zu organisierende hybride Vorgehensweise (low-Re ω ; high-Re ε) verzichtet, und ein modifiziertes low-Re

$k-\omega$ Modell eingesetzt. Die gewählte Formulierung vermag im Unterschied zu bislang veröffentlichten $k-\omega$ Varianten den Einfluß isotroper FST ($Tu_\delta \approx 8\%$) korrekt wiederzugeben.

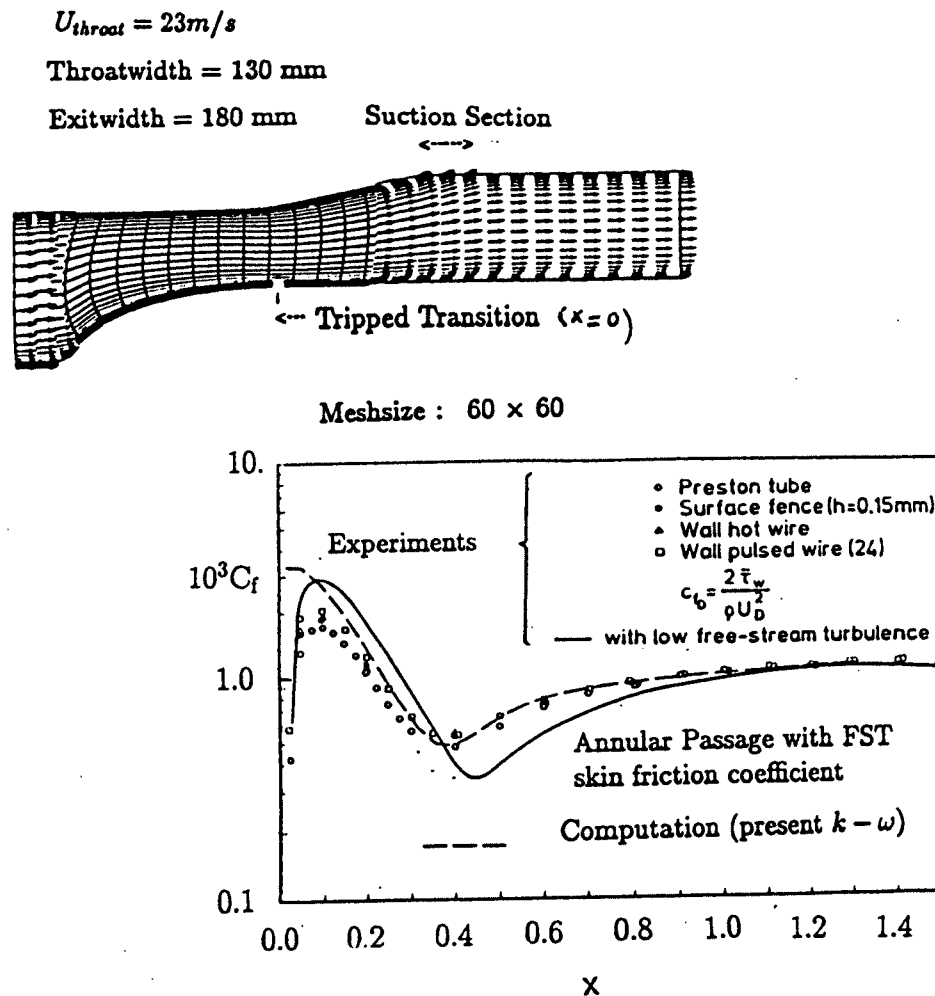


Bild 2: Testfall Kalter & Fernholz, 1994 (mit FST); Vergleich der Reibungsbeiwerte bei Transportgleichungsmodellierung – modifiziertes $k-\omega$ Modell – Experiment.

Weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen auf der Basis skalarer Transportgleichungsmodelle sollen in diesem Forschungsvorhaben darüber hinaus zur effizienten Erprobung neuer Ideen zur Turbulenzmodellierung dienen. Ein wesentlicher Bestandteil der zukünftigen Arbeiten ist daher die Übertragung erfolgreich validierter Ansätze in differentielle Reynoldsspannungsmodelle, deren Anwendung sich aufgrund des stark anisotropen Charakters der Wechselwirkungen zwischen Freistromturbulenz (FST) und turbulenter Grenzschicht empfiehlt. Hierbei steht insbesondere die Validierung eines kompatiblen Modells für die Druck-Scher-Korrelationen im Vordergrund.

Datum 31.03.1995

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 76128 Karlsruhe	Telefon	0721/608-3026
		Telefax	0721/696727
weitere Partner	Dipl.-Ing. S. Adam, Dipl.-Math. H. Seguin		
Thema	Passive Ventilation instationärer Stöße in einer transsonischen Kanalströmung		

Ausgangssituation

Bei Überschallanströmung entsteht vor jeder Schaufel eines transsonischen Verdichtergitters eine Kopfwelle, die als Stoß auf die Saugseite der benachbarten Schaufel trifft. Die Wechselwirkung mit der Grenzschicht führt dort zu deren Aufdickung und bei starken Stößen zur Ablösung. Lauf-Leitrad-Interaktion und ungleichmäßige Zu- und Abströmung verursachen instationäre Stöße, die die Beschaukelung zu Schwingungen anregen und zu erheblichen dynamischen Belastungen führen. Durch passive Ventilation kann eine Verminderung der Stoßstärke und eine deutliche Reduktion der instationären Stoßbewegung erreicht werden. Dazu wird unter dem Stoß eine Kammer angebracht, die durch eine poröse Platte abgedeckt ist. Der Druckanstieg über den Stoß wird durch die Bypasswirkung der Kavität reduziert und der Stoß stabilisiert.

Ziel

Reduktion der Amplitude der Stoßoszillation in einem transsonischen Verdichtergitter, Verminderung der dynamischen Belastungen, Optimierung der Kavität bezüglich Lage, Länge und Porosität

Lösungsweg

Die Beschaukelung eines Axialverdichterlaufrades wird zunächst auf einen Zylinderschnitt abgewickelt und dessen Durchströmung in einem Gitterelementkanal untersucht, in dem die wesentlichen Verluste zwischen Druck- und Saugseite zweier Schaufeln erfaßt werden. In dieser Geometrie wurde der Stabilisierungseffekt der passiven Ventilation auf instationäre Stöße erstmals aufgezeigt (**Sadi**), wobei eine periodische Druckschwankung am Austritt die Stoßbewegung erzwingt.

Die Dynamik der ventilierten Strömung über der Kavität wird in einer Kanalströmung (parallele Wände, einseitige Querschnittsverengung, Druckoszillation am Kanalausstritt) numerisch untersucht. Findet keine stoßinduzierte Grenzschichtablösung statt, können näherungsweise die Reibungseinflüsse vernachlässigt werden. Die 2-D Euler-Gleichungen werden durch eine Finite-Volumen-Methode (MUSCL-Ansatz, Flux-Splitting nach van Leer) mit einem expliziten Zweischrittschema zur Zeitintegration gelöst. Die Sekundärströmung durch die poröse Abdeckplatte der Kavität wird durch eine 1-D Düsen-/Diffusorströmung simuliert und als Randbedingung in den konvektiven Flüssen bei der Berechnung der Hauptströmung vorgegeben. Über die Bedingung gleichen Massenstroms am Ein- und Austritt wird iterativ der Kammerinnendruck ermittelt (**Breitling**).

Ergebnis

Eine stationäre, blockierte Kanalströmung (Profilhöhe 8mm, Kanalhöhe 36mm, Profillänge $l=80\text{mm}$, Anströmmachzahl $M_\infty = 0.528$, rel. Druckverhältnis am Austritt $p_e/p_{01} = 0.797$), wird durch eine Druckoszillation mit einer Frequenz $f=100\text{Hz}$ und einer Amplitude $\Delta p/p_{01} = 0.02$ am Kanalausstritt periodisch gestört. In Abb.1 ist das Überschallgebiet im stationären Fall (oben) und dessen zeitliche Entwicklung zu den Zeitpunkten a-d dargestellt. Die Blockierung des Kanals wird etwa zum Zeitpunkt maximalen Gegendrucks (b) kurzzeitig aufgehoben, d.h. die Lauflänge der Druckstörung spielt im vorliegenden Fall eine untergeordnete Rolle. Durch

Ventilation (Porosität der Abdeckplatte 25%) des stationären Stoßes (oben) dehnt sich das lokale Überschallgebiet aus und der Stoß verlagert sich stromab in Richtung Kanalaustritt. Im instationären Fall bleibt die Blockierung des Kanals während der gesamten Periode erhalten. Der zeitliche Verlauf der Stoßposition (Abb.2)

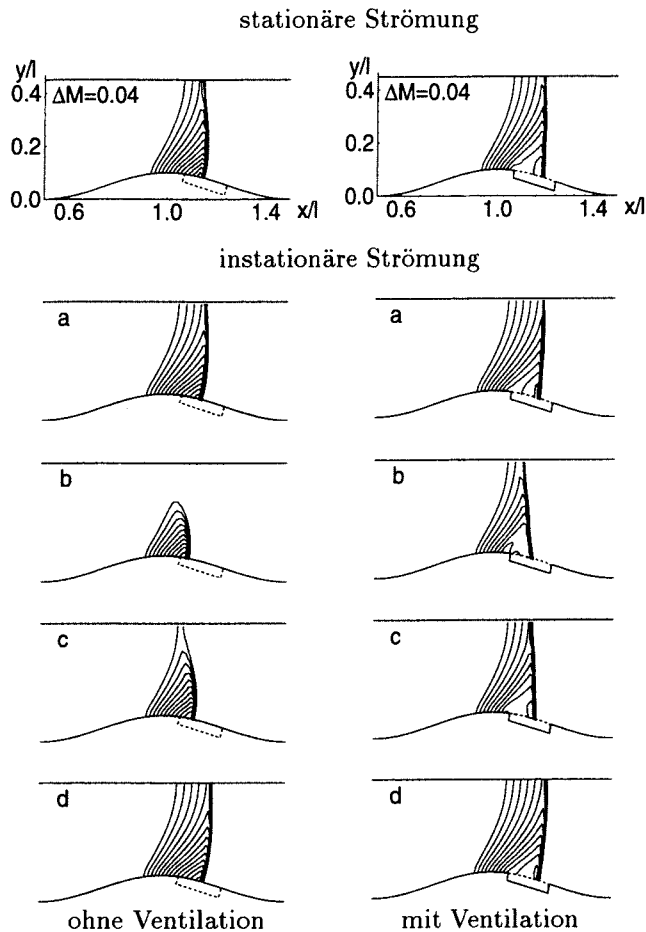


Abb.1: Überschallgebiete einer stationären Kanalströmung ohne und mit Ventilation (oben); zeitliche Entwicklung der Überschallgebiete bei erzwungener Druckoszillation am Austrittsrand (unten); Profilhöhe 8mm, Kanalhöhe 36mm, Profillänge $l=80\text{mm}$

ist mit der aufgebrachten Druckoszillation in Phase (hoher Druck $\rightarrow$ vordere Stoßlage und umgekehrt) und zeigt eine deutliche Reduktion der Amplitude der Stoßoszillation um ca. 50%. Der Stabilisierungsgrad hängt von der Lage der Kavität ab. Diese wurde so angeordnet, daß sich die mittlere Stoßposition bei ca. 2/3 der Kammerlänge einstellt.

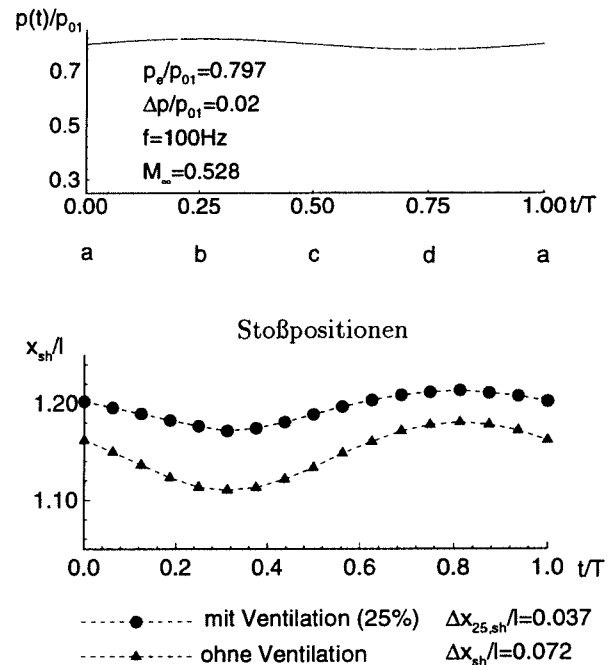


Abb.2: Druckverlauf am Kanalaustritt (oben); zeitliche Stoßbewegung ohne und mit passiver Ventilation (unten); Amplitude der Stoßoszillation ohne Ventilation $\Delta x_{sh}/l = 0.072$, mit Ventilation $\Delta x_{25,sh}/l = 0.037$

Literatur

O. Sadi

Experimentelle Untersuchung zur passiven Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung in einem axialen transsonischen Verdichtergitter, Dissertation Universität Karlsruhe (TH), Fakultät für Maschinenbau, 1994

T. Breitling

Berechnung transsonischer, reibungsbehafteter Kanal- und Profilströmungen mit passiver Beeinflussung, Dissertation Universität Karlsruhe (TH), Fakultät für Maschinenbau, 1989

weiteres Vorgehen

Variation der Porosität, Lage und Geometrie der Kavität, Übergang zu reibungsbehafteter Strömung, Untersuchung unterschiedlicher Turbulenzmodelle zur Berechnung des Interferenzbereichs von Stoß und Grenzschicht, Untersuchung von geschlitzten Platten zur passiven Ventilation,

Förderung durch DFG Graduiertenkolleg *Energie- und Umwelttechnik*, KSB-Stiftung

Datum 15.2.1995

AG STAB

Mitteilung

Fachkreis Physikalische Grundlagen

**Projektgruppe /
Anwendungsbereich** Instationäre Strömungen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. C. Breitsamter

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

Adresse Arcisstr. 21 **Telefon** +89-2105-2973
 80333 München **Telefax** +89-2105-2505

weitere Partner —

Thema Analyse des instationären Strömungsfeldes wirbeldominierter
Flugzeugkonfigurationen

Ausgangssituation Moderne hochmanövrierfähige Flugzeuge, z.B. vom Delta-Canard-Typ, erzeugen bereits bei niedrigen Anstellwinkeln ein Strömungsfeld mit geordneten Vorderkantenwirbeln. Kennzeichnend ist dabei eine nichtlineare Zunahme des Auftriebs mit dem Anstellwinkel sowie eine Erhöhung des nutzbaren Anstellwinkelbereichs. Dies führt zu einer deutlichen Verbesserung der Manövereigenschaften im hohen Anstellwinkelbereich. Die Flugzeugstruktur ist jedoch aufgrund der Einwirkung der Wirbelsysteme starken instationären aerodynamischen Lasten ausgesetzt, insbesondere im Falle des Wirbelaufplatzens. Ein Beispiel für die Auswirkung dieser Lasten ist das Auftreten von starken Schüttelerscheinungen am Tragflügel und/oder Seitenleitwerk, die als „Buffeting“ bezeichnet werden.

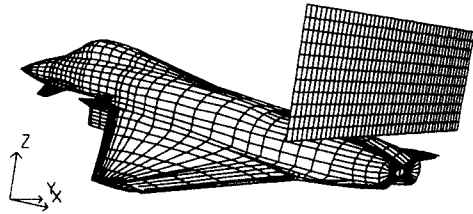
Ziel Die Struktur des turbulenten Strömungsfeldes wird im Nachlauf aufgeplatzter Vorderkantenwirbel untersucht, um das Problem des *Seitenleitwerks*-Buffeting phänomenologisch zu verstehen und daraus allgemeingültige Kriterien und Richtlinien abzuleiten.

Lösungsweg Es werden detaillierte instationäre Strömungsfeldmessungen im Bereich des Seitenleitwerks einer Delta-Canard-Konfiguration vorgenommen. Dies erfolgt anhand der Erfassung der fluktuierenden Geschwindigkeitskomponenten mittels der Hitzdrahtanemometrie. Dazu wurden entsprechende Meßketten zur voll automatisierten Vermessung von Strömungsfeldern mit Miniatur-X-Draht- und Dreidrahtsonden entwickelt. Eine geschwindigkeits- und winkelabhängige, temperaturkorrigierte Kalibrierung der Hitzdrahtsonden stellt zusammen mit verschiedenen Verfahren der Look-up Table-Technik eine sehr genaue Berechnung des zeitabhängigen Geschwindigkeitsvektors nach Betrag und Richtung sicher. Die statistische Analyse der Geschwindigkeitszeitreihen gibt Auskunft über deren Verteilung im Amplituden-, Zeit- und Frequenzbereich. Die Untersuchungen werden bei Variation von Anstellwinkel ($0.0^\circ - 31.5^\circ$) und Schiebewinkel ($0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$) bei einer Reynoldszahl von $Re \approx 1.0 \times 10^6$ durchgeführt.

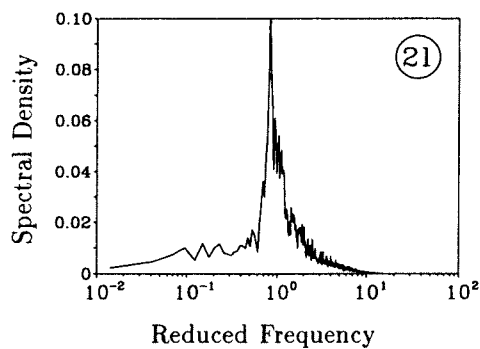
Ergebnis Mit steigendem Anstellwinkel verlagern sich die Vorderkantenwirbel nach innen zur Symmetrieebene und nach oben. Die aufgeplatzten Vorderkantenwirbel nehmen in ihrer radialen Ausdehnung infolge des anwachsenden Wirbelkerns erheblich zu. Die Wirbelschichten sind durch Maxima in der Turbulenzintensität aller drei Geschwindigkeitskomponenten sowie durch sehr steile Turbulenzgradienten gekennzeichnet.

Dies führt zu einer ringförmigen Struktur maximaler rms-Werte der Geschwindigkeitsfluktuationen. Die Spektralverteilung zeigt für die Orte der Wirbelschicht deutliche Frequenz-peaks. Dies weist auf eine ausgeprägte Periodizität in der Strömung hin. Im Kernbereich der Wirbel liegt dagegen ein breitbandigeres Spektrum vor. Mit steigendem Anstellwinkel beeinflusst die Konzentration kinetischer Turbulenzenergie in einem engbandigen Frequenzbereich auch die Strömungsbedingungen in der Symmetrieebene.

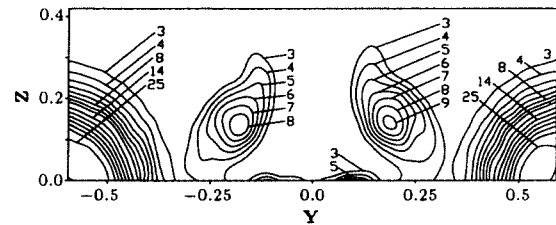
Bei symmetrischer Anströmung wird daher ein Einzeileitwerk eine wesentlich geringere Buffet-Anregung erfahren als ein Doppelleitwerk.



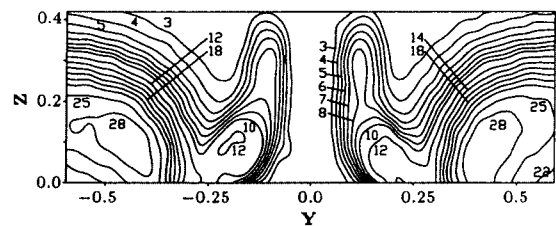
Lage und Diskretisierung der Meßebene bei der betrachteten Delta-Canard-Konfiguration



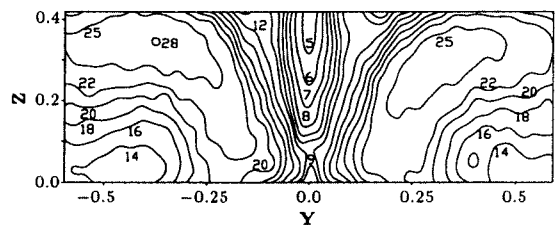
Spektrale Leistungsdichte der Seitenwindkomponente gemessen in der Symmetrieebene bei $Z = 0.21$ und $\alpha = 28^\circ$



a) $\alpha = 20, \beta = 0 \text{ deg, Ref. 1}$



b) $\alpha = 25, \beta = 0 \text{ deg, Ref. 1}$



c) $\alpha = 31.5, \beta = 0 \text{ deg, Ref. 1}$

rms-Werte der Geschwindigkeitsfluktuationen von Längs- und Aufwind (Werte in Prozent)

Literatur

- [1] C. Breitsamter and B. Laschka:
Turbulent Flow Structure Associated with Vortex-Induced Fin Buffeting, *Journal of Aircraft*, Vol. 31, No. 4, 1994, pp. 773-781.
- [2] C. Breitsamter and B. Laschka:
Turbulent Flowfiled Structure Associated to Fin Buffeting Around a Vortex-Dominated Aircraft Configuration at Sideslip, ICAS-94-4.3.2, Anaheim (CA), Sept. 18-23, 1994.
- [3] C. Breitsamter and B. Laschka:
Velocity Measurements with Hot-Wires in a Vortex-Dominated Flowfield, In: AGARD-CP-535, Brussels, Belgium, Oct. 4-7, 1993, pp. 11-1 - 11-13.

weiteres Vorgehen

Die Analyse der gewonnenen Datenmenge soll mittels statistischer Methoden weiter verfeinert werden. Die Einführung der statistischen Geschwindigkeiten in Berechnungsverfahren zur Ermittlung der zeitabhängigen Drücke wird angestrebt.

Datum 10.02.95

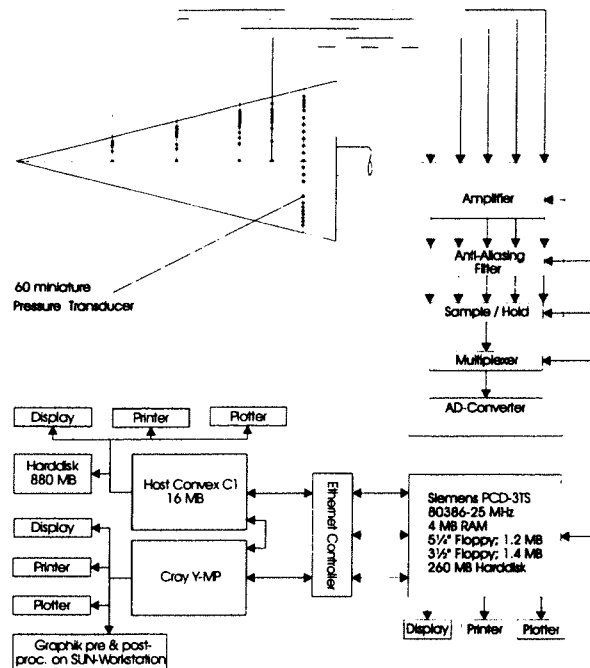
AG STAB

Mitteilung

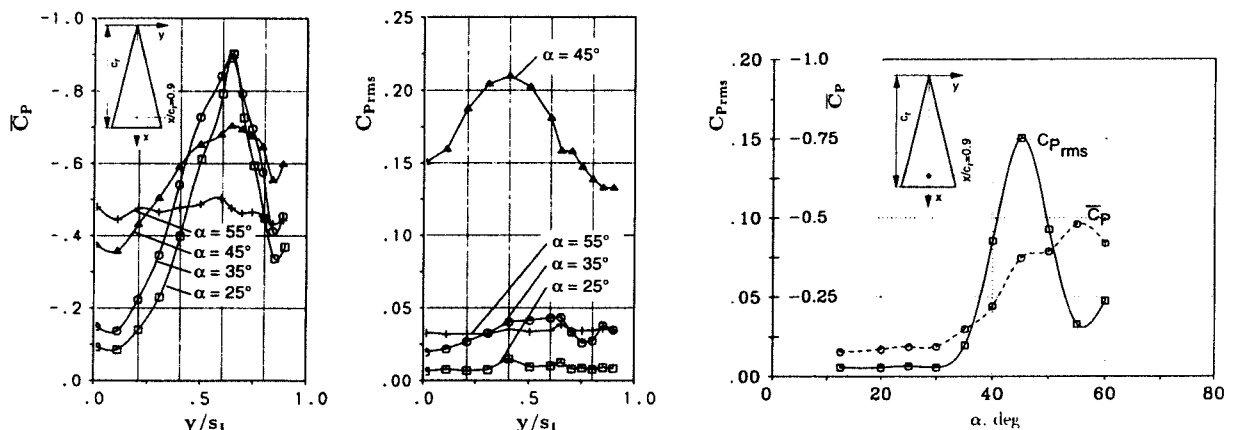
Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Projektgruppe / Anwendungsbereich	Instationäre Strömungen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. C. Breitsamter		
Institution	FLM – Lehrstuhl für Fluidmechanik o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Arcisstr. 21 80333 München	Telefon	+89-2105-2973
		Telefax	+89-2105-2505
weitere Partner	—		

Thema	Analyse der instationären Druckverteilung an einem schlanken Deltaflügel
Ausgangssituation	Tragflächen, die durch starke Vorderkantenwirbel gekennzeichnet sind, werden insbesondere im Falle des Wirbelaufplatzens durch starke instationäre Effekte beeinflusst. Die induzierten instationären Drücke bilden die Erregerkräfte für unerwünschte aeroelastisch bedingte Schüttelerscheinungen, die unter dem Begriff „Buffeting“ oder „Wing Rock“ bekannt sind.
Ziel	Generelle Aussagen über die in Vorderkantenwirbeln enthaltenen instationären aerodynamischen Größen werden die detaillierte Betrachtung vieler Phänomene, die zum heutigen Zeitpunkt nur unzureichend geklärt sind, ermöglichen. Hierzu zählen statistische Größen der Erregerkräfte, Wanderung der Ablöse- und Anlegelinien, Aufplatzen der Wirbel und mögliche periodische Wirbelablösungen.
Lösungsweg	Es wird die instationäre Oberflächendruckverteilung an einem schlanken, scharfkantigen Deltaflügel der Streckung $\Lambda = 1.0$ untersucht. Das Modell ist weitgehend starr, aus Kohlefaser gefertigt und mit 64 Miniaturdruckaufnehmern der Fa. Kulite bestückt. Zur Meßdurchführung wurde ein Meßdatenerfassungssystem hoher Genauigkeit aufgebaut, das aus 128 analogen Eingangskanälen, programmierbaren Verstärkern und Tiefpaßfiltern sowie 8 Analog-Digital-Konvertern besteht. Zur Absicherung der Funktionstüchtigkeit wurde das Meßdatenerfassungssystem zusammen mit den Druckaufnehmern umfangreichen Tests unterworfen. Die kleinste zu messende Druckänderung liegt bei 0.33 Pa; die höchste Abtastfrequenz pro Kanal beträgt mindestens 1100 Hz. Der anlagenspezifische Fehler bleibt dabei $< 0.1\%$. Begleitende, die Analysen stützende Untersuchungen beinhalten Laserlichtschnitt- und Sechskomponentenmessungen. Mit der Hitzdrahtmeßtechnik ermittelte instationäre Strömungsfelder werden zur Korrelation der Oberflächendrücke mit den zeitabhängigen Geschwindigkeiten herangezogen (s.a. andere Mitteilung). Die Untersuchungen werden bei Variation von Anstellwinkel ($0.0^\circ - 60.0^\circ$), Schiebewinkel ($0.0^\circ - 30.0^\circ$) und der Reynoldszahl $Re = 0.84 - 1.31 \times 10^6$ durchgeführt. Den aufgenommenen Zeitreihen liegt eine Meßdauer von 30 s bei einer Abtastrate von 1000 Hz pro Kanal zugrunde.
Ergebnis	Im Fall der voll ausgebildeten Vorderkantenwirbel liegt generell eine geringe Schwan- kungsintensität vor. Beim Aufplatzen der Wirbel treten in den Oberflächendrücken starke Schwankungen auf, die bei steigendem Anstellwinkel mit dem Aufplatzzpunkt stromaufwärts wandern. Die Schwankungsintensität erreicht bei $\alpha = 45.0^\circ$ ein Ma- ximum und nimmt bei vollständig abgelösten Wirbeln wieder ab.

Die frequenzspezifische Konzentration der Druckschwankungen ist dabei mit den Geschwindigkeitsschwankungen im Strömungsfeld korreliert. Es sind ausgeprägte Peaks zu beobachten, die auf eine starke Periodizität in der Strömung aufgeplatzter Vorderkantenwirbel hinweisen. Die Druckschwankungen sind über den gesamten Flügel durch ein hohes Maß an Kohärenz ausgezeichnet.



Schema des Meßdatenerfassungssystems



Stationäre Druckverteilung und rms-Werte der Druckschwankungen für verschiedene Anstellwinkel im Meßschnitt $x/c_r = 0.9$.

Zeitlich gemittelte Drücke und Druckschwankungen als Funktion des Anstellwinkels für den Meßort der Symmetrieebene bei $x/c_r = 0.9$.

Literatur

- [1] C. Breitsamter:
Experimentelle Untersuchung der instationären Feldgrößen an Tragflügeln bei wirbeldominierten abgelösten Strömungen, Forschungsbericht FLM-94/43, Lehrstuhl für Fluidmechanik, Technische Universität München, 1994.
- [2] B. Laschka and H. Ranke and C. Breitsamter:
Application of unsteady measurement techniques to vortical and separated flows, ZFW Journal, Heft April 1995.

weiteres Vorgehen

Die gewonnene Datenmenge wird nach statistischen Gesichtspunkten weiter analysiert.

Datum 10.02.95

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Anprechpartner	Prof. Dr.-Ing. D. Hummel		
Institution	Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig		
Adresse	Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig	Telefon	0531/391-2972
		Telefax	0531/391-5952
weitere Partner	Dipl.-Ing. A. Bergmann	Telefon	0531/391-2976
Thema	Wirbelbildung und Steuerstrategien bei Entenanordnungen		
Ausgangssituation	Die Wirbelbildung und Wirbelinterferenz zwischen Entenleitwerk und Flügel bei symmetrischer Strömung wird derzeit im Grundsatz verstanden. Im Hinblick auf die praktische Anwendung von Entenanordnungen bestehen aber noch beträchtliche Unklarheiten bezüglich ihres Verhaltens bei unsymmetrischer Anströmung.		
Ziel	Es sollen die Auswirkungen des Strömungsverlaufs auf die Druckverteilungen und die aerodynamischen Beiwerte einer Entenkonfiguration bei unsymmetrischer Anströmung ermittelt werden. Ziel der Untersuchungen ist das Verständnis der verschiedenen Wirbelsysteme in Einzelheiten. Auf Grund von Kraftmessungen sollen die Einsatzmöglichkeiten einer solchen Leitwerksanordnung für getrimmte Flugzustände untersucht werden, um Ergebnisse über mögliche Steuerstrategien und die dabei erzielbaren Leistungen zu erhalten. Die gewonnenen Daten werden zur Validierung von Verfahren der numerischen Aerodynamik bereitgestellt.		
Lösungsweg	An einer Flugzeugkonfiguration, die aus einem Deltaflügel, einem in Entenanordnung angebrachten Leitwerk und einem rotationssymmetrischen Rumpf besteht [1], werden in inkompressibler Strömung bei verschiedenen Anstell-/Schiebewinkelkombinationen Kraft- und Druckverteilungsmessungen und Strömungssichtbarmachungen durchgeführt. Dabei wird die Leitwerkslage relativ zum Flügel systematisch variiert, um die Wirbelinterferenz gezielt zu beeinflussen.		
Ergebnis	Eine Analyse der Strömungszustände bei koplanarer Leitwerksanordnung in symmetrischer und unsymmetrischer Strömung ist in <u>Abb. 1</u> in einem α - β -Diagramm angegeben. Eingezeichnet sind Linienzüge, längs derer sich charakteristische Änderungen im Strömungsfeld vollziehen, die dann auch mehr oder weniger stark ausgeprägte Kraft- und Momentenveränderungen zur Folge haben. Bereits in symmetrischer Strömung ($\beta = 0^\circ$) kommt es bei mäßigen Anstellwinkeln α zum Aufplatzen der Wirbelsysteme von Leitwerk und Flügel über der Konfiguration. Ab $\alpha = 26^\circ$ beginnt trotz Aufplatzen die Vereinigung beider Systeme wirksam zu werden. Bei unsymmetrischer Strömung geht auf der voreilenden Seite die Tendenz zur Wirbelvereinigung zurück und das Wirbelaufplatzen erfolgt früher, während auf der nacheilenden Seite entgegengesetzte Tendenzen vorliegen. In <u>Abb. 2</u> wird gezeigt, wie sich die Verhältnisse in symmetrischer Strömung in Abhängigkeit von der Leitwerkshochlage verändern.		

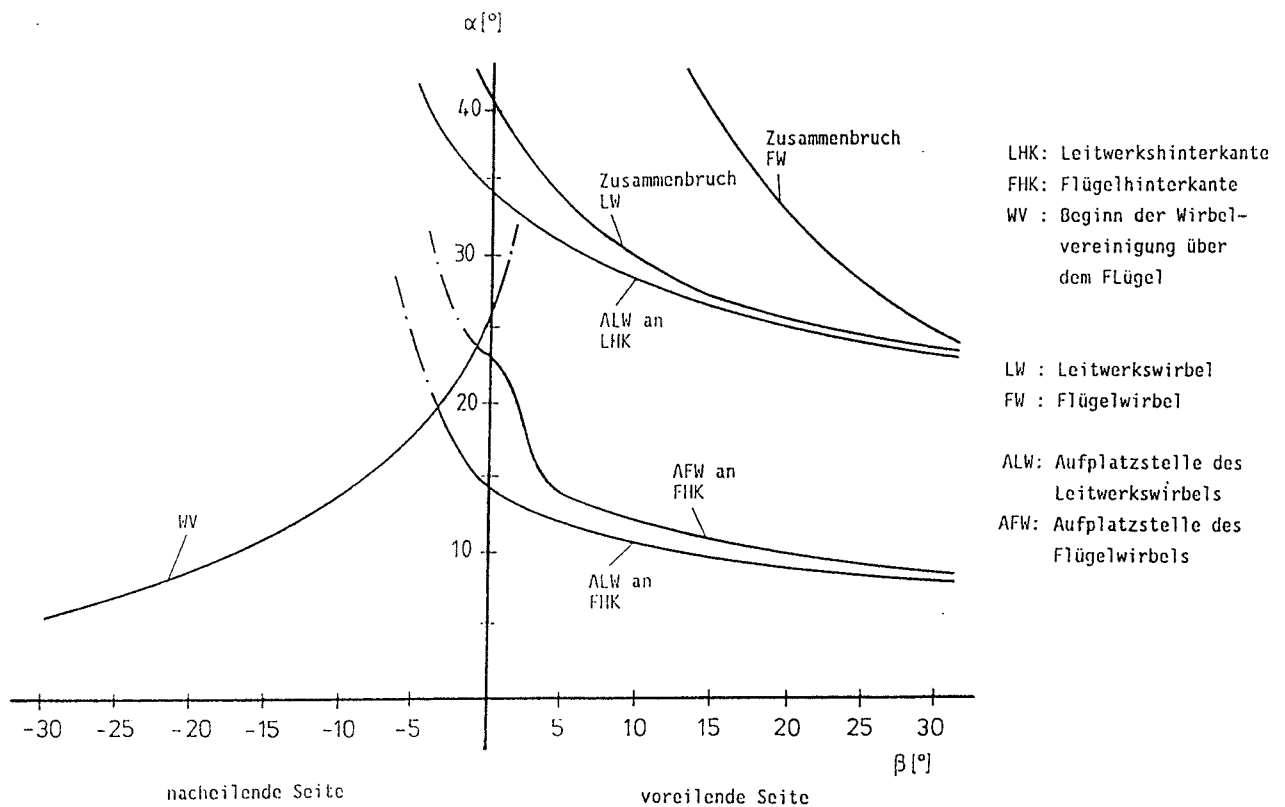


Abb. 1: Übersicht über die Strömungsstruktur an der Konfiguration mit rotationssymmetrischem Rumpf bei koplanarer Leitwerksanordnung.

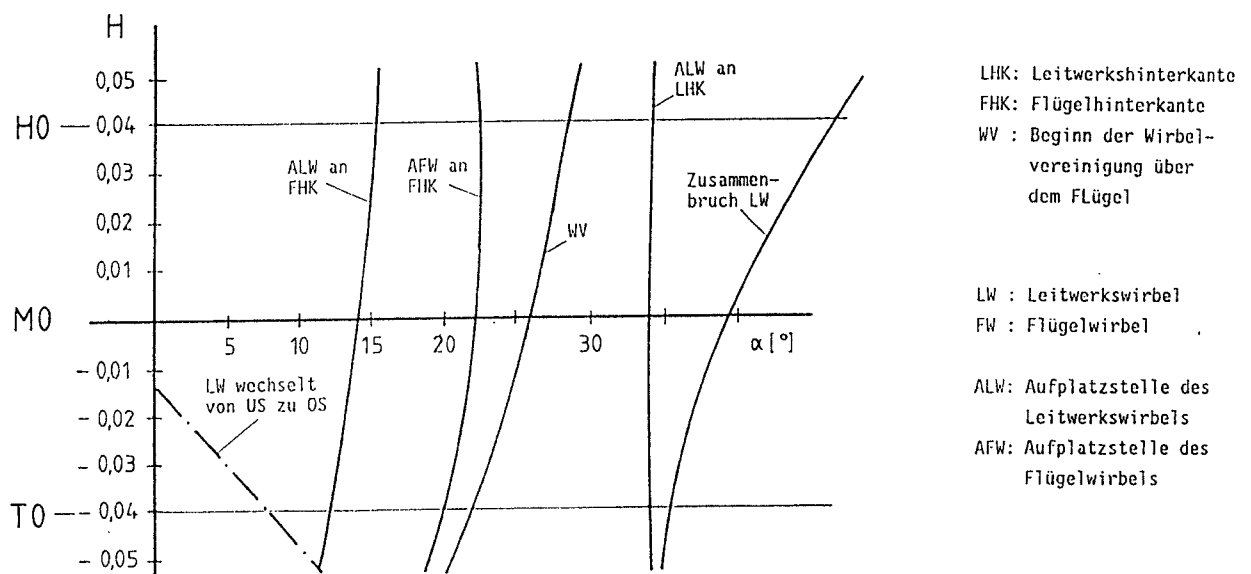


Abb. 2: Übersicht über die Strömungsstruktur an der Konfiguration mit rotationssymmetrischem Rumpf und verschiedenen Leitwerkshochlagen bei symmetrischer Strömung ($H_0/M_0/T_0$ Hoch-/Mittel-/Tieflage bei $\epsilon_L = 0^\circ$).

Literatur

- [1] 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.

Datum

07.02.95

Mitteilung

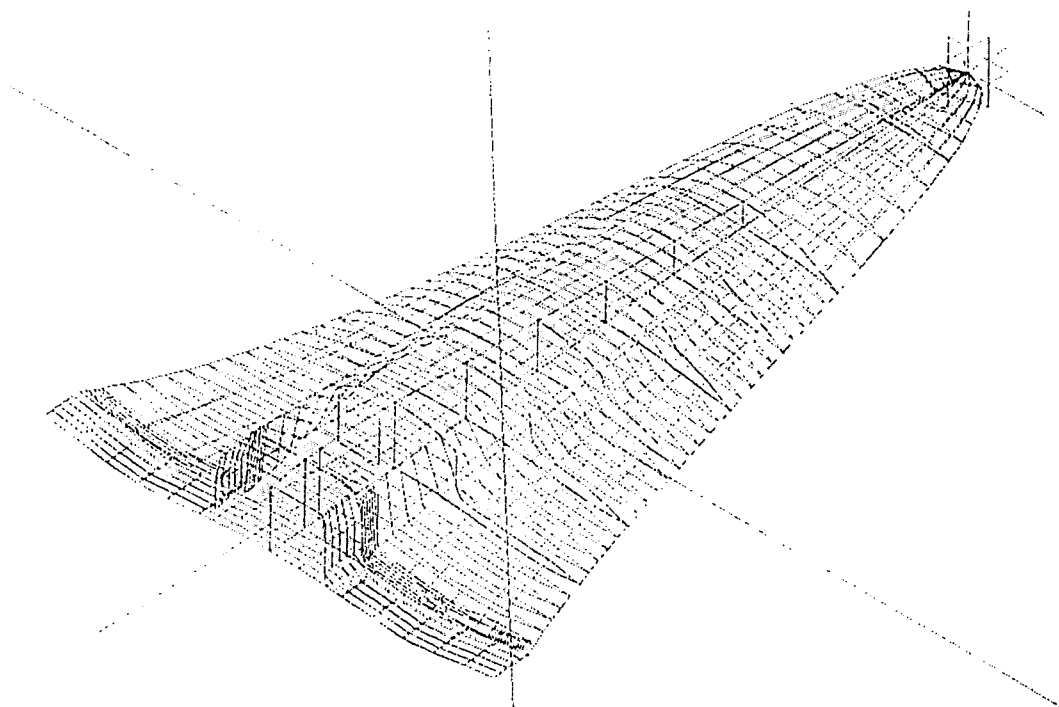
Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Anprechpartner	Prof. Dr.-Ing. D. Hummel		
Institution	Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig		
Adresse	Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig	Telefon	0531/391-2972
		Telefax	0531/391-5952
weitere Partner	Dipl.-Ing. R. C. Blaschke		
Thema	Aerodynamische Untersuchungen an Wellenreitern im Langsamflugbereich		
Ausgangssituation	Wellenreiter neuer Generation sind schlanke Körper, welche zur Erzielung hoher Gleitzahlen im Hyperschallbereich ausgelegt werden. Sie stellen eine wichtige Alternative zu den Konfigurationen wie Sänger und ELAC-1 dar. Der Strömungszustand in diesem Geschwindigkeitsbereich ist gekennzeichnet durch einen längs der gesamten Vorderkante anliegenden Verdichtungsstoß auf der Unterseite. Die Strömung auf der Oberseite erfolgt ohne Verdichtungsstoß und stellt im allgemeinen eine Freistromfläche dar. Tritt der Wellenreiter in den Langsamflugbereich ein, ändern sich die aerodynamischen Eigenschaften und der Strömungszustand grundlegend. Bei großen Anstellwinkeln ist, ähnlich wie bei schlanken Deltaflügeln, mit einer Ablösung in der Nähe der Vorderkante in Form von Wirbeln zu rechnen. Bei größeren Anstell- und Schiebewinkeln ist ein Aufplatzen der Wirbel über der Konfiguration zu erwarten. Hierdurch werden die aerodynamischen Beiwerte erheblich beeinflusst.		
Ziele	Es sollen aerodynamische Daten für einen Wellenreiter der neuen Generation im Langsamflugbereich erarbeitet werden. Dazu soll eine anwendungsnahe Konfiguration im Windkanal vermessen werden, um eine erste Vorstellung der Strömungszustände im Niedergeschwindigkeitsbereich zu erhalten. Die Meßdaten dienen zur Validierung strömungsmechanischer Rechnungen und flugmechanischer Studien, welche der Frage nachgehen, ob in einer anwendungsnahen Konfiguration Starts und Landungen möglich sind. Forderungen, die sich aus dem aerodynamischen bzw. flugmechanischen Verhalten des Wellenreiters im Niedergeschwindigkeitsbereich an die Gestaltung des Wellenreiters ergeben, sollen diskutiert und erprobt werden. Grundlegende Untersuchungen zum Einfluß möglicher Steuerflächen sollen das Programm erweitern. Hierzu sollen Klappenanordnungen zur Steuerung der Längsbewegung und Seitenleitwerke mit Ruderstellflächen zur Steuerung der Seitenbewegung untersucht werden. Es sind Windkanalmessungen und begleitende theoretische Untersuchungen vorgesehen.		
Lösungsweg	Im Windkanal sollen an einer anwendungsnahen Konfiguration Sechskomponenten-, Druckverteilungs- und Strömungsfeldmessungen durchgeführt werden. Die Strömung selbst soll mit Hilfe von Anstrichverfahren sichtbar gemacht werden. Die begleitenden theoretischen Untersuchungen erfolgen mit einem Berechnungsverfahren nach der Theorie schlanker Körper sowie mit dem Eulerverfahren CEVCATS in Zusammenarbeit mit dem Institut für Entwurfsaerodynamik der DLR Braunschweig.		

Ergebnis

Untersuchungen an Wellenreitern der neuen Generation im Unterschallbereich sind in [1] enthalten. Desweiteren liegen längjährige Ergebnisse an schlanken Deltaflügeln [2], [3] und Flügel-Rumpf-Kombinationen [4] vor, auf die bei den vorgesehenen Untersuchungen zurückgegriffen werden kann.

Förderung

Deutsche Forschungsgemeinschaft, Vorhaben Hu 254/15-1
Kennwort "Wellenreiteraerodynamik"

**Literatur**

- [1] University of Maryland/NASA (Ed.): Proceedings of the 1st International Hypersonic Waverider Symposium, October 17 - 19, 1990, University of Maryland, College Park, MC, USA.
- [2] D. Hummel: On the vortex formation over slender wings at large angles of incidence. AGARD-CP-247 (1978), 15-1 to 15-17.
- [3] A. Brümmer, D. Hummel: Aerodynamische Eigenschaften eines schlanken Flügels mit Seitenleitwerken im Niedergeschwindigkeitsbereich. DGLR-Jahrbuch 1992, Bd I, S. 227 - 236.
- [4] D. Hummel, H. John, W. Staudacher: Aerodynamic characteristics of wing-body-combinations at high angles of attack. ICAS-Proceedings 1984, Vol. 2, 747 - 762.

Datum

30.01.95

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Prof. Dr. V. Shtern, Dr. U. Dallmann

Institution DLR SM-TS

Adresse Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Telefon 0551-709-2430

Telefax 0551-709-2446

weitere Partner

Thema Instability Nature of Hysteretic Vortex Breakdown

Ausgangssituation Jump transitions of vortex breakdown positions occur in leading-edge vortices above delta wings of modern aircraft. These jumps are very dangerous because the resultant changes in lift, roll moment, and drag can lead to a loss of flight control. There are many studies of vortex breakdown but the *hysteretic* vortex breakdown related to the jumps has not been studied systematically. The reason is difficulties to predict these events and absence of powerful methods to study them.

Ziel

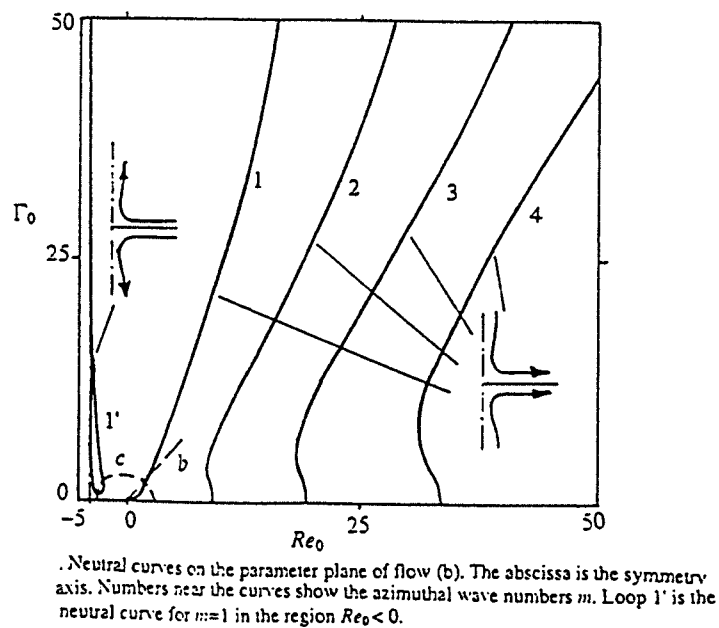
We are going to develop a new powerful approach to study the jumps and azimuthal instability of vortex breakdown. Our objective is:

- (1) to reveal the physical nature of the jumps and bistability,
- (2) to elaborate simple models allowing a detail parameter analysis
- (3) To suggest some means of prediction and control

Lösungsweg

We use methods of the catastrophe and structural stability theory. We model key elements of the realistic flows related to vortex breakdown by exact self-similar solutions of the Navier-Stokes equations (NSE). Dependence of these solutions on the flow geometry, swirl and blowing parameters is studied using the asymptotic technique and numerical simulations. A new method to study the instability of strongly diverging flows is elaborated.

The research was started from 1 October 1994. During these three months we have developed some simple models and new methods. In particular, a new form of the NSE has been found that allows the exact stability study for a class of strongly diverging flows. To gain some specific insight into the formation and the origin of the spiral type of vortex breakdown we model swirling flows near a mid-fluid stagnation point as swirling jets fanning out along a plane of flow symmetry. Circulation Γ_0 (scaled by viscosity) is considered to be given and constant at (a) the plane or (b) the symmetry axis. For such a conically similar motion of viscous incompressible fluid, the problem of stability with respect to steady 3D disturbances is formulated exactly without the quasi-parallel or analogous approximations. The analysis reveals that there is a sequence of instabilities at critical values $\Gamma_0 = \Gamma_0^*$ depending on azimuthal wave number m of disturbances. For case (a), $m \geq 2$ for unstable modes and the minimal Γ_0^* ($= 10.5$) corresponds to $m = 2$. For case (b), the azimuthal instability occurs for all $m \geq 1$. The instability is of the inertial (inviscid) nature and relates to disturbances coming from a vicinity of the stagnation point. This instability breaks the rotational symmetry of the primary flow and leads to formation of a helical pattern with a few spiral branches of outflow. Note that the problem (a) can be considered also as a very simplified model of an ambient medium flow near a galaxy plane, and the found instability does not contradict to observed spiral patterns in galaxies.



Literatur

- Dallmann, U. 1980 Zur Stabilität dreidimensionaler Scherströmungen. Kriterien für reibungsfreie Störungsanregung. DFVLR-FB 80-05, Göttingen, 1-168.
 Shtern, V. & Hussain, F. 1993 Azimuthal instability in swirling, *J. Fluid Mech.* **256**, 535
 Shtern, V. & Dallmann, U. 1995 Azimuthal instability of a swirling jet fanning out along a plane (manuscript).

weitere Vorgehen

The next stages include: (1) the study of the nonlinear stability and secondary flows, (2) to elaborate local models for near-wall separation and attachment of swirling flows, (3) to elaborate a model of mid-fluid vortex breakdown with a conical turbulent wake. A detail research proposal for a two-year period is written.

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Instationäre Strömungen)	
Projektgruppe / Anwendungsbereich	Flügel kleiner Streckung	
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. S. Woppowa, Dr. F.-R. Grosche	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon 0551-709-2237 0551-709-2253 Telefax 0551-709-2829
weitere Partner	Dr. H. John, DASA-Süd	
Thema	Instationäre Wirbelströmungen über Flugzeugen bei hohen Anstellwinkeln	
Ausgangssituation	Bei hohen Anstellwinkeln treten im wirbeldominierten Strömungsfeld über Kampfflugzeugkonfigurationen instationäre Strömungsvorgänge auf, die zu einer starken Schwingungsbelastung und damit Materialermüdung des Seitenleitwerks durch Druckschwankungen führen können. Diese Wechselwirkung des Wirbelsystems über dem Flugzeug mit der Struktur kann zu einer erheblichen Einschränkung der Manövrierfähigkeit des Flugzeuges führen.	
Ziel	Ziel ist es, den Verursachungsmechanismus und den Entstehungsort dieser instationären Strömungsvorgänge im Leitwerksbereich zu klären, um nachfolgend Abhilfemaßnahmen entwickeln zu können.	
Lösungsweg	Zur qualitativen und quantitativen Untersuchung dieser instationären Effekte wurden umfangreiche Windkanalversuche im NWG durchgeführt, um Aufschlüsse über die Abhängigkeit der instationären Effekte von den wesentlichen Strömungsparametern und von der Modellgeometrie zu bekommen. Als Modell dient das vorhandene 1:6-Tornado-Forschungsmodell der DLR, für dessen Konfiguration auch Ergebnisse von Flugversuchen vorliegen. Das Seitenleitwerk war mit sechs Druckaufnehmern zur Messung der Wanddruckschwankungen und mit einem Beschleunigungsgeber zur Messung der durch die instationären Luftkräfte hervorgerufenen Seitenleitwerksschwingungen ausgerüstet. Es wurden Strömungsbeobachtungen mittels Laser-Lichtschnitten und der Rauchfadentechnik, Strömungsfeldmessungen mit Druck- und Hitzdrahtsonden sowie Messungen der Wanddruckschwankungen auf beiden Seiten des Seitenleitwerks vorgenommen.	

Ergebnis

Bild 1 zeigt als Beispiel der erzielten Ergebnisse die spektrale Leistungsdichte $\bar{p}^2/\Delta f$ der Druckschwankungen über der Frequenz f bei verschiedenen Anstellwinkeln α . Die Anströmgeschwindigkeit beträgt $U_\infty = 30$ m/s. Die Spektren zeigen für $\alpha \geq 28^\circ$ ein deutlich ausgeprägtes Maximum, das sich mit steigendem Anstellwinkel zu niedrigeren Frequenzen verschiebt und in seiner Amplitude anwächst. Dieses engbandige Maximum in den Spektren der Druckschwankungen weist auf stark periodische Vorgänge in der Strömung hin, durch die das Seitenleitwerk zu Schwingungen angeregt werden kann. Liegt die dominante Frequenz der Druckschwankungen in der Nähe der Eigenfrequenz des Modell-Leitwerks $f_0 = 23.5 \text{ Hz}$, so sind starke Leitwerksschwingungen zu beobachten. Betrachtet man die dominante Frequenz der Druckschwankungen und bildet damit die reduzierte Frequenz $n = (f \cdot \bar{c} \cdot \sin \alpha) / U_\infty$, wobei $\bar{c} \cdot \sin \alpha$ die normal in Strömungsrichtung projizierte mittlere Flügeltiefe ist, so erhält man einen charakteristischen Wert für die jeweils betrachtete Modellkonfiguration (siehe Bild 2). Für die Konfiguration mit schwacher Flügelpfeilung ($\Lambda = 25^\circ$) erhält man $n \approx 0.13$. Ähnliche Werte für n findet man im Nachlauf hochangestellter zweidimensionaler Profile. Dies deutet darauf hin, daß die periodische Wirbelablösung an den Flügeln ein wichtiges Phänomen für die Anregung der Leitwerksschwingungen ist.

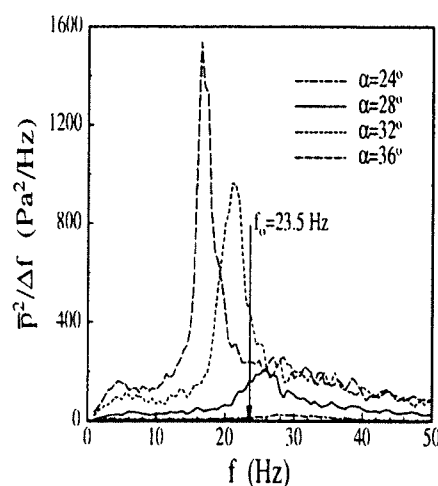


Bild 1

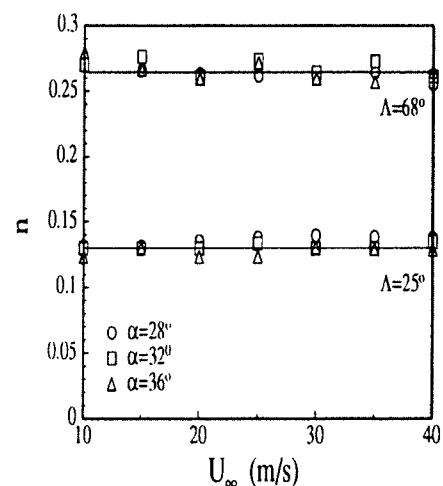


Bild 2

Literatur

Woppowa, S., Grosche, F.-R., *Experimentelle Untersuchungen zu instationären Wirbelströmungen hinter Flügeln kleiner Streckung bei hohen Anstellwinkeln*, 9. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Erlangen, 4.-6. Oktober 1994.

weiteres Vorgehen

Anwendung der Digitalen Particle Image Velocimetry (DPIV) im Wasserumlaufkanal.

Datum

15.2.95

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler		
Ansprechpartner	Rainer Bareiß, Gianfranco Guidati, o. Prof. Dr.-Ing. Siegfried Wagner (bareiss@iag.uni-stuttgart.de, guidati@iag.uni-stuttgart.de)		
Institution	Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG)		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon Telefax	0711 / 685 - 3401 0711 / 685 - 3438
weitere Partner	innerhalb des Projektes: National Technical University of Athens (Gr), Université Le Havre (F), Partner in anderen EG-Projekten: Netherlands Energy Research Centre (NL), dk-TEKNIK (Dk), Deutsches Windenergie Institut GmbH (D), Institut für Computer Anwendungen -Universität Stuttgart (D), Stork Product Engineering (NL)		
Thema	Programmwerkzeuge für die Lärmvorhersage an Windkraftanlagen		
Ausgangssituation	Die Windenergie hat in Europa innerhalb der letzten Jahre einen deutlichen Aufschwung erfahren. Allein in der Bundesrepublik waren bis Anfang Januar 1995 Anlagen mit einer Gesamtleistung von ca. 600MW installiert. Das Förderprogramm „250MW Wind“ und das neue Einspeisegesetz haben erheblich zu dieser Entwicklung beigetragen. Ein wesentliches Problem bei der weiteren Verbreitung der Windenergie ist der aerodynamische Lärm und die damit verbundene sinkende Akzeptanz in der Öffentlichkeit. Der Lärm wird durch die Wechselwirkung der Rotorblätter mit der Luft und dem Strömungsfeld um die Anlage verursacht. Zusätzlich spielt dabei die Blattgeometrie und auch die Profilform eine besondere Rolle [1]. Geeignete Werkzeuge zur Lärmvorhersage von Windkraftanlagen sollen helfen, bereits im Entwurfsprozeß die Lärmemission einer Anlage zu bestimmen. Vorhandene Modelle basieren aber meist auf halb-empirischen Formeln und sehr einfachen aerodynamischen Verfahren. Daher sollen diese Programmteile Schritt für Schritt verbessert bzw. ersetzt werden.		
Ziel	Ziel innerhalb des JOULE II Projektes J0U2-CT92-0148 ist die Entwicklung von Lärmvorhersageprogrammen auf der Basis eines verbesserten aerodynamischen Modells. Dabei sind Programme für folgende Lärmarten zu unterscheiden: • niederfrequenter Lärm im Frequenzbereich von ca. 1-100Hz (<i>low-frequency noise</i>) wird hauptsächlich durch die Wechselwirkung des Blattes mit dem Strömungsfeld des Turms verursacht, • hochfrequenter Lärm im Frequenzbereich von ca. 100-8000Hz entsteht durch die Eigengeräusche der Blätter (<i>airfoil self noise</i>) und die Wechselwirkung der Rotorblätter mit der Turbulenz im Wind (<i>inflow turbulence noise</i>).		
Lösungsweg	Die obige Zielsetzung erfordert eine getrennte Behandlung von nieder- und hochfrequentem Lärm. Dabei wird neben anderen Programmen (s.u.) das Wirbelgitterverfahren ROVLM eingesetzt. Es beinhaltet Modelle für den Rotornachlauf unterschiedlicher Komplexität (free wake / hybrid wake / prescribed wake) und Modelle für den Turmnachlauf (Luv- / Leeläufer). Der Lärm wird wie folgt bestimmt: • <u>niederfrequenter Lärm</u> [2], [3], [4], [5] – Auswahl eines geeigneten Turmmodelles für die spezifizierten Betriebsbedingungen, – Berechnung der Zeithistorie der Rotorlasten, – Berechnung des akustischen Druckes im Fernfeld nach der Formulierung von Succi, – Bestimmung des Schallspektrums mit Hilfe einer Fourieranalyse, Aufbereitung des Schmalbandspektrums in Oktav- und Terzbandspektren, • <u>hochfrequenter Lärm</u> [6], [7], [8] – Berechnung der Anstellwinkel für eine gegebene Windkraftanlage und einen vorgeschriebenen Betriebszustand mit ROVLM, – Bestimmung der Grenzschichtparameter im Bereich der Hinterkante mit dem Programm XFOIL [9]; falls Meßdaten vorliegen sind diese den Berechnungen vorzuziehen, – Anwendung der halb-empirischen Modelle von Brooks / Pope / Marcolini, Grosveld und Lowson zur Berechnung der Lärmspektren im Programm XNOISE.		

Eine Anwendung der beschriebenen Programme für den niederfrequenten Schallbereich der WTS-4 Windkraftanlage zeigt die Abbildung 1. Die WTS-4 ist ein zweiblättriger Leeläufer (*downwind*) mit einem Durchmesser von 79,2m und einer Nennleistung von 4,2MW bei einer Nenndrehzahl von 30U/min. Das Schmalbandspektrum bis 20Hz zeigt eine gute Übereinstimmung mit den gemessenen Schalldruckpegeln. Einziger empirischer Parameter ist dabei das gemessene Geschwindigkeitsdefizit im Turmnachlauf.

Die Modifikation der Blattspitze wird als eine mögliche Maßnahme der Lärmreduzierung angesehen. Im EG-Projekt JOUR-CT92-0205: *Investigation Of Blade Tip Modifications For Acoustic Noise Reduction And Rotor Performance Improvement* [10] werden entsprechende Untersuchungen durchgeführt. Abbildung 2 zeigt die berechneten und gemessenen Terzbandspektren für verschiedene Blattspitzen. Die Blattspitzen sind unverwunden, beinhalten das Profil FX-79-W151A und haben eine scharfe Hinterkante (Hinterkantendicke < 1mm). Gemessen wurde im akustischen Windkanal der Universität Oldenburg bei einer Geschwindigkeit von 40m/s und einem Anstellwinkel von 8°.

Im Bereich unter 1000Hz ist die Übereinstimmung gut, während oberhalb von 1000Hz die Rechnung von der Messung abweicht. Dabei erlaubt erst die Berücksichtigung der realen Profilgeometrie für die Bestimmung der Grenzschichtparameter an der Hinterkante und der tatsächlichen Anstellwinkelverteilung entlang der Spannweite eine Reproduktion der Messung in der Simulation. Diese Punkte stellen eine Einschränkung bisheriger Verfahren dar.

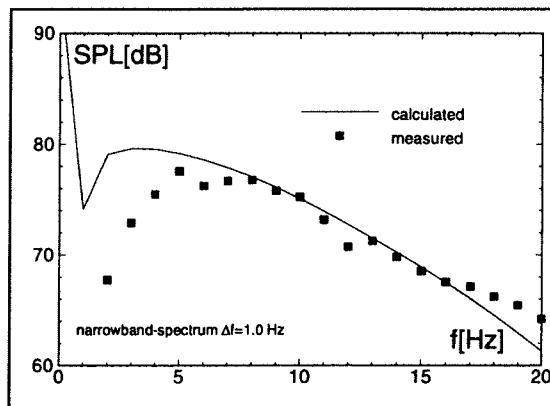


Abbildung 1: Vergleich gemessener und berechneter Schalldruckpegel für die WTS-4 Windturbine.

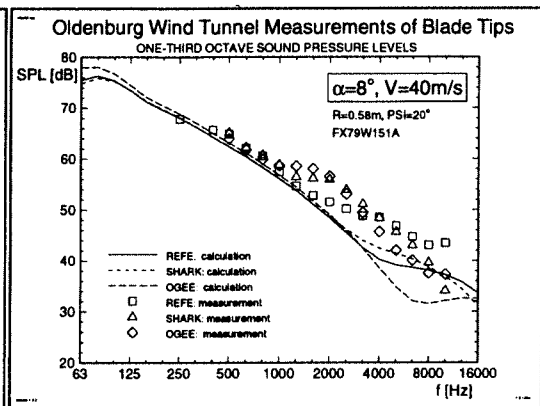


Abbildung 2: Vergleich gemessener und berechneter Schalldruckpegel für die Blattspitzen im Windkanal.

Literatur

- [1] Hubbard, H.H., Shepherd, K.P., *Aeroacoustics of Large Wind Turbines*, Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 89 (6), pp. 2495-2508, 1991.
- [2] Guidati, G.; Bareiß, R.; Wagner, S.: *Steps Towards Refined Noise Prediction of Wind Turbines*, Proceedings of the 7th IEA Symposium „Joint Action Aerodynamics“, Lyngby, November 1993.
- [3] Bareiß, R.; Guidati, G.; Wagner, S.: *An Approach Towards Refined Noise Prediction of Wind Turbines*, Proceedings of the European Wind Energy Association Conference and Exhibition, Thessaloniki, 10-14 October 1994 (to be published).
- [4] Guidati, G.; Bareiß, R.; Wagner, S.: *An Investigation of Blade-Tower-Interaction Noise (BTI) for Horizontal Axis Wind Turbines in Upwind and Downwind Configuration First Steps Towards Modeling of Aeroelastic Effects*. Proceedings of the 8th IEA Symposium "Joint Action, Aerodynamics of Wind Turbines", Lyngby, November 1994 (to be published).
- [5] Succi, G.P.: *Design of Quiet Efficient Propellers*. SAE Paper No. 850869, 1985.
- [6] Brooks, T.F.; Pope D.S.; Marcolini, M.A.: *Airfoil Self-Noise and Prediction*, NASA Reference Publication 1218, 1989.
- [7] Grosveld, F.W.: *Prediction of Broadband Noise from Horizontal Axis Wind Turbines*. Journal of Propulsion and Power, Vol.1, No.4, pp.292-299, 1985.
- [8] Lowson, M. V.: *Assessment and Prediction of Wind Turbine Noise*. ETSU W/13/00284/REP, 1993.
- [9] Drela, M.: *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils*. Conference on Low Reynolds Number Aerodynamics, University Notre Dame, June 1989.
- [10] Braun, K.A.: *Investigation Of Blade Tip Modifications For Acoustic Noise Reduction And Rotor Performance Improvement*. Proceedings of the CEC Wind Energy R & D Contractor Meeting, Alghero, 3-5 June 1992.

weiteres Vorgehen

Anwendung der entwickelten Verfahren auf weitere akustische Freifeldmessungen an Windkraftanlagen und Windkanalmessungen. Beurteilung der entwickelten Verfahren im Hinblick auf Maßnahmen zur Lärmreduzierung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis

Ansprechpartner Martin Kuntz

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2433

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Numerische Simulation der Akustik von Rotoren mit einem aeroakustischen Verfahren basierend auf dem Kirchhoff-Formalismus

Ausgangssituation

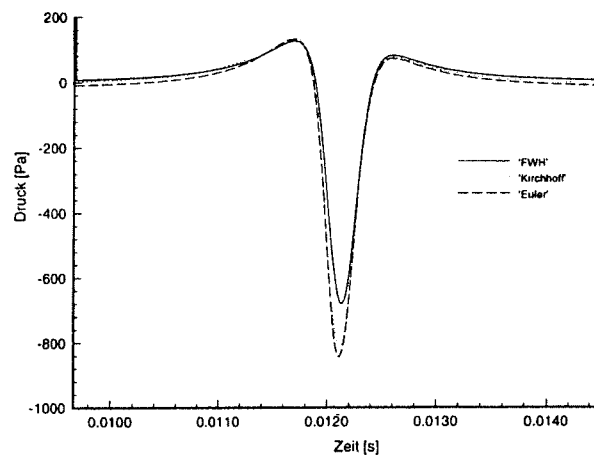
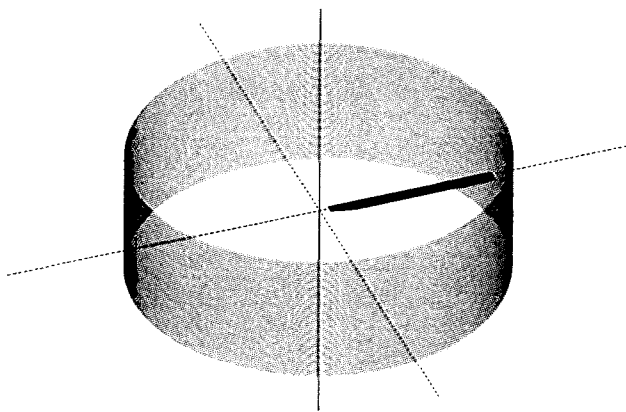
Lineare aeroakustische Verfahren zur Berechnung von Drucksignaturen von Rotoren basieren auf den aerodynamischen Daten von Panel-Verfahren. Sie sind auf Anwendungsfälle mit kleiner Blattspitzen-Machzahl ($M_{\text{tip}} < 0.8$) beschränkt. Für höhere Drehzahlen werden die Strömungsfelder mit Euler-Verfahren berechnet. Die direkte Berechnung der Drucksignatur am Mikrofon, welches sich typischerweise einige Rotorradien entfernt befindet, mit einem Euler-Verfahren ist nur möglich, wenn das verwendete aerodynamische Verfahren hinreichend genau ist, um die geringen Druckdifferenzen aufzulösen.

Ziel

Für die Berechnung der Rotorakustik bei hohen Blattspitzen-Machzahlen wird ein Verfahren entwickelt, welches auf dem Kirchhoff-Formalismus basiert. Es dient zur Untersuchung des sogenannten Hochgeschwindigkeitslärms von Hubschraubern im Schwebeflug und Vorwärtsflug, welcher bei hohen Drehzahlen gegenüber dem Dicken- und Kraftlärm, auch als Monopol- bzw. Dipollärm bezeichnet, dominant ist.

Lösungsweg

Als Basis dient ein akustisches Verfahren, welches ausgehend von aerodynamischen Ergebnissen (Oberflächendrücke) eines Panel-Verfahrens (Lifting-Surface-Methode) den Verdrängungs- und Kraftlärm nach der Ffowcs-Williams/Hawkings-Methode berechnet [1]. Das Verfahren wird in der Art erweitert, daß die Benutzung des Ausgangsprogrammes zu Vergleichsrechnungen weiterhin möglich ist. Als erster Schritt wird für den Schwebeflugfall ein Kirchhoff-Verfahren mit stationärer Integrationsfläche implementiert [2]. Das Verfahren nutzt dabei die mit einem Euler-Verfahren berechnete Strömungslösung auf dieser Integrationsfläche, wobei deren Lage so gewählt werden muß, daß sie alle nichtlinearen Effekte im Strömungsfeld umschließt. Die aerodynamische Berechnung ist deshalb auf das Innere des von der Kirchhoff-Fläche begrenzten Gebietes beschränkt und muß nicht bis zum Mikrofon ausgedehnt werden. Das Kirchhoff-Verfahren bestimmt nun durch Integration über die Kirchhoff-Fläche die Drucksignatur am Ort des Mikrofones.



Prinzipbild Kirchhoff-Fläche mit UH1H-Rotor und Drucksignatur bei 1.1 Rotorradien und Blattspitzen-Machzahl 0.8 mit Ffowcs-Williams/Hawkings (FWH), Kirchhoff- und Euler-Verfahren

Am Beispiel des UH1H-Rotors im Schwebeflug bei einer Blattspitzen-Machzahl von $M=0.8$ wurden die mit dem Kirchhoff- und der Ffowcs-Williams-Hawkings-Methode berechneten Drucksignaturen mit dem Resultat einer direkten Euler-Berechnung für eine Mikrofonposition von 1.1 Rotorradien verglichen (siehe Bilder). Eine sehr gute Übereinstimmung der Druckverläufe für die Kirchhoff- und die Euler-Methode ist erreicht worden, während sich Abweichungen im Peak-Wert beim Drucksignal bestehend aus Monopol- und Dipollärm (FWH) zeigen.

Literatur

- [1] Kroll, N., Lohmann, D., Schöne, J.: Numerical Methods for Propeller Aerodynamics and Acoustics at DFVLR, AGARD Paper 69-24, 1987
- [2] Lyrintzis, A.S.: The Use of Kirchhoff's Method in Rotorcraft Aeroacoustics, AGARD Symposium on Aerodynamics and Aeroacoustics, Berlin 1994

weiteres Vorgehen

Die stationäre Kirchhoff-Fläche ist auf den Schwebeflugfall beschränkt. Für den Vorwärtsflug wird eine mit dem Rotor mitbewegte Kirchhoff-Fläche implementiert. Desweiteren kann die Berechnung des Hochgeschwindigkeits-Impulslärms auch durch die Berücksichtigung des Quadrupolterms der Ffowcs-Williams/Hawkings-Theorie durchgeführt werden, wodurch eine bessere Vergleichsmöglichkeit bei Anwendungsfällen mit hoher Blattspitzen-Machzahl gegeben ist. Die Auswertung des Quadrupoltermes ist jedoch komplex und verlangt geeignete Approximationen.

Mitteilung

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

- ☐ Laminar-Turbulente Transition
☒ Instationäre Strömungen
☐ Turbulenz

Projektgruppe/ Anwendungsbereich:

Ansprechpartner Prof.Dr.-Ing. A. Leder

Institution Institut für Strömungsmechanik

Adresse Universität Rostock
Albert-Einstein-Str. 2
18051 Rostock

Telefon 0381/4405-327

Telefax 0381/4405-238

weitere Partner

Thema Untersuchungen im instationären Nachlauf eines
Schiffspropellers

Ausgangssituation Für die zuverlässige Auslegung von Schiffspropellern ist es erforderlich, experimentelle Daten aus dem instationären Propellernachstrom zu ermitteln. Bei Kenntnis des Strömungsfeldes lassen sich Optimierungen hinsichtlich einer Erhöhung des Wirkungsgrades und einer Verringerung von Kavitationserscheinungen durchführen.

Ziel Entwicklung von zuverlässigen Berechnungsverfahren zur Auslegung von Schiffspropellern

Lösungsweg Die für die Verbesserung der Berechnungsverfahren notwendigen experimentellen Daten sollen durch Laser-Doppler Untersuchungen im Kavitationskanal des Instituts gewonnen werden. Hierbei wird besonderes Augenmerk auf die zeitliche Auflösung der Fluidbewegungen im Nachstrom des Propellers gelegt.

Ergebnis Erste Resultate werden auf der Tagung der Deutschen Gesellschaft für Laser-Anemometrie GALA e.V. publiziert.

Literatur Lasermethoden in der Strömungsmeßtechnik
4. Fachtagung 12.-14. September 1995
Verlag Shaker

Datum 15. 02. 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler
Ansprechpartner	Dr.-Ing. J.A.Lieser
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik
Adresse	Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig Telefon: 0531/295-2470 Telefax: 0531/295-2320
Weitere Partner	Dr. Lohmann, Dr. Dobrzynski, MT-Propeller GmbH
Thema	Einsatz verschiedener Verfahren beim Entwurf eines Propellers

Ausgangssituation

Um beim Entwurf moderner Propeller und Rotoren Verbesserungen zu erzielen ist es notwendig, Details der Umströmung zu erfassen. Für die Entwurfsphase mit vielen Parametervariationen ist man auf schnelle Verfahren mit vereinfachenden Annahmen angewiesen. Bei einem aeroakustischen Entwurf von Blattspitzen reicht jedoch eine zweidimensionale Betrachtungsweise nicht aus. Panelverfahren erfassen dreidimensionale Effekte und brauchen relativ wenig Rechenzeit. Die Kompressibilität und die Erfassung von Reibungseffekten bereitet bei hohen Machzahlen und dreidimensionaler Strömung jedoch einige Schwierigkeiten. Die Berücksichtigung der Nichtlinearität im Nachlauf erhöht die Rechenzeiten enorm. Euler Verfahren enthalten inhärent die Kompressibilität und den nichtlinearen Nachlauf. Eine Erweiterung auf Navier-Stokes gestattet die Berücksichtigung der Reibung. Aufgrund der hohen Rechenzeiten wird auf absehbare Zeit nur eine Nachrechnung einzelner Betriebspunkte möglich sein.

Ziel

Ziel ist der aeroakustische Entwurf eines 6 Blatt Propellers. Nach einem Vorentwurf mit Blattelement- und Wirbeltheorie erfolgt der Entwurf mit einem dreidimensionalen aeroakustischen Verfahren mit überlagertem Optimierer. Einzelne kritische Betriebspunkte werden mit einem Euler/Navier-Stokes Verfahren nachgerechnet.

Lösungsweg

Für den Vorentwurf wird das Verfahren PROPPY von HEPPERLE [1] verwendet. Der Entwurf erfolgt für den Reiseflug. Mit einem integrierten Nachrechnungsverfahren kann das „Off-Design“ untersucht werden. In kürzester Zeit erhält man die Leistungs-, Schub- und Wirkungsgradverläufe über dem Fortschrittsgrad (Kennfelder). Sehr kleine Fortschrittsgerade und Standschub können mit dieser Methode nicht erfaßt werden.

Das aeroakustische Panelverfahren von LOHMANN [2] wird für die dreidimensionale Nachrechnung der Aerodynamik und Akustik verwendet.

Zur Zeit werden die Ergebnisse dieser Verfahren anhand von Testfällen für Propeller und Rotoren mit Euler Rechnungen verglichen Bild 1. Dabei zeigt sich der Unterschied zwischen Verfahren mit und ohne Reibung insbesondere im inneren Bereich mit niedrigeren Reynoldszahlen und der Unterschied zwischen den zwei- und dreidimensionalen Methoden im Blattspitzenbereich.

Ergebnis

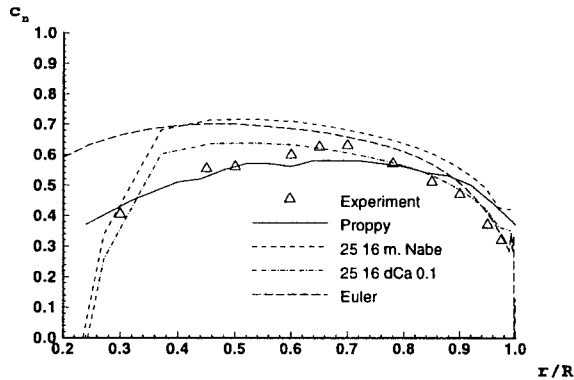


Abb. 1: NACA 10-(3)(066)-033 Propeller: Einfluß von Entwölbung, Vergleich Blatt-elemententheorie, Panelmethode und Euler

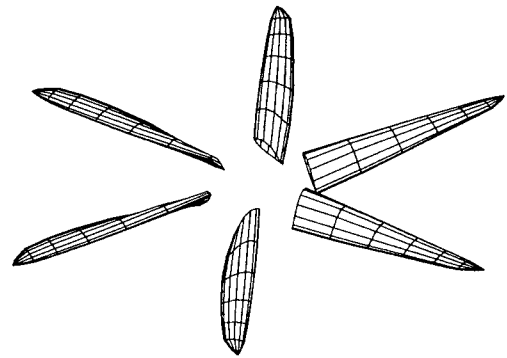


Abb. 2: Neuentwurf eines 6 Blatt-Propellers (Vorentwurf)

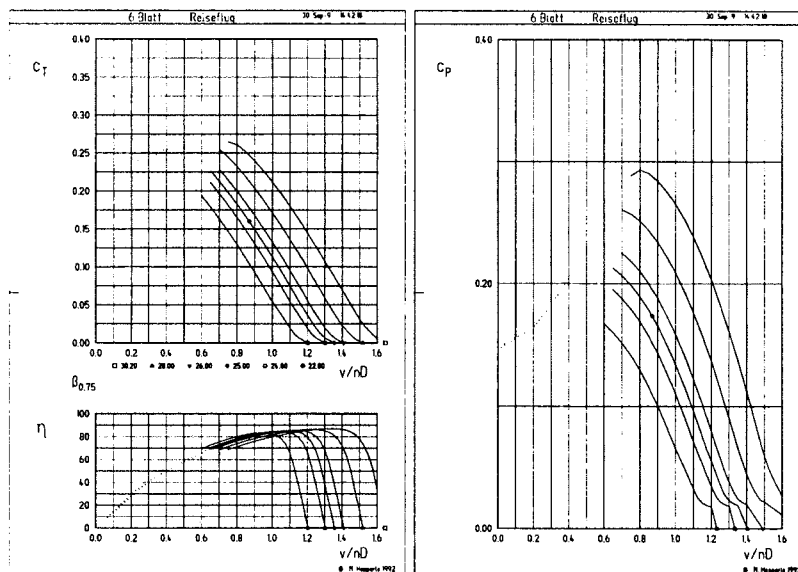


Abb. 3: Aerodynamische Güte und Beiwerte des Neuentwurfs (Kennfelder)

Literatur

- [1] Hepperle, M.: Ein Computerprogramm für Entwurf und Analyse von Propellern. Diplomarbeit, Institut für Flugzeugbau, Stuttgart, 1984.
- [2] Kroll, N., Lohmann, D., und Schöne, J.: Numerical Methods for Propeller Aerodynamics and Acoustics at DFVLR. In *69th Meeting of the Propulsion and Energetics Panel Symposium*, Paris, May, 1987: AGARD 69-24.

weiteres Vorgehen

- Akustische Berechnungen des Neuentwurfs
- Netzgenerierung und Eulerberechnung des Neuentwurfs
- Vergleich mit einem 2 Blatt Propeller größeren Durchmessers

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Math. K. Pahlke

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2443

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Erweiterung eines zeitgenauen dreidimensionalen Euler-Verfahrens für die Verwendung von überlappenden Netzen zur Berechnung von Rotorumströmungen

Ausgangssituation:

Zeitgenaues Verfahren zur Berechnung der Umströmung eines Hubschrauberrotors im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug mittels der Euler-Gleichungen unter Verwendung eines Abwindmodells.

Ziel:

Entwicklung eines dreidimensionalen Euler-Verfahrens zur Berechnung der instationären Strömungsfelder um Hubschrauberrotoren im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug, wobei das Wirbelfeld als Teil der Lösung bestimmt wird.

Lösungsweg:

Das für die Berechnung der Umströmung eines Rotors im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug unter Verwendung eines Abwindmodells entwickelte Euler-Verfahren wurde für die Verwendung von überlappenden Netzen („Chimären-Technik“, [1.]) erweitert.

Der physikalische Raum um den gesamten Rotor wird durch ein sogenanntes Hintergrundnetz diskretisiert. Um jedes Rotorblatt wird ein körperangepaßtes Netz (Kindnetz) erzeugt. Diese Netze werden in das Hintergrundnetz eingebettet, wobei es keine gemeinsamen Ränder zwischen dem Hintergrundnetz und den Kindnetzen gibt. Für die Kommunikation zwischen den Netzen wird ein Überlappungsbereich verwendet, für den die erforderlichen Größen durch Interpolation aus dem korrespondierenden Netz bestimmt werden. Die Zellen des Hintergrundnetzes, die sich innerhalb der Rotorblätter befinden, werden für den Lösungsalgorithmus ausgeblendet. Die Strömungsgrößen für diese Zellen werden aus den Kindnetzen interpoliert.

Ergebnis:

Als erster Testfall wurde die Umströmung eines 2-blättrigen Rotors mit rechteckigen NACA 0012-Blättern im Schwebeflug ausgewählt (siehe [2.]). Es wurden zwei körperangepaßte Netze generiert. Das eine mit einem Blattanstellwinkel von $\theta = 0^\circ$ und das andere mit $\theta = 8^\circ$. Aufgrund der Symmetrie der Strömung genügt es, die halbe Rotorebene zu diskretisieren. Die andere Hälfte wird durch eine Periodizitätsrandbedingung berücksichtigt. Bild 1 zeigt ein solches Rechennetz in der Rotorebene. Um einen fairen Vergleich zwischen einer 1-Block-Lösung und einer Lösung mit überlappenden Netzen zu haben, wurden drei Rechnungen durchgeführt: eine konventionelle 1-Block-Rechnung, eine konventionelle 2-Block-Rechnung, wobei das Ausgangsnetz in der Richtung normal zum Blatt in zwei

zwei Blöcke aufgespalten wurde und eine Rechnung mit überlappenden Netzen. Das $\theta = 0^\circ$ -Netz wurde als Hintergrundnetz und das Innere dieses Netzes als Kindnetz verwendet. Um den erforderlichen Anstellwinkel von $\theta = 8^\circ$ zu erreichen, wurde das Kindnetz um die Einviertellinie gedreht. Die weißen Linien in Bild 1 sind die Netzlinien des Kindnetzes. Die für die Strömungslösung verwendeten Zellen des Hintergrundnetzes sind in Bild 2 grau schattiert. Die ausgeblendeten Zellen sind nicht schattiert. Die oben beschriebene Vorgehensweise ist sicher nicht typisch für überlappende Netze, aber es ist so sichergestellt, daß alle Unterschiede ausschließlich von der Chimären-Technik herrühren und nicht von unterschiedlichen Netzfeinheiten oder Netzformen. Bild 3 zeigt einen Vergleich zwischen den Druckverteilungen. Die Ergebnisse stimmen qualitativ überein, aber es bestehen erkennbare Unterschiede zwischen der 1-Block-, der 2-Block- und der Chimären-Lösung. Ursache für diese Unterschiede sind zum einen die konventionelle Randbehandlung, die nur von erster Ordnung genau ist und die zusätzlichen Fehler, die durch die Interpolation an den Chimären-Rändern entstehen.

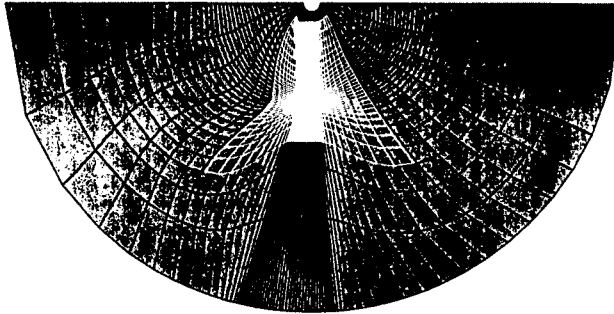


Bild 1: Hintergrundnetz (schwarze Linien) und Kindnetz (weiße Linien)

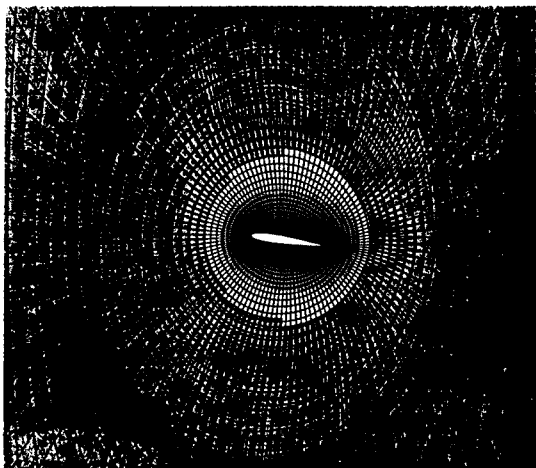


Bild 2: Hintergrund- und Kindnetz (ausgeblendete Zellen nicht schattiert)

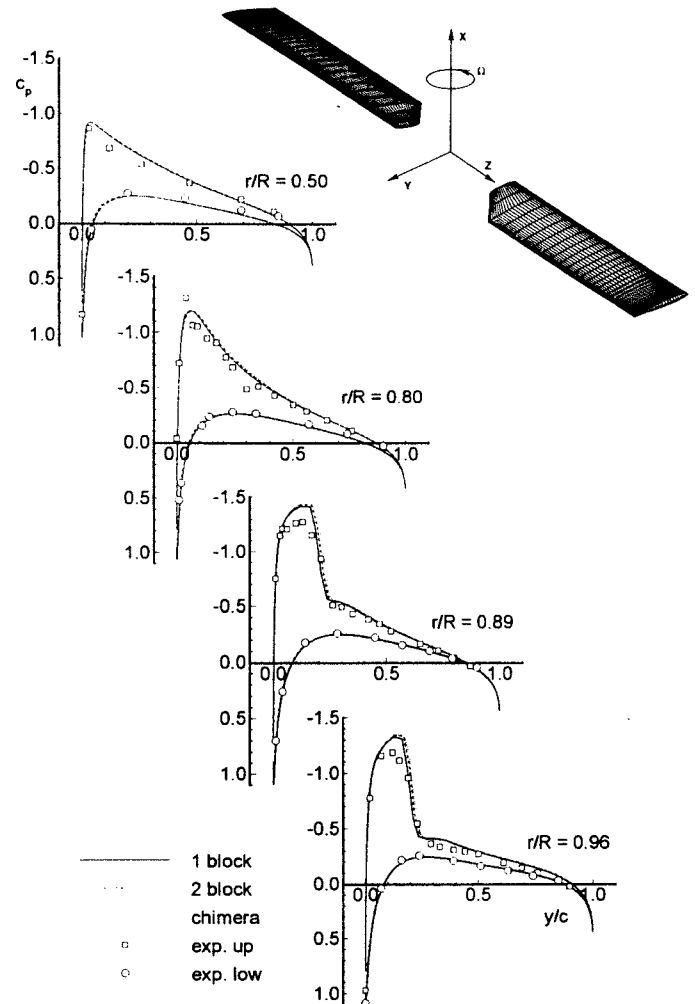


Bild 3: Oberflächennetz und Druckverteilung ($M_{\infty R} = 0,794$, $\theta = 8^\circ$)

Literatur:

- 1) Benek, J. A.; Buning, P. G.; Steger, J. L. 'A 3-D Chimera Grid Embedding Technique', AIAA 7th Computational Fluid Dynamics Conference, Cincinnati, Ohio, July 15-17, 1985.
- 2) Pahlke, K.; Raddatz, J. *Flexibility Enhancement of Euler Codes for Rotor Flow by Chimera Techniques*. Twentieth European Rotorcraft Forum, Paper 35, Amsterdam, The Netherlands, 4.-7. October, 1994.

weiteres Vorgehen:

Das Verfahren wird dahingehend verbessert, daß alle konventionellen Ränder von zweiter Ordnung genau behandelt werden. Die Interpolation an den Chimärenrändern ist so zu formulieren, daß die Ergebnisse von derselben Güte wie für 1-Block-Rechnungen sind. Das derart erweiterte Verfahren wird dann auf den Fall eines Rotors im Vorwärtsflug mit Auftrieb ohne Verwendung eines Abwindmodells angewendet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	DREHFLÜGLER und ROTOREN		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. J. Raddatz		
Institution	DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon:	0531 / 295 - 2835
		Telefax:	0531 / 295 - 2320
weitere Partner			
Thema	Untersuchung von Strömungsfeldern um Rotoren im Schwebeflug unter Anwendung von Euler- und Navier-Stokes-Verfahren.		
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 [1].		
Ziel	Berechnung der Strömungsfelder um Hubschrauberrotoren im Schwebeflug auf der Grundlage der Euler-/Navier-Stokes Gleichungen mit folgenden Zielsetzungen: • Anwendung des Verfahrens auf Mehrblattrotoren mit realistischer Blattgeometrie. Berechnung der Drücke und Geschwindigkeiten auf der Blattoberfläche sowie der Schub- und Leistungsbeiwerte. • Visualisierung der numerischen Lösung im Strömungsfeld, insbesondere der für die Rotorberechnung bedeutenden Strömungsphänomene wie Blattspitzenwirbel und Nachlauf [2]. • Untersuchung des Einflusses von Netzfeinheit und künstlicher Dissipation auf die numerische Lösung [2]. • Validierung des Euler-/Navier-Stokes Verfahrens hinsichtlich der Ergebnisse auf der Kontur der Rotorblätter und in Bezug auf die Wiedergabe von Blattspitzenwirbel und Nachlauf.		
Lösungsweg	Zur Berechnung des stationären Strömungsfeldes um Propeller oder Hubschrauberrotoren im Schwebeflug wurde ein effizientes, routinemäßig einsetzbares, 3D Euler-/Navier Stokes Verfahren entwickelt. Das Programm basiert auf dem Euler-/Navier Stokes Code CEVCATS des Instituts für Entwurfsaerodynamik der DLR Braunschweig [3]-[4].		
Ergebnis	Die Berechnung von Strömungen um Propeller oder Rotoren im Schwebeflug stellt hohe Anforderungen an ein numerisches Simulationsverfahren, da die Anströmverhältnisse, insbesondere beim Rotorblatt, signifikant durch Abwind und Randwirbel der vorlaufenden Blätter beeinflusst werden. Die Simulation dieser Blatt-Wirbel Interferenzen ist daher von entscheidender Bedeutung für die Berechnung derartiger Strömungsprobleme. Bild 1 zeigt Ergebnisse einer Euler-Rechnung für den 3-Blatt ONERA Modellrotor mit fortschrittlicher Blattspitzengeometrie für subsonische Anströmbedingungen. Dargestellt sind die Bahn des berechneten Blattspitzenwirbels: a) vertikales Absinken des Blattspitzenwirbels, b) Kontraktion der Wirbelbahn, c) berechnete Stromlinien in der Nähe der Blattspitze. Erste Ergebnisse mit Berücksichtigung des Reibungseinflusses durch die Lösung der zeitgemittelten Navier-Stokes Gleichungen sind in Bild 2 dargestellt. Gezeigt sind Profildruckverteilungen für den 2-Blatt Caradonna-Tung Rotor.		

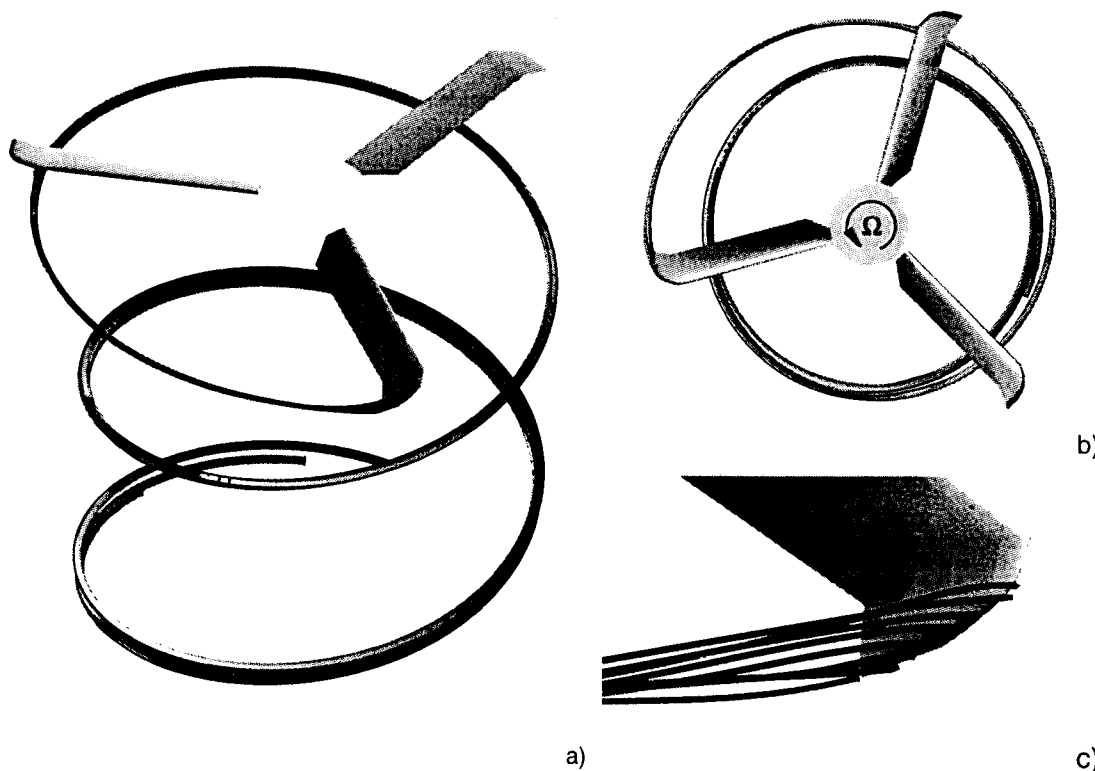


Bild 1:
Visualisierung
des Blattspitzen-
wirbels

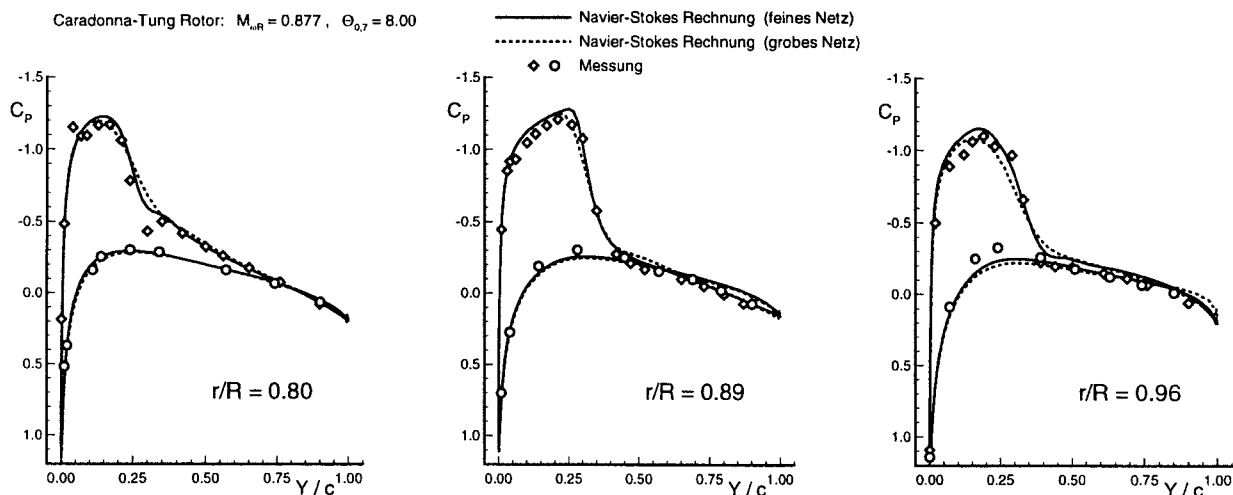


Bild 2: Profildruckverteilungen für 3 Profilschnitte

Literatur

- [1] Kroll, N.: 'Berechnung von Strömungsfeldern um Propeller und Rotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen', DLR-FB 89-37.
- [2] Raddatz, J. und Pahlke, K.: '3D Euler Calculations of Multibladed Rotors in Hover: Investigation of the Wake Capturing Properties', AGARD Conference Proceedings CP-552.
- [3] Jameson, A.; Schmidt, W.; Turkel, E.: 'Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes', AIAA-Paper 81-1259 (1981).
- [4] Rossow, C.-C.: 'Berechnung von Strömungsfeldern durch die Lösung der Euler-Gleichungen mit einer erweiterten Finite-Volumen Diskretisierungsmethode', DLR-FB 89-38, Braunschweig, 1989.

weiteres Vorgehen

Validierung des Verfahrens bezüglich der reibungsbehafteten Berechnung von Rotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Navier-Stokes Gleichungen.

Mitteilung

**Projektgruppe /
Fachkreis**

Drehflügler

Ansprechpartner

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

Institution

Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse

Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

**Telefon
Telefax**

0711 / 685 3436
0711 / 685 3438

Thema

Berechnung der Strömung um einen Hubschrauberrotor im Vorwärtsflug mit einem Euler-Verfahren

Ausgangssituation

Es existiert ein 3-dimensionales, stationäres Eulerverfahren zur Berechnung des Strömungsfeldes um einen Hubschrauberrotor im Schwebeflug.

Ziel

Ziel der Arbeit war es, das vorliegende, stationäre Verfahren auf die Berechnung des instationären Vorwärtsfluges zu erweitern. Beliebige Blattbewegung ('pitch-', 'flap-' und 'lag-' Bewegungen) sollten ebenso wie das 'wake capturing' ohne externes Wake-Modell möglich sein.

Lösungsweg

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. Das Verfahren ist erster Ordnung genau in der Zeit und dritter Ordnung genau im Raum wobei an Stößen erster Ordnung genau gerechnet wird.

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 0° und einer Machzahl von 0.8 an der Blattpitze sowie einem Fortschrittsgrad von 0.2 nachgerechnet. In Bild 1 ist der Vergleich der Druckbeiwerte von Messung und Rechnung dargestellt. Bild 2 zeigt die Ergebnisse einer Rechnung mit gleichen Parametern wie in Bild 1. Allerdings führte das Blatt eine Anstellwinkelbewegung durch.

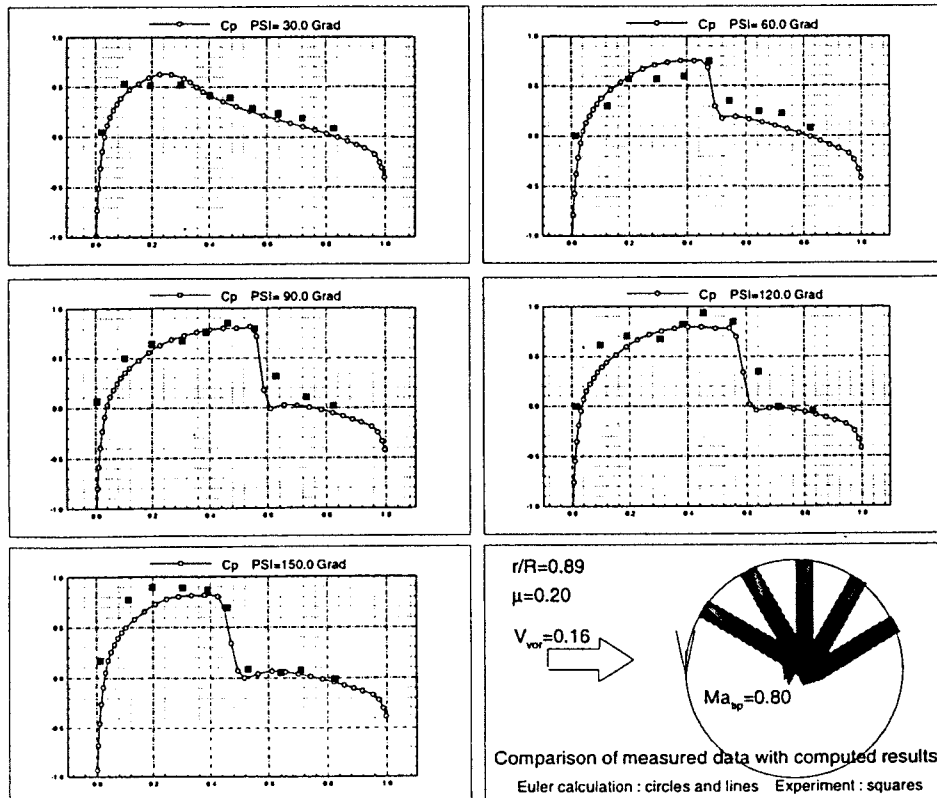


Bild 1

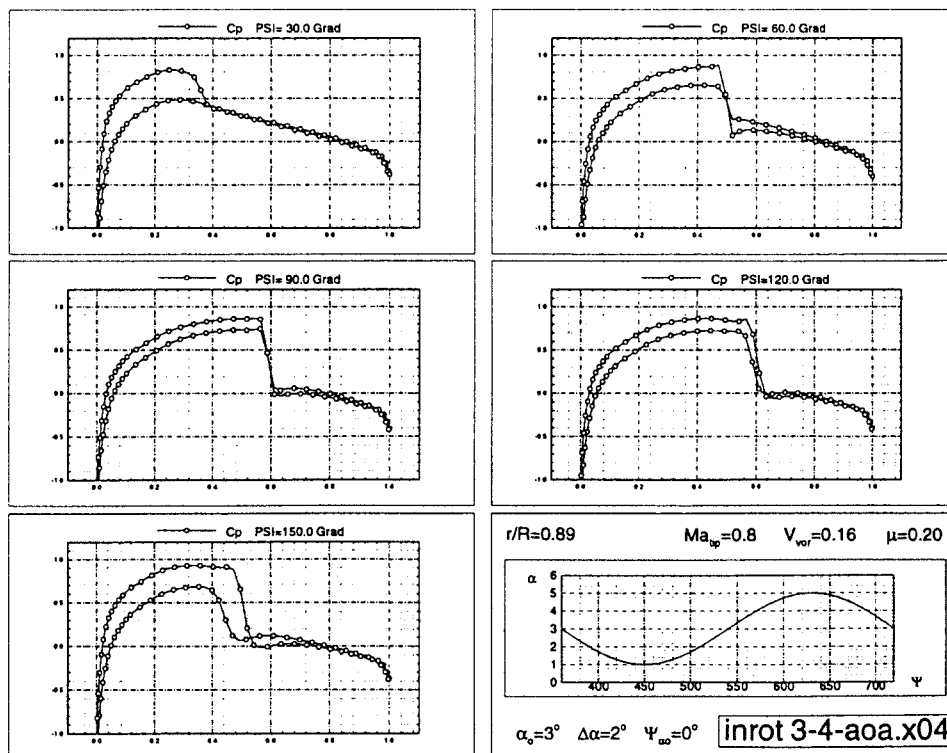


Bild 2

Literatur

[1] R. Stangl and S. Wagner. *Euler-Calculation of the flow around a helicopter rotor in forward flight*. Proceedings of the 20. European Rotorcraft Forum, Okt. 1994, Amsterdam, Niederlande.

weiteres Vorgehen

Das Verfahren wird auf die Behandlung von überlappenden Nertzen erweitert werden. (siehe Stab-Mitteilung 1992)

Datum : 15.02.1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler und Rotoren
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. D. Wehr
Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aero- und Gasdynamik

Adresse Universität Stuttgart **Telefon** 0711 685 3439
Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart **Telefax** 0711 685 3438

weitere Partner -

Thema

Instationäre transsonische Strömungsberechnung auf überlappenden Netzen

Ausgangssituation

Die Einbeziehung beliebiger Blattbewegungen bei der Berechnung mehrblättriger Rotoren macht es notwendig, mit überlappenden Netzen zu arbeiten.

Ziel

Mit instationären Eulerrechnungen in 2D sollen für den Überlappungsbereich Interpolationsverfahren auf ihre Eignung zur Übergabe der Randbedingungen von einem auf das andere Netz untersucht werden.

Lösungsweg

Eine einfache Anordnung aus zwei Netzen wurde gewählt. Ein NACA 64A010 Profil mit einem körperangepassten H-Netz liegt in einem kartesischen Hauptnetz, das am Ort des Profils verdichtet ist (Abb. 1). Es wurden Gitterlinien des Körpernetzes festgelegt, um die Überlappingsregion zu definieren. Dabei lag diese über dem Profil beträchtlich näher an der Körperoberfläche als darunter, um Regionen mit unterschiedlichen Gradienten bezüglich ihres Verhaltens bei verschiedenen Interpolationsmethoden zu vergleichen. Die untersuchten Methoden waren direkte Induktion, Abstandsmittelung, bilineare (BI) und flächengewichtete Interpolation (CIH).

Es zeigte sich, daß nur BI und CIH gute Ergebnisse liefern. CIH ist noch etwas genauer als BI, allerdings bei stark erhöhtem Rechenaufwand (5% gegenüber 0.5% der Gesamtrechnenzeit) zur Ermittlung der Interpolationskoeffizienten.

Datum 15.02.95

AG STAB

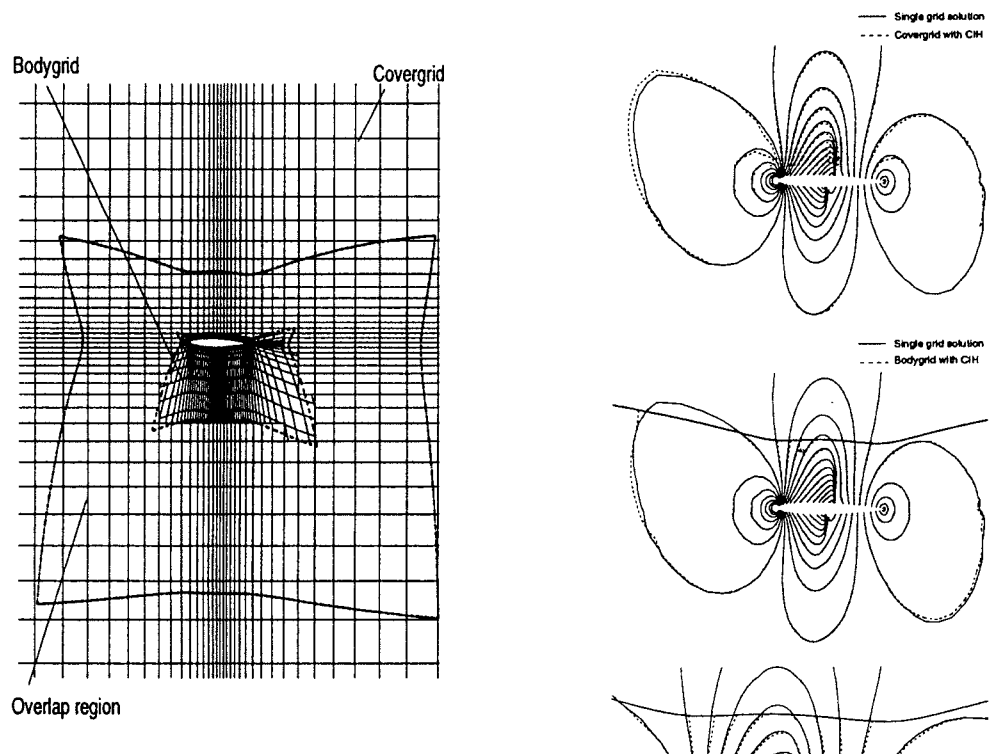


Abbildung 1: Körper- und Hauptnetz

Druckkonturen

Die Abbildung zeigt einen Vergleich der Lösung auf einem einzelnen Netz mit der auf Körper- und Hauptnetz.

Literatur

D. Wehr, R. Stangl, S. Wagner: *Interpolation Schemes for Intergrid Boundary Value Transfer applied to Unsteady Transonic Flow Computations on Overlaid Embedded Grids*, Proceedings of the Second European Computational Fluid Dynamics Conference 5-8 September 1994, Stuttgart, Germany, J. Wiley 1994

Weiteres Vorgehen

Die grundlegenden Komponenten der Strömungsberechnung auf überlappenden Netzen wie das Ausblenden von nicht benötigten Zellen, Identifikation der Randzellen und Interpolationsschemata sind in 2D entwickelt worden. Die dabei gewonnenen Ergebnisse werden zur Erweiterung auf 3D verwendet, um die Möglichkeit zu schaffen, nicht nur mehrblättrige Rotoren sondern auch in weiterer Zukunft Rotor-Rumpf Konfigurationen zu behandeln.

Mitteilung

Projektgruppe-Fachkreis: Drehflügler

Ansprechpartner: P. Wernert

Adresse: Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)
Postfach 1260, D-79574 Weil am Rhein
Telefon: 0033.89.69.50.62 oder 89.69.50.00
Telefax: 0033.89.69.50.02

weitere Partner: Dr. Kompenhans, Dr. Geissler, Dr. Raffel (DLR Göttingen)
Dr. Favier (IMFM Marseille)

Thema: Experimentelle Untersuchungen der instationären Umströmung oszillierender Tragflügelprofile mit Nick- und Stampfschwingungen (dynamic stall)

Ausgangssituation: Eine der wesentlichen Beschränkungen der Leistung eines Hubschraubers liegt in der dynamischen Ablösung (dynamic stall) am zurücklaufenden Rotorblatt. Dieses Phänomen kann realistisch durch eine zweidimensionale Strömung um ein Rotorblatt mit Nick- und Stampfschwingungen nachvollzogen werden.

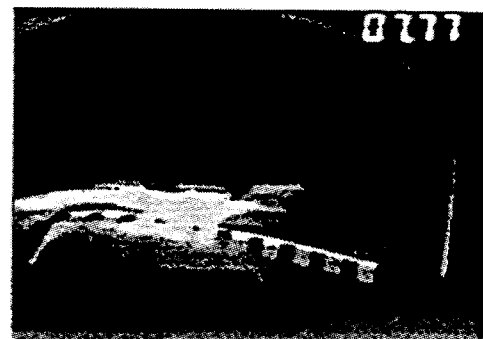
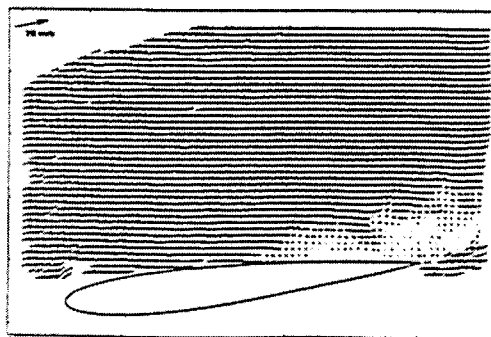
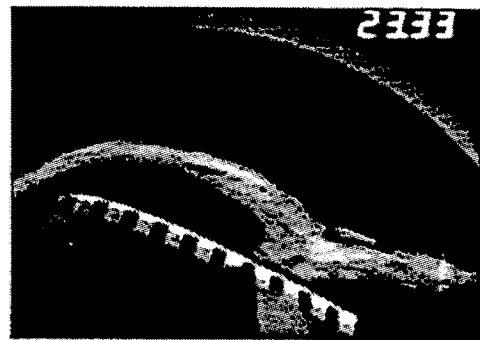
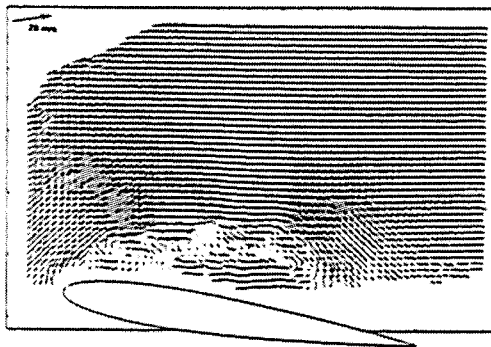
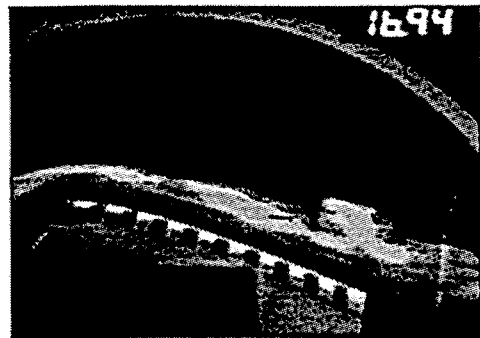
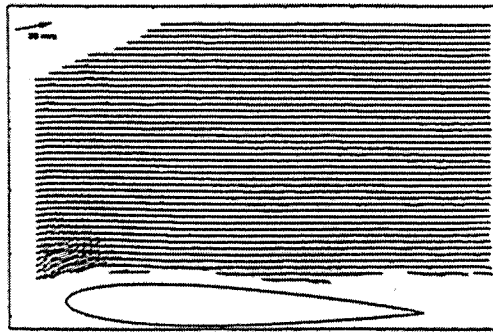
Ziel: Das Fernziel ist, den Prozeß der dynamischen Ablösung vorherzusagen und zu kontrollieren. Dazu werden folgende Punkte betrachtet:

- Entwickeln von experimentellen Hilfsmitteln zur Strömungsmessung (LDA, PIV) und -sichtbarmachung.
- Vergleich der Ablösevorgänge bei Nick- und Stampfschwingungen.
- Aktive Kontrolle der dynamischen Ablösung (nicht-sinusförmige Bewegungen, deformierbares Profil).

Lösungsweg: Man verwendet eine besondere Apparatur zur Erzeugung der Bewegungen des Profils, die es erlaubt eine Vielzahl von abhängigen oder unabhängigen Nick- und Stampfschwingungen durchzuführen. Man kann dabei transitorische (Rampen) oder periodische (Sinus, Sägezahn, ...) Bewegungen (bis zu 12 Hz) untersuchen. Die Apparatur ist in einem Niedergeschwindigkeitswindkanal mit offener Messkammer eingebaut, der Geschwindigkeiten bis zu 48 m/s erlaubt.

Ergebnisse:

- Charakteristische Eigenschaften des dynamischen Ablösevorganges (Verzögerung der Ablösung, Hysterese, Nichtreproduzierbarkeit, ...) mit Hilfe von PIV-Messungen (Zusammenarbeit mit der DLR Göttingen, siehe AG STAB Jahresbericht 1993, Seite 108-109).
- "Laser-sheet"-Strömungssichtbarmachung: Herstellung eines Videofilms mit Hilfe digitaler Bildverarbeitung und genaue Messung des Profilanstellwinkels. Vergleich mit PIV-Ergebnissen.



Vergleich PIV (links) - Sichtbarmachung (rechts). Die Strömung kommt von links; der Profilanstellwinkel ist gezeigt.

Literatur: Wernert P., Koerber G., Wietrich F., Raffel M., Kompenhans J., "Experimental study of the dynamic stall process on a pitching airfoil by means of PIV measurements and laser sheet visualizations", 6th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 1994 oder ISL-Bericht PU 315/94.

Wernert P., Schäfer H.J., Raffel M., Kompenhans J., "Einsatz der Particle Image Velocimetry zur Messung von instationären Geschwindigkeitsfeldern an einem schwingenden NACA 0012-Profil", ISL-Bericht R 108/94, 1994.

weiteres Vorgehen:

- Aufbau eines neuen Lasersystems für PIV-Messungen mit hoher Aufnahmezeit.
- Detaillierte Analyse der PIV-Ergebnisse durch Berechnung von Vorticity, Divergenz und Zirkulation.

Datum: Februar 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis physikalische Grundlagen (Instationäre Strömungen)
Ansprechpartner: Prof. Dr. H. Eckelmann, Dipl.-Phys. M. Brede, Dipl.-Phys. U. Fey
Institution: Institut für Angewandte Mechanik und Strömungsphysik,
Georg-August-Universität
Adresse: Bunsenstr. 10, **Telefon** 0551-7092513
37073 Göttingen **Telefax** 0551-7092595
Weitere Partner: Dr. M. König (Universität Göttingen)
Dr. B.R. Noack (DLR Göttingen)

Thema: Mechanismen der 3-D Strukturbildung in der Nachlauftransition

Ausgangssituation: Der Übergang von laminarer zu turbulenter Strömung im Nachlauf stumpfer Körper ist eine der zentralen Fragen in der Strömungsphysik. Als Modellfall wurde die Wirbelstraße hinter einem Kreiszylinder im Transitionsbereich ausgewählt. In Folge von Strömungsinstabilitäten entstehen im Nachlauf verschiedene Sekundärwirbelstrukturen, die den Kármán-Wirbeln überlagert sind. Kármán-Wirbel und Sekundärwirbel bilden zusammen eine komplexe Wirbelstruktur. Der dreidimensionale Charakter der Wirbelstruktur trägt dabei wesentlich zum Übergang in die Turbulenz bei.

Ziel: Das Ziel der Untersuchungen ist es, die dreidimensionalen Wirbelfelder in der transitionellen Nachlaufströmung zu beschreiben und deren Beitrag zur Entstehung von Turbulenz zu bestimmen.

Lösungsweg: Der Zylindernachlauf wird im transitionellen und irregulären Reynolds-Zahlen-Bereich, d.h. für $Re > 160$, experimentell untersucht. Zur Beobachtung des Wirbelfeldes wird Strömungssichtbarmachung mit Wasserstoffbläschen eingesetzt. Die Geschwindigkeits- und Wirbelstärkefelder im Nachlauf werden mit Particle Image Velocimetry (PIV) bestimmt.

Ergebnis: Die Nachlauftransition stumpfer Körper wird am Beispiel des Zylindernachlaufs experimentell untersucht. Im Rahmen dieser Untersuchung wird die topologische Struktur der Sekundärwirbel aus PIV-Serienmessungen rekonstruiert. Dabei werden im ungestörten Zylindernachlauf zwei verschiedene Wirbelstrukturen, die A- und die B-Mode, beobachtet (Abb. 1 bzw. Abb. 2). Für beide Moden sind mit Hilfe der PIV-Messungen die Wellenlänge und erstmals auch die Zirkulation der Sekundärwirbel bestimmt worden. Die dabei festgestellten Unterschiede zwischen den beiden Moden weisen auf zwei verschiedene Mechanismen der Sekundärwirbelentstehung hin. Dieses Ergebnis wird durch neueste numerische Untersuchungen in unserer Arbeitsgruppe bestätigt.

Zum Verständnis der physikalischen Mechanismen wird die Wirkung von Steuerdrähten auf den Zylindernachlauf untersucht. Dabei wird beobachtet, daß sich der Einsatz der Transition zu größeren Reynolds-Zahlen hin verzögert. Außerdem wird eine weitere, in unserer Arbeitsgruppe theoretisch vorhergesagte Sekundärwirbelstruktur, die sogenannte C-Mode, erstmals im Experiment nachgewiesen.

Weiteres Vorgehen: Es erfolgen weitere Untersuchungen mit Hilfe von PIV und Strömungssichtbarmachung zur Entwicklung und Steuerung von Sekundärwirbelstrukturen im transitionellen und turbulenten Zylindernachlauf.

AG STAB

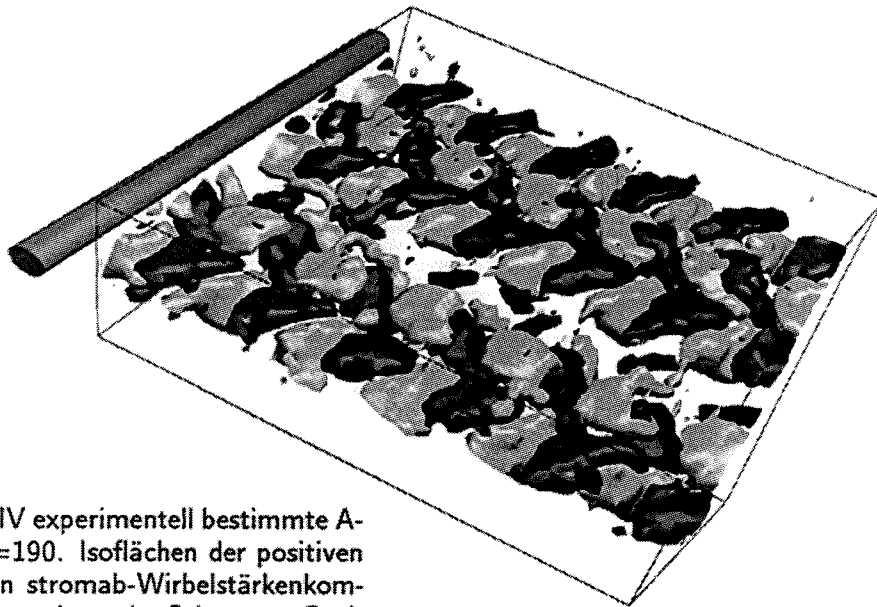


Abb. 1: Mit PIV experimentell bestimmte A-Mode bei $Re=190$. Isoflächen der positiven bzw. negativen stromab-Wirbelstärkenkomponente in Grau bzw. in Schwarz. Dreidimensionale Darstellung unter Ausnutzung der Taylor-Hypothese.

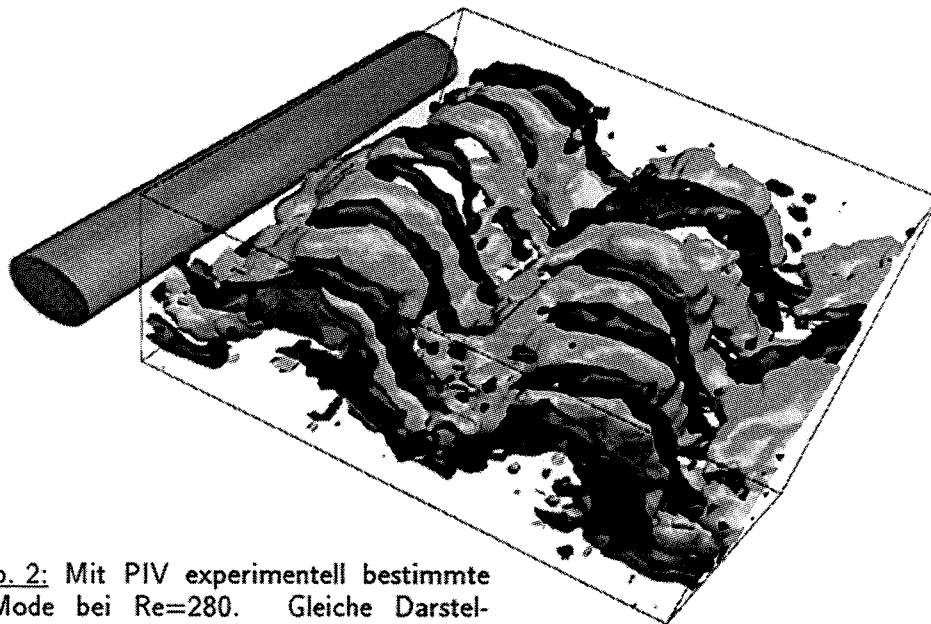


Abb. 2: Mit PIV experimentell bestimmte B-Mode bei $Re=280$. Gleiche Darstellungsweise wie in Abb. 1.

Literatur:

- [1] M. Brede, P. Vorobieff & D. Rockwell, "Secondary vortices in the wake of a circular cylinder at a low Reynolds number," Videovorführung bei dem 47th Annual Meeting of the American Physical Society, Atlanta 1994, Videoband: Mech. Eng. Dept., Lehigh University (1994)
- [2] B.R. Noack & H. Eckelmann, "A global stability analysis of the steady and periodic cylinder wake," *J. Fluid Mech.* 270, 297–330 (1994)
- [3] D. Rockwell, "Quantitative visualization of bluff-body wakes by particle velocimetry," In *Bluff-Body Wakes, Dynamics and Instabilities* (Hrsg. H. Eckelmann, J.M.R. Graham, P. Huerre & P.A. Monkewitz), 263–270, Springer Verlag, Berlin (1993)
- [4] H.-Q. Zhang, U. Fey, B.R. Noack, M. König & H. Eckelmann, "On the transition of the cylinder wake," erscheint in *Phys. Fluids* 7(4), (1995)

Datum: 08.02.1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis Physikalische Grundlagen (Instationäre Strömungen)
Ansprechpartner: Prof. Dr. H. Eckelmann, Dr. M. König, Dr. B.R. Noack^(a)
Institution: Institut für Angewandte Mechanik und Strömungsphysik,
Georg-August-Universität; ^(a)DLR Institut für Strömungsmechanik
Adresse: Beide: Bunsenstr. 10, **Telefon** 0551-7092513
37073 Göttingen **Telefax** 0551-7092595
Weitere Partner: Dipl.-Phys. M. Brede (Universität Göttingen)
Dipl.-Phys. U. Fey (Universität Göttingen)

Thema: Untersuchung der 3-D Strukturen in Nachlaufströmungen

Ausgangssituation: Das Auftreten von 3-D Strukturen in der von Kármánschen Wirbelstraße eines Kreiszylinders ist Gegenstand zahlreicher Untersuchungen. Während im regulären Reynolds-Zahlen-Bereich ($45 < Re < 160$) die Zylinderumströmung typischerweise zweidimensional simuliert wird, zeigt das Experiment meist eine Schrägablösung der von Kármán Wirbel. Auch im Transitionsbereich ($160 < Re < 300$) gibt es sehr unterschiedliche experimentelle und numerische Beschreibungen des Einsetzens der Dreidimensionalität, insbesondere bezüglich der kritischen Reynolds-Zahl und der charakterischen spannwitigen Wellenlänge der Sekundärstrukturen.

Ziel: Ziel des Projekts ist eine detaillierte Beschreibung der dreidimensionalen Nachlaufstrukturen sowie ein Verständnis der diesen zu Grunde liegenden physikalischen Mechanismen.

Lösungsweg: Die Zylinderumströmung wird experimentell und numerisch untersucht. In Wind- und Wasserkanälen werden Hitzdrahtanemometrie, Strömungssichtbarmachung mit Rauchdraht bzw. Wasserstoffbläschen und Particle Image Velocimetry eingesetzt. In den theoretischen Arbeiten werden ein niederdimensionales Galerkin-Verfahren und ein Finite-Differenzen-Verfahren (FDM) verwendet.

Ergebnis: Die Kreiszylinderumströmung wird im regulären Reynolds-Zahlen-Bereich für unterschiedliche Endbedingungen systematisch in verschiedenen Windkanälen untersucht. Diese Untersuchungen führen zu dem überraschenden Ergebnis, daß die ablösenden von Kármán Wirbel nur "diskrete Moden" mit den zugehörigen Strouhal-Frequenzen $St_n = St_0(Re) - n\Delta St(Re)$ ($n = 0, 1, 2, \dots$) und Ablösewinkel $\theta_n = \arccos(St_n/St_0)$ annehmen können (Abb. 1). Die beobachtete Mode n hängt dabei von der Reynolds-Zahl, dem Längen-Durchmesser-Verhältnis und den Endbedingungen ab. Mit diesem Modenschema können erstmals einheitlich die z.T. sehr unterschiedlichen $St(Re)$ -Verläufe aus der Literatur, einschließlich der beobachteten Frequenzsprünge, erklärt werden.

Die Nachlauftransition wird in einem Wasserkanal und mit verschiedenen numerischen Verfahren untersucht. Dabei werden im Transitionsbereich vier verschiedene 3-D Instabilitätsmechanismen, die sog. A-, B-, C- und Haft-Mode, beobachtet (Abb. 2). Während die A- und B-Mode schon in neueren experimentellen Arbeiten beschrieben sind, wird erstmals die Haft-Mode und die von uns theoretisch vorhergesagte C-Mode experimentell gefunden. Alle vier Transitionsmoden werden auch erstmals von uns numerisch mit dem FDM berechnet. Damit können kontroversen Literaturresultate auf die unterschiedlichen experimentellen Bedingungen bzw. auf die numerischen Anfangs- und Randbedingungen zurückgeführt werden.

AG STAB

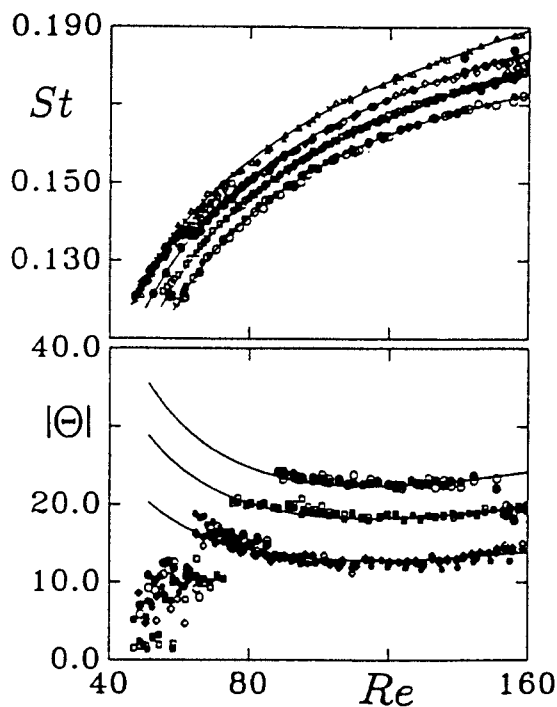


Abb. 1: Das Modenschema. Strouhal-Frequenz St (oben) und Wirbelablöswinkel θ (unten) nehmen für verschiedene experimentelle Bedingungen nur diskrete Werte an.

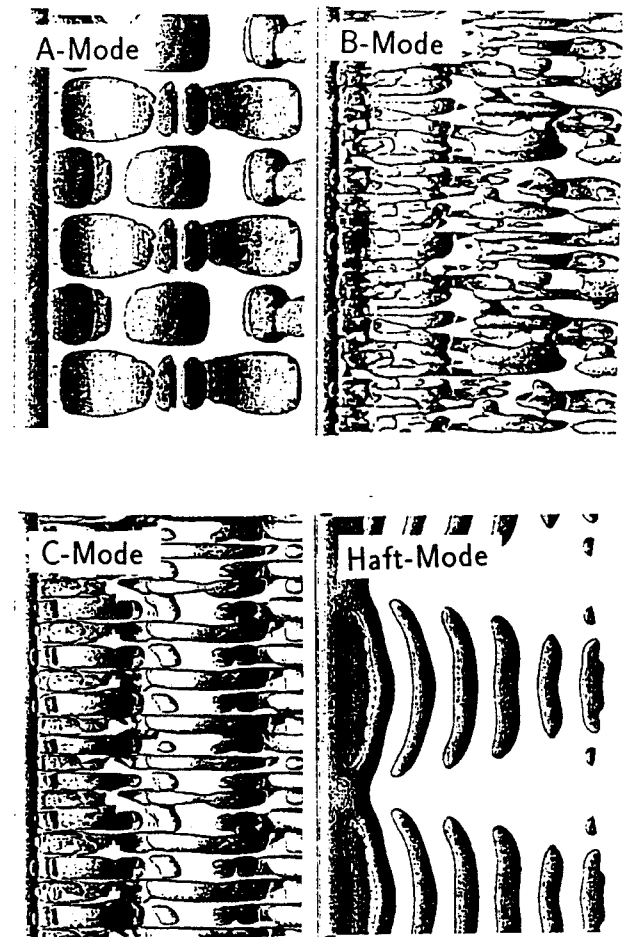


Abb. 2: Numerisch berechnete A-, B-, C- und Haft-Mode. Es werden die Konturflächen der stromab-Vorticity-Komponente für die A-, B-, und C-Mode bzw. die des Drucks für die Haft-Mode gezeigt.

Literatur:

- [1] M. Brede, H. Eckelmann, M. König & B.R. Noack, "On discrete shedding modes of the cylinder wake in a jet with a homogeneous core," *Phys. Fluids* 7, 2711–2715 (1994).
- [2] M. König, B.R. Noack & H. Eckelmann, "Discrete shedding modes in the von Kármán vortex street," *Phys. Fluids A* 5, 1846–1848 (1993).
- [3] B.R. Noack & H. Eckelmann, "A low-dimensional Galerkin method for the three-dimensional flow around a circular cylinder," *Phys. Fluids* 6, 124–143 (1994).
- [4] B.R. Noack & H. Eckelmann, "A global stability analysis of the steady and periodic cylinder wake," *J. Fluid Mech.* 270, 297–330 (1994).
- [5] B.R. Noack, M. König & H. Eckelmann, "Three-dimensional stability analysis of the periodic flow around a circular cylinder," *Phys. Fluids A* 5, 1279–1281 (1993).
- [6] H.-Q. Zhang, U. Fey, B.R. Noack, M. König & H. Eckelmann, "On the transition of the cylinder wake," erscheint in *Phys. Fluids* 7(4), (1995).

Weiteres Vorgehen: Die 3-D Nachlaufstrukturen hinter einem Kreiszylinder sollen physikalisch modelliert und auch für andere Körpergeometrien detailliert untersucht werden.

Datum: 08.02.1995

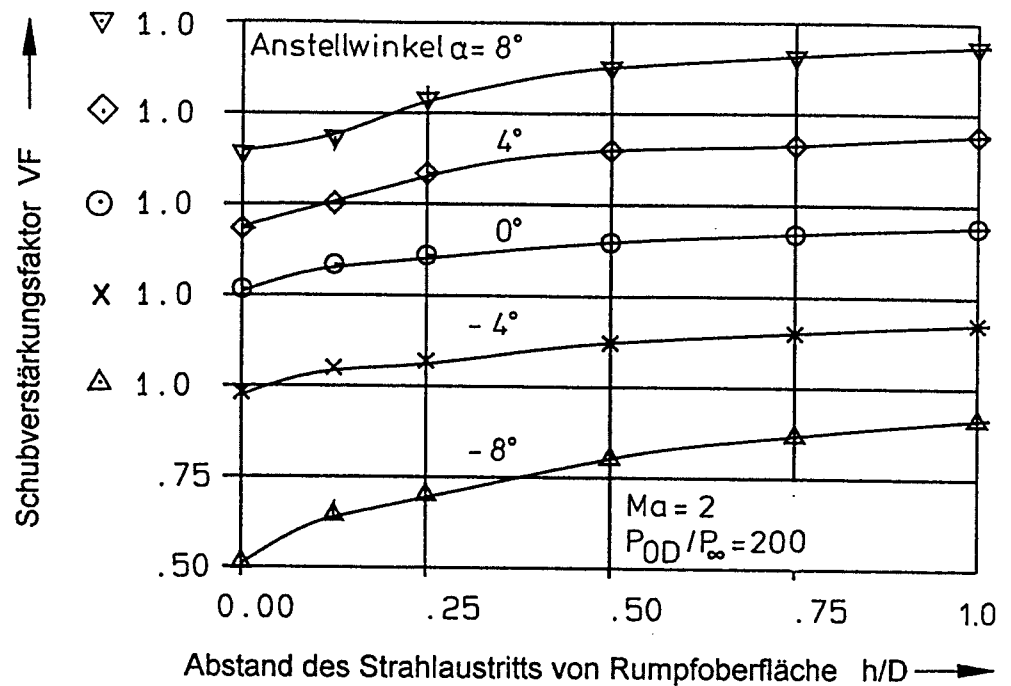
AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe		
Ansprechpartner	H. Esch		
Institution	DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz		
Adresse	Linder Höhe, D-51140 Köln	Telefon	02203/601-2345
		Telefax	02203/601-2085
weitere Partner			
Thema	Einfluß eines seitlich austretenden Steuerstrahls auf die aerodynamischen Kräfte eines zylindrischen Rumpfes		
Ausgangssituation	Die Wechselwirkung zwischen seitlich austretendem Strahl und Rumpfströmung hat im niedrigen Überschall in der Regel eine Abminderung der Kraftwirkung des Steuerstrahls zur Folge. Zum Teil sinkt die durch den Strahl erzeugte Querkraft auf unter 50% des Schubes ohne Anströmung.		
Ziel	Verringerung der negativen Interferenz an einer Rumpf-Leitwerk-Konfiguration im Überschall.		
Lösungsweg	Als eine von verschiedenen Möglichkeiten wurde durch Verlängerung der Querschubdüse der Strahlaustritt von der Rumpfoberfläche nach außen verlegt. Der Abstand h wurde im Bereich $0 \leq h \leq 1D$ (D = Rumpfdurchmesser) variiert. Es wurde die integrale Interferenzwirkung des Strahls mit Hilfe einer Dehnmeßstreifenwaage gemessen.		

Ergebnis

Bei der hier untersuchten Rumpf-Leitwerk-Konfiguration wächst bei der Machzahl $Ma = 2$ die Querkraftwirkung des Strahls mit dem Abstand des Strahlaustritts von der Rumpfoberfläche. Bei hohen Überschallmachzahlen, bei denen der Schubverstärkungsfaktor für $h = 0$ bereits über 1 liegt, ist entsprechend mit einer Abminderung zu rechnen.



Einfluß des Abstandes des Düsenaustritts h/D auf den Schubverstärkungsfaktor VF der Normalkraft

Literatur

H. Esch, Kraftmessungen zum Einfluß des Düsenaustrittsabstandes von Querschubstrahlen auf aerodynamische Interferenzen im Überschall. Interner DLR-Bericht IB-39113-94A04, 1994.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. B. Fago, Prof. Dr.-Ing. O. Mahrenholtz	
Institution	Arbeitsbereich Meerestechnik II, TU Hamburg-Harburg	
Adresse	Eißendorfer Str. 42 D-21073 Hamburg	Telefon: 040/7718-3220 Telefax: 040/7718-2028
weitere Partner		
Thema	Wirbelresonanzanregung von Kreis- und Quadratzyllindern	
Ausgangssituation	Angeströmte Widerstandsprofile werden durch wechselseitige Wirbelablösung zu Querschwingungen angeregt. Der aktive fluidische Schwinger (die Wirbelanregung) und der passive mechanische Schwinger (der Resonator) bilden ein gekoppeltes, fluidelastisches System, das durch Phänomene wie 'lock-in', Hysterese und eine amplitudenabhängige Steuerung des Energieflusses zwischen Fluid und Resonator geprägt ist. Das Verständnis der Wirbelresonanzanregung ist nur unzureichend entwickelt.	
Ziel	Ziel ist die Aufhellung des physikalischen Mechanismus der alternierenden Wirbelablösung sowie ihrer Wechselwirkung mit der Bewegung des umströmten Körpers, ferner – wenn möglich – die Formulierung eines semiempirischen Modells mit strömungsmechanisch begründeten und leicht zu bestimmenden Parametern, das die <i>Prognose</i> einer Wirbelresonanzschwingung erlaubt.	
Lösungsweg	a) Experimentelle Untersuchungen im Windkanal: Messung der fluidischen Arbeit am querschwingenden Kreis- und Quadratzyllinder, der Quertriebskraft (Betrag und Phase) am zwangsgeführten (Querschwingung, Drehschwingung, Querschwingung mit überlagerter Drehschwingung) und am frei querschwingenden Quadratzyllinder, der mittleren Widerstandskraft am zwangsgeführt querschwingenden Quadratzyllinder. b) Experimentelle Untersuchungen im Wasserkanal mit freier Oberfläche: Simultane Erfassung der sichtbar gemachten Umströmung des zwangsgeführt querschwingenden Quadratzyllinders und der Lissajous-Figur aus Quertriebskraft und Körperbewegung. c) Theoretische Untersuchungen zur Verschiebung der Wirbelfrequenz gegenüber der Strouhalfrequenz bei Annäherung an den lock-in-Bereich, numerische Simulation der beobachteten Wechselwirkung zwischen Wirbelablösung und Körperbewegung, Analyse des Strömungsschwingers im Oszillatormodell.	

Ergebnis

Der lock-in-Effekt erklärt sich aus dem Zusammenhang zwischen der Initialisierung des Strouhalwirbels durch seinen gegenseitigen Vorgänger, der Struktur des körpernahen Strömungsfeldes und der Phasenverschiebung (relativ zur Bewegung) der Initialisierung. Die Strouhalwirbel werden durch 'Phaselocking' synchronisiert. Bei großen Amplituden tritt an die Stelle synchronisierter Strouhalwirbel eine substantiell veränderte Nachlaufstruktur.

In der näheren Umgebung des lock-in-Bereiches unterliegt der Strouhalmechanismus periodischen Unterbrechungen, die sich im Frequenzspektrum des Gesamtvorgangs in einer deutlichen Verschiebung der Wirbelfrequenz f_v gegenüber der Strouhalfrequenz f_s auswirken. Tatsächlich erfolgt die Ablösung der Strouhalwirbel durchaus in der Frequenz $f_v \approx f_s$.

Zwischen der Phasenverschiebung der Wirbelstrukturierung bzw. -initialisierung und dem Phasenwinkel der Quertriebskraft besteht eine Differenz, die von der Phasenverschiebung der Wirbelstrukturierung abhängig ist.

Im lock-in-Bereich ist eine Vergrößerung der Bewegungsamplitude am Quadratprofil ebenso wie am Kreisprofil mit einer Vergrößerung der Wirbelstärke und der Quertriebskraft verbunden. Am Quadratprofil verringert sich dabei jedoch die mittlere Widerstandskraft, während sie sich am Kreisprofil vergrößert.

Ein allgemeiner Zusammenhang zwischen leicht meßbaren globalen Parametern und dem Energietransfer zwischen Fluid und Querschwingung des Körpers ist nicht zu erkennen.

Das Oszillatormodell ist qualitativ verbessert. Erstmals ist eine korrekte Nachbildung der Phasenverschiebung zwischen Quertriebskraft und Bewegung am *zwangsgeführten* Zylinder möglich. Mit der gefundenen Beschreibung läßt sich sofort das Verhalten des frei schwingenden Zylinders berechnen. Eine Amplitudenhysterese liefert nun auch eine Phasenhysterese.

Sowohl im Experiment als auch im Oszillatormodell treten am freien Schwinger Lösungen auf, die am zwangsgeführten Schwinger instabil sind, d.h. dort nicht gemessen werden können.

Literatur

Mahrenholtz, O.: Fluidelastische Schwingungen. ZAMM **66**, 1 (1986), 1-22.

Fago, B., Mahrenholtz, O.: Vortex Resonant Vibrations of Circular and Square Cylinders. In: Gersten, K. (Ed.): Physics of Separated Flows - Numerical, Experimental and Theoretical Aspects, NNFM **40** (1993), 165-173.

Fago, B.: Wirbelresonanzanregung von Kreis- und Quadratzyllindern. Dissertation, TU Hamburg-Harburg (erscheint 1994).

Datum

4. September, 1994

Mitteilung

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

☐ Laminar-Turbulente Transition

☐ Instationäre Strömungen

☒ Turbulenz

Projektgruppe/ Anwendungsbereich: "Stumpfe Körper / Rümpfe"

Ansprechpartner

U. Gietz, Dr. J. Kux

Institution

Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse

Lämmersieth 90,
22305 Hamburg

(040) 29 84 - 3100
Telefon

- 3199
Telefax

weitere Partner

Thema

Untersuchung des Feldes der mittleren Geschwindigkeit und von Komponenten des Reynoldstensors am Windkanalmodell "Hamburg Testcase"

Ausgangssituation

Die Vorhersage der Eigenschaften von Schiffen als Großausführung ist bis heute mit Unsicherheiten behaftet, die weder durch Modellversuche, noch durch numerische Strömungsberechnungen (CFD) beseitigt werden können. Durch Messungen des turbulenten Strömungsfeldes an einem Windkanalmodell mit einem Laser-Doppler-Velocimeter können Ergebnisse erzielt werden, die als Referenz für die Validierung der Geschwindigkeitsfelder aus Resultaten der CFD geeignet sind. Darüberhinaus ermöglicht das berührungslose Messverfahren aber auch eine Bestimmung der nur indirekt zugänglichen turbulenten Schub- und Normalspannungen (Reynoldstensor-komponenten), deren Wechselwirkung mit der lokalen Strömung in weiten Bereichen noch unbekannt ist.

Ziel

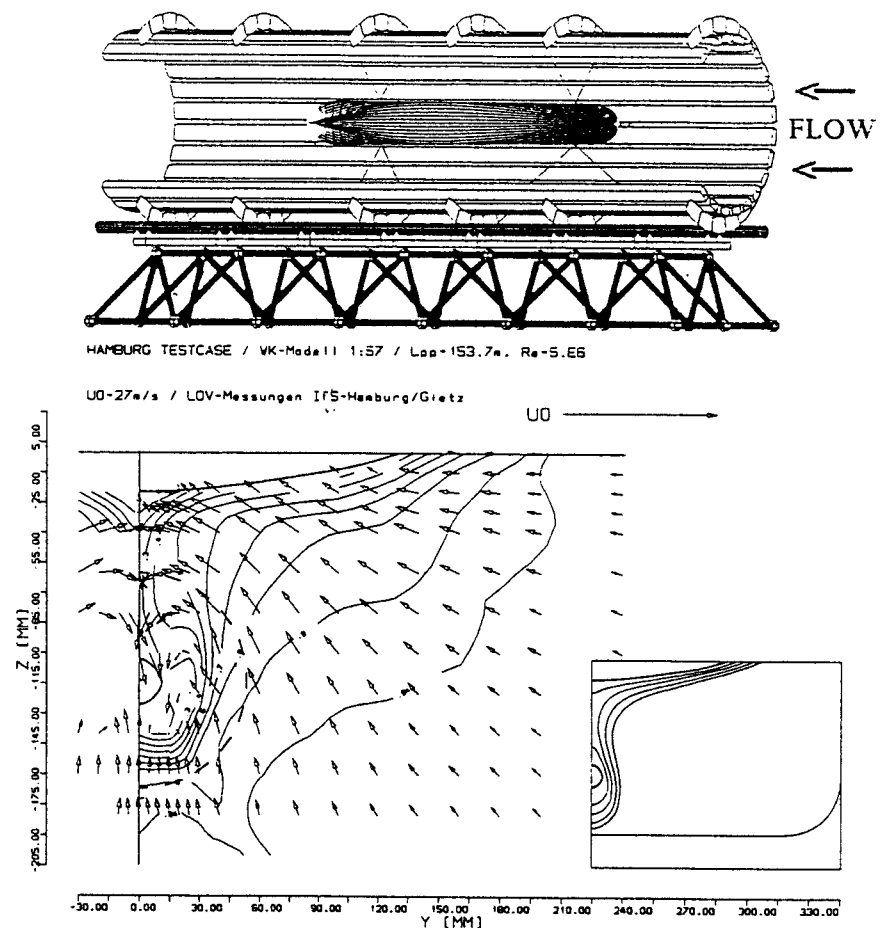
Lösungsweg

Zu einem besseren Verständniss des Zusammenhangs zwischen dem Feld der mittleren Geschwindigkeit und der turbulenten Normal- und Schubspannungen ist das Strömungsfeld an einem Schiffsmodell in mehreren Ebenen zu bestimmen. Aus der Verknüpfung des gemessenen Geschwindigkeitsfeldes mit dem Feld der Komponenten des Reynoldstensors, können theoretische Modelle überprüft und weiterentwickelt werden.

An einem (Doppel-)Modell des "Hamburg Testcase" wird im Windkanal das Feld der mittleren Geschwindigkeit und das Feld der Reynoldstensor-komponenten durch Messungen mit einem Drei-Komponenten Laser-Doppler-Velocimeter bestimmt. Es werden sowohl Bereiche nahezu zweidimensionaler Strömung (Hauptspant) untersucht, als auch Gebiete mit hochgradig dreidimensionaler Strömung. Die untersuchten Gebiete gliedern sich in vier Gruppen von Spantebenen:

- i) Eine Ebene nahe dem (Wulst-)Bug
- ii) Eine Ebene am Hauptspant
- iii) Fünf Ebenen am Hinterschiff
- iv) Eine Ebene im fernen Nachstrom des Modells

Die Ergebnisse über das Feld der mittleren Geschwindigkeit und das Feld von Komponenten des Reynoldstensors (turbulente Normalspannungen) liegen vor. Sie sind Teil eines internationalen Referenzdatensatzes aus den Ergebnissen mehrerer Versuchseinrichtungen zu dem untersuchten Testfall.



Windkanalmodell und Geschwindigkeitsfeld (VW-Pfeile, U-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

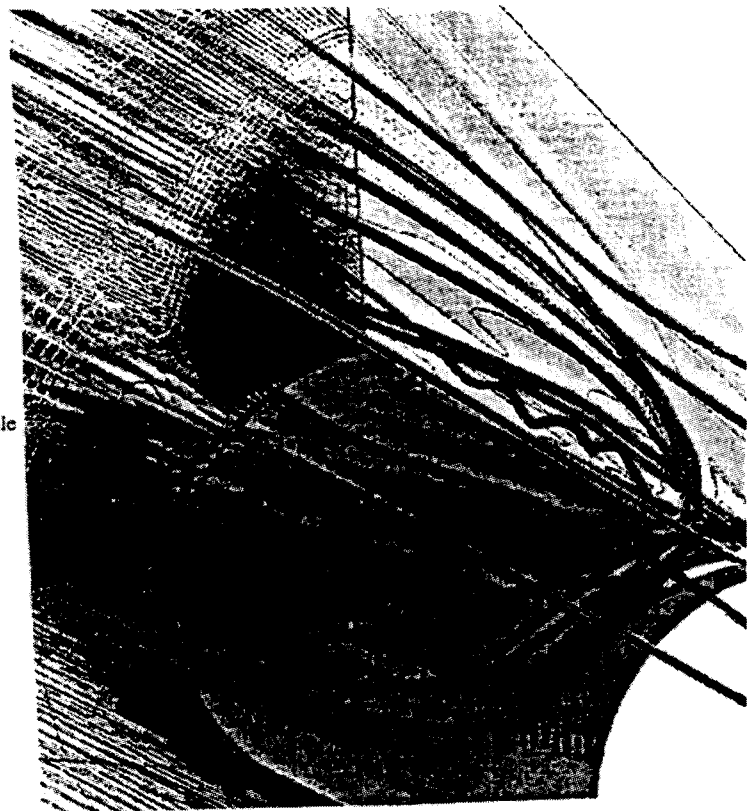
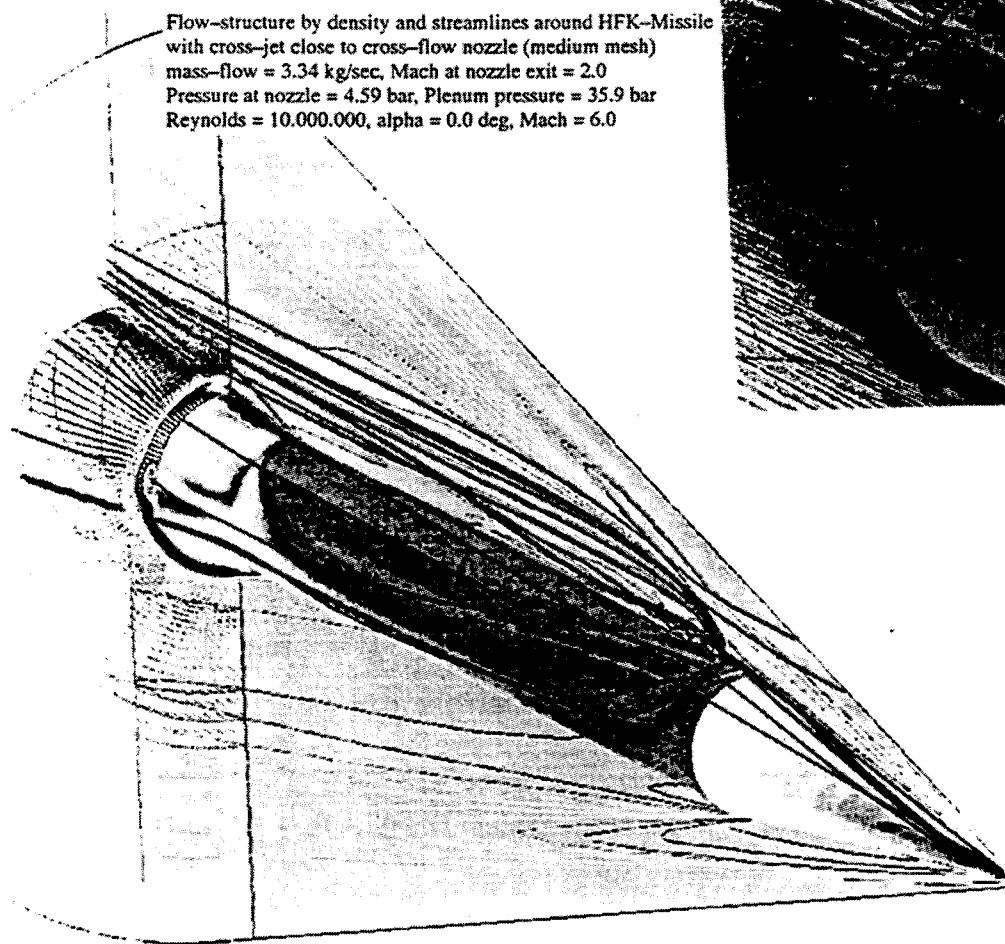
Gietz U., Kux J.: "Flow Investigations on the Hamburg Test Case Wind Tunnel Model", IfS-Bericht Nr. 550, Februar 1995

weitere Vorgehen

Fortsetzung der Untersuchungen mit der speziellen Zielsetzung oberflächennaher Messungen des Geschwindigkeits- und Reynoldstensorfeldes mit der Erweiterung um turbulente Schubspannungen. Eine weitergehende Analyse durch Berechnung differentieller Größen aus dem Datenmaterial und Vergleich mit theoretischen Zusammenhängen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe Flugkörper	
Ansprechpartner	Stephan M. Hitzel	
Institution	Dornier Luftfahrt Friedrichshafen Numerische Strömungsmechanik EV32	
Adresse	P.O. Box 1303 und Bergische Uni – Gesamthochschule Wuppertal	Telefon 089 – 607 – 22568 Telefax 089 – 607 – 22461
weitere Partner	Dr. Hennig / Endmann DASA – Verteidigung und zivile Systeme VAS 41 Flugkörperphysik 81663 München	
Thema	numerische Strömungssimulation an einem Hochgeschwindigkeitsflugkörper mit Querschubsteuerung HFK	
Ausgangssituation	Navier–Stokes–Code 'Ikarus' , Netzgenerator 'Dogrid'	
Ziel	Aufgabenstellung: Bestimmung der Strömungsstruktur bei HFK–Konfiguration Unterstützung weiterer Arbeiten, Klärung von Strömungsdetails	
Lösungsweg	Geometriedefinition, interaktive Netzerstellung unter Berücksichtigung der Stoßgeometrien, Strömungssimulation mit Navier–Stokes–Verfahren (finite–Volumen, Multilevel, algebraisches Turbulenzmodell) inklusive Querschubstrahl für verschiedene Bedingungen. Auswertung	



weitaeres Vorgehen

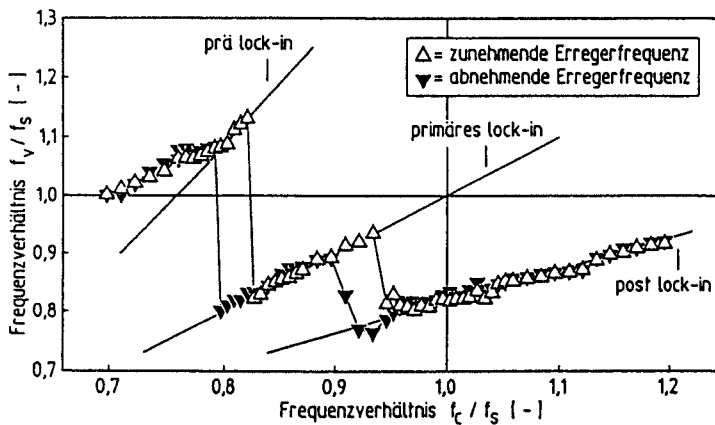
Weitere Projektbegleitung, Vergleich mit Experiment (noch durchzuführen),
Berechnung anderer Konfigurationen

Mitteilung

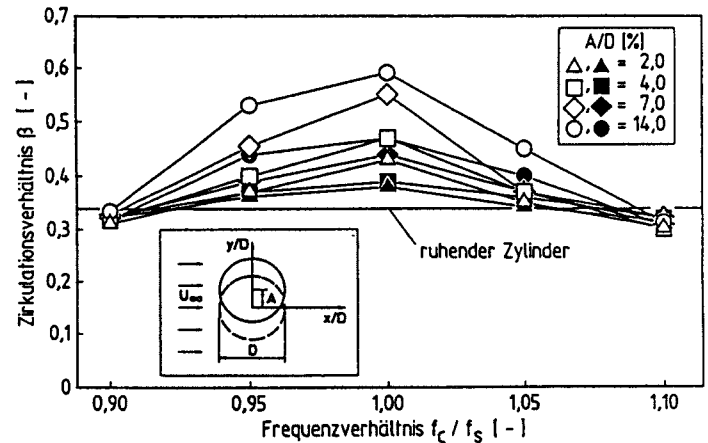
Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. T. Huth, Prof.Dr.-Ing. I. Teipel	
Institution	Institut für Mechanik	
Adresse	Universität Hannover, Inst. f. Mechanik Appelstr. 11, D-30167 Hannover	Telefon 0511/762-4122 Telefax 0511/762-4182
weitere Partner		
Thema	Das instationäre Strömungsverhalten des Totwassergebietes eines oszillierenden Kreiszylinders	
Ausgangssituation	Eine der Ursachen für den Anregungsmechanismus von Schwingungen bei stumpfen Körpern ist die über weite Bereiche der Reynolds-Zahl auftretende quasi-periodische Wirbelablösung. Obwohl seit Jahrzehnten Bestandteil intensiver Forschungen ist die rein theoretische Behandlung der Kreiszyklinderumströmung bislang noch nicht gelungen. Der Vergleich der experimentell und theoretisch ermittelten Resultate ergibt häufig große Unterschiede. Daher sind empirische Untersuchungen an einem Modell notwendig, um die Entstehung und die Auswirkungen strömungserregter Schwingungen erfassen und in mathematische Formulierungen eingliedern zu können.	
Ziel	Das Hauptziel der Arbeit ist es, durch systematische Untersuchungen die topologischen Veränderungen der Strömung um einen Einzelzylinder zu erfassen. Es soll qualitativ und quantitativ aufgezeigt werden, welche Umverteilung der Strömungsenergie des Fluids auftritt, wenn ein Kreiszyklinder durch Wirbelanregung zu Schwingungen quer zur Anströmungsrichtung angeregt wird. Da die experimentell gewonnenen Daten bei einem frei schwingenden Körper schwierig zu interpretieren sind, wird die Methode der Zwangserregung angewendet. Neben der Reynoldszahl als Versuchsparameter sollen das Amplitudenverhältnis A/D und das Verhältnis von Strouhal- zu Erregerfrequenz verändert werden.	
Lösungsweg	Durchführung der Untersuchungen in einem Freistrah-Windkanal. Als sowohl zeitlich, als auch räumlich hochauflösendes Messinstrument kommt die Laser-Doppler-Anemometrie zur Anwendung. Das Verständnis der strömungsphysikalischen Zusammenhänge wird verbessert, indem die Geschwindigkeitskomponenten aufgeteilt in stochastische und periodische Mittelwerte sowie in Phasenmittelwerte aufgeteilt werden. Die Phasenzuordnung der Strömungsgrößen erfolgte entweder mit der Bewegung des Modellkörpers mit einem induktiven Wegaufnehmer, oder über piezoresistive Druckaufnehmer, die in dem Zylinder befestigt wurden.	

Ergebnis

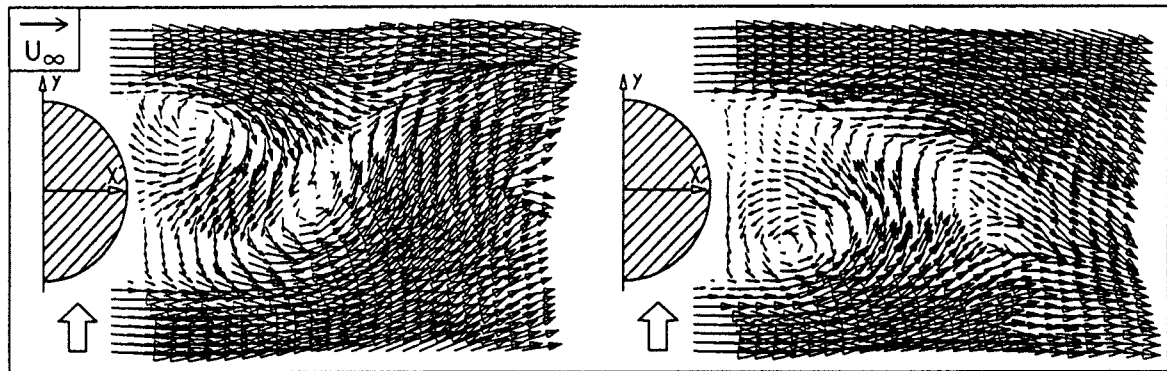
Anhand der vorliegenden Ergebnisse konnte aufgezeigt werden, daß mit Hilfe der Phasenkopplung instationäre Bewegungen eines Fluids sehr gut analysiert werden können. Die Auswertung der Messwerte ergab eine Reihe von Merkmalen der Strömungstopologie in Abhängigkeit von den Amplituden- und Frequenzverhältnissen. Die nachfolgenden Bilder zeigen einige Beispiele von Verteilungen der Totwasser relevanten Strömungsgrößen.



Hystereseverhalten und lock-in Grenzen, $Re=4500$, $A/D=14\%$.



Zirkulationsverhältnis β , ($Re=4500$ → leere Symbole, $Re=9000$ → volle Symbole)



Phasensprung der Geschwindigkeitsvektoren, $Re=9000$, $A/D=7\%$, $f_c / f_s = 1.0$ (links), $f_c / f_s = 1.1$ (rechts)

Literatur

- (1) Cantwell, B.; Coles, D.: An Experimental Study of Entrainment and Transport in the Turbulent Near-Wake of a Circular Cylinder. Journal of Fluid Mechanics 136, pp. 321-304, 1983.
- (2) Franke, R.; Rodi, W.; Schönung, B.: Analysis of Experimental Vortex-Shedding Data with Respect to Turbulence Modelling. 7th Symposium on Turbulent Shear Flows, Stanford University, 1989.
- (3) Huth, T.: Das instationäre Strömungsverhalten des Totwassergebietes eines oszillierenden Kreiszylinders, Universität Hannover, Dissertation, 1995.
- (4) Brereton, G.J.; Kodal, A.: An Adaptive Turbulence Filter for Decomposition of Organized Turbulent Flows. Physics of Fluids A, Vol. 6, 1994

weitere Vorgehen

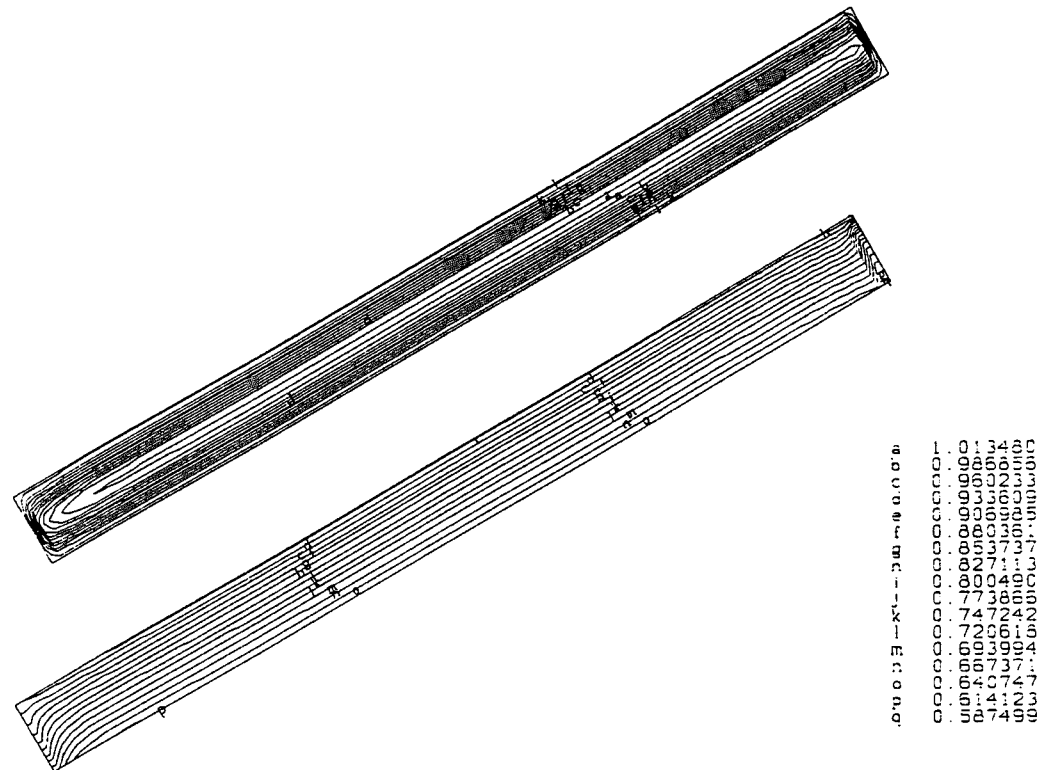
Projektdarstellung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik TWHR - Erlangen
Bereich	Numerische Strömungsmechanik
Forschungsgruppe	Höchstleistungsrechnen
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Oliver Lauer
Telefon	09131/8104-73
Telefax	09131/85-9503
Weitere Partner	Bundesverband der Deutschen Ziegelindustrie
Thema	Dachhinterlüftungen wärmegeämmter Dachschrägen bei verschiedensten aufgeprägten Randbedingungen
Ausgangssituation	Die Dachdeckerpraxis empfiehlt aufgrund jahrelanger positiver Erfahrungen, Dachkonstruktionen zu hinterlüften. Neuere Forschungsergebnisse zur Auswirkung vollständiger Wärmedämmungen geben an, daß Dachhinterlüftungen mit Feuchteeintrag in den Dachbereich verbunden sind und somit negative Auswirkungen auf die Holzkonstruktion haben, so daß von Dachhinterlüftungen abzuraten ist.
Ziel	Ein in vorangegangenen Entwicklungsarbeiten erstelltes numerisches Berechnungsverfahren soll zur Anwendung gebracht werden und zur Klärung der oben angesprochenen Problematik beitragen.
Lösungsweg	Um die Vorgänge unter dem Dach besser verstehen und auch quantitativ berechnen zu können, wurden numerische Berechnungsverfahren für Anwendungen im Dachbereich erstellt. Die für diffusive und konvektive Transportvorgänge aufgestellten Massen-, Impuls-, Wärme- und Stofferhaltungsgleichungen wurden formuliert und mit Hilfe der Finiten-Volumen-Methode diskretisiert. Diese diskretisierten Gleichungen wurden für Randbedingungen gelöst, die den realen Bedingungen im Hausbereich entsprechen. Nun sollen für diese Berechnungen Parameterstudien durchgeführt werden. Für solche Parameterstudien ist es möglich, die Temperatur im Inneren eines Hauses und die dort vorliegende Luftfeuchtigkeit, verbunden mit den Durchlässigkeiten der Wärmedämmung und der Unterspannbahn für Feuchte und Wärme anzugeben, und auch die aufgeprägte Außentemperatur und die zugehörige Außenluftfeuchte zu spezifizieren. Mit diesen Parametern läßt sich dann bestimmen, wo es im Dachbereich zu Niederschlägen kommen kann. Die Parameterstudien sollen in enger Abstimmung mit der Forschungsstelle des Bundesverbandes der Deutschen Ziegelindustrie durchgeführt werden, um so sicherzustellen, daß für praxisrelevante Gegebenheiten die gewünschten Informationen erhalten werden.

Ergebnis

Erste Berechnungen nur für den inneren Dachkanal haben gezeigt, daß reine Diffusionsbetrachtungen, wie sie bisher angewandt werden, nicht ausreichen, um realitätsnahe Voraussagen über Problembereiche zu machen. Im geneigten inneren Dachkanal ohne Durchlüftung entsteht durch die wärmere hausnahe Wand und die kältere Unterspannbahn eine Konvektionsrolle. Dadurch wird im oberen Teil des Kanals warme feuchte Luft an die kalte Unterspannbahn geführt. Durch die darauf folgende Abkühlung bildet sich Tauwasser.

Diese durch konvektive Transporte entstehenden Phänomene können mit den reinen Diffusionsbetrachtungen nicht erfaßt werden.



Literatur

- [1] F. Durst, O. Lauer, "Konvektive und diffusive Transportvorgänge unter dem geneigten Dach", Abschlußbericht des Forschungsvorhabens 'Strömungsmechanik am geneigten Dach'.
- [2] F. Durst, O. Lauer, "Dachhinterlüftung: Notwendigkeit oder Übel", in Druck.
- [3] F. Durst, O. Lauer, "Ein Plädoyer für die Dachhinterlüftung", in Druck.

weiteres Vorgehen

Die Berechnungen sollen nun für die gekoppelten Belüftungskanäle am geneigten Dach durchgeführt werden, wobei der hausnahe Dachkanal sowohl mit als auch ohne Durchströmung simuliert werden soll.

Mitteilung

Projektgruppe / stumpfe Rümpfe / Körper

Fachkreis

Ansprechpartner F. Leopold

Adresse Deutsch - Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis

Postfach 1260, D-79574 Weil am Rhein

Telefon: 0033.89.69.50.61

Telefax: 0033.89.69.50.02

weltliche Partner Priv.-Doz. Dr.rer.nat. L. Brevdo, Mathematisches Institut A,
Universität Stuttgart

Thema Untersuchungen der unterschiedlichen angefachten Moden im
Nachlauf eines längsangeströmten Kreiszylinders bei
Überschallgeschwindigkeit

Ausgangssituation Die gemessenen Frequenzen und Wellenlängen im
Nachlauf des längsangeströmten Kreiszylinders deuten auf
kohärente Strukturen.

Ziel Berechnung der im Nachlauf auftretenden kohärenten Strukturen.

Lösungsweg Da es sich um eine kompressible Nachlaufströmung handelt,
müssen für die Stabilitätsuntersuchungen zu der
Geschwindigkeitsverteilung die Verläufe von Druck, Temperatur und
Dichte bekannt sein. Zu diesem Zweck werden die Navier-Stokes-
Gleichungen für den instationären, rotationssymmetrischen,
kompressiblen Fall unter Verwendung eines Taylor-Galerkin-Finite-
Elemente-Verfahrens gelöst. Aufgrund der berechneten Werten an
diskreten Punkten läßt sich der Grundzustand durch eine tanh-
Funktion und eine oder mehrere Normalverteilungen analytisch
approximieren.

Ergebnisse Das Stabilitätsproblem besteht aus fünf linearen Störgleichungen mit den Amplitudenfunktionen für die Dichte, die Temperatur und den Geschwindigkeitskomponenten in axialer, radialer und tangentialer Richtung. Die Diskretisierung der Störamplituden erfolgt mittels Chebyshev-Polynomen.

Ferner unterscheiden wir zwischen zwei Fällen, die der achsensymmetrischen Grundströmung überlagert werden:

- Störungen, die ebenfalls achsensymmetrisch sind. In diesem Fall kann auf die Behandlung des Impulssatzes in Umfangsrichtung verzichtet werden und das Stabilitätsproblem reduziert sich um eine Gleichung.
- Des weiteren werden Anfachungen untersucht, die dem ersten nicht achsensymmetrischen Mod entsprechen.

Bei einem Vergleich der zeitlichen Anfachungsraten $\omega = f(k)$ zeigt sich, daß der erste nicht achsensymmetrische Mod wesentlich größere Anfachungsamplituden besitzt, als die der rotationssymmetrischen Störungen. Vergleicht man die Begrenzungen der absolut instabile Gebiete, so ist der Bereich der asymmetrischen Störungen wesentlich größer als der Bereich der rotationssymmetrischen Störungen und reicht über das Rückströmgebiet hinaus.

Literatur 1. Brevdo, L.: "A study of absolute and convective instabilities with an application to the Eady model ". Geophys. Astrophys. Fluid Dynamics, 40 (1988), 1 - 92.

2. Leopold, F.: "Simulation und stabilitätstheoretische Untersuchungen zum kompressiblen Nachlauf eines längsangeströmten Kreiszylinders", ZLR-Bericht 93-05, 1993.

3. Niessen, R.: "Speckle-optische Messungen räumlicher Strukturen in einer turbulenten, kompressiblen Nachlaufströmung", ISL-R 101/94, 1994.

weiteres Vorgehen Die Stabilitätsanalyse soll auf weitere Fälle angewandt werden.

Datum Februar 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminar-Turbulente Transition
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr. F. Obermeier, Dipl.- Phys. O. Schürmann

Institution Max-Planck-Institut für Strömungsforschung

Adresse Bunsenstr. 10 0551/709-2547 **Telefon**
37073 Göttingen 0551/709-2595 **Telefax**

weitere Partner
-

Thema Kompressible Umströmung von Rechteckzylindern

Ausgangssituation

Die Umströmung von zylindrischen Körpern ist oft untersucht worden, insbesondere wurden inkompressible Strömungen für verschiedene Körper bis zu hohen Reynolds-Zahlen vermessen (1). Für den Kreiszylinder gibt es auch Untersuchungen kompressibler Strömungen (2), aus denen bekannt ist, wie Stöße die Ablösung der Strömung beeinflussen.

Ziel

Beim Rechteckzylinder ist durch die scharfe Kante an der stromaufliegenden Seite der Ablösepunkt der Strömung vorgegeben. Der Übergang laminar-turbulent geschieht hier in der freien Scherschicht analog zum Übergang in der Grenzschicht bei der Umströmung eines Kreiszylinder. Der Einfluß zunehmender Kompressibilität der Strömung auf die Scherschicht soll untersucht werden.

Lösungsweg

Es wurden experimentelle Untersuchungen am transsonischen Windkanal des MPI für Strömungsforschung durchgeführt.

Hierbei wurden mittels einer Cranz-Schardin-Kamera Serien von Interferogrammen aufgenommen, aus denen der Verlauf der freien Scherschicht mit hoher zeitlicher Auflösung ermittelt werden konnte.

Im Nachlauf des Zylinders wurde ein Zeitsignal des Drucks aufgenommen, aus dem die Wirbelfolgefrequenz und damit die Strouhal-Zahl bestimmt werden konnte.

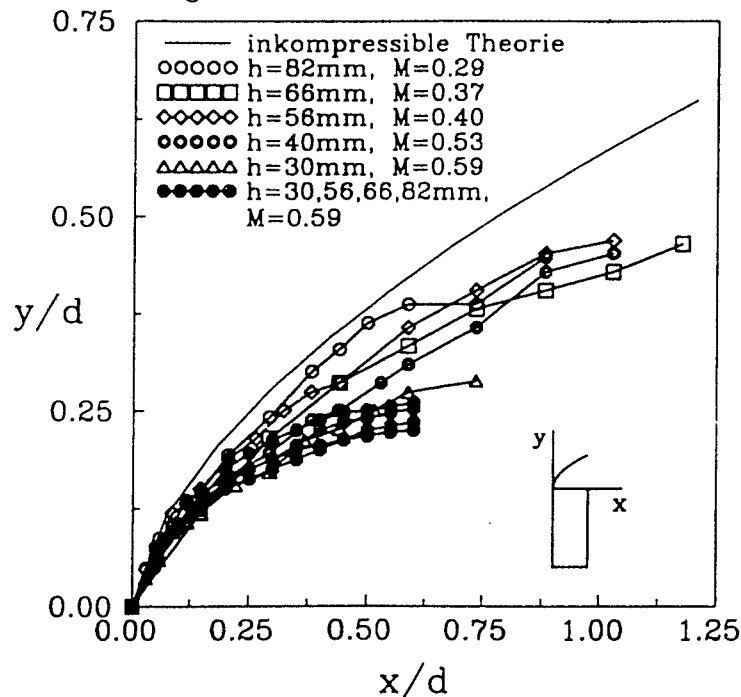
Die Ausdehnung des Zylinders in Strömungsrichtung und die Mach-Zahl der Anströmung wurden variiert.

Ergebnis

Die Interferogramme zeigen, daß die Scherschicht mit zunehmender Kompressibilität der Strömung dichter an den Körper gedrückt wird. Die Ausdehnung des Körpers in Strömungsrichtung h hat dagegen einen wesentlich geringeren Einfluß. Eine Zusammenfassung der Ergebnisse zeigt die Abbildung.

Die aus der Druckmessung im Nachlauf bestimmte Strouhal-Zahl zeigt qualitativ den gleichen Verlauf wie beim Kreiszylinder, auch hier gibt es eine drag-crisis mit Sprung der Strouhal-Zahl. Dieser kritische Punkt wird mit zunehmender Kompressibilität und mit zunehmender Körpertiefe h zu kleineren Reynolds-Zahlen verschoben, dies ist auf den Einfluß der Wechselwirkung der Scherschicht mit der Hinterkante des Körpers zurückzuführen.

Im Nachlauf des Zylinders sind unterhalb des kritischen Punktes ausgedehnte diskrete Einzelwirbel zu beobachten, die abwechselnd von Ober- und Unterseite des Körpers ablösen. Oberhalb des kritischen Punktes ist der unmittelbare Nachlauf ein von zwei Stößen begrenztes turbulentes Totwasser.



Verlauf der Trennfläche zwischen Totwasser und Außenströmung für verschiedene Generatoren und für verschiedene Mach-Zahlen. h Ausdehnung des Körpers in Strömungsrichtung x , d Dicke quer zur Strömung in y -Richtung. M Mach-Zahl in der Anströmung (aus (3)).

Literatur

- (1) Schewe, G., Analyse der aerodynamischen Kraftschwankungen, die auf ein Quadratprofil bei Anstellwinkelvariation wirken, DGLR-Symposium Strömung mit Ablösung, RWTH Aachen, 1990
- (2) Pfeiffer, H., Strömungsuntersuchungen an Kreiszylindern bei hohen Geschwindigkeiten, Forschungsberichte des Landes Nordrhein-Westfalen, Nr.1062, 1962
- (3) Schürmann, O., Wechselwirkung einer kompressiblen Wirbelstraße mit einem Tragflügelprofil, Dissertation, Universität Göttingen, 1994

Mitteilung

Projektgruppe/ **Laminarhaltung von Tragflügeln**
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Heribert Bieler

Institution **Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH**
Abtlg. EF 12

Adresse **D-28183 Bremen**

Telefon 0421 538 3232
Fax 0421 538 4486

weitere Partner Teilnehmer der Programme BRITE/EURAM, ELFIN und LaTec HLF Fin

Thema Laminarhaltung dreidimensionaler Tragflügelumströmungen durch Absaugung (Hybrid-Technologie)

Ausgangssituation

Gegenwärtig ist die Grenzschichtströmung um gepfeilte Tragflügel (bei transsonischem Reiseflug) nahezu ab der Vorderkante turbulent. Die Kombination von Flügelpfeilung und Reynoldszahl führt zu einer starken Anfachung der querströmungsinduzierten Störungen.

Ziel

Durch Absaugung im Nasenbereich kann man die Anfachung stark reduzieren. Das Ziel ist, große laminare Laufstrecken mit möglichst wenig Absaugeleistung zu realisieren, ohne dabei destabilisierende lochinduzierte Störungen hervorzurufen.

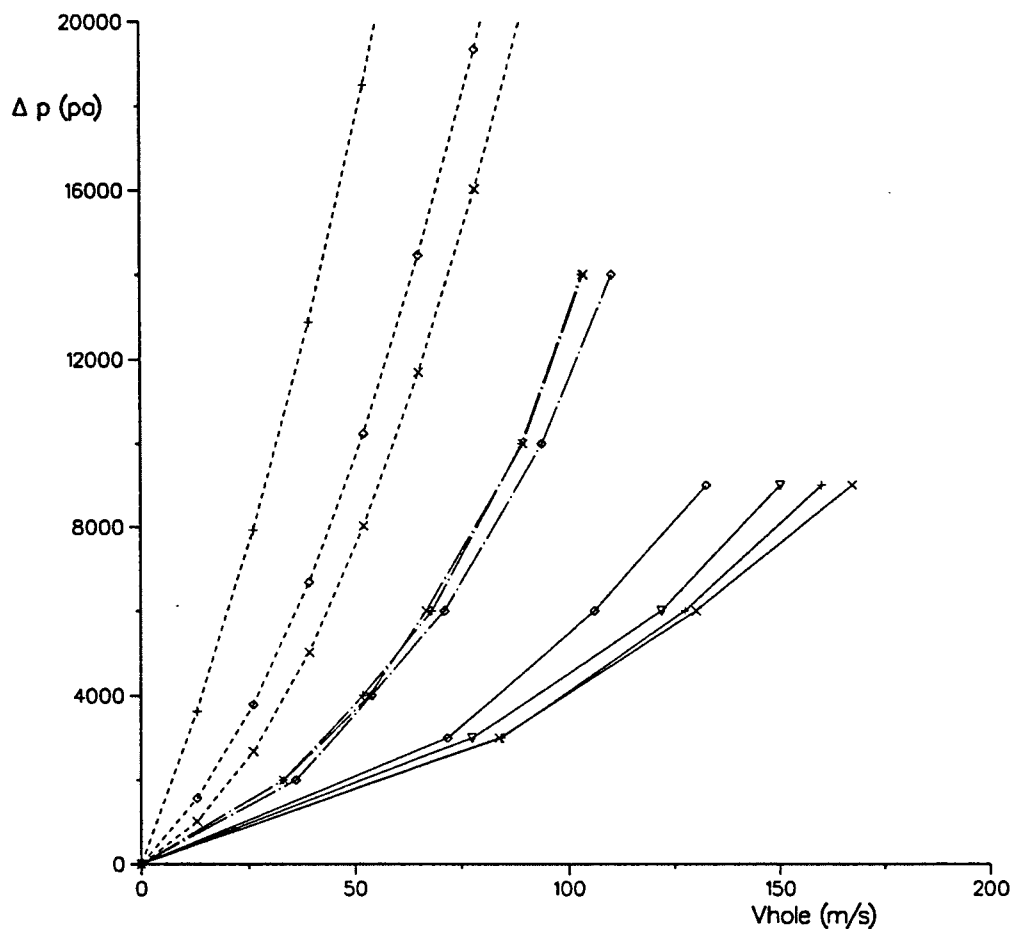
Lösungsweg

Im Rahmen der Programme TLF (national) bzw. BRITE/EURAM ELFIN und LARA (EU) sind Grundlagen zur Laminarisierung geschaffen worden. Die nächsten Schritte sind Flugversuche mit der A320 (Nr. 1) im Rahmen des AI-Programmes LaTec, bei denen die Laminartechnik an einem modifizierten Seitenleitwerk erprobt werden soll.

AG STAB

Ergebnis

Zwei Windkanalexperimente mit einem 1:2 Modell des Seitenleitwerks haben eine Vielzahl von Ergebnissen geliefert, die zum Teil noch unverstanden sind. Der Entwurf des Absaugesystems d.h. insbesondere die Bandbreite der realisierbaren Absaugegeschwindigkeiten hängt stark von der Porosität und dem Durchflußwiderstand des perforierten Außenpanels ab. Die Figur zeigt gemessene Kennlinien (durchgezogen und strichpunktiert) und auf ELFIN I basierende Abschätzungen (gestrichelt). Derartige Eichmessungen dienen zur Festlegung der Porosität. Die theoretische Vorhersage dieser Kurven ist noch zu verbessern.



Literatur

- [1] U. Dreßler, H. Stuke, H. Bieler: Aerodynamische Auslegung für ein Absaugesystem zur Laminarhaltung am Seitenleitwerk der A320. 9. DGLR Fachsymposium STAB; 4.-6.10.94, Erlangen
- [2] W. Müller, H. Bieler, M. Kloker, H. Bestek: Direkte räumliche Simulation von dreidimensionalen Grenzschichten mit Absaugung zur Überprüfung der Modellbildung in Grenzschichtverfahren. DGLR Jahrestagung 4.-7.10.94; Erlangen, Paper 94-I2-142

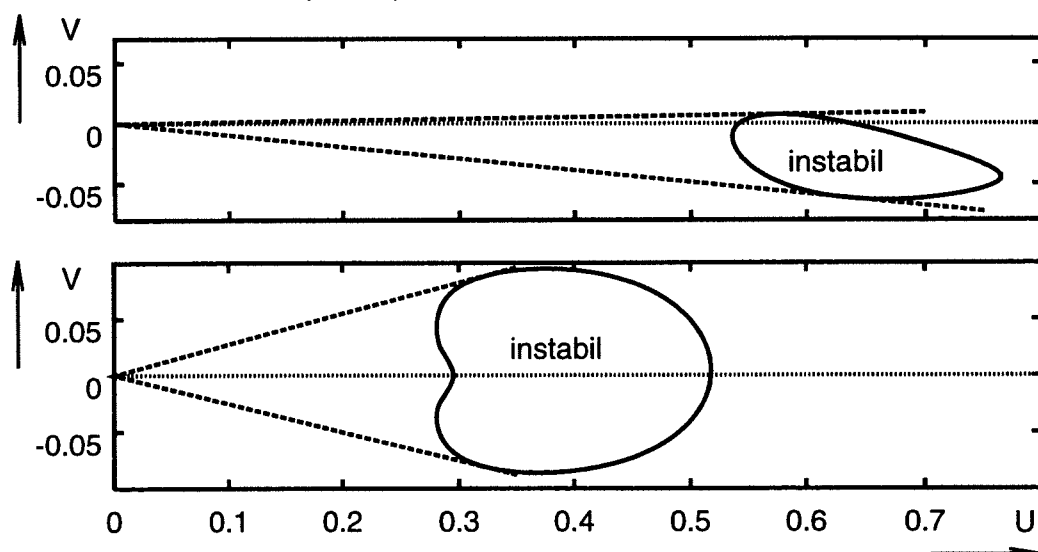
weiteres Vorgehen

- weitere Auswertung der Seitenleitwerks-Windkanalversuche
- Verbesserung der Beschreibung von Strömungsvorgängen durch perforierte Bleche kleiner Porosität

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung/Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner	Dr. J. Delfs
Institution	Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen, Universität Karlsruhe (TH)
Adresse	Kaiserstr. 12 D-76128 Karlsruhe
	Tel.: (0721) 608 4181 Fax.: (0721) 696727 e-mail: jan.delfs@mach.uni-karlsruhe.de
weitere Partner	Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH Bremen; Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig
Thema	Verhalten instabiler Wellenpaketstörungen in kompressiblen Pfeilflügelgrenzschichten.
Ausgangssituation	Lineare Stabilitätsuntersuchungen von technischen Strömungen werden in der Regel unter der Annahme monochromatischer Welleninstabilitäten durchgeführt. Bei dieser Annahme bleibt unberücksichtigt, daß in der Realität die Störungen nicht als unendlich ausgedehnte Wellen vorliegen, sondern eher lokal angeregt werden und sich als instabile Wellenpakete mit endlicher Ausdehnung weiterentwickeln. Weiterhin enthält die klassische Stabilitätsanalyse von Welleninstabilitäten keine Informationen zur Klassifizierung nach absolut- bzw. konvektiv instabilem Verhalten von Störungen. Diese Einteilung ist aber wesentlich bei der Auswahl von Verfahren zur Transitionsvorhersage. Denn es ist gezeigt worden [1], daß die klassische e^N -Methode im Falle des Vorliegens einer absoluten Instabilität prinzipiell versagt. Auch das Parabolisieren der Stabilitätsgleichungen ist in solchen Fällen problematisch.
Ziel	Beschreibung der Dynamik von instabilen Wellenpaketen in der dreidimensionalen, kompressiblen Grenzschicht eines Pfeilflügels. Klassifizierung der auftretenden Störungen (Tollmien-Schlichting- und Querströmungsinstabilitäten) nach absolut instabilem bzw. konvektiv instabilem Verhalten. Berechnung der technisch relevanten Wellenpaketanfächung.
Lösungsweg	Berechnung der zeitasymptotischen Lösung des Anfangs-Randwertproblems, das das Verhalten kleiner Störungen der Strömungsgrößen beschreibt. Es entsteht nach der Linearisierung der Navier-Stokes Gleichungen um den zu untersuchenden laminaren Strömungsgrundzustand und der Spezifikation einer lokalen Anfangsstörung sowie der Randbedingungen. Mittels der Sattelpunktmethode können insbesondere diejenigen komplexen Wellenzahlen und Frequenzen ermittelt werden, die der mit dem Wellenpaket bewegte Beobachter als zeitlich indifferente Wellenanteile wahrnimmt. Diese stellen somit die Neutralkurve der Wellenpaketanfächung dar. Ihre Projektion in die Ebene der wandparallelen Komponenten U, V der (reellen) Gruppengeschwindigkeit grenzt zugleich den Bereich aller Geschwindigkeiten ab, mit denen sich ein Beobachter bewegen muß, um eine zeitliche Anfächung $\omega'(U, V)$ der zugeordneten Teilwelle vorzufinden. Die durch eine solche Teilwelle repräsentierte Störenergie breitet sich mit der Gruppengeschwindigkeit aus. Liegt also eine instabile Teilwelle vor, deren Störenergie am Ort verbleibt (verschwindende Gruppengeschwindigkeit), so ist die Strömung absolut instabil und die Neutralkurve $\omega'(U, V) = 0$ umschließt den Ursprung, anderenfalls ist sie konvektiv instabil. Die Sattelpunktmethode liefert weiterhin die technisch relevante räumliche Wellenpaketanfächung durch $g = \omega' / \sqrt{U^2 + V^2}$, deren Maximum ebenfalls die Richtung der stärksten Anfächung auszeichnet.

Ergebnis

Die Stabilitätsanalysen in der Nähe der Vorderkante des Laminarhandschuhs des ATTAS-Flugversuchsträgers der DLR-Braunschweig zeigen Querströmungsinstabilitäten. Weiter stromab auf dem Flügel kommen Tollmien-Schlichting Instabilitäten hinzu. Die Neutralkurve der Wellenpaketanfischung in der Gruppengeschwindigkeitsebene an einer durch die Querströmungsinstabilitäten (QSI) dominierten Position des Flügels sind im oberen Diagramm eingetragen (vgl. [2]). Die Tangenten an diese Neutralkurven schließen denjenigen Winkelbereich ein, innerhalb dessen zeitsymptotisch alle instabilen Störungen verbleiben. Es ist zu erkennen, daß sich die Querströmungsinstabilität konvektiv entwickelt, da die gezeigte Neutralkurve den Nullpunkt nicht enthält. Der Keilwinkelbereich, in den die Störenergie abgeschwemmt wird, ist eng ($\sim 10^\circ$). Auch die an einer durch Tollmien-Schlichting Instabilitäten (TSI) dominierten Stelle des Flügels ausgewertete Neutralkurve (unteres Diagramm) weist in Einklang mit zweidimensionalen Untersuchungen der inkompressiblen Plattengrenzschicht, [3], den konvektiven Charakter der Wellenpakete nach. Das instabile Wellenpaket überstreicht hier einen wesentlich größeren Keilwinkelbereich ($\sim 30^\circ$) als beim Vorliegen von Querströmungsinstabilität.



Neutralkurven der Wellenpaketanfischung. oben: Vorderkantennähe (QSI-dominiertes Wellenpaket), unten: Auf dem Flügel (TSI-dominiertes Wellenpaket)

Literatur

- [1] BREVDO, L.: Absolute and Convective Instabilities and the e^N -Method for the Prediction of the Laminar-Turbulent Transition. ZAMM, Z.angew.Math.Mech. **74** (1994), T340-T343.
- [2] OERTEL JR., H.; DELFS, J.: Mathematische Analyse der Bereiche reibungsbehafteter Strömungen. ZAMM, Z.angew.Math.Mech. (1995), zur Veröff. angen.
- [3] BREVDO, L.: Instabile Wellenpakete in der Blasius'schen Grenzschichtströmung. Habilitationsschrift, ZLR-Ber. 92-02 1993, TU Braunschweig.

weiteres Vorgehen

Einfluß von Designparametern wie z.B. der Flügelpfeilung auf die Wellenpaketanfischung in Vorderkantennähe. Eine starke Vergrößerung der Anfischung wird bei kleinen Pfeilwinkelvergrößerungen in der Nähe eines Pfeilwinkels von $\sim 20^\circ$ erwartet. Mittelfristig Erweiterung auf nichtparallele Theorie und gekrümmte Geometrie.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln / Hyperschall Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	S. Hein, Dr. F. P. Bertolotti, Dr. M. Simen, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2427 Telefax 0551 / 709-2446
weitere Partner	A. Hanifi , KTH Stockholm, Prof. Dr. D. Henningson, FFA Stockholm	

Thema

Entwicklung eines effizienten Transitionsanalyse–Verfahrens

Ausgangssituation

Die e^N –Methode auf der Basis der klassischen lokalen, linearen Stabilitätstheorie stellt ein mit verhältnismäßig geringem Aufwand einsetzbares Verfahren zur (halbempirischen) Transitionsvorhersage dar. Da Grenzschichtwachstum, nichtlineare Wechselwirkungen verschiedener Störungen untereinander sowie Einflüsse von Lärm, Oberflächenrauigkeit u. ä. dabei jedoch grundsätzlich unberücksichtigt bleiben müssen, ist eine zuverlässige Transitionsvorhersage nur sehr eingeschränkt möglich. Erkenntnisse über den Transitionsprozess selbst lassen sich nur in dessen linearen Anfangsstadium gewinnen. Die Direkte Numerische Simulation (DNS) dagegen erlaubt prinzipiell eine detaillierte Transitionsanalyse unter Berücksichtigung aller den Umschlagsprozess bestimmenden Einflüsse. Durch den enormen Rechenaufwand ist ihre Anwendung jedoch derzeit noch auf Grundlagenuntersuchungen an relativ einfachen Modellkonfigurationen beschränkt. Nichtlokale Verfahren / PSE-Verfahren hingegen erlauben eine nichtempirische Transitionsvorhersage für konvektiv instabile Grenzschichtströmungen bei einem Rechenaufwand, der auch Parameterstudien zuläßt und sind daher in der Lage, die Lücke zwischen der klassischen Stabilitätstheorie und der DNS zu schließen.

Ziel

Bereitstellung eines nichtlokalen, nichtlinearen Verfahrens zur Transitionsanalyse dreidimensionaler Grenzschichtströmungen unter Berücksichtigung von natürlich vorhandenen bzw. gezielt vorgegebenen Anfangs– und Randbedingungen, wie z. B. Störungen in der Anströmung, Oberflächenrauigkeit, räumlich und zeitlich periodischer Absaugung usw.

Lösungsweg

Ein kompressibles, nichtlokales, nichtlineares Stabilitätsanalyseverfahren für dreidimensionale Grenzschichtströmungen basierend auf parabolisierten Störungsdifferentialgleichungen formuliert in krummlinig orthogonalen Koordinaten wurde erstellt. Das Differentialgleichungssystem wird in Stromabrichtung fortschreitend gelöst. Aus Effizienzgründen werden für die Diskretisierung kompakte Finite Differenzen verwendet und die Auswertung der nichtlinearen Terme erfolgt im physikalischen Raum, wobei für die dazu notwendigen Transformationen Fast Fourier Algorithmen zum Einsatz kommen.

Ergebnis

Durch eine umfassende Validierung der linearen Version des Verfahrens konnte nachgewiesen werden, daß dessen Anwendungsbereich subsonische, transsonische und hypersonische zweidimensionale bzw. quasidreidimensionale Grenzschichtströmungen entlang ebener und gekrümmter Oberflächen abdeckt.

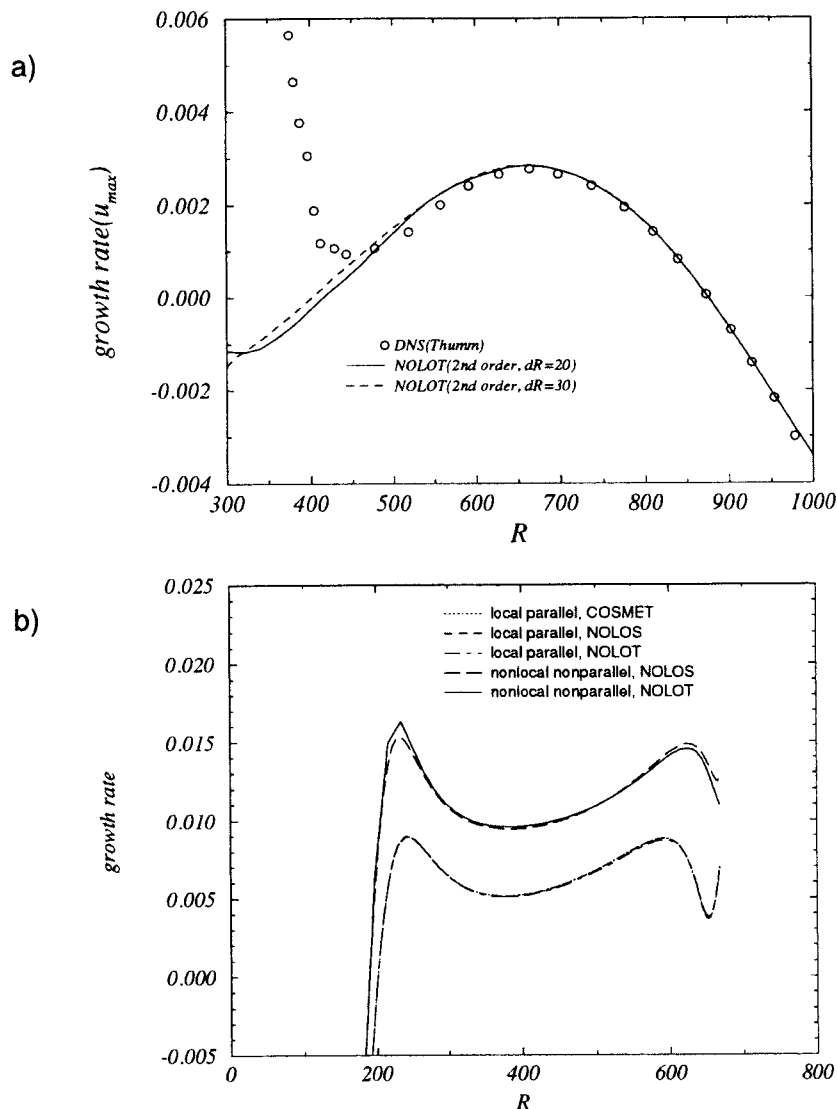


Abbildung 1: Vergleich der von NOLOT berechneten Anfachungsraten mit Resultaten der Direkten Numerischen Simulation bzw. mit Ergebnissen anderer Stabilitätsanalyseverfahren, aufgetragen über der Reynoldszahl R .

a) zweidimensionale Plattengrenzschicht bei $Ma=1.6$.

b) quasidreidimensionale Grenzschichtströmung um den zylindrischen Körper von Poll bei $Ma=0.084$.

Literatur

Dallmann, U.; Simen, M.; Bertolotti, F. P.; Hein, S.; Kufner, E.; Henningson, D.; Hanifi, A.: NOLOT, Nonlocal Transition Analysis, Eine Querschnittsaufgabe zur Entwicklung und Anwendung eines Transitionsanalyse-Verfahrens, DLR-IB 221-93 A29.

Hein, S.; Bertolotti, F. P.; Simen, M.; Hanifi, A.; Henningson, D.: Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. DLR-IB 223-94 A56.

Hanifi, A.; Henningson, D.; Hein, S.; Bertolotti, F. P.; Simen, M.: Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. FFA-TN 1994-54.

weiteres Vorgehen

Validierung der nichtlinearen Version des Verfahrens. Erweiterung des Verfahrens hinsichtlich Oberflächenrauigkeit, Absaugung usw.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. L. Jørgensen, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche		
Institution	Institut für Luft- und Raumfahrt		
Adresse	Marchstraße 12, Sekr. F 2 10587 Berlin	Telefon: 030 / 314-24426 Telefax: 030 / 314-22866	
Weitere Partner	DA Bremen		
Thema	Untersuchungen zu einem sensorischen Überwachungssystem an Absaugpanelen		

Ausgangssituation

Durch Laminarerhaltung der Tragflügelgrenzschichten kann der Widerstand von Verkehrsflugzeugen erheblich gesenkt werden; bei großen Reynoldszahlen und Pfeilungswinkeln wird jedoch eine Stabilisierung der Grenzschicht durch Absaugung notwendig. Zur Überwachung des aktuellen Strömungszustandes auf Absaugpanelen sowie auch zur Regelung der Absaugung ist eine sensorische Überwachung erforderlich. Ein derartiges System dient zum Nachweis des aktuellen Grenzschichtzustandes bzw. der Transitionslage auf einem arbeitenden Absaugpanel sowie zur Steuerung der Absaugrate.

Lösungsweg

Ziel der Entwicklung ist ein oberflächenbündiges, störungsfreies und robustes Sensorsystem, das möglichst wenige Locher eines Absaugpanels blockiert. Dazu werden kleine, auf piezoelektrischen drucksensitiven Folien basierende Sensoren entwickelt, die in ein Panel eingesetzt werden können.

Das entwickelte Überwachungssystem wird an zwei Tragflügelmodellen mit Absaugung getestet: Flügel A (Bild 1), ein gepfeilter Flügel mit 450mm Flügeltiefe, wird für Versuche im Niedergeschwindigkeitsbereich eingesetzt. Er ist mit einem 400x200mm großen Absaugpanel mit einer in sechs Segmente aufgeteilten Absaugkammer ausgerüstet. Flügel B (Bild 2) ist ein transsonisches 2D-Laminarprofil (DLR-L2V) mit einer Flügeltiefe von 200mm. Dieser Versuchsträger ist mit einem Absaugpanel mit den Abmessungen 130x150mm versehen, unter dem sich zehn separat steuerbare Absaugkammern befinden.

Erste Ergebnisse

Bild 3 zeigt Ergebnisse eines Prinzipversuchs, bei dem ein Miniatur-Piezofoliensensor auf einem Absaugpanel angebracht ist. Von oben nach unten sind Zeitschriebe und Frequenzspektren des Sensors bei zunehmender Absaugrate c_q dargestellt. Deutlich ist der Übergang vom anfangs turbulenten zum (fast) laminaren Strömungszustand bei $c_q = 7 \cdot 10^{-3}$ zu erkennen. Bild 4 zeigt Ergebnisse von piezoelektrischen Miniatur-Mikrophonmessungen, die in Reihe unter dem Absaugpanel des Flügels B angebracht waren. Aufgetragen sind die RMS-Werte sowie die lokalen Wandschubspannungen (gemessen mit dem CPM3-Verfahren) mit und ohne Absaugung. Im Umschlagbereich weisen die Mikrophone die maximalen RMS-Werte auf, und die Wandschubspannung steigt an, beide Meßverfahren zeigen klar eine Rückverlagerung der Transition bei Absaugung.

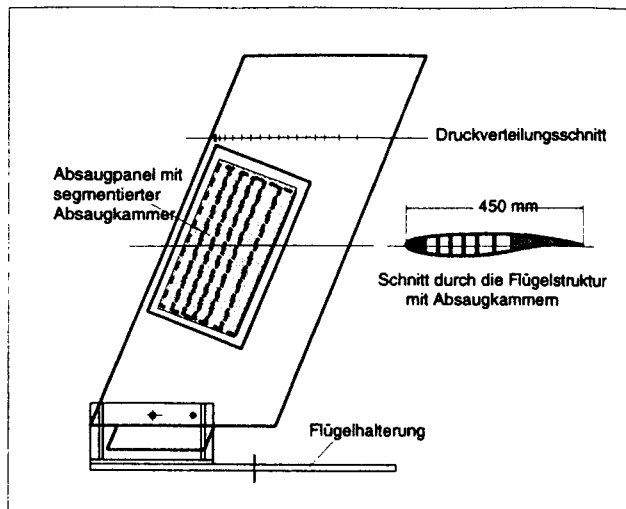


Bild 1

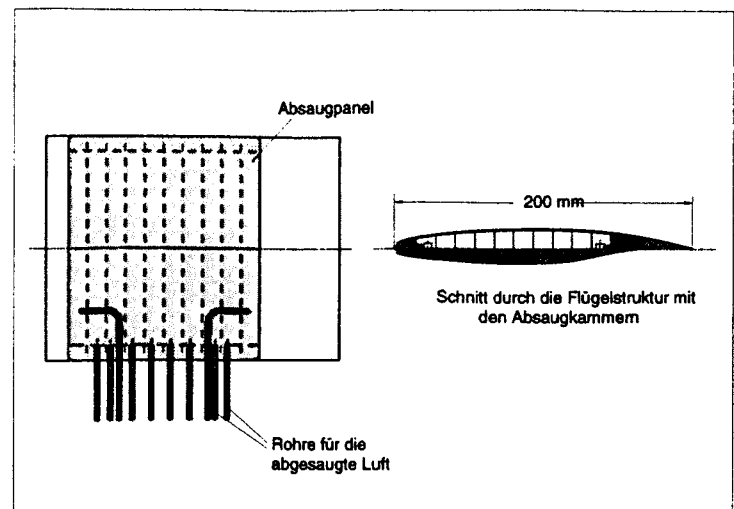


Bild 2

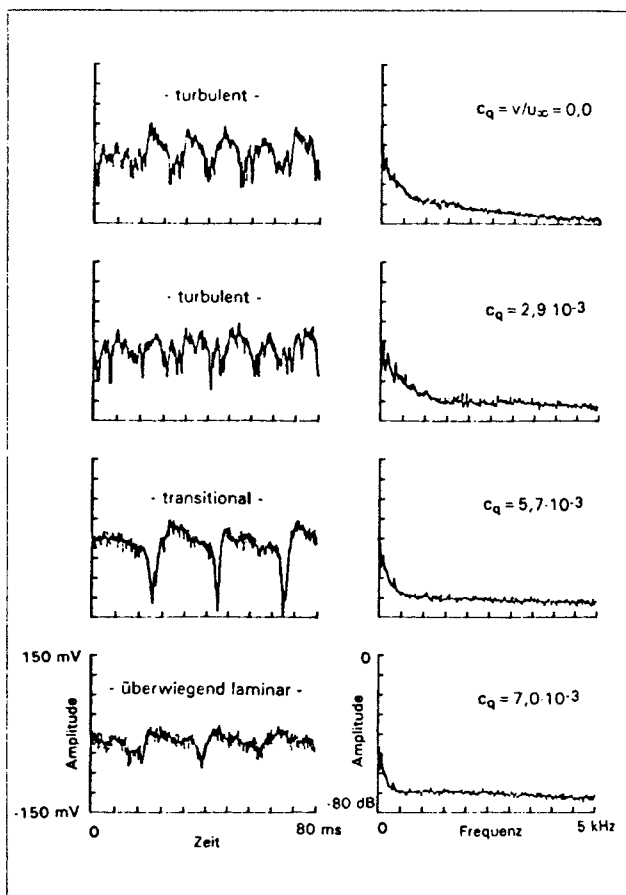


Bild 3

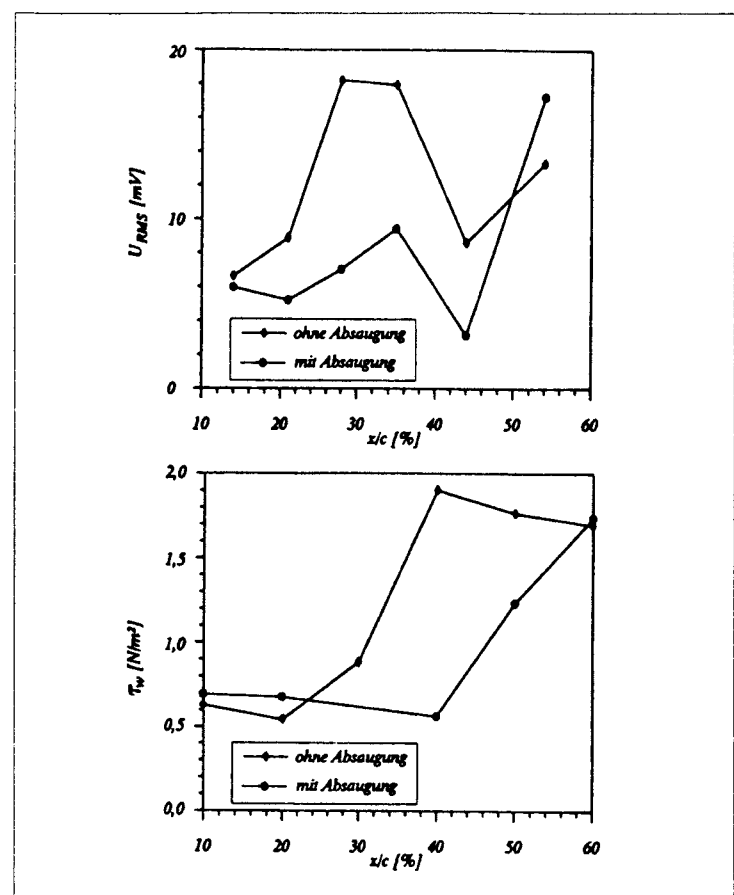


Bild 4

Literatur:

L. Jørgensen, M. Swoboda, W. Nitsche: Application of Piezofoil Sensors as a Means of Sensing Wall Pressure Fluctuations in Wind Tunnel Tests.

Proc. 1. European Forum on Wind Tunnels and Wind Tunnel Test Techniques, 1993

Weiteres Vorgehen: Weitere Tests des sensorischen Überwachungssystems mit den Versuchsträgern unter verschiedenen Randbedingungen.

Datum:

13. Juni 1994

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	H.-P. Kreplin, G. Höhler	
Institution	DLR, SM-SK	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551-709-2259/2408 Telefax 0551-709-2829
weitere Partner	DLR, SM-EA Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH Inst. f. Luft- u. Raumfahrt der TU Berlin	
Thema	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	

Ausgangssituation

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

Ziel

Untersuchung der lokalen, instationären Ereignisse beim laminar-turbulenten Übergang in dreidimensionalen Grenzschichten,
Messung der örtlichen Wandschubspannung nach Betrag und Richtung in 3d-Grenzschichten

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 dienen Oberflächenheißfilmsensoren, die mit hoher zeitlicher Auflösung lokale Informationen über die 3d-Grenzschichtströmung insbesondere beim laminar-turbulenten Umschlag liefern.

Im Rahmen des BRITE/EURAM-Projektes ELFIN II werden Heißfilmsensoren eingesetzt bei den geplanten HLF-Untersuchungen an einem Flügel sowie einer Triebwerksgondel mit Absaugung im S1-Kanal der ONERA.

Literatur

H.-P. Kreplin, G. Höhler: Möglichkeiten und Anwendungen der Oberflächenheißfilmtechnik, 9. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Erlangen, 04.-07.10.94

Weiteres Vorgehen

Vorbereitung und Durchführung der Heißfilmmessungen bei den HLF-Versuchen im S1-MA (ELFIN II) und der Flugversuche am Seitenleitwerk des Airbus A320

Datum 17.02.95

Projektbeschreibung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Strömungsmeßtechnik
Forschungsgruppe	Aerodynamik
Ansprechpartner	Hermann Lienhart, Stefan Becker
Telefon	09131/858272
Fax	09131/859503
weitere Partner	Inst. f. Luft-und Raumfahrt der TU Berlin Inst. f. Aerodynamik u. Gasdynamik der Universität Stuttgart FB Maschinenbau der TH Darmstadt Aerodynamisches Inst. der TH Aachen
Thema	Untersuchung des laminar-turbulenten 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 transistionaler Strömungen einschließlich deren räumlichen Entwicklung zu ermöglichen.
Lösungsweg	Dem Forschungsvorhaben gingen umfassende Entwicklungen voraus, in deren Rahmen die 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 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 dienen u.a. Untersuchungen der Grenzschichtströmung an einer ebenen Platte bei kontrollierter Störungsanregung.

Unter identischen Versuchsbedingungen erfolgt ein Vergleich der unterschiedlichen Meßmethoden der beteiligten Forschungspartner. Darauf aufbauend werden Untersuchungen im Bereich der Grenzschichttransition am Laminarflügel durchgeführt. Beginnend mit Windkanalversuchen sollen durch Freiflugexperimente die Ergebnisse erweitert werden, um so die experimentelle Basis für numerische Detailuntersuchungen der Transition zu erhalten.

Ergebnis

Für die Plattenexperimente wurde unter dem Gesichtspunkt der gleichzeitigen Anwendung verschiedener Meßmethoden eine spezielle ebene Platte entworfen und gefertigt. Die kontrollierte Anregung erfolgt mit einem Lautsprecher über eine kleine Wandbohrung. Entsprechend der Störfrequenz können Tollmien-Schlichting Wellen in der weiteren Grenzschichtentwicklung stromab angeregt bzw. gedämpft werden. Derartige Untersuchungen erfordern neben der Bestimmung der mittleren Geschwindigkeiten und Turbulenzparameter die Analyse der spektralen Leistungsdichte. Bild 1 zeigt das Leistungsdichtespektrum in der Grenzschicht bei einer linearen Entwicklung mit einer Störfrequenz von 230 Hz. Referenz der Versuchsparameter bildeten die Experimente von Kachanov [3].

Für die Freiflugexperimente wurde ein neues LDA- System in Vorwärtsstreuung auf Basis eines frequenzverdoppelten Nd-YAG Lasers entworfen und konstruiert. Grundlage dafür waren die Erfahrungen beim Betrieb der bisher verwendeten Halbleiter-LDA Sonde. Theoretische Streulichtberechnungen, sowie erste Verifikationsexperimente verdeutlichen die Funktionsfähigkeit des System, entsprechende Grenzschichtuntersuchungen unter mobilen Bedingungen im Freiflug durchzuführen.

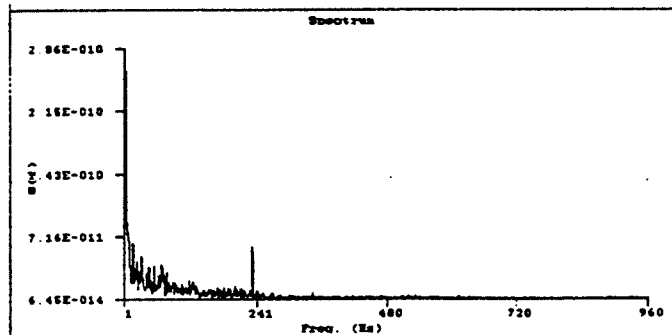


Bild 1: Leistungsdichtespektrum

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] Kachnov,Y.S., *On the Resonant Nature of the Breakdown of a Laminar Boundary Layer* , J. Fluid Mech. 184, pp.43 (1987)

weiteres Vorgehen

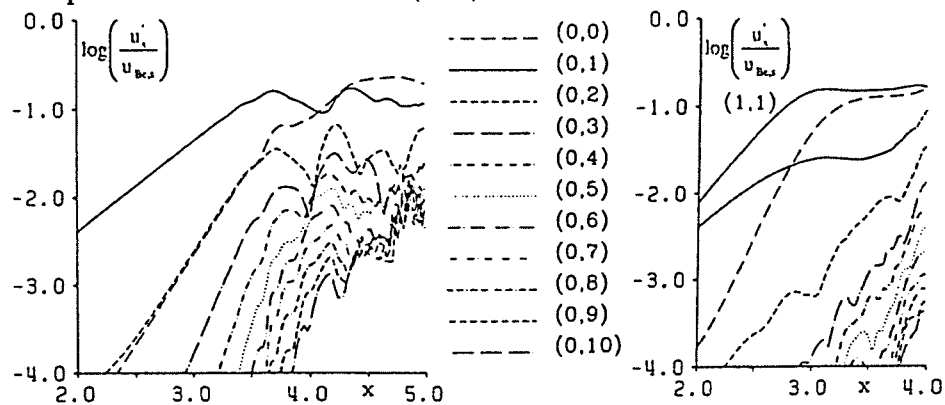
Der bisher konstruktive Entwurf des LDA- Systems auf Grundlage eines frequenzverdoppelten Nd-YAG Lasers wird weiter detailliert und gefertigt. Erste Experimente am Laminarhandschuh im Windkanal sollen die Funktionsfähigkeit des gesamten Meßsystems dokumentieren. Weiterhin sind umfangreiche Messungen im Freiflug geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel	
Ansprechpartner	W. Müller, H. Bestek	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik	
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon (0711) 685–3429 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 durch passive und aktive Grenzschichtbeeinflussung.	
Ziel	Untersuchung der Umschlagvorgänge in praktisch wichtigen inkompressiblen Grenzschichtströmungen am unendlichen schiebenden Tragflügel mit Hilfe direkter numerischer Simulation der räumlichen Störungsentwicklung. Untersuchung der Möglichkeit der Umschlagbeeinflussung durch lokale Absaugung.	
Lösungsweg	Numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in dreidimensionalen Grenzschichten mit Druckgradient in der Außenströmung mit und ohne lokale Absaugung. Validierung eines kombinierten Differenzen–Spektralverfahrens zur Lösung der Navier–Stokes–Gleichungen für inkompressible, dreidimensionale Strömungen durch Vergleich mit Umschlagexperimenten, sowie mit linearer Stabilitätstheorie und PSE–Verfahren.	

Ergebnis

Durch zwei aufwendige direkte numerische Simulationen wurde die nichtlineare Störungsentwicklung untersucht. Die Strömungsparameter der Grenzschicht sowie die Amplituden und Frequenzen der untersuchten Störungen wurden weitgehend an die Parameter des Prinzipexperimentes "Querströmungsinstabilität" (Dr. H. Bippes, DLR Göttingen) angepaßt. Bei dem ersten Fall (VORTEX) wurde am Störstreifen nur eine stationäre Störung eingeleitet. In einem zweiten Fall (WAVE) wurde zusätzlich eine laufende Welle der Frequenz 135 Hz generiert. Dieser Fall ermöglicht die Untersuchung der Welle-Wirbel-Interaktion. Die Amplitudenentwicklung der Querströmungswirbel bei dem Fall VORTEX stimmt mit der im Experiment gefundenen und mit der Vorhersage der linearen Stabilitätstheorie sehr gut überein. Durch die Überlagerung der Querströmungswirbel mit einer laufenden Welle werden die stationären Störanteile schon frühzeitig nichtlinear beeinflusst. Sie erreichen nur noch 1/10 der entsprechenden Amplitude von Fall VORTEX (Bild)



Literatur

Müller, W., Bestek, H., "Numerische Untersuchung der linearen Störwellenentwicklung in dreidimensionalen Grenzschichten", ZAMM 73 (1993) 6, T628 – T631.

Müller, W., Bestek, H., Fasel, H., "Numerical Simulation of the Spatial Disturbance Development in Transitional Boundary Layers along a Swept Plate", Proc. Int. Conf. Near-Wall Turbulent Flows, Tempe, Arizona, USA, March 15–17, 1993.

Müller, W., Bestek, H., Fasel, H., "Numerical Simulation of the Non-linear Development of Spatial Growing Disturbances in a Three-Dimensional Boundary Layer", Proc. IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Sendai, Japan, September 5 – 9, 1994.

weiteres Vorgehen Weitere Auswertung der umfangreichen Simulationsdaten. Untersuchung der Wellenausbreitung in dreidimensionalen Grenzschichten.

Datum

16.1.1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche, Dipl.-Ing. L. Jørgensen

Institution TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse Sekr. F2, Marchstr. 12, 10587 Berlin

Telefon (030) 314-24426

Telefax (030) 314-22886

weitere Partner Daimler-Benz Aerospace Airbus

Thema Sensorsystem zur Detektion der Transitionslage an einem transsonischen Laminarprofil mit segmentierter und regelbarer Grenzschichtabsaugung

Ausgangssituation

Während für kleinere Flugzeuge ein Laminarflügel allein durch entsprechende Profilierung realisiert werden kann, muß die laminare Grenzschicht bei größeren Verkehrsflugzeugen aufgrund der großen Flügeltiefen und der Pfeilung künstlich stabilisiert werden. Ein wirksames Konzept dafür ist die gezielte Absaugung der Grenzschicht im Flügelnasenbereich in Kombination mit einer geeigneten Formgebung des Profils weiter stromab (HLFC-Hybrid Laminar Flow Concept). Die Absaugung der Grenzschicht erfolgt durch spezielle Panel mit sehr kleinen (60µm Durchmesser) Bohrungen. Durch Segmentierung der unter dem Panel liegenden Absaugkammer kann die Absaugrate über die Profiltiefe variiert werden.

Zielsetzung

Um die Absaugmenge zu steuern und die Funktionsfähigkeit des Systems zu überwachen, wird u. a. auch eine Sensorik notwendig, mit der der aktuelle Strömungszustand auf dem Absaugpanel erkannt und die Absaugmenge gegebenenfalls nachgeregelt werden kann. Dabei darf die Strömung nicht durch das Sensorsystem beeinflusst werden.

Lösungsweg

Zur Entwicklung des Sensorsystems wurde ein Flügelmodell mit einem transsonischen Laminarprofil (DLR-LV2) und einem integrierten Absaugpanel mit segmentierter, regelbarer Absaugung gefertigt (Bild 1). Aufbauend auf Vorversuchen /1/ im Niedergeschwindigkeitsbereich wurde ein Sensorsystem basierend auf einem Mikrophonarray entwickelt, das im Inneren der Absaugkammer platziert ist, und mit dem durch Messung der Druckschwankungen durch die Absaugbohrungen hindurch die Transitionslage auf dem Panel festgestellt werden kann. Das Modell wurde im Transschallkanal des ILR praktischen Tests unterzogen. Mit Wandschubspannungsmessungen (CPM3) und Grenzschichtmessungen (L2F) wurden Referenzuntersuchungen durchgeführt.

Ergebnis

Mit dem Sensorsystem kann aus Amplitude und Signalform die Lage der Transition auf dem Panel bestimmt werden, außerdem konnte die Verzögerung der Transition bei Aktivierung der Grenzschichtabsaugung bei verschiedenen Anströmmachzahlen gezeigt werden. Der Vergleich mit den Referenzmeßverfahren zeigt die eine gute Übereinstimmung mit den Ergebnissen des Sensorsystems (Bild 2). Gezeigt wird die Transitionslage für verschiedene Anströmmachzahlen bei Aktivierung aller Absaugkammern.

Zusätzlich wurden verschiedene Absaugverteilungen eingestellt, bei denen nur einzelne oder Gruppen von Absaugkammern unter dem Panel aktiviert wurden. Mit dem Sensorsystem läßt sich dabei jeweils die Transitionslage erkennen, so daß die Absaugverteilung optimiert werden kann.

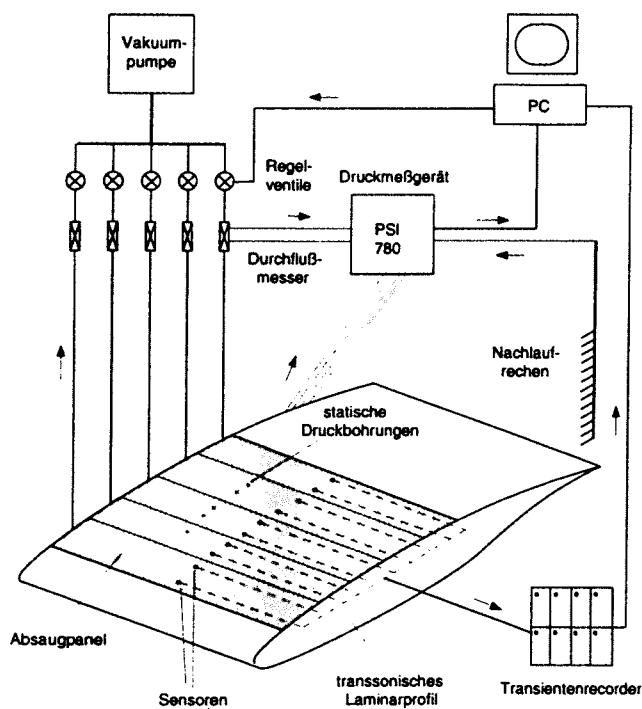


Bild 1: Flügelmodell mit Absaugeinrichtung und Meßsystemen

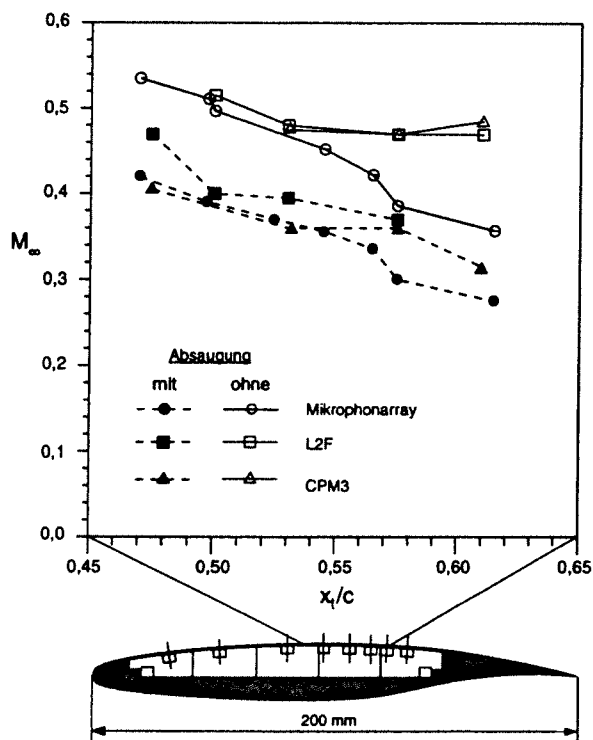


Bild 2: Transitionslage mit und ohne Absaugung

Literatur /1/ L. Jörgensen, W. Nitsche: Untersuchungen zu einem sensorischen Überwachungssystem an Absaugpanelen, 9. DGLR-Fach-Symposium Strömung mit Ablösung, DGLR-Bericht 94-04

weiteres Vorgehen

Aufbauend auf den durchgeführten Versuchen wird zunächst die Sensorik weiterentwickelt und in ihrem Dynamikbereich erweitert. Darüber hinaus wird eine rechnergestützte Regelung der Absaugverteilung aufgebaut, so daß anhand der Vorgabe des Sensorsystems (Transitionslage) das Optimum zwischen erforderlicher Absaugleistung und minimalem Profilwiderstand einstellbar wird.

Datum 27. 3.1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung	
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche, J. Suttan, M. Baumann	
Institution	Institut für Luft- und Raumfahrt Technische Universität Berlin	
Adresse	Sekretariat F2 Marchstraße 14 10587 Berlin	Telefon: 030/314-25438 Telefax: 030/314-22866
Weitere Partner	RWTH Aachen, TH Darmstadt, Universität Erlangen-Nürnberg, Universität Stuttgart	
Thema	Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlags im Freiflug mit Hilfe von Piezofolien-Sensorarrays und einer X-P-Sonde	

Ausgangssituation

Die bislang verfügbaren numerischen Verfahren können die Transition an Tragflügeln speziell bei freier Transition noch nicht genau genug vorhersagen. Daher wird der Nachweis der erfolgreichen Laminarhaltung einer Profilströmung bis heute ausschließlich über Experimente geführt. Für eine exakte Beschreibung der Transition ist eine genaue Analyse des zeitlichen und räumlichen Ablaufes der Transition notwendig. Die Genauigkeit von Ergebnissen der numerischen Simulationen transistionaler Vorgänge ist ganz wesentlich auch von den Strömungsrandbedingungen abhängig.

Ziel

Um eine praxisrelevante Datenbasis für den Vergleich von numerischen und experimentellen Ergebnissen zur Transitionsentwicklung an Tragflügeln zu schaffen, ist es erforderlich, hochwertige Versuche bei großen Reynoldszahlen und niedriger Freistrom-Turbulenz durchzuführen. Gemeinsame Zielsetzung der im DFG-Hochschulverbundvorhaben „Transition“ arbeitenden Projektgruppen (siehe „Weitere Partner“) ist es dabei, durch Freiflug-Messungen [1] einerseits und durch die direkte numerische Simulation der Tragflügelumströmung andererseits einen direkten Vergleich von Experiment und Numerik zu schaffen. Durch den kombinierten Einsatz von modernen und störungsarmen Meßverfahren (Heißfilm- und Piezofolien-Arrays, Laser-Doppler-Anemometrie) sollen zunächst räumliche und zeitliche Informationen zur Entwicklung der Transition an einem Tragflügel gewonnen werden, die dann mit den parallel durchgeführten numerischen Simulationen verglichen werden können.

Lösungsweg

Das Arbeitspaket der TU Berlin umfaßt die zeitliche und räumliche Erfassung der instationären Wanddruckkräfte im Bereich des Grenzschichtumschlags mit einem Piezofolien-Sensorarray [2] sowie die Bestimmung der Strömungsrandbedingungen mit einer X-P-Sonde (X-Draht-Sonde mit integriertem dynamischen Gesamtdrucksensor). Die Experimente sollen sich schwerpunktmäßig auf die Entwicklung der Instabilitäten in der Hauptströmungsrichtung (x/c-Richtung) sowie auf die flächige Entwicklung von Störungen. Für diese Meßaufgabe wird ein Sensorarray mit 48 Einzelsensoren verwendet, die auf dem Handschuh keilförmig angeordnet sind (siehe Bild 1). Der Abstand zwischen den Sensoren beträgt sowohl in x- als auch in y-Richtung 30 mm, so daß ein Bereich von 16,6 % bis 51,2 % der Profiltiefe erfaßt wird. Um für alle experimentell arbeitenden Projektteilnehmer vergleichbare Strömungsbedingungen zu gewährleisten, wird eine punktförmige Störquelle (periodische Anregung durch Miniaturlautsprecher und 0,3 mm-Bohrung) eingesetzt. Die Freiflugexperimente erfolgen auf dem Motorsegler Grob G109b der TH Darmstadt.

Ergebnis

Bild 2 zeigt für den Flugfall ohne Störanregung den deutlichen Anstieg der U_{RMS} -Werte auf den letzten drei Sensorreihen, entsprechend einer x/c -Position von 46.6 % bis 51.2 %, verursacht durch die natürliche Transition. Im angeregten Fall zeigt sich zunächst eine Erhöhung der Signalstärke auf dem Mittelschnitt hinter der Störquelle, die weiter stromab wieder abnimmt. Auffällig ist jedoch, daß die Amplituden auf den äußeren Sensorreihen größer sind als auf dem Mittelschnitt. Der Vergleich der Verteilungen der U_{RMS} -Werte in den Bildern 2 und 3 zeigt darüber hinaus in der Transition deutlich größere U_{RMS} -Werte im nicht angeregten Fall. Deutlich wird in allen Meßfällen mit künstlicher Störanregung der keilförmige Verlauf der Transition, der gegenüber der ungestörten Grenzschicht weiter stromaufwärts beginnt. Darüber hinaus ist festzustellen, daß die Signalamplituden in der Transition in den angeregten Fällen im allgemeinen kleiner sind als bei natürlicher Transition, d. h. durch die Anregung wird der Umschlag gesteuert und verläuft insgesamt sanfter [2].

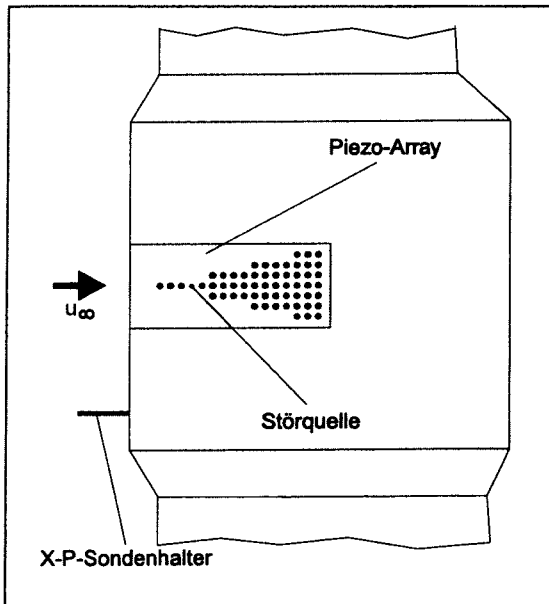


Bild 1: Anordnung des Sensorarrays auf dem Handschuh

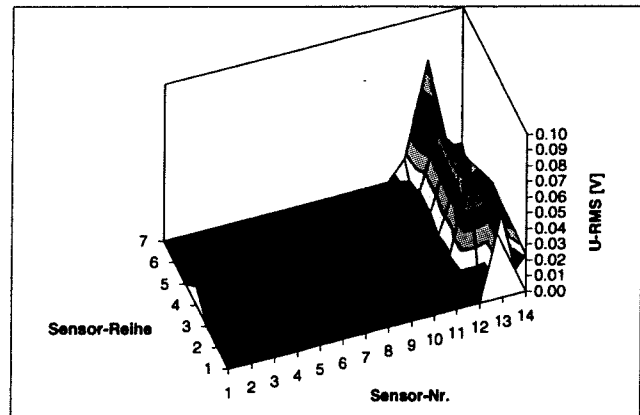


Bild 2: ohne Anregung

Bilder 2 und 3: Verteilung der U_{RMS} -Werte
 $u_\infty = 34.7 \text{ m/s}$, $\alpha = 6.0^\circ$

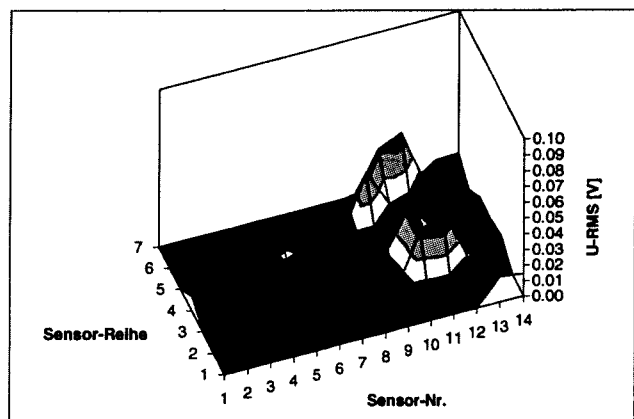


Bild 3: mit Anregung $f=1000 \text{ Hz}$, $A=300 \text{ mV}$

Literatur

- [1] B. Ewald, F. Durst, E. Krause, W. Nitsche: In-flight measuring techniques for laminar flow wing development, Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 17 (1993); pp. 294 - 310
- [2] J. Suttan, M. Baumann, W. Nitsche: In-flight measurements on a laminar wing glove by means of surface sensor arrays, IUTAM-Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Sendai/Japan 1994

Weiteres Vorgehen

Zunächst sollen weiterhin Experimente mit kontrollierter Störungseingabe erfolgen, um die Datenbasis derartiger Messungen zu erweitern und eine Vergleichbarkeit der Ergebnisse aller experimentell arbeitenden Projektpartner sowie mit den Ergebnissen der direkten numerischen Simulation zu ermöglichen. Für die folgenden Flugversuche ist der Einsatz eines Piezofolien-Sensorarrays mit 96 Einzelsensoren und einer lokalen Verdichtung in den für die Entwicklung der Transition besonders interessanten Bereichen vorgesehen.

Datum: 27. März 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner U. Reisch; Dr.-K.H. Horstmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2438

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner AS & T, New Castle

Thema Experimentelle Untersuchungen zur Ermittlung des Strömungswiderstands durch lasergebohrte Lochbleche

Ausgangssituation

Für die Auslegung eines Systems zur Grenzschichtabsaugung durch poröse Bleche an Flugzeugflächen ist die Kenntnis des Widerstandsverhaltens der hier aus strukturellen Gründen zu verwendenden Lochbleche unerlässlich, insbesondere bei von den Atmosphären-Normbedingungen abweichenden Verhältnissen.

Bisher wurden nur wenige Untersuchungen zum Druckverlust einer Strömung in sehr kleinen Rohren oder Lochblechen veröffentlicht, wobei nur kleine Druckdifferenzen bis 20kPa betrachtet werden. Die rechnerische Beschreibung des Druckabfalls geschieht in diesen Arbeiten mit den Gleichungen der laminaren, inkompressiblen Rohrströmung mit Ein- und Austrittsverlusten, welche über empirisch ermittelte Koeffizienten an die jeweiligen Meßergebnisse angepaßt werden.

Untersuchungen mit hohen Druckverlusten zeigen, daß hier die bisher verwendeten Rechenmodelle keine genauen Vorhersagen liefern können. Es gibt ferner keinen Beleg dafür, daß die Gleichungen die Einflüsse geänderter Dichte und Temperatur richtig erfassen.

Ziel

Neben der experimentellen Ermittlung des Widerstandsverhaltens verschiedener Lochbleche bei Variation des Massenstroms und der Bezugsbedingungen am Lochblech ist die rechnerische Vorhersage der Druckverluste von besonderem Interesse. Letztere sollte als Funktion von geometrischen Lochblechparametern (Lochdurchmesser, Blechdicke, Porosität, Material, Bearbeitungszustand usw.) möglichst unabhängig von den Bezugsbedingungen der Luft erfolgen.

Lösungsweg

Für die experimentelle Bestimmung der Druckverluste an Lochblechen wurde am Institut für Entwurfsaerodynamik der DLR in Braunschweig eine Versuchseinrichtung entworfen, welche die Verringerung der Luftdichte sowie die Variation des Massenstromes und der Temperatur erlaubt.

Die Messungen erfolgten zunächst für drei verschiedene Lochbleche unter Variation des Massen- bzw. Volumenstromes bei umgebungsnahe ($p = 95\text{kPa}$), mittlerem ($p = 60\text{kPa}$) und kleinem ($p = 30\text{kPa}$) Bezugsdruck und Temperaturen von $T \approx 275\text{K}$ und $T \approx 295\text{K}$. Ferner fand eine mikroskopische Untersuchung der Lochbleche zur Erfassung und Beurteilung der Bohrungsgeometrie statt.

Anhand der Auswertung der Meßergebnisse wurden der Dichte- und Temperatureinfluß ermittelt und zunächst überprüft, inwiefern die Gleichungen für die Rohrströmung zur Berechnung des Druckverlustes anwendbar sind.

Ergebnisse:

Die Ergebnisse zeigen einen nichtlinearen Zusammenhang zwischen Druckverlust und Absauggeschwindigkeit mit wachsendem Gradienten bei steigenden Druckdifferenzen. Die bisher zur rechnerischen Beschreibung der Meßwerte herangezogenen Gleichungen in inkompressiblen, laminaren Rohrströmung geben dieses Verhalten nur bis zu Druckverlusten von etwa 20kPa wieder und führen darüberhinaus zu deutlichen Abweichungen. Ferner wird der Einfluß einer geänderten Dichte nicht richtig erfaßt (Bild 1).

Bei der Berechnung des Druckverlustes von Lochblechen ist daher die Kompressibilität der Luft zu berücksichtigen. Hierzu wurde ein mathematisches Modell auf der Basis der stationären, adiabatisch und reibungsbehafteten Fadenströmung (Gasdynamik) ausgehend von [1], [2] und [3] entwickelt. Darin werden die speziellen, aus der Bohrungsgeometrie resultierenden Randbedingungen bei Lochblechen berücksichtigt.

Man erkennt in Bild 2, daß der Ansatz für kompressible Strömung eine genaue rechnerische Vorhersage des Druckverlustes von Lochblechen sowohl für hohe Druckdifferenzen als auch bei geänderter Bezugsdichte ermöglicht. Entsprechendes gilt für die bisher betrachteten Temperaturdifferenzen.

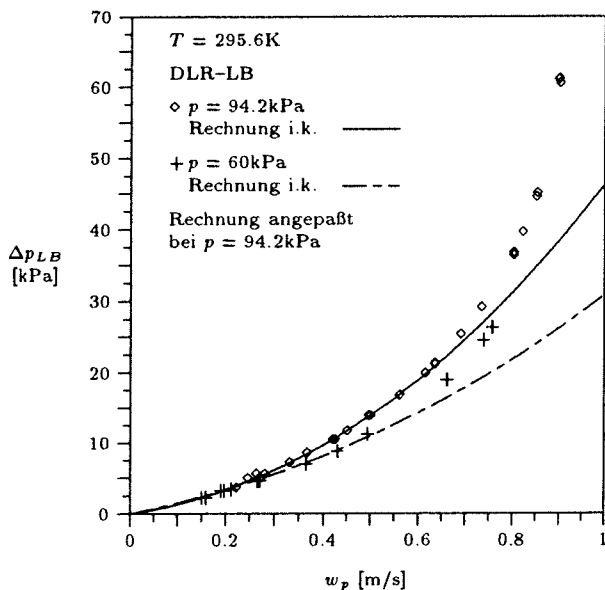


Bild 1 : Gemessene und für inkompressible Strömung berechnete Druckverluste eines Lochblechs

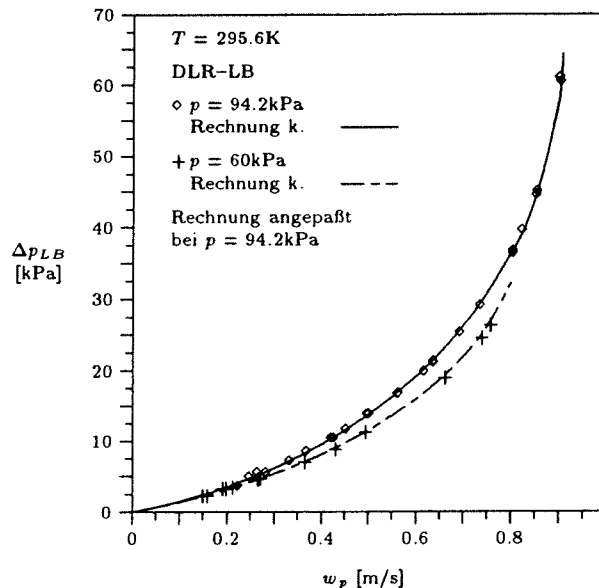


Bild 2: Gemessene und für kompressible Strömung berechnete Druckverluste eines Lochblechs

Weiteres Vorgehen

Es werden weitere Lochbleche aus unterschiedlichem Material und mit verschiedenen Bohrungsgeometrien experimentell untersucht und der gefundene Ansatz für kompressible Strömung anhand der Ergebnisse überprüft und gegebenenfalls modifiziert.

Literatur

- [1] K. Schwatzsucht. Gasdynamik. Springer-Verlag, Wien, 1952.
- [2] A.H. Shapiro. The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow. Volume 1, Ronald Press Co., New York, 1953.
- [3] J.T. Heynatz. Äquivalenzgesetze und Näherungsverfahren in der Berechnungspraxis inkompressibler und kompressibler reibender Rohrströmungen mit Querschnittsänderungen. In: VDI-Forschungsheft 547, VDI-Verlag, 1970.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner H. Riedel

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2432

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Rolls-Royce, Derby

Thema Flugversuche mit neuer Hybridgondel

Ausgangssituation

Bisherige Flugversuche mit der VFW614/ATTAS zur Laminarhaltung der Grenzschichtströmung an einer Triebwerksgondel haben sich mit der natürlichen Laminarhaltung, d.h. durch Formgebung der Gondel, befaßt.

Ziel

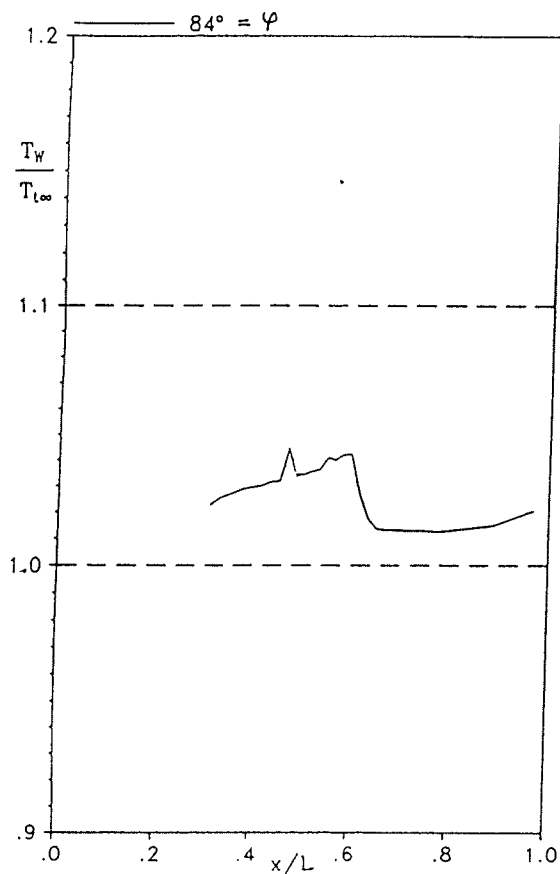
Entwicklung einer ATTAS-Hybridgondel und deren Erprobung im Flugversuch. Feststellung der Funktionstüchtigkeit des Grenzschichtabsauge- und Insektenreinigungssystems der Hybridgondel unter realen Bedingungen.

Lösungsweg

Durch den Flugversuch soll der Nachweis erbracht werden, daß das Entwurfsziel der aerodynamischen Auslegung der Hybridgondel, welches eine Laminarhaltung der Gondelgrenzschicht bis zu 60% der Gondeltiefe beinhaltet, erreicht wird. Weiterhin wird durch eine umfassende Instrumentierung der Gondel die Schaffung einer Datenbasis für die Weiterentwicklung der numerischen Verfahren ermöglicht.

Ergebnis

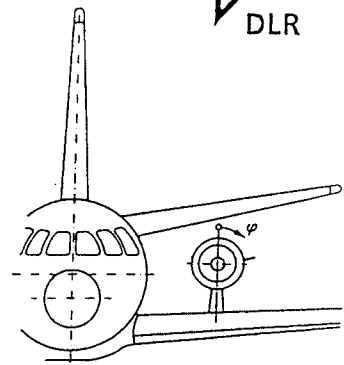
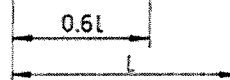
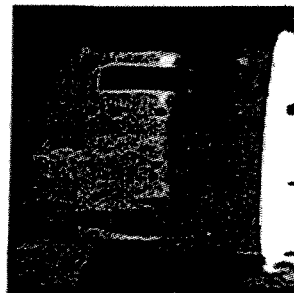
Das Bild zeigt für den angegebenen Flugzustand im Horizontalflug, daß sowohl aus der gemessenen Wandtemperaturverteilung (Auftragung von Wandtemperatur T_W normiert mit der Gesamttemperatur der Anströmung $T_{t\infty}$) in einem Gondellängsschnitt ($\varphi=84^\circ$) als auch aus dem Infrarotbild zu erkennen ist, daß eine laminare Lauflänge der Grenzschicht bis zu etwa 60% der Gondeltiefe L erreicht wird, wenn das Absaugesystem in Betrieb ist. Hierbei befindet sich der Ursprung für die in Längsrichtung zeigende x -Koordinate in der Gondeleinlaufebeine.



HLF – NACELLE



Anströmung →



$$Ma = 0,29$$

$$H_F = 14100 \text{ ft}$$

$$\alpha = 6,9^\circ$$

$$\beta \approx 0^\circ$$

$$N_1 = 68,9\%$$

$$Re_l = 4,7 \times 10^6$$

Literatur

- Barry, B. The Flight Testing of Natural and Hybrid Laminar Flow Nacelles
 Parke, S. J. International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition
 Bown, N. W. The Hague, Netherlands-June 13-16, 1994
 Riedel, H. Paper 94-GT-408
 Sitzmann, M.

weiteres Vorgehen

- Vergleich der Meßergebnisse für die Hybridgondel im Flugversuch mit numerischen Aussagen
- Optimierung des Grenzschichtabsauge- und des Insektenreinhaltungssystems

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragfluegeln	
Ansprechpartner	Dr. G. Schrauf	
Institution	Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH Abt. EF12	
Adresse	28183 Bremen	Telefon: 0421 538 3232 Telefax: 0421 538 4486
Thema	Bewertung von N-Faktor-Integrationsstrategien	

Ausgangssituation

Die Transitionsvorhersage mit der ϵ^N -Methode basiert auf der Vorstellung, daß der laminar/turbulente Umschlag mit einem universellen N-Faktor korreliert werden kann. Der N-Faktor kann jedoch nur bei zweidimensionalen Grenzschichtströmungen auf eine eindeutige Weise berechnet werden. Bei dreidimensionalen Strömungen gibt es einen Freiheitsgrad zuviel, so daß N-Faktoren fuer eine Störwelle mit vorgegebener Frequenz nur unter einer zusätzlichen Annahme, z.B. an Ausbreitungsrichtung, Wellenlänge, berechnet werden können.

Mit dem neuen COAST2-Code wurden die TLF - ATTAS Flugversuche neu ausgewertet. Dabei wurden alle vier zur Zeit gängigen Integrationsstrategien angewendet.

Es zeigte sich,

- daß die Korrelation nach der Enveloppenmethode keinen universellen Transitions-N-Faktor ergibt,
- daß dagegen die Vorgehensweise mit zwei N-Faktoren, einen fuer die Tollmien-Schlichting Instabilität und einen fuer die Querströmungsinstabilität zu konsistenteren Ergebnissen fuehrt und somit im nachhinein bestätigt wird.

Bei den ELFIN I - F100 Flugversuchen gibt es Fälle, bei denen die lineare Theorie versagt (Fig. 1 und 2), da die Strömung an einer Stelle umschlägt, hier bei etwa 36%, an der nach der linearen Theorie alle Störwellen stark gedämpft sein müeßten.

Ziel

- Bei welchen Fällen kann die Transition mit einer gegebenenfalls erweiterten (Kruemmungseffekte, nicht-lokale Effekte), linearen Theorie vorhergesagt werden?
- Sind in den anderen Fällen nicht-lineare Methoden (PSE) brauchbar?

COAST-11:F100 FL 327 OUTER SECTION UPPER SIDE
FIXED FREQUENCY FIXED DIRECTION INCOMPRESSIBLE

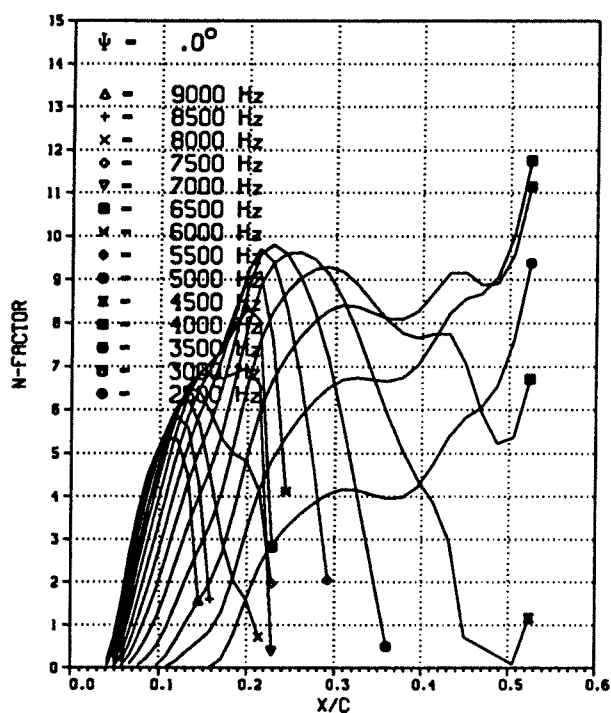


Fig. 1: TS N-Faktoren.

COAST-21:F100 FL 327 OUTER SECTION UPPER SIDE
QHZ FREQUENCY FIXED WAVE LENGTH INCOMPRESSIBLE

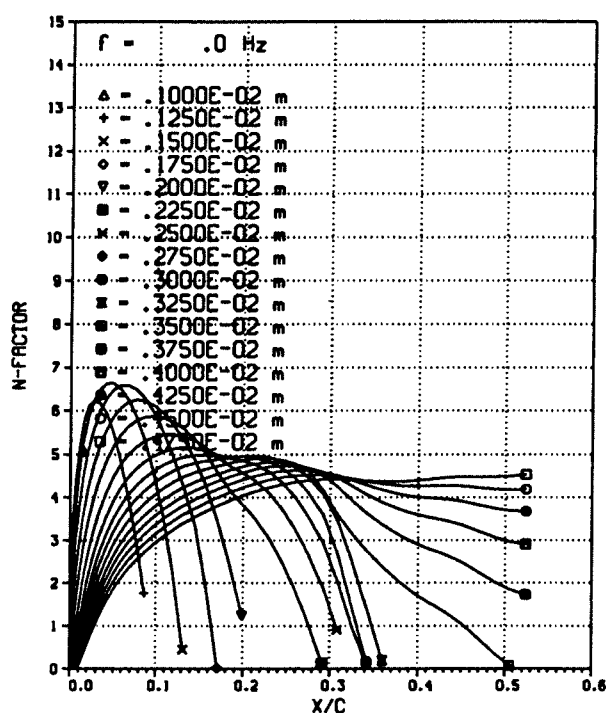


Fig. 2: QS N-Faktoren.

Literatur

- G. Schrauf COAST2 - A compressible stability code. User's guide and tutorial. DA-Report EF1-1973, 1.10.93.
- G. Schrauf On wave-front curvature in linear stability theory. La Recherche Aéronautique, 1994, 153-158.
- G. Schrauf Transition prediction using different linear stability analysis strategies. 12th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, CO, June 20-22, 1994. AIAA Paper 94-1848-CP, 1994.
- G. Schrauf Comparison of COAST2 and SALLY using an ELFIN F100-Flight Test. DA-Report EF-2034/94 and ELFIN Technical Report 143.
- G. Schrauf Comparison of local and global amplification rates with the "fixed frequency/fixed wave length" strategy. ELFIN Technical Report 142.
- G. Schrauf, J. Ponsin Investigation of the influence of surface waviness on the laminar-turbulent transition using the ELFIN F100-flight tests. STAB-Symposium 1994, Erlangen.

Weiteres Vorgehen

Untersuchung der schwierigen ATTAS, F100 und S1-Fälle mit linearer und nicht-linearer Stabilitätstheorie.

Mitteilung

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

- ☒ Laminar-Turbulente Transition
☐ Instationäre Strömungen
☐ Turbulenz

Projektgruppe/ Anwendungsbereich:

Laminarhaltung von Tragfügeln

Ansprechpartner

Dr. M. Simen

Institution

Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt

Adresse

Bunsenstr. 10, 37085 Göttingen

Telefon

Telefax

weitere Partner

A. Stolte, F.P. Bertolotti, S. Hein (DLR)
A. Hanifi, D. Henningson (FFA und KTH, Stockholm, Schweden)

Thema

Nonlocal Instability Analysis of the ATTAS-332 Laminar Glove Flow

Ausgangssituation

Combined curvature and nonuniform flow effects on nonlocal disturbance growth in convectively unstable, transsonic flow past a swept wing have so far not been investigated.

Ziel

Using nonlocal stability analysis the limitations of transition prediction based on N-factors from classical local stability analysis are to be demonstrated.

Lösungsweg

Nonlocal, linear instability theory is applied to study convective crossflow- and 'Tollmien-Schlichting' instability of compressible, three-dimensional flow past the laminar glove of the Attas/VFW 614 wing. The basic flow is computed using first order boundary layer theory. Wall normal and streamwise basic- as well as disturbance-flow gradients, surface curvature and wall normal basic flow velocity are consistently included in the nonlocal instability analysis by introducing a multiple scales assumption as opposed to the parallel flow assumption in classical local stability analysis. Applying the nonlocal DLR/FFA NOLOT-code, effects of nonuniform boundary layer flow, curvature and compressibility on steady and unsteady disturbance growth are studied. It is shown that in the investigated most amplified parameter range, nonlocal crossflow instability is strongly influenced by boundary layer growth and surface curvature but only weakly by compressibility, whereas the opposite is found for 'Tollmien-Schlichting' instability.

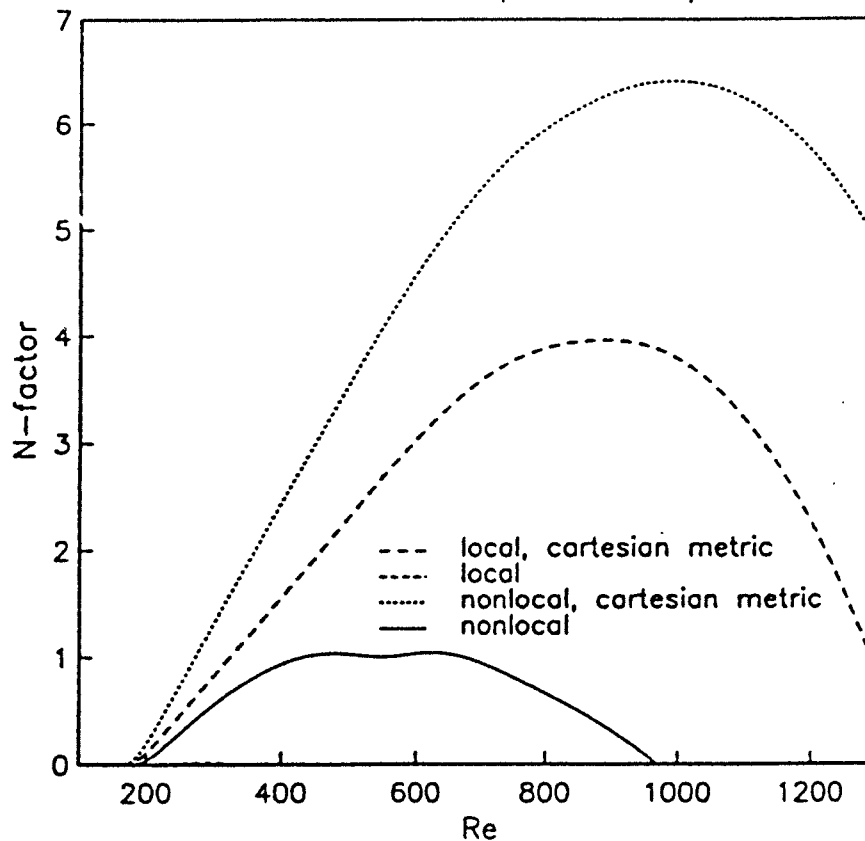
Atlas-332: N-factors (CF)

$$Ma_\infty = 0.595$$

$$T_\infty^* = 222 \text{ K}$$

$$f^* = 0 \text{ Hz}$$

$$\beta^* = 4839 \text{ 1/m}$$



Literatur

- [2] SIMEN, M.: Local and nonlocal stability theory of spatially varying flows. Instability, Transition and Turbulence, Springer Verlag, pp.181-201, 1992.
- [3] HEIN, S., BERTOLOTTI, F.P., SIMEN, M., HANIFI, A., HENNINGSON, D.: Linear nonlocal instability analysis -the linear NOLOT code-. DLR-IB 223-94 A 43, FFA-TN 1994-54, 1994.
- [4] SIMEN, M.: Lokale und nichtlokale Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen. DLR-FB 93-31, 1993.

weiteres Vorgehen

The nonlocal linear stability analyses will be extended to nonlinear analyses of transition in transonic swept wing flow.

Mitteilung

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

Ansprechpartner: A. Stolte, Dr. M. Simen, S. Hein, Dr. F.P. Bertolotti

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik
Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen
Telefon: 0551-709-2296, -2294, -2427
Telefax: 0551-709-2446

weitere Partner: Dr. G. Schrauf, Daimler Benz Aerospace Airbus
Prof. Dr. G. Redeker, A. Seitz, DLR - Institut für Entwurfsaerodynamik
Prof. Dr. D. Henningson, A. Hanifi, FFA, KTH Stockholm

Thema

Lokale und nichtlokale Stabilitätsuntersuchungen der ATTAS-Laminarflügelumströmung

Ausgangssituation

Die Stabilitätseigenschaften von Grenzschichtströmungen werden durch Grenzschichtaufdickung, Oberflächenkrümmung und Kompressibilität stark beeinflusst. In der dreidimensionalen Grenzschichtströmung am Tragflügel tritt im Vorderkantenbereich neben anderen Instabilitätsformen auch Querströmungsinstabilität auf, auf die der Einfluß von Oberflächenkrümmung und Grenzschichtaufdickung besonders groß ist. Dagegen ist zu erwarten, daß sich die Kompressibilität deutlich auf die durch viskose Kräfte hervorgerufene Tollmien-Schlichting-Instabilität auswirkt.

Ziel

Zur Transitionsanalyse des ATTAS-Laminarflügels sollen mit Hilfe von lokaler und nichtlokaler Stabilitätstheorie [1] die Einflüsse von Profilkrümmung, Grenzschichtaufdickung und Kompressibilität auf die Anfachungsraten von Querströmungs- und Tollmien-Schlichting-Instabilität aufgezeigt werden. Zur Abhängigkeit der Anfachungsraten von Frequenz und Wellenzahl sowie von der Flügel-tiefenposition sollen parametrische Untersuchungen durchgeführt werden. Außerdem sollen numerische Aspekte wie Konvergenz, Transienten und Schrittweitesensitivität betrachtet werden.

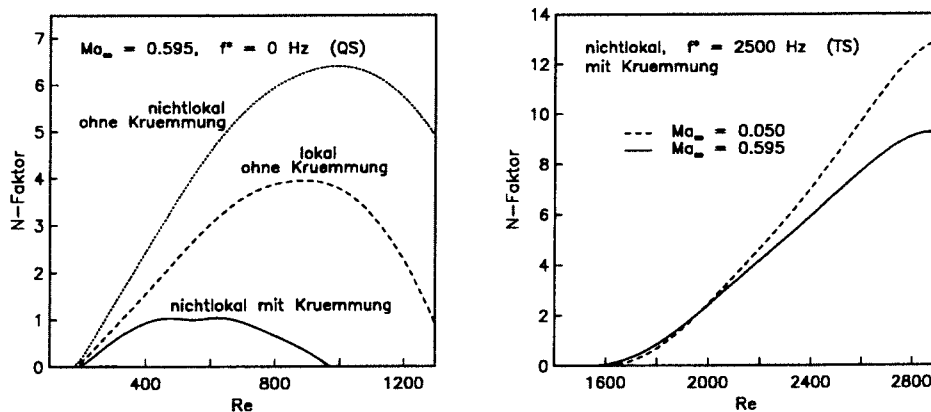
Lösungsweg

Das parallel zur Flugzeugachse gegebene Flügelprofil wird zunächst approximiert und dann unter der Annahme eines konischen Flügels numerisch auf unendlich schiebende Bedingungen umgerechnet (Profilschnitt senkrecht zur Flügelvorderkante). Diese Konturdaten und die gesplinete c_p -Verteilung über dem Profil werden mit dem Preprozessor SWINGGEO für die auf Grenzschichttheorie erster Ordnung basierende Grenzschichtrechnung mit COWBOL [2] vorbereitet. Die Grenzschichtdaten werden mit dem Interface UNION für die Stabilitätsuntersuchungen aufbereitet. Mit Hilfe des linearen DLR/FFA-Verfahrens NOLOT [3],[4] werden lokale und nichtlokale Stabilitätsuntersuchungen mit und ohne Berücksichtigung von Oberflächenkrümmung und Kompressibilität durchgeführt.

Ergebnis

Der stabilisierende Einfluß von konvexer Profilkrümmung auf die im Vorderkantenbereich des Flügels dominierende Querströmungsinstabilität wird bestätigt. Ein destabilisierender Effekt von gleicher Größenordnung wird durch die Grenzschichtaufdickung beobachtet, während die Kompressibilität nur einen geringen stabilisierenden Einfluß auf diese Instabilitätsform zeigt. Außerdem zeigt sich, daß die nichtlokalen Anfachungsraten aufgrund des Beitrags des Amplitudenanteils sehr stark von der für ihre Berechnung gewählten Störströmungsgröße abhängen.

Die Tollmien-Schlichting-Instabilität dagegen wird kaum von nichtlokalen Effekten und Oberflächenkrümmung beeinflusst. Allerdings kann hier eine deutlich stabilisierende Wirkung der Kompressibilität beobachtet werden [5].



Literatur

- [1] SIMEN, M.: Lokale und nichtlokale Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen. Dissertation Universität Stuttgart, 1992, DLR-FB 93-31.
- [2] SCHWAMBORN, D: Laminare Grenzschichten in der Nähe der Anlegelinie an Flügeln und flügelähnlichen Körpern mit Anstellung. DLR-FB 81-31, 1981.
- [3] HEIN, S., BERTOLOTTI, F.P., SIMEN, M., HANIFI, A., HENNINGSON, D.: Linear nonlocal instability analysis - the linear NOLOT code -. DLR-IB 223-94 A56, 1994.
- [4] HANIFI, A., HENNINGSON, D., HEIN, S., BERTOLOTTI, F.P., SIMEN, M.: Linear nonlocal instability analysis - the linear NOLOT code -. FFA-TN 1994-54, 1994.
- [5] SIMEN, M., STOLTE, A., BERTOLOTTI, F.P., HEIN, S.: Nonlocal instability analysis of the ATTAS-332 laminar glove flow. Tagungsband DGLR/STAB Symposium, Erlangen, 1994.

weiteres Vorgehen

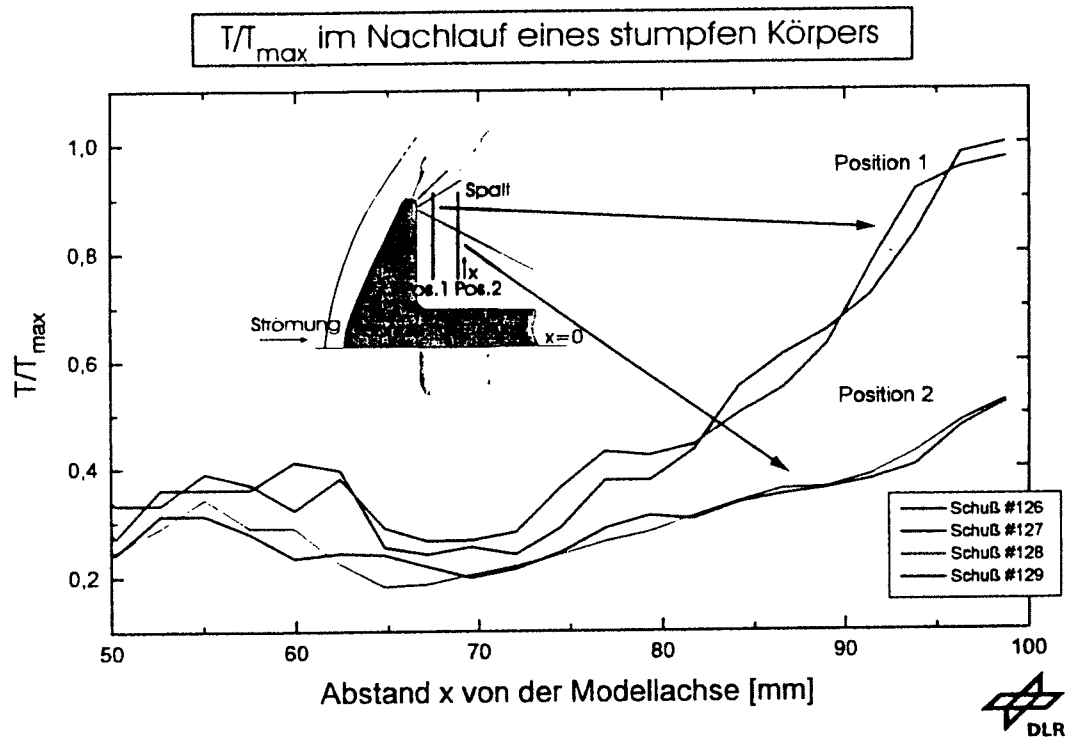
Nichtlineare Stabilitätsanalyse von stationären und laufenden Moden und deren Wechselwirkung. Untersuchung der Beeinflussung unterschiedlicher Instabilitätsformen durch Oberflächenrauigkeit und Störungen der Anströmung.

Datum: 23.02.95

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	HYPERSCHALL
Ansprechpartner	W.H.Beck
Institution	DLR e.V., SM-SK-ATD
Adresse	Bunsenstr. 10 Telefon 0551 7092470/2444 37073 Göttingen Telefax 0551 7092870
Weitere Partner	Dassault; NASA
Thema	LIF 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 den 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 in der Nähe eines angeströmten Testmodells ausgewertet werden können. Als Vorwegstudie am HEG sind Messungen mit spektraler Auflösung bei den folgenden Messungen durchgeführt worden: Freie Anströmung; vor einem HERMES-Modell; Nachlauf eines stumpfen Kegels.
Ergebnis	<u>Freie Anströmung:</u> LIF-Bilder sind bei 4 HEG-Bedingungen aufgenommen worden (Reservoidruck/Enthalpie 40/21; 90/22; 45/13; 110/15; MPa/MJkg ⁻¹). Messungen bei höheren Drücken sind schlecht durch die Strömungskontamination. Eine vorläufige Auswertung der Niederdruck-Ergebnisse zeigt vernünftige Temperaturwerte (T_{rot}). <u>HERMES-Modell:</u> Der Bugstoß vor dem HERMES wurde mit LIF untersucht. Hier konnten die Bereiche freie Anströmung und hinter dem Stoß (Stoß/Modell-Abstand ca. 2-3mm) 1d räumlich aufgelöst werden. Ohne spektrale Filter sind 2d-Messungen hinter dem Stoß nicht möglich. <u>Stumpfer Kegel-Nachlauf:</u> Hier konnte der relative Temperaturverlauf an 2 axial-unterschiedlichen Stellen hinter dem Modell bestimmt werden -siehe Bild.

AG STAB



Weiteres Vorgehen

2d-Messungen im HEG; spektrales Filtern

Datum

März 1995

AB STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Th. Eggers, Dipl.-Ing. D. Strohmeier

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2436

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr.-Ing. R. Radespiel

Thema Off-Design-Verhalten hypersonischer Wellenreiter im Machzahlbereich
 $0.3 < Ma_\infty < 12.0$.

Ausgangssituation:

Frühere Untersuchungen ergaben, daß Wellenreiter auch weit außerhalb ihres Entwurfspunktes eine hohe aerodynamische Güte besitzen [1]. Dieses Verhalten ermöglicht den Entwurf von Wellenreitern unabhängig von einer speziellen Reisemachzahl. Der Entwurf orientiert sich dabei in erster Linie an den Kriterien, die vom Gesamtentwurf vorgegeben werden. Systemanalysen zeigen, daß beim Entwurf zweistufiger Orbitaltransportsysteme durch Anwendung des Wellenreiterprinzips eine signifikante Verringerung der maximalen Abflugmasse erzielt werden kann [2].

Ziel:

Verständnis des Off-Design Verhaltens von Wellenreitern vom Unterschall bis in den Hyperschall.

Lösungsweg:

Ausgehend von einem $Ma_\infty = 12$ Wellenreiter mit Freistromoberseite (Bild 1a) wurde eine den Anforderungen an den Gesamtentwurf gerecht werdende Wellenreiterkonfiguration mit Expansionsoberseite generiert (Bild 1b). Zur Untersuchung des Einflusses stumpfer Vorderkanten wurde eine zweite Variante mit einem Nasenradius von $R/L = 0.0008$ abgeleitet (Bild 1c). Umfangreiche Eulerrechnungen an diesen Konfigurationen liefern die Einflüsse von Machzahl, Anstellwinkel, Nasenradius und Expansionsoberseite [3, 4].

Ergebnis:

Bei Hyperschallanströmung mit Überschallvorderkante ist die erzielbare maximale Gleitzahl nahezu machzahlunabhängig. Liegen Unterschallvorderkanten vor, erzeugen Vorderkantenwirbel eine zusätzliche Saugkraft. Infolge der Freistromoberseite wird kein zusätzlicher Beitrag zum Wellenwiderstand induziert und somit die erreichbare Gleitzahl insgesamt erhöht. Unter Berücksichtigung von Reibungseffekten liefert eine Expansionsoberseite im Entwurfspunkt bei geeigneter Auslegung keine Verluste. Die Studien zum Einfluß des Nasenradius ergeben für realistische Radien von $R/L \approx 0.0001$ vernachlässigbare zusätzliche Leistungseinbußen.

Auch in sub- und transsonischer Strömung ist die realistische Wellenreiterkonfiguration durch eine hohe aerodynamische Güte gekennzeichnet. Vergleiche zwischen Wellenreiter und Deltaflügel zeigen ein analoges Verhalten von Auftrieb und Längsstabilität im Bereich kleiner Anstellwinkel. Bei hohen

Anstellwinkeln führt eine starke Saugkraft im Nasenbereich zu einer signifikanten Abnahme der statischen Längsstabilität.

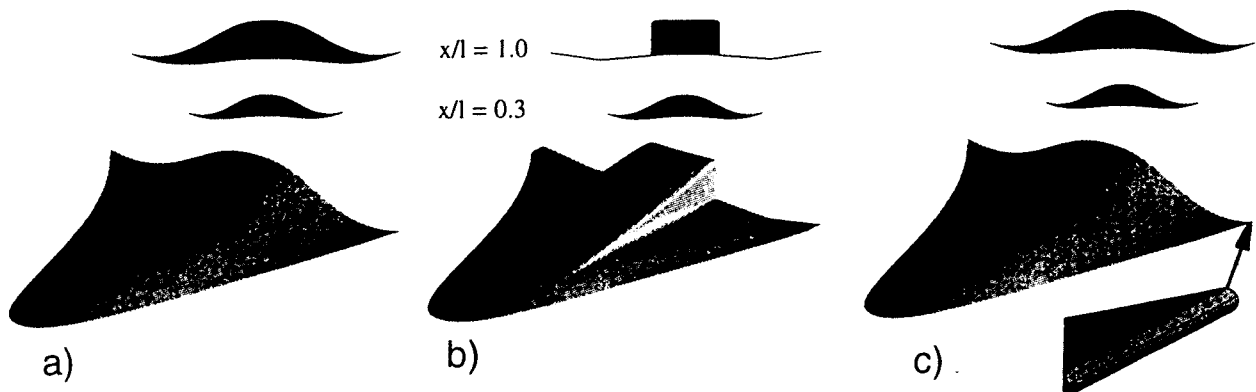


Bild1: $Ma_\infty = 12$ Wellenreiterkonfigurationen

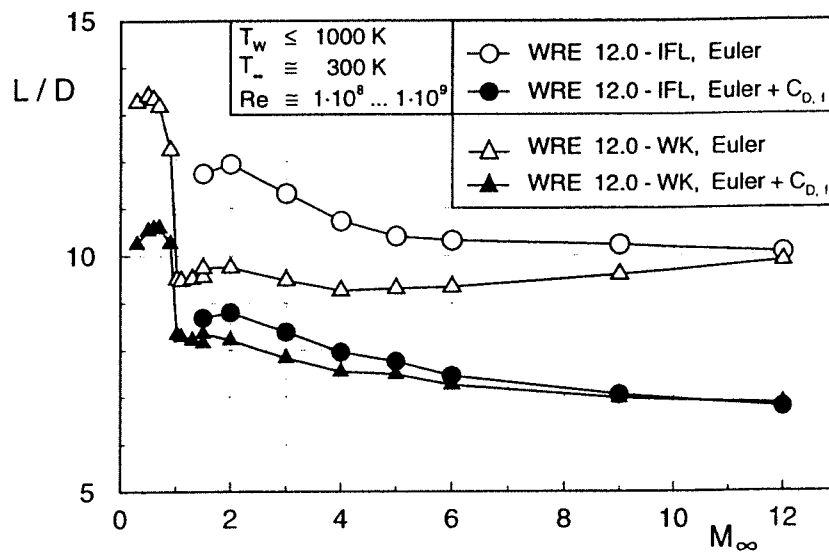


Bild2: Einfluß der Machzahl auf die Gleitzahl bei $\alpha = 0^\circ$

Literatur:

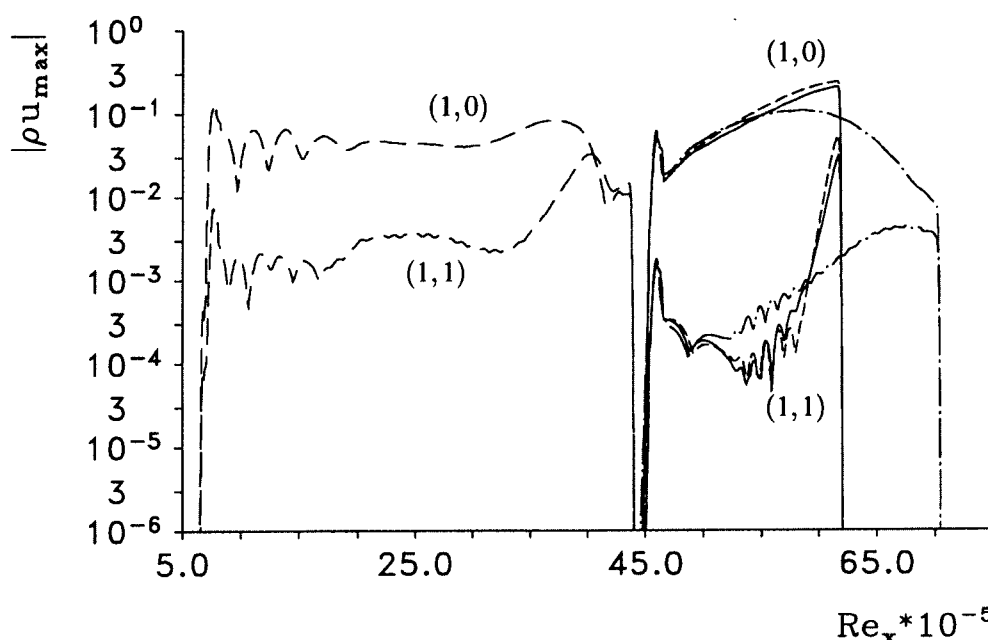
- [1] Eggers, Th.; Sobieczky, H.; Center, K.: Design of Advanced Waveriders with High Aerodynamic Efficiency. AIAA Paper 93-5141, 1993.
- [2] Bardenhagen, A.; Kossira, H.; Heinze, W.: Interdisciplinary Design of Modern Hypersonic Waveriders Using the Integrated Program PrADO-HY. In: Proceedings 19th ICAS Congress, Anaheim, September 18-23, 1994.
- [3] Strohmeyer, D.; Longo, J.M.A.: Aerodynamische Untersuchung einer Wellenreiterkonfiguration im Unter- und Transschall. 9. DGLR-Fachsymposium der AG-STAB, Erlangen, 1994.
- [4] Eggers, Th.: Untersuchungen zum Off-Design Verhalten von Wellenreitern im Überschallbereich. Tagungsband DGLR Jahrestagung 1994, Erlangen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	W. Eißler, Dr. H. Bestek	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart	
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon (0711) 685-3426 Telefax (0711) 685-3438
Thema	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung	
Ausgangssituation	Der laminar-turbulente Umschlagprozeß in kompressiblen Überschall- und Hyperschall-Grenzschichten ist noch weitgehend unbekannt. Dies gilt sowohl für den Problembereich der Störzeugung (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 Voraussetzung für die Erstellung verbesserter Umschlagkriterien, die für Entwurfszwecke benötigt werden.	
Lösungsweg	Direkte numerische Simulation der Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in 2D Platten-grenzschichten 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 Platten-grenzschichten wurde für Machzahlen bis $Ma = 4.8$ untersucht. Dabei wurden Anströmtemperaturren verwendet, die entweder typisch für einen Windkanalversuch sind ($T_\infty = 55.4 \text{ K}$) oder die in 20 km Höhe vorliegen ($T_\infty = 220 \text{ K}$). Im Fall der hohen Anströmtemperatur wiederum wurde sowohl eine adiabate als auch eine gekühlte Wand angenommen. Es stellte sich heraus, daß im Fall hoher Anströmtemperatur das Instabilitätsgebiet zu größeren Reynoldszahlen hin verschoben ist. Bei der Untersuchung der frühen nichtlinearen Stadien infolge fundamentaler Resonanz stellte sich heraus, daß die stärkste resonante Anfachung der 3-dimensionalen Störungen im Fall hoher Anströmtemperatur und einer gekühlten Wand auftreten. Dabei spielt es kaum eine Rolle, ob ein kalorisch ideales Gas mit konstanter Prandtlzahl oder ein thermisch ideales Gas mit temperaturabhängiger Prandtlzahl verwendet wurde. Im Vergleich zum Fall mit niedriger Anströmtemperatur ist der Ort an dem starkes nichtlineares Wachstum und damit Transition einsetzt deutlich stromab verschoben. Dies kann man aus der Amplitudenentwicklung der fundamentalen 2-D und 3-D Störungen erkennen. Dargestellt sind die Störungen $\rho u_{1,0}$ und $\rho u_{1,1}$.



Amplituden Maxima von $d_h d_k |(\rho u)'_{h,k}|$ aller vier Simulationen. ((— — —) $T_\infty = 55.4 \text{ K}$, (— — —) $T_\infty = 220 \text{ K}$, adiabate Wand, (— — —) $T_\infty = 220 \text{ K}$ gekühlte Wand, kal. id. Gas, (— — —) $T_\infty = 220 \text{ K}$ gekühlte Wand, therm. id. Gas.)

Literatur

W. Eißler und H. Bestek: Spatial Numerical Simulations of Nonlinear Transition Phenomena in Supersonic Boundary Layers, *Transitional and Turbulent Compressible Flows – 1993*, ASME FED-Vol. 151, L.D. Kral und T.A. Zang (Hrsg.), pp. 69–76, 1993.

W. Eißler und H. Bestek: Numerical simulations of initial transition in Mach 4.8 boundary layers at wind-tunnel and flight conditions, *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.*, zur Veröffentlichung eingereicht, 1995.

weiteres Vorgehen

Untersuchung der späten Umschlagstadien bei fundamentaler Resonanz und hohen Anströmtemperaturen, sowie des Umschlags aufgrund 3-dimensionaler Störungen.

Förderung durch:
DFG – SFB 259, Teilprojekt C4

Datum

14. Februar 1995

AG STAB

MITTEILUNG

Projektgruppe	Hyperschall	
Fachkreis		
Ansprechpartner	I. M. G. Grotowsky, J. Ballmann	
Institution	Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik der RWTH Aachen	
Adresse	Templergraben 64 52062 Aachen	Telefon: 0241 80 4636 Telefax: 0241 8888 126
Thema	Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $M > 1$ (SFB 253, TP C3)	
Ausgangssituation	Berechnung ebener Einlaufströmungen eines thermisch perfekten und kalorisch imperfekten Gases im Über- und Hyperschall, laminare Strömungen	
Ziel	Berechnung dreidimensionaler Einlaufströmungen für Hyperschallflugzeuge	
Lösungsweg	Im Verfahren werden alle partiellen Ortsableitungen mittels der Finite-Volumen-Methode diskretisiert, womit ein hohes Maß an Kompatibilität zwischen den einzelnen Komponenten erreicht wird. Für den konvektiven Anteil der Gleichungen wird das Godunov-Typ-Verfahren nach Harten/Yee benutzt. Herzstück ist der Riemannlöser von Roe in einer Verallgemeinerung für kalorisch nicht perfektes Gas [2]. Im diffusiven Anteil werden die zweiten partiellen Ortsableitungen durch zentrale Differenzen approximiert. Als Zeitintegrationsverfahren wird wegen der größeren Stabilität gegenüber expliziten Schemata ein implizites gewählt. Es basiert auf einer Newtoniteration für die diskreten Gleichungen, wobei zur Lösung der linearen Gleichungssysteme in jedem Schritt eine konjugierte Gradientenmethode (GMRES(19)) [1] verwendet wird. Um auch komplexe Geometrien behandeln zu können, ist das Verfahren als Block-Algorithmus aufgebaut.	

AG STAB

Ergebnis

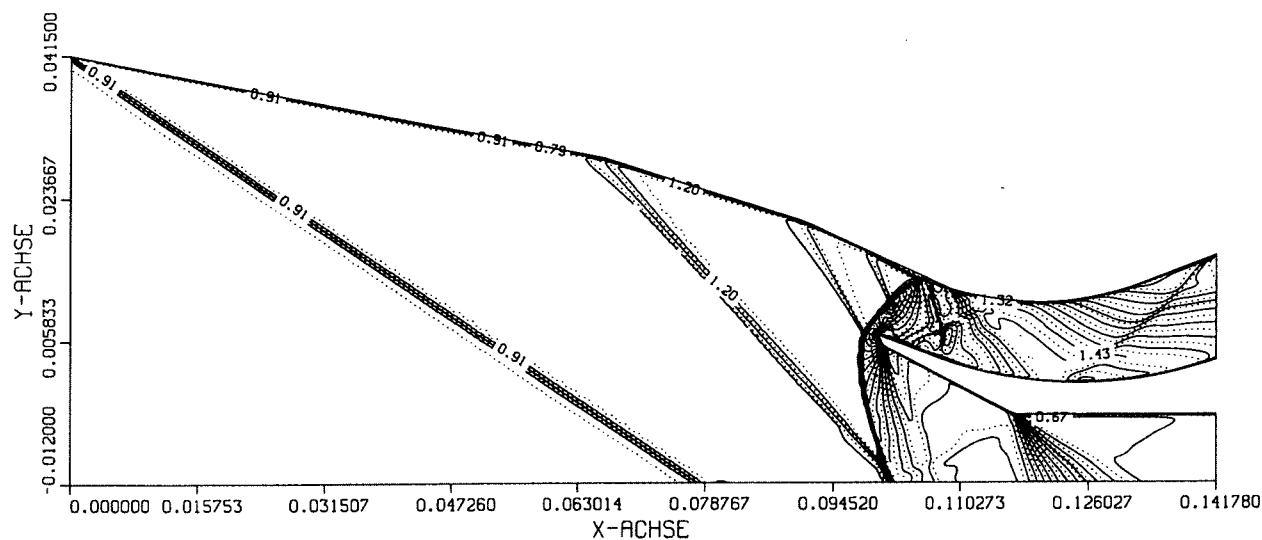


Abbildung 1: Isoliniendarstellung des Dichtefeldes für ein Hyperschalleinlaufmodell, Anströmbedingungen: $M_\infty = 2.45$, $Re_L = 6.43 \times 10^6$, $T_\infty = 136.0K$ und $p_\infty = 0.3204 \times 10^5 \frac{N}{m^2}$

Literatur

- [1] Saad, Y., and Schultz, M. H., "GMRES: A Generalized Minimal Residual Algorithm for Solving Nonsymmetric Linear Systems", SIAM J. Sci. Stat. Comput., Vol. 7, No. 3, July 1986
- [2] Vinokur, M., and Montagne, J.-L., "Generalized Flux Vector Splitting and Roe Average for an Equilibrium Real Gas", J. Comp. Phys., **89**, 276-300, 1990

weiteres Vorgehen

weitere experimentelle Validierung des Verfahrens, Turbulenzmodellierung mit einem Mehrgleichungsmodell, 3-D-Erweiterung

Datum

5. Juli 1994

AG STAB

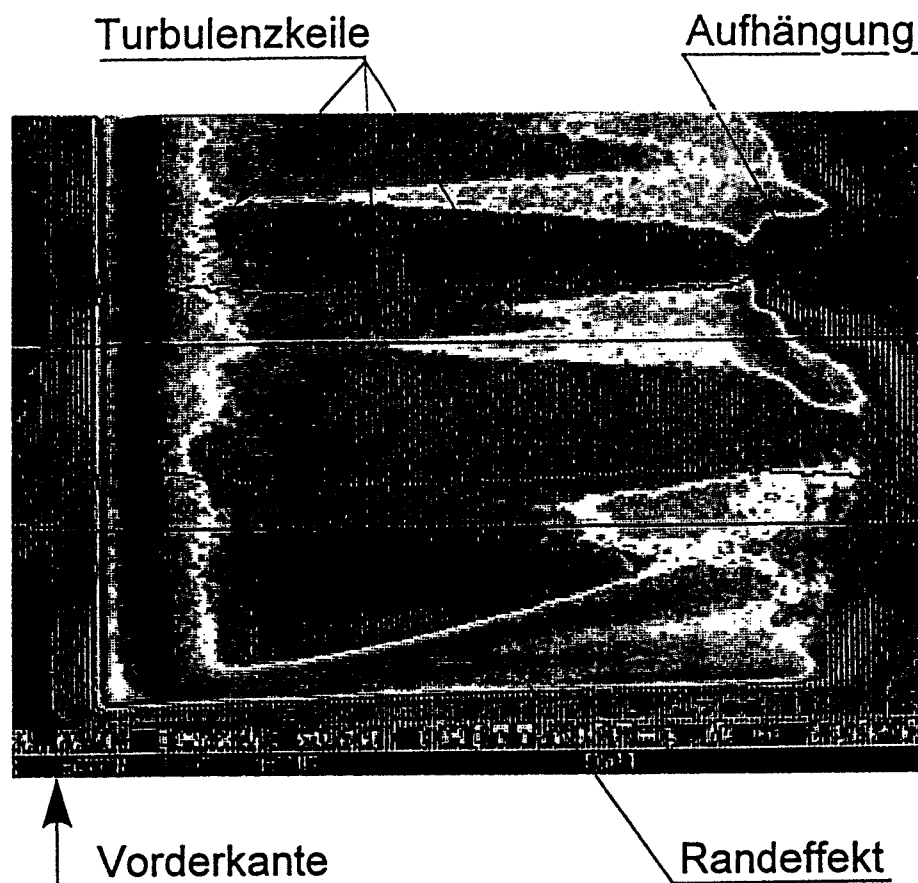
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall / Physikalische Grundlagen (Schwerpunkt Laminar-Turbulente Transition)		
Ansprechpartner	Dr. A. Henckels und H. Esch		
Institution	DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz		
Adresse	Porz-Wahnheide Linder Höhe D-51147 Köln	Telefon	02203/601-2627
		Telefax	02203/601-2085
weitere Partner			
Thema	Transitionserkennung im Hochgeschwindigkeitsbereich mittels IR-Thermographie		
Ausgangssituation	Eine Interpretation der im Windkanal gemessenen Beiwerte setzt die genaue Kenntnis der Transitionslage voraus. Weiterhin hat die Transitionslage einen entscheidenden Einfluß auf die Auslegungsparameter schnell fliegender Fluggeräte und bestimmt evtl. die Realisierungsmöglichkeit neuer Konzepte.		
Ziel	Ziel ist die Untersuchung über die Einsatzmöglichkeit der IR-Thermographie zur Visualisierung der Transitionslage auf Windkanalmodellen im hohen Geschwindigkeitsbereich.		
Lösungsweg	Es werden experimentelle Untersuchungen in den Kanälen VMK, TMK und H2K an Platten- und Kegelmodellen durchgeführt, wobei die Reynolds-Zahl jeweils so gewählt ist, daß zumindest im hinteren Modellbereich eine turbulente Grenzschicht erwartet werden muß. Schlieren- und Schattenverfahren sowie die Kurzzeitfotographie unterstützen ein zur Transitionsdetektion eingesetztes IR-System.		

AG STAB

Ergebnis

Während im Vertikalkanal VMK zunächst der experimentelle Nachweis des natürlichen Grenzschichtumschlags aufgrund des sehr frühen und daher schlecht geometrisch auflösenden Transitionsbereichs nicht eindeutig war, zeigten IR-Bilder eines Plattenmodells bei Mach 4 im Trisonischen Kanal TMK deutlich mehrere Transitionskeile.



Infrarotbild mit Turbulenzkeilen auf einer ca. 15 cm langen flachen Platte bei Mach 4 und einer Reynoldszahl von 43 mio./m im TMK.

weiteres Vorgehen Ein zur Transitionserkennung in der Erprobung befindliches FPA (focal plane array) IR-System mit einer maximalen Temperaturauflösung von nur 0.025 °C bei gesteigerter Bildschärfe lässt in Zukunft noch bessere IR-Bilder erwarten.

Datum

16. Januar 1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	U. Herrmann	
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon 0531 / 295 -2835 Telefax 0531 / 295-2320
weitere Partner		
Thema	Analyse der Längsbewegung einer schlanken Hyperschallkonfiguration	
Ausgangssituation	Die aerodynamischen Beiwerte der Unterstufe einer schlanken Hyperschall Transportkonfiguration wurden mit dem 3D Euler Verfahren CEVCATS [1] für $Ma_\infty=4$ berechnet. Der Nickmomentenzuwachs der Konfiguration nimmt in Übereinstimmung mit Windkanalmessungen mehr als linear mit dem Anstellwinkel ab. Bei höheren Anstellwinkeln ($\alpha > 7^\circ$) entstehen im komplexen Strömungsfeld der Konfiguration stoßinduzierte Leeseitenwirbel.	
Ziel	Analyse der Längs- und Seitenbewegung der Hyperschall Transportkonfiguration.	
Lösungsweg	Die 3D Euler Lösungen werden im Hinblick auf die Wirkung von Konfigurationskomponenten an der Entstehung der Gesamtbeiwerte untersucht. Dazu werden die lokalen Oberflächeninformationen der numerischen Feldlösungen ausgewertet.	
Ergebnis	Die Geometrie der Konfiguration ist Bild 1 zu entnehmen. Die ebenfalls aufgetragenen Oberflächenstromlinien zeigen den bei $Ma_\infty=4$, $\alpha=10^\circ$ am Vorkörper stoßinduziert entstehenden Wirbel anhand seiner Ablöselinie. Das Nickmoment des Flugzeuges ist über dem Anstellwinkel in Bild 2 aufgetragen. Der Nickmomentenbeiwert ist in Anteile der Ober- und Unterseite separiert. Mit zunehmendem Anstellwinkel steigt die Nickmomentenerhöhung der Unterseite, während der Beitrag der Oberseite um einen noch größeren Anteil abnimmt. In Bild 3 ist der Auftriebsbeiwert des Flugzeuges, ebenfalls in Anteile der Ober- und Unterseite aufgeteilt, gezeigt. Mit wachsender Anstellung generiert die Flugzeugoberseite weniger Auftrieb, während die Unterseite den dominanten Auftriebsanteil liefert. Der Wirbel am Vorkörper generiert keinen Zusatzauftrieb und somit kein destabilisierendes Moment. Die Neigung der Kontur, Bild 4 , sorgt bereits ohne Anstellung für eine Expansion der Strömung im hinteren oberen Bereich des Flugzeuges. Dies ist der Grund für geringer werdende Druckdifferenzen bei steigendem Anstellwinkel in Gebieten negativer Konturneigung und deshalb geringerer rückdrehender Momente. Daher wirken die Druckdifferenzen am Vorkörper destabilisierend.	

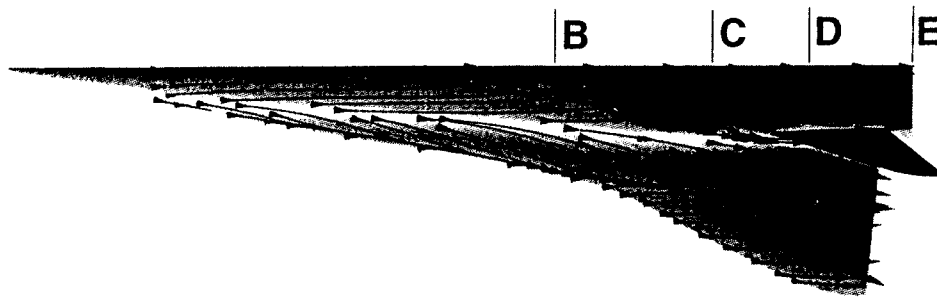


Bild 1 Oberflächenstromlinien des Flugzeuges, $Ma_\infty=4$, $\alpha=10^\circ$

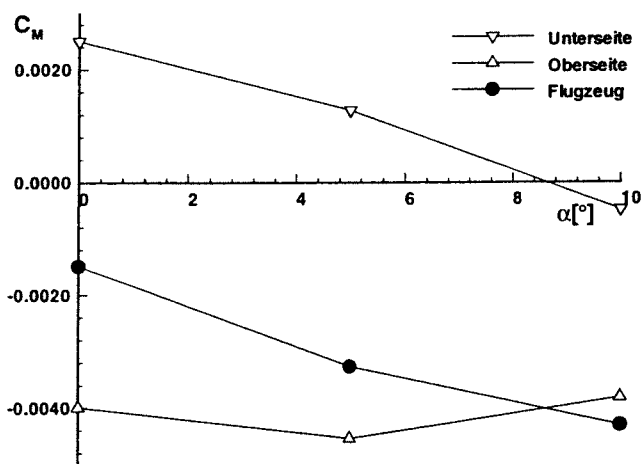


Bild 2 Nickmomentenanteile des Flugzeuges

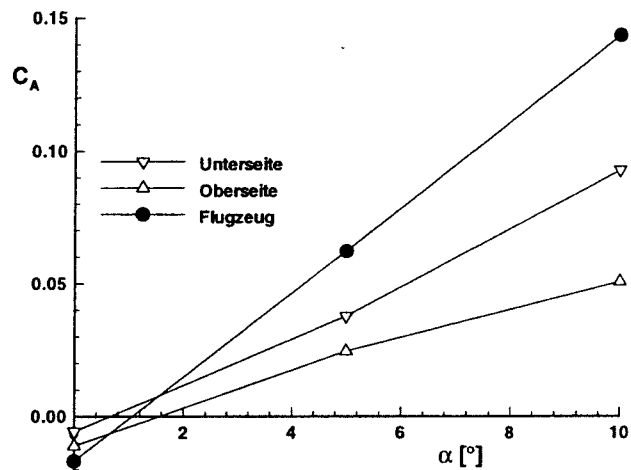


Bild 3 Auftriebsanteile des Flugzeuges

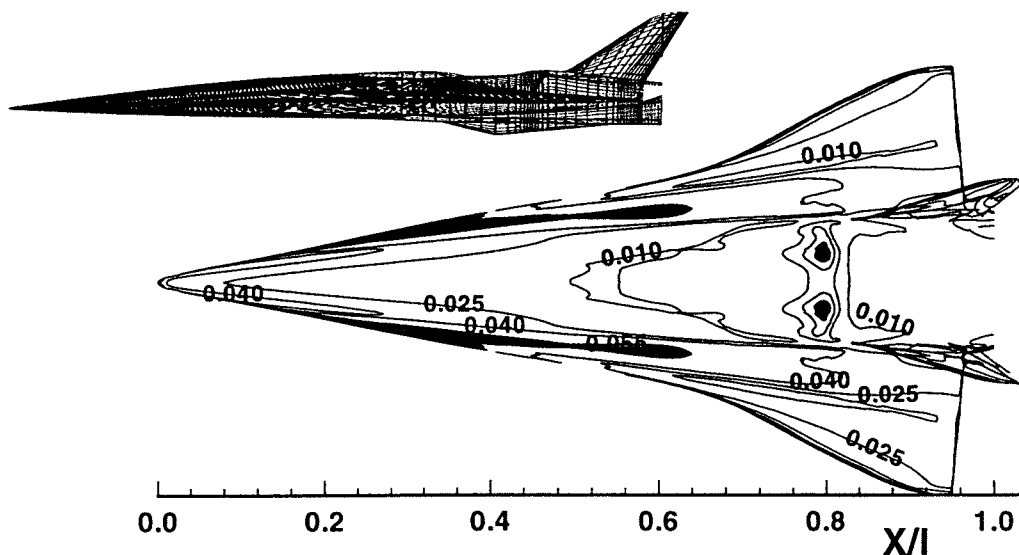


Bild 4 Druckdifferenzen auf der Oberseite des Flugzeuges bei Anstellwinkelzunahme um 5°

Literatur [1] Kroll, N.; Herrmann, U.; Radespiel, R.. 'Discretization Properties in Hypersonic Flows' DLR IB 129-92/28, 1992

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	U. Herrmann	
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon 0531 / 295 -2835 Telefax 0531 / 295-2320
weitere Partner		
Thema	Berechnung der turbulenten Umströmung einer schlanken generischen Hyperschalltransportkonfiguration	
Ausgangssituation	Auf einem strukturierten Netz (FFA, Schweden) ist die Umströmung einer schlanken generischen Hyperschalltransportkonfiguration mit ausgeschlagenen Flügelhinterkantenklappen zu berechnen.	
Ziel	Genauigkeit und Effizienz des DLR 3D Navier-Stokes Codes CEV-CATS [1] zur Berechnung abgelöster Hyperschallströmungen und Klappenwirksamkeiten komplexer Konfigurationen soll gezeigt werden.	
Lösungsweg	Die turbulente Umströmung der Konfiguration wird auf zwei unterschiedlich feinen Mehrgitternetzen (grobes Netz=1/8 des feinen Netzes) berechnet.	
Ergebnis	Die Geometrie der Konfiguration zeigt Bild 1. Sie besteht aus einem konischen Vorkörper mit stark gepfeiltem Deltaflügel, dem sich eine Rumpfröhre gleichbleibenden Querschnittes und ein Deltaflügel geringerer Pfeilung anschließt. Die Flügel bestehen aus ebenen Flächensegmenten. Die Hinterkantenklappe ist um 10° abgesenkt. Anströmbedingungen sind: $Ma_\infty=7,15$; $\alpha=1^\circ$; $Re=13,3 \cdot 10^6$. Als Turbulenzmodell ist das Baldwin Lomax Modell gewählt. In Bild 2 sind Beiwerte der Längsbewegung aus dem Experiment mit numerischen Ergebnissen verglichen. Die Lösung ist netzkonvergent und in guter Übereinstimmung mit dem Experiment. Wegen der größeren Vektorklängen (NEC SX-3) des feinen 3 Level Mehrgitternetzes ist dort die Rate of Data Processing, d.h. die benötigte Rechenzeit pro Punkt und Iteration geringer. Bild 3 zeigt Stromlinien auf der Oberseite des hinteren Deltaflügels. Die Umströmung der stumpfen Seitenkante des Flügels, die Ablöselinie auf der abgesenkten Klappe und die Durchströmung zwischen Rumpf und Klappe sind zu erkennen. In Bild 4 und Bild 5 sind Stromlinien auf der planen Unterseite der Konfiguration miteinander verglichen. Auf beiden Netzen wird die turbulente Ablösung im Klappenknie identisch vorhergesagt. Die Interferenz des Bugstoßes mit dem hinteren Deltaflügel ist bei $Y=0,06$ den Stromlinien des feinen Netzes besser zu entnehmen.	

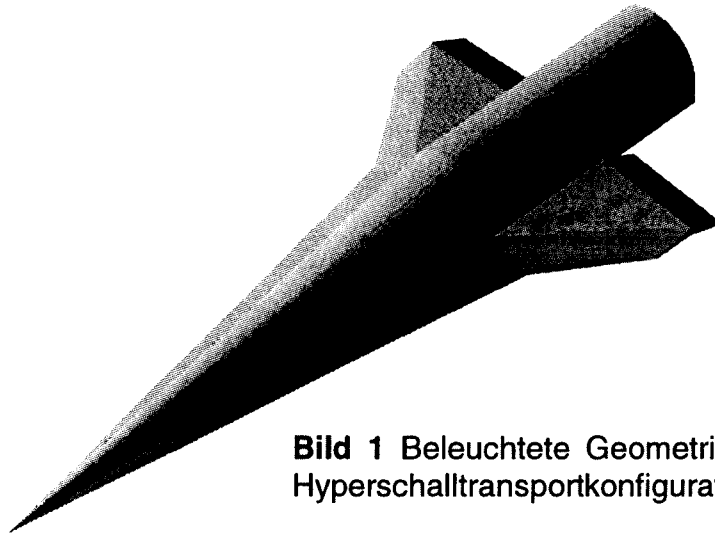


Bild 1 Beleuchtete Geometrie der generischen Hyperschalltransportkonfiguration.

	Grobes Netz	Feines Netz	Experiment
RDP (μsec)	13.17	10.15	-
C_A	0.01140	0.01120	0.009
C_W	0.01945	0.01978	0.0219
C_M	-0.008	-0.008	-0.01

Bild 2 Beiwerte und Rechenzeit pro Punkt und Iteration.

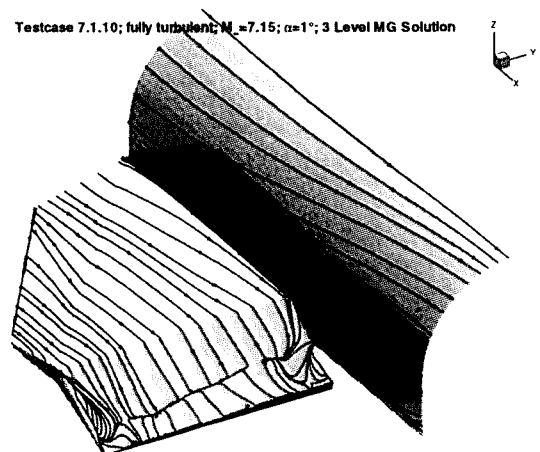


Bild 3 Stromlinien auf der Klappe.

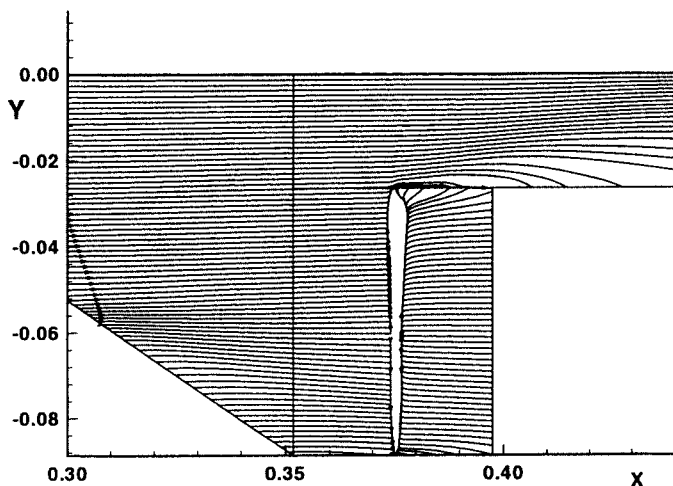


Bild 4 Stromlinien auf der Unterseite; grobes Netz.

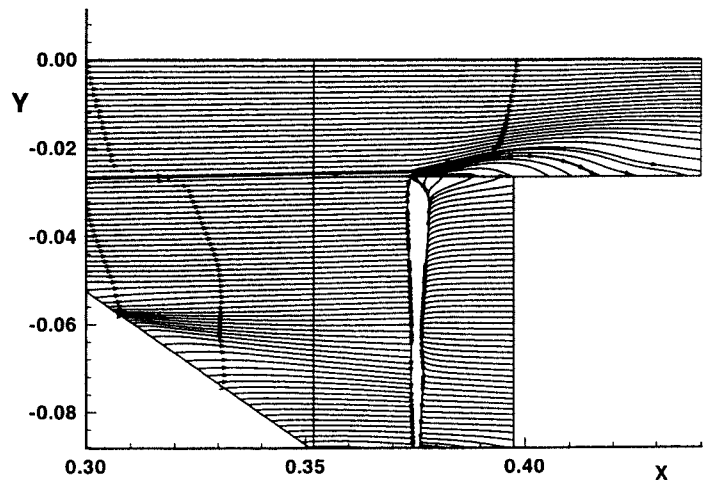


Bild 5 Stromlinien auf der Unterseite; feines Netz.

Literatur

[1] Kroll, N.; Radespiel, R.. 'An Improved Flux Vector Split Discretization Scheme for Viscous Flows' DLR FB 93/53, 1993

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

**Projektgruppe/
Anwendungsbereich:** Instationäre Strömungen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Thomas Huber

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

Adresse: Arcisstraße 21 **Telefon:** +89 / 2105 8329
80333 München **Fax:** +89 / 2105 2505

weitere Partner: -

Thema **Instationäre Körpertrennung im Hyperschall.**

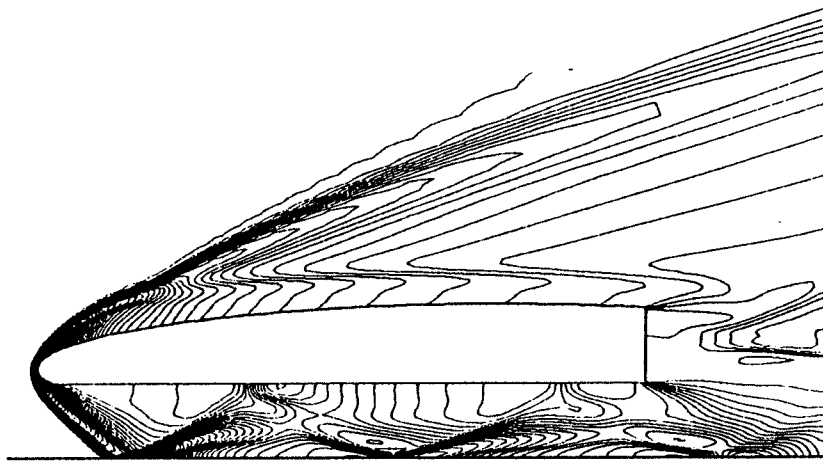
Ausgangssituation Eine Möglichkeit der Realisierung wiederverwendbarer hypersonischer Raumtransporter wird durch das zweistufige Sänger-Konzept repräsentiert. Bei diesem startet die Trägerstufe horizontal und trägt dabei die Oberstufe auf dem Rücken. In großer Flughöhe erfolgt bei großen Machzahlen die Trennung, die vom fluidmechanischen Standpunkt her ein instationäres Interferenzproblem darstellt. Im Interesse einer maximalen Betriebssicherheit ist die Kenntnis der instationären Luftkräfte während der Trennung von großer Bedeutung.

Ziel Ziel ist die Berechnung der instationären Luftkräfte auf die Oberstufe während der Separation, deren Bewegung vorgeschrieben wird. Ein Vergleich mit den stationären Luftkräften soll den Einfluß der Instationarität klären.

Lösungsweg Die strömungsmechanische Modellierung der Separation geschieht auf der Basis der Eulergleichungen, die mittels einer Finite Volumen Methode numerisch gelöst werden. In einem ersten Schritt wird die Geometrie als zweidimensional betrachtet. Die Oberstufe ist dabei ein stumpfer Körper mit gewölbter Oberseite, gerader Unterseite und abgeschnittenem Heck. Der zu berücksichtigende Teil der Unterstufe wird als ebene Platte modelliert. Ausgehend von einer stationären Lösung hebt der Separationskörper mit konstanter Geschwindigkeit von der Unterstufe ab, wobei sich das Rechennetz mit dem Körper mitbewegt. Der Einfluß der sich verformenden Zellen wird über eine Transformation der Eulergleichungen auf zeitabhängige Koordinaten berücksichtigt.

Ergebnis Für verschiedene Anstellwinkel und verschiedene Abhebegeschwindigkeiten wurden die instationären Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerte während der Separation berechnet [1],[2]. Momentendarstellungen der Strömungsfelder zeigen deren stoßdominierte Struktur und geben Aufschluß über die wirkenden Mechanismen. Abbildung (1) zeigt ein instationäres Druckfeld in Isobarendarstellung. Deutlich zu sehen sind die sich auflösenden Stoßstrukturen der stationären Startlösung. Für große Beträge der Se-

parationgeschwindigkeiten zeigen sich deutlich Abweichungen der zeitlichen Beiwerte von den stationären Werten. Als Reaktion auf den abrupten Beginn der Bewegung werden Druckstörungen erzeugt, die wieder auf die Oberstufe zurücklaufen und ihren Einfluß in den Beiwerten finden. Mit steigender Separationsgeschwindigkeit verschiebt sich der interferenzfreie Minimalabstand zwischen Träger und Oberstufe zu kleineren Werten hin.

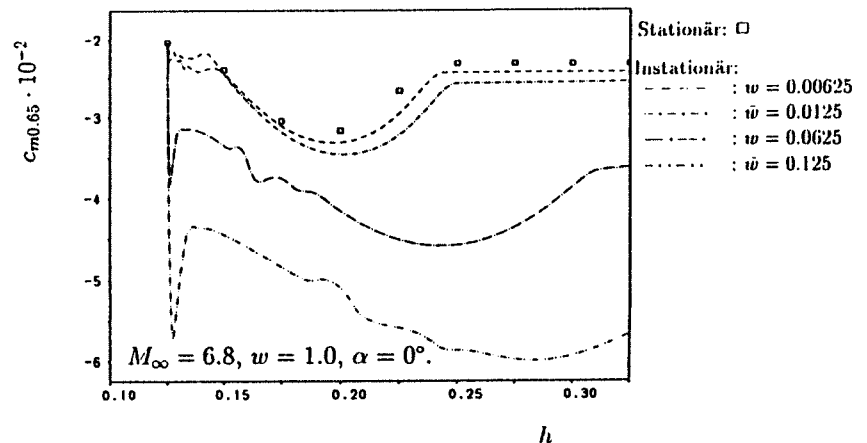


$$h = 0.150, w = 1.0$$

Abbildung 1: Instantanes Strömungsfeld, Isobaren. $Ma_\infty = 6.8$.

Abbildung 2:

Vergleich der instationären Nickmomentenbeiwerte um den 0.65 % Punkt mit stationären Werten. Auftragung über dem Separationsabstand h für verschiedene Werte der Abhebegeschwindigkeit w .



Literatur

- [1] H. Rochholz: *Eulerlösungen für den Separationsvorgang von Träger/Orbiter-Systemen im Hyperschall*. Dissertation an der TU München, 1994.
- [2] H. Rochholz, Th. Huber, F. Matyas: *Unsteady Airlodas during the Separation of an Idealized Two-Stage Hypersonic Vehicle*. ZFW Sonderheft zum SFB 255, 1995. (to be published)

Weiteres Vorgehen Dreidimensionale Eulerrechnungen für eine typische Hyperschallkonfiguration. Navier-Stokes Rechnung zur Berücksichtigung der Zähigkeit.

DATUM 14.02.1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Anprechpartner	Prof. Dr.-Ing. D. Hummel		
Institution	Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig		
Adresse	Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig	Telefon	0531/391-2972
		Telefax	0531/391-5952
weitere Partner	Dipl.-Ing. H. Petzel	Telefon	0531/391-2978
	Dipl.-Ing. Th. Eggers, DLR Braunschweig	Telefon	0531/295-2436
Thema	Experimentelle Untersuchungen an einer Wellenreiterkonfiguration bei $Ma_\infty = 8$		
Ausgangssituation	Wellenreiter weisen im Hyperschallbereich hohe Gleitzahlen auf. Dadurch sind diese Konfigurationen sehr gut für Langstreckenflüge in diesem Geschwindigkeitsbereich geeignet. Beim heutigen Wellenreiterentwurf wird die Unterseitenströmung aus dem Strömungsfeld von Kegeln abgeleitet, deren Stoßflächen ineinander übergehen (Osculating Cones Concept) [1]. Zur weiteren Optimierung kann die Oberseitenströmung als Expansionsströmung ausgeführt werden. Eine realistische Flugleistungsermittlung im Auslegungspunkt sowie die Abschätzung des Flugverhaltens außerhalb des Auslegungszustands erfolgt durch numerische Nachrechnungsverfahren auf der Basis der Euler- und Navier-Stokes Gleichungen.		
Ziele	Die theoretischen Untersuchungen erfolgen im Institut für Entwurfsaerodynamik der DLR-Braunschweig. Dort steht zur Nachrechnung der Euler- und Navier-Stokes-Code CEVCATS [2] sowie das Oberflächenneigungsverfahren SOSE [3] zur Verfügung. Beide Verfahren sollen experimentell validiert werden, um mit ihnen eine zuverlässige Nachrechnung durchführen zu können sowie um komplizierte Strömungsstrukturen untersuchen zu können, wie sie insbesondere außerhalb des Auslegungszustandes erwartet werden (Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung). Darüberhinaus sollen diese Untersuchungen auch den Einfluß der Vorderkantenabstumpfung beinhalten.		
Lösungsweg	Die experimentellen Untersuchungen werden im Hyperschallwindkanal des Instituts durchgeführt. Sie beinhalten Sechskomponentenmessungen ($-3^\circ \leq \alpha \leq 10^\circ$) für symmetrische sowie unsymmetrische Anströmung ($0^\circ \leq \beta \leq 5^\circ$). Weiterhin sind Druckverteilungsmessungen in Querebenen bei 34 % und 93 % der Modelllänge auf Ober- und Unterseite vorgesehen. Als Entwurfsmachzahl wurde die kleinste Simulationsmachzahl ($Ma_\infty = 8$) der Versuchsanlage gewählt, um realistischen Flugmachzahlen von Wellenreitern nahezukommen. Zur Konstruktion des Windkanalmodells wurden die Möglichkeiten des Entwurfsverfahrens [1] genutzt, um die zur Anwendung kommende Meßtechnik gut in die Konfiguration (Modelllänge = 90 mm) integrieren zu können. Die Abrundung der Modellvorderkante beträgt $r = 0,1$ mm. Die zu validierenden Rechenverfahren können den Druck auf der stumpfen Heckfläche nicht berücksichtigen. Um aber diesen Einfluß auf den ermittelten Widerstand berücksichtigen zu können, wird hier der Druck ebenfalls meßtechnisch bestimmt.		

Ergebnis

Widerstandsbeiwert (ohne Heckwiderstand) und Auftriebsbeiwert werden bei symmetrischer Anströmung in Bild 1 in Form einer Lilienthalpolaren mit den theoretischen Ergebnissen verglichen. Die Ergebnisse des Oberflächenneigungsverfahrens (SOSE) und der Eulerrechnungen unterscheiden sich um den Reibungswiderstand von den Meßwerten. Die stumpfe Vorderkante ist infolge Stoßablösung mit einer geringen Widerstandszunahme verbunden. Da bei großen Anstellwinkeln auch bei scharfer Vorderkante der Stoß teilweise ablöst, fällt hier der Widerstandszuwachs geringer aus. Die Navier-Stokes-Rechnung gibt bis auf den oberen Anstellwinkelbereich die Messung gut wieder. Bei unsymmetrischer Anströmung zeigt sich, daß alle unsymmetrischen Beiwerte linear vom Schiebewinkel abhängig sind. Bild 2 zeigt den Rollmomentenanstieg als Funktion des Anstellwinkels. Im unteren Anstellwinkelbereich ($\alpha < 8^\circ$) ist der Rollmomentenanstieg positiv. Das heißt, die Oberseite dreht sich in den Wind. Bei hohen Anstellwinkeln wird dementsgegen die Unterseite in den Wind gedreht. Dieses Verhalten wird von dem Oberflächenneigungsverfahren (SOSE) nicht wiedergegeben.

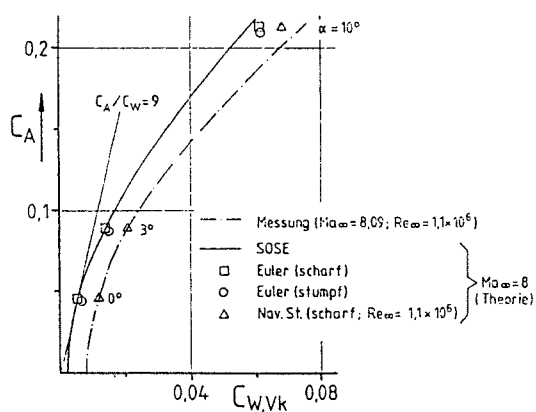


Bild 1: Vergleich der Lilienthalpolaren mit theoretischen Ergebnissen.

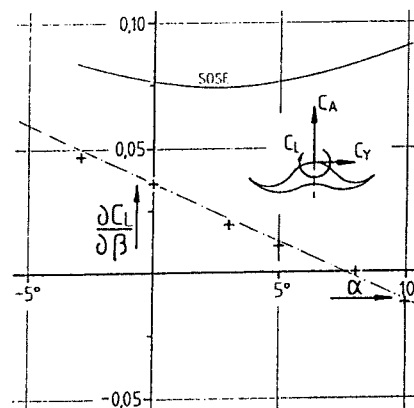


Bild 2: Rollmomentenanstieg als Funktion des Anstellwinkels.

weiteres Vorgehen Neben der zur Zeit laufenden Druckverteilungsmessung soll das Strömungsfeld um die Konfiguration in einer Ebene kurz vor der Hinterkante mit einer Pitotsonde untersucht werden. Eine derartige Untersuchung ergibt Aufschlüsse über Details des Strömungsfeldes insbesondere über die Stoßlagen und Ablöseerscheinungen.

Literatur

- [1] Center, N. B., Dougherty, F. C., Sebass, A. R., Sobieczky, H.: Interactive Hypersonic Waverider Design and Optimization. Proc. 18th ICAS Congress, Beijing, Sept. 1992.
- [2] Waibel, M.: Theoretische Untersuchung über die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen an einem $Ma_\infty = 8$ Wellenreiter. DLR-Forschungsbericht 94-12, 1994.
- [3] Eggers, Th.: Calculation of Three-Dimensional Bodies in Hypersonic Flow with Surface Inclination Methods. DLR-IB 129-92/2, 1992.
- [4] Petzel, H.: Sechskomponentenmessung an einer Wellenreiterkonfiguration. Bericht 94/7 des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig, 1994.

Datum

31.01.95

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Markus Jacobs	
Institution	RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut	
Adresse	Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 52062 Aachen	Telefon (0241)-805426 Telefax (0241)-8888257
Thema	Flächige Wärmestrommessung in supersonischen und hypersonischen Strömungen mit thermochromen Flüssigkristallen	
Ausgangssituation	Zur Messung der Wärmeströme in hypersonischer Strömung sind Dünnfilmsensoren etabliert. Diese haben jedoch den Nachteil, daß sie nur punktuell Daten liefern können und nicht an allen gewünschten Positionen einsetzbar sind. Zur qualitativen flächigen Darstellung der Wärmestromverläufe haben sich in letzter Zeit Flüssigkristallanstriche mit thermochromen Flüssigkristallen durchgesetzt. Thermochrome Flüssigkristalle reagieren in einem festgelegten Temperaturbereich auf Temperaturänderung mit einer reversiblen Änderung der Wellenlänge des reflektierten Lichtes.	
Ziel	Mit Hilfe von Flüssigkristallen sollen quantitative flächige Wärmestrommessungen durchgeführt werden.	
Lösungsweg	Ein mit Dünnfilmsensoren bestücktes Modell wird mit thermochromen Flüssigkristallen beschichtet. Während eines Versuches werden synchron die Temperaturen der Sensoren und die Farbverläufe der Flüssigkristalle aufgenommen. Zur Erfassung der Farben wird eine Farbvideokamera in Verbindung mit einem Farbbildverarbeitungssystem eingesetzt. Auf diesem System werden die Farbverläufe während der Aufnahme in den HSI Farbraum transferiert und nur die H Komponente, die die Wellenlängeninformation nahezu unabhängig von der Gesamthelligkeit enthält abgespeichert (1). Aus den zeitlichen Temperaturverläufen der Sensoren werden durch Lösung der instationären eindimensionalen Wärmeleitungsgleichung nach (3) die Oberflächenwärmeströme berechnet und den Farbverläufen der Flüssigkristallbilder über eine Eichfunktion zugeordnet.	
Ergebnis	Messungen an der Konfiguration ELAC 1 (2) in Überschallanströmung wurden durchgeführt. In Abb. 1 ist ein Ergebnis einer Messung am Modell des ELAC 1 als Graubild dargestellt. Die Messung wurde bei einer Machzahl von $Ma = 2.5$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ durchgeführt. An der Graustufenskala auf der rechten Seite des Bildes sind die Stanton-	

Zahlen und die absolute momentane Temperatur angetragen. Im unteren Teil des Bildes ist die Wärmestromverteilung für einen Schnitt entlang der Symmetrielinie des Modells wiedergegeben. Die beiden ausgeprägten Dreiecke auf dem Wärmestrombild zeigen Bereiche turbulenter Grenzschichtströmung an.

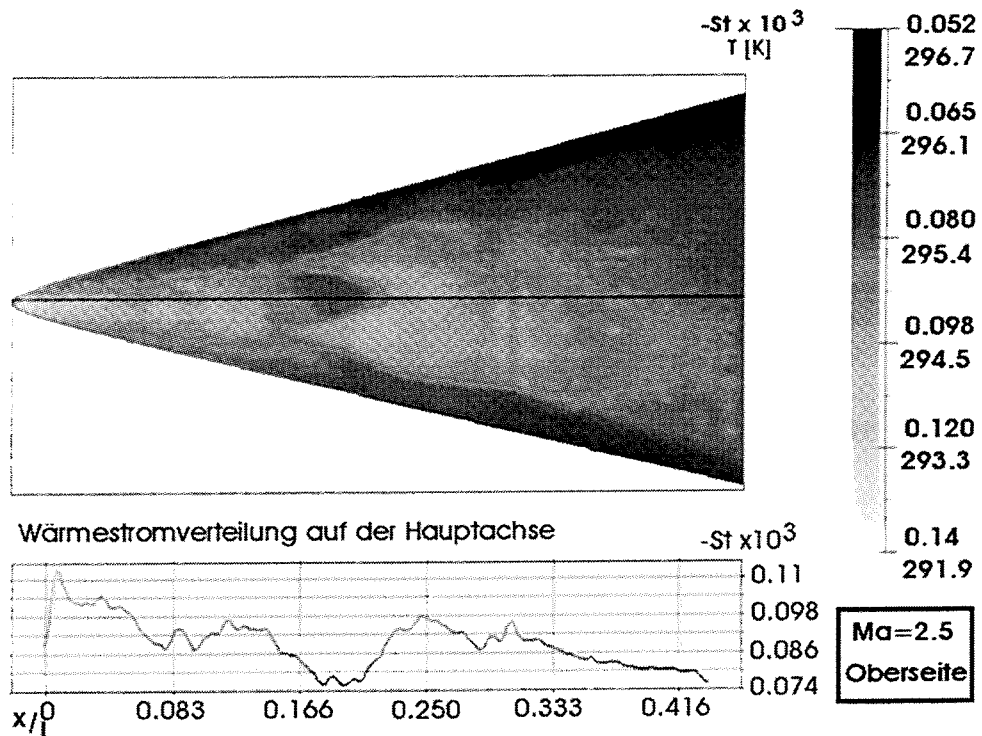


Abb. 1 Wärmestromverteilung auf der Oberseite des ELAC 1
 $Ma = 2.5$ $\alpha = 0^\circ$ $Re_\infty = 7.1 \cdot 10^6$

Literatur

- (1) D. Dabiri and M. Gharib. Digital particle image thermometry; the method and implementation. *Experiments in Fluids*, 11(2/3):77–86, 1991.
- (2) E. Krause. German university research in hypersonics. In *Proceedings of the fourth international aerospace conference*, Orlando, Florida, 1-4 Dec. 1992.
- (3) D. L. Schultz and T. V. Jones. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. Technical Report 165, AGARD, 1973.

Weiteres Vorgehen

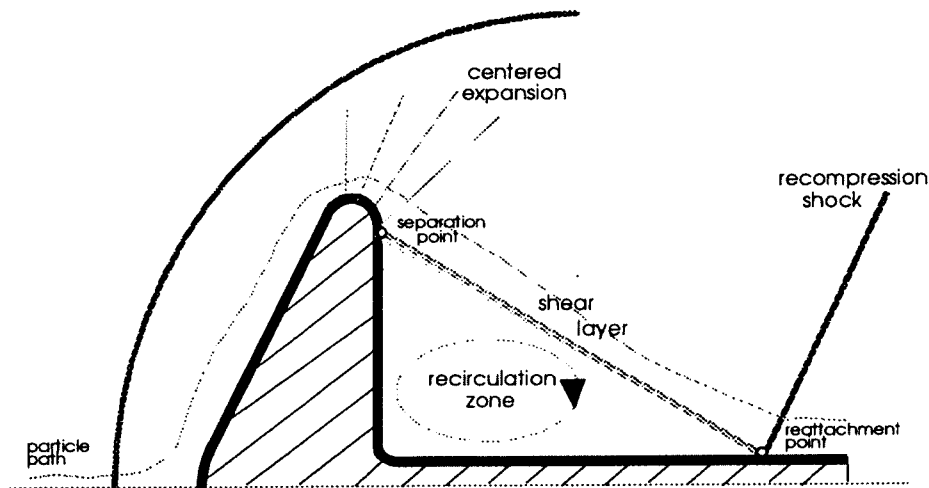
Mit der jetzt zur Verfügung stehenden Flüssigkristalltechnik werden Wärmestrommessungen von Ober- und Unterseite des ELAC 1 in supersonischer Strömung angefertigt. Diese Messungen dienen zum einen zum Vergleich mit numerischen Simulationen, zum anderen soll hiermit die Fixierung des Grenzschichtumschlages in der Nähe der Vorderkante bei supersonischer Anströmung untersucht werden. Die bis jetzt nur für thermochrome Flüssigkristalle eingesetzte Technik, soll auf die Auswertung von Schubspannungssensitiven Flüssigkristallen ausgebaut werden und so die Ermittlung von C_f Verteilungen ermöglichen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Dirk Kastell
Institution	DLR e.V., SM-SK-ATD
Adresse	Bunsenstr. 10 Telefon 0551-709-2883/2444 37073 Göttingen Telefax 49 0551-709-2870
weitere Partner	NASA-Langley RC, T.J.Horvath NASA-Ames RC, L.Gochberg
Thema	Messung des Wärmeübergangs auf dem Hinterkörper eines flachen Kegels mit stumpfer Nase in Hyperschall-Strömungen hoher Temperatur.
Ausgangssituation	Ein Model (siehe Skizze), das die geometrische Form des Forschungssatelliten MESUR der NASA besitzt, ist im Hochenthalpie Kanal Göttingen (HEG) untersucht worden. Hauptaugenmerk wurde dabei auf den Nachlauf des Modells gelegt. Dort wird auf dem Hinterkörper ein erhöhter Wärmeübergang durch das Wiederanlegen der abgelösten Grenzschicht des Vorderkörpers erwartet. Dieses Wärmemaxima kann im Extremfall zur Zerstörung der empfindlichen Meßinstrumente führen, die sich hinter dem Vorderkörper, d.h. dem Eintrittsschutzschild der Sonde befinden.
Ziel	Untersuchung des Einflusses der chemischen Gaswechselwirkungen, die durch die hohen Temperaturen beim Atmosphäreneintritt forciert werden, auf die Nachlaufströmung eines stumpfen Kegels.
Lösungsweg	Wärmeübergangsmessung auf dem Versuchsvorderkörper und dem Hinterkörper sind durchgeführt worden. Vergleichsmessungen mit demselben Model sind im Mach 10 des NASA RC in Langley gemacht worden. Diese dienen der Differenzierung des Einflusses von idealem Gas und „realem“ Gas auf die Nachlaufströmung. Strömungssichtbarmachung mit dem holographischen Interferometrie und dem laserinduzierten Fluoreszenz System, die am HEG zur Verfügung stehen, sind durchgeführt worden. Numerische Berechnungen für die idealen Gas- und die „realen“ Gasbedingungen, die am Institut parallel durchgeführt wurden sollen helfen, die beobachteten Phenomene zu verifizieren.

Ergebnis

Eine Abhängigkeit des Ortes und der Höhe des Wärmestrommaximas auf dem Hinterkörper eines stumpfen Kegels von den Anströmbedingungen im HEG konnte gemessen werden. Bedingt durch die geringen Anströmdichten und der axial-symmetrischen Form des Modells konnte der Nachchlauf mit Hilfe der holographischen Interferometrie nicht sichtbar gemacht werden. Die ersten Messungen mit der LIF-Anlage brachten keine direkt zu verwertenden Ergebnisse.



Literatur

1. Walberg, (1985), A Survey of Aero-assisted Orbit Transfer, Vol.22, p.3
2. Kastell,D.; Horvath,T.; Eitelberg,G.; (1994), Nonequilibrium Flow Expansion Experiment around a blunted Cone, 2nd Symp. on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Noordwijk, Netherlands
3. Wollenhaupt,M.; Rosenhauer,M.; Müller,Th.; Beck,W.H., (1994), LIF Measurements in the wake of a blunt body, same Proc,

weiteres Vorgehen

Vergleich der idealen und „realen“ Gasmessungen. Analyse der Ergebnisse mit Hilfe der numerischen Berechnungen. Erweiterung der Daten durch neue Versuche: Erweiterte Instrumentierung, Laser-Schlieren, Planar LIF, CO₂ Testgas (Marsatmosphäre).

Datum

März 95

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. A. Klomfaß, Dr. rer.nat. S. Müller,
Prof. Dr.-Ing. J. Ballmann

Institution

Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen Tel.: (0241) 80-4632
Fax.: (0241) 8888-126

Adresse

Templergraben 64, 52056 Aachen

Weitere Partner

Institute der RWTH Aachen

Thema

Gasphysikalische Modellierung und Berechnung von Wiedereintrittsströmungen

Ausgangssituation

Die Strömung um einen Wiedereintrittskörper ist durch eine starke Bugwelle gekennzeichnet, in der die kinetische Energie der Strömung größtenteils in innere Energie des Luftgases umgewandelt wird. Dabei erfolgen die Anregung der Molekylvibration und chemische Reaktionen der Luftbestandteile. Aufgrund der geringen Luftdichte in großen Höhen finden diese Prozesse mit geringen Raten statt, so daß die Strömung im Nichtgleichgewicht verlaufen kann.

Ziel

Die gasphysikalische Modellierung wird eingehend untersucht. Die Gültigkeit der Modelle wird anhand detaillierter Vergleiche von numerischen Strömungsberechnungen und Experimenten beurteilt. Dabei werden Strömungen um Körper einfacher Geometrie (Kugel, Zylinder) betrachtet.

Lösungsweg

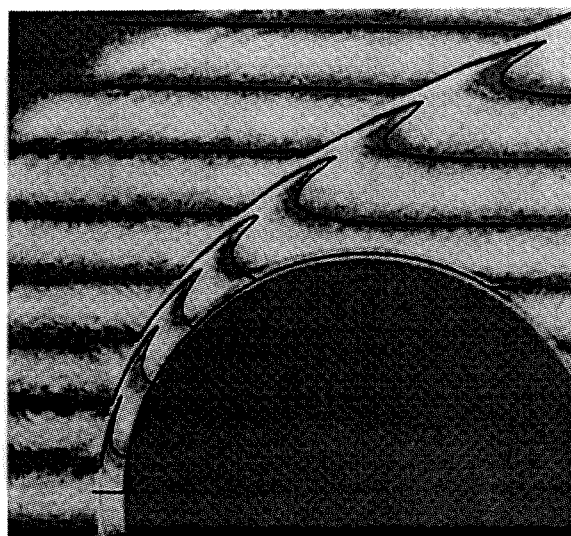
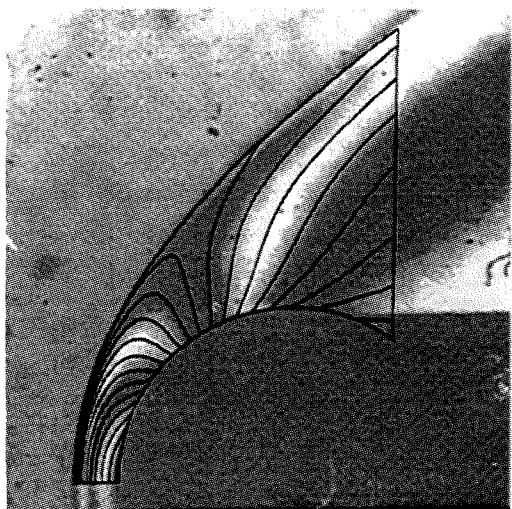
Es wird ein vereinfachtes, quantenmechanisches Teilchenmodell zugrundegelegt, bei dem entkoppelte Freiheitsgrade und eine harmonische Molekylvibration angenommen werden. Die Gleichgewichtszustände des 5-Komponenten Luftgases werden mit der statistischen Mechanik bestimmt. Die Nichtgleichgewichtsprozesse werden durch die Kollisionsratentheorie beschrieben, wobei angenommen wird, daß die Energieverteilung stets einer Boltzmannverteilung entspricht. Für die molekularen Komponenten werden dabei jedoch individuelle Vibrations Temperaturen berücksichtigt. Die Berechnung von 2-dimensionalen, reibungsfreien Strömungen erfolgt mit einem Charakteristikenverfahren, worin eine Shock-Fitting-Strategie angewendet wird.

Ergebnisse

Die kalorischen Zustandsgleichungen der einzelnen Freiheitsgrade und die Beziehungen für die Gleichgewichtskonstanten wurden durch stetig differenzierbare Polynomanpassungen approximiert, um eine effiziente und flexible Implementierung zu gewährleisten.

Das Modell für thermisches Nichtgleichgewicht berücksichtigt sowohl den Energietransfer zwischen Vibration und Translation, wie auch den nichtresonanten Transfer zwischen den Vibrationsfreiheitsgraden der verschiedenen Komponenten. Für die Relaxationszeiten wurden neue Korrelationen erstellt. Im Bereich hoher Temperaturen, in dem keine Meßwerte zur Verfügung standen, wurde eine physikalisch sinnvolle Extrapolation durchgeführt. Es wurden verschiedene Korrelationen für die Ratenkonstanten der chemischen Reaktionen untersucht (Park 1985, Park 1991, Wray 1968). Die Wechselwirkung zwischen den chemischen Reaktionen und der Molekylvibration wurde nach der Theorie von Treanor und Marrone modelliert (preferential dissociation). Ergänzend wurde eine Theorie für die Rekombination abgeleitet (random recombination).

Aus berechneten Strömungsfeldern wurden Mach-Zehnder- und Differentialinterferogramme rekonstruiert. Die Beurteilung der Modelle erfolgte durch Vergleich mit gemessenen Interferenzmustern. Die Abbildungen zeigen hierzu Beispiele.



Literatur

- 1 Klomfaß A. *Hyperschallströmungen im thermodynamischen Nichtgleichgewicht*, Dissertation, RWTH Aachen (1995)
- 2 Klomfaß A., Müller S., Ballmann J. *Modelling of Transport Phenomena for the Hypersonic Stagnation Point Heat Transfer Problem*, AIAA-Paper 93-5047 (1993)

Weiteres Vorgehen

Es werden Rechnungen unter Berücksichtigung des molekularen Transports durchgeführt, um den Einfluß der Modellierung auf den Wärmestrom zu untersuchen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

Prof. E. Krause, Ph.D., M. Kropp, Dipl.-Ing.
Dipl.-Ing. A.Henze

Institution

Aerodynamisches Institut Aachen

Adresse

Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen

Telefon: (0241) 80 48 20

Telefax: (0241) 8888 257

weitere Partner

Mitglieder des Graduiertenkollegs "Transportvorgänge
in Hyperschallströmungen",
SFB 253 "Grundlagen des Entwurfs von Raum-
flugzeugen"

Thema

Hypersonische Außenverbrennung

Ausgangssituation Durch Integration der Erhaltungsgleichungen werden reaktive Strömungen um die Modellkonfiguration ELAC-1 in hypersonischer Anströmung untersucht. Es werden sowohl die aerodynamischen und thermischen Belastungen der Oberfläche bestimmt als auch Aussagen über die innere Struktur der Strömung und des Verbrennungsvorganges gemacht.

Ziel Der Entwurf eines Lösungsalgorithmus für die Navier-Stokes-Gleichungen ist das Ziel des Vorhabens. Es sollen dreidimensionale, laminare und turbulente Strömungen um Raumflugzeuge mit Verbrennungsvorgängen berechnet werden.

Lösungsweg Die Berechnung der reaktiven Strömung erfolgt mit einem impliziten Differenzenverfahren auf Basis der Methode des "Dual-Time-Steppings". Die Interpolation der Erhaltungsvariablen für die konvektiven Terme geschieht mit einem upwind-TVD Verfahren 2.Ordnung. Die Reibungsterme werden zentral diskretisiert. Die konvektiven Flüsse werden mit einem Flux-Difference Splitting nach Roe und einer Modifikation von J.L.Shinn und H.C. Yee erfaßt. Der Verbrennungsvorgang wird mit Hilfe der Methode der Wahrscheinlichkeits-Dichte-Funktionen für Wasserstoff-Luft-Gemische simuliert.

weiteres Vorgehen Es soll ein Algorithmus entworfen werden, mit dem eine "nose-to-tail"-Berechnung von ELAC-1b (mit Triebwerk) durchgeführt werden kann. Hierbei sollen bei der Umströmung stumpfer Körper Realgaseffekte im chemischen Gleichgewicht betrachtet werden. Bei der Geometrie von ELAC-1 ist es erforderlich, den Algorithmus für eine Mehrblock-Struktur auszulegen und wenn möglich zu Parallelisieren. Die Berechnungen finden auf dem Vektorparallelrechner VPP500/4 der RWTH Aachen statt.

Datum

14. Februar 1995

- 172 -

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. A. F. Kreins, Dr. A. Henckels		
Institution	DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz		
Adresse	Porz-Wahnheide Linder Höhe D-51147 Köln	Telefon Telefax	02203/601-2628 02203/601-2344
weitere Partner	Mitarbeit im SFB 253 (RWTH Aachen) der DFG		
Thema	Experimentelle Untersuchungen von hypersonischen stoßinduzierten Grenzschichtablösungen		
Ausgangssituation	Bei Untersuchungen der DLR wurden Längswirbel (Görtler-Wirbel) erstmals bei einer hypersonischen stoßinduzierten Grenzschichtablösung auf einer ebenen Platte beobachtet. Erste experimentelle Ergebnisse zeigten, daß diese Görtler-Wirbel stromab des Wiederanlegegebietes hohe Wärmelasten verursachen. Der Einfluß der Grenzschichtdicke am Stoßauftritt auf die Ausbildung dieser Wirbelstrukturen wurde aufgezeigt.		
Ziel	Das Ziel ist eine Studie über die Wärmelastverteilung sowie eine Strömungsfelduntersuchung in Bereichen solcher Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen, um einerseits den Einfluß von Stoßstärke, Nasenradius und Wandkrümmung auf die Wirbelstrukturen und die daraus resultierenden Wärmelasten aufzuzeigen, andererseits Aussagen über deren Einfluß auf die Stabilität der laminaren Grenzschicht zu geben. Eine abschließende Strömungsfeld-Interpretation aus experimentellen und numerischen Ergebnissen soll zeigen, daß auch im Ablösegebiet die bislang als zweidimensional angenommene hypersonische Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung ein dreidimensionales Phänomen ist.		
Lösungsweg	Zur Klärung grundlegender strömungsphysikalischer Probleme wird im Hyperschall-Windkanal H2K der DLR die Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung an einer tangential angeströmten Platte bei laminarer Grenzschicht durchgeführt, wobei eine schräg einfallende ebene Stoßfläche eine Grenzschichtablösung verursacht. Mittels diagnostischer Verfahren wie das Ölanstrich-Verfahren, das Schlierenverfahren, die Pitot-Druckmeßtechnik und die Infrarot-Thermographie wird eine detaillierte Untersuchung des Strömungsfeldes speziell im Ablösegebiet und im Nachlauf durchgeführt, wobei Ergebnisse aus numerischen Simulationen anderer Autoren zum Vergleich herangezogen werden.		

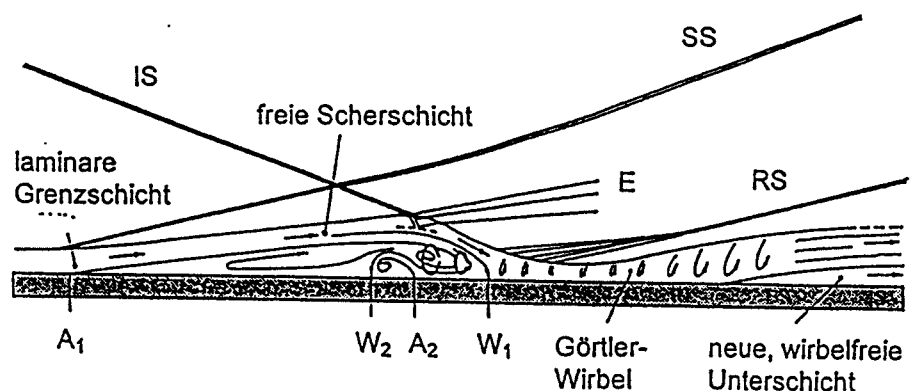
AG STAB

Ergebnis

Die bislang als zweidimensional verstandene Wechselwirkung einer ebenen Stoßfläche mit einer Hyperschall-Plattengrenzschicht weist einen deutlich dreidimensionalen Strömungscharakter auf. Erst durch die dabei entstehenden Görtler-Wirbel wird der Wärmeübergang an der Wand verstärkt. Diese Görtler-Wirbel konnten in numerischen Simulationen anderer Autoren bestätigt werden.

Entgegen bisheriger Beschreibungen der Strömungs-Topologie solcher Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungsbereiche zeigten die experimentellen Ergebnisse neben einer dominierenden primären Rezirkulationsströmung eine sekundäre Ablösung mit überlagerten Längswirbeln, die inzwischen auch durch Rechnungen gezeigt wurde.

Der Einfluß von Grenzschichtdicke, Stoßstärke, Nasenradius und Wandkrümmung auf die Wirbelstrukturen und die daraus resultierenden Wärmelasten wurde für Validationszwecke numerischer Verfahren quantifiziert. Die erhaltenen Ergebnisse unterstreichen nochmals die Bedeutung, derartige Wärmelastanstiege infolge von Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen im Entwurf realer Fluggeräte sorgfältig zu berücksichtigen.



Zweidimensionale Skizze des dreidimensionalen Strömungsfeldes bei hypersonischer Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung entlang der ebenen Platte

Literatur

Henckels, A., Kreins, A. F., Maurer, F.: *Experimental investigation of hypersonic shock-boundary layer interaction*. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 17, S. 116-124, 1993

Kreins, A. F.: *Wärmestromverteilung und Strömungsfelduntersuchung in gestörten Hyperschall-Plattengrenzschichten*. Dissertation RWTH Aachen, DLR Forschungsbericht 94-03, 1994

weiteres Vorgehen Zur Erzeugung transitioneller oder turbulenter Grenzschichten sind Tests bei höherer Reynolds-Zahl geplant. Die Erhöhung der Reynolds-Zahl im Hyperschall-Windkanal H2K wird z.Zt. durch Verdopplung des Ruhedruckes und damit des Massenstroms und der Heizleistung erreicht, so daß die Versuche in Zukunft bis in den Bereich transitioneller Grenzschicht ausgedehnt werden können. Zur Untersuchung des Einflusses thermischer Randbedingungen, d.h. der Wandtemperatur auf das Verhalten von Hyperschall-Grenzschichten, sind Versuche an einem beheizbaren Modell in Vorbereitung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Dr. E. Kufner, Dr. U. Dallmann, Dr. V. Wendt	
Institution	DLR - Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: (0551) 709 2442 Telefax: (0551) 709 2446
weitere Partner	AEROSPATIALE, CERT/ONERA, CDF-NORWAY, FLOW SCIENCE LIMITED	
Thema	Laminar-turbulente Transitionsvorhersage in Hyperschallströmungen	

Ausgangssituation

Frühere Untersuchungen der Entropieschichten um stumpfe, mit hypersonischer Machzahl angeströmte Kegel lieferten erstmalig detailliertere theoretische Ergebnisse über bis dahin fast unbekannte Instabilitätsformen. Diese zunächst noch schwer zu interpretierenden Erscheinungen bedurften zu ihrem physikalischen Verständnis noch weitere Nachforschungen. Aufgrund der Erfahrungen mit Grundströmungsberechnungen und Instabilitätsanalysen hypersonischer Kegelströmungen, konnte sich die DLR an einem von der ESA/ESTEC vergebenen Forschungsvertrag beteiligen, der ein umfassendes Paket an Transitionsuntersuchungen mit Beteiligung mehrerer Vertragspartner beinhaltet.

Ziel

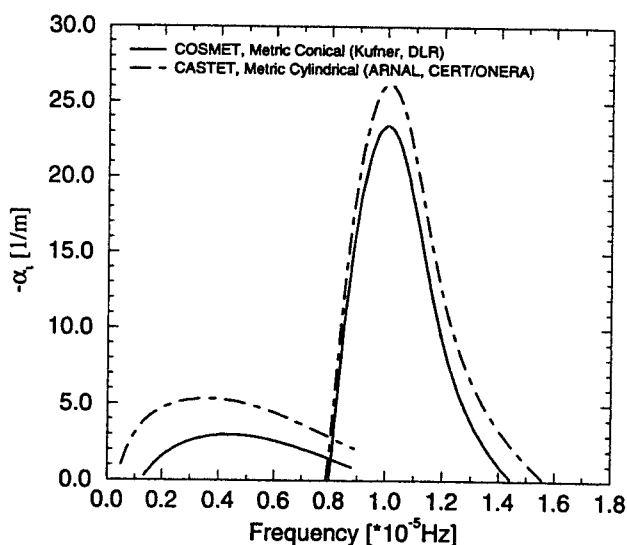
Vertiefung des Verständnisses des Überganges der laminaren in die turbulente Strömung und Erforschung der theoretischen Vorhersagbarkeit der Transitionslage im Hinblick auf die Verwirklichung konkreter Hyperschalltransportsysteme.

Lösungsweg

Ursachen der gefundenen Entropieschichtinstabilitäten wurde durch genauere Analysen mit einem nichtlokal arbeitenden Stabilitätssolver nachgegangen. Die Beteiligung der DLR am ESA/ESTEC Forschungsvertrag bezog sich auf die Übernahme von der Firma CFD-NORWAY bereitgestellter Daten der Laminarströmung. Die DLR und CERT/ONERA überprüften diese Daten auf ihre Anwendbarkeit (Genauigkeit) und machten gegebenenfalls Verbesserungsvorschläge. Bei ausreichender Qualität der Laminarströmung erfolgt eine Instabilitätsanalyse von der DLR und CERT/ONERA mit unterschiedlichen Verfahren, die auf primärer, lokaler linearer Theorie beruhen. Die DLR führte weiterhin N-Faktor-Berechnungen unter Anwendung eines nichtlokalen Stabilitätsanalyseverfahrens durch. Gleichzeitig wurden bei der DLR Strömungsstabilitätsexperimente und bei CERT/ONERA Transitionsexperimente durchgeführt, die einen Vergleich mit den theoretischen Daten ermöglichen sollten.

Ergebnis

Die fortgeführten Untersuchungen der Entropieschichtinstabilität an stumpfen Kegeln ergab, daß zwei verschiedene Instabilitätsformen vorliegen. Die Existenz beider Instabilitäten kann mit Hilfe des Wendepunktkriteriums begründet werden, das für finite Reynoldszahlen neu definiert wurde. Im Zusammenhang mit dem ESA/ESTEC Forschungsvertrag bestätigte die Auswertung der Grundströmungsergebnisse die schon früher gewonnen Erkenntnisse, daß eine gute Auflösung des Verdichtungsstoßes und der Strömungszustände in der Nähe des Grenzschichtendes wesentliche Voraussetzungen zur Erzeugung hochgenauer Grundströmungsergebnisse sind. Wie ebenfalls erwartet, zeigte die Instabilitätsanalyse der Strömung um den spitzen Kegel bei $M_\infty = 8$ und $\alpha = 2^\circ$, auf der Basis primärer, lokaler, linearer Theorie, deutlich höhere räumliche Wachstumsraten der Störungen als die von Stetson et al. experimentell ermittelten. Ein Vergleich der theoretischen Ergebnisse zwischen der DLR Göttingen und CERT/ONERA lieferte eine gute Übereinstimmung. Deutlich geprägt waren die Ergebnisse allerdings von der berücksichtigten Metrik, konisch oder zylindrisch, wie im Bild für einen Beispielfall dargestellt. Die experimentellen Untersuchungen am spitzen Kegel bei $M_\infty = 5$ und $\alpha = 0^\circ$ wurden von Dr. Wendt durchgeführt. Als besonderes Ergebnis ergaben die Messungen eine fehlende Dominanz der zweiten Mode.



Spatial Amplification Rate vs. Frequency
Sharp Cone, $\alpha = 2^\circ$,
 $Re_x = 0.696E6$, Leeward Plane

Literatur

- [1] E. Kufner, U. Dallmann, *Entropy- and Boundary Layer Instability of Hypersonic Cone Flows, – Effects of Mean Flow Variations*, IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Sendai, Japan, September 5-9, 1994.
- [2] E. Kufner, U. Dallmann, *About Effects of Mean Flow Inaccuracy, Wall Temperature and Entropy Layer on the Stability Characteristics of Hypersonic Flows*, 9. DGLR-Fach-Symposium 'Strömungen mit Ablösung', Erlangen, 4. - 6. Oktober, 1994.
- [3] E. Kufner, U. Dallmann, *About Effects of Mean Flow Inaccuracy, Wall Temperature, Bluntness and Entropy Layer on Stability and Transition of Hypersonic Flows*, Second European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, ESTEC, Noordwijk, 21 -25 November, 1994.
- [4] E. Kufner, *Numerische Untersuchungen der Strömungsinstabilitäten an spitzen und stumpfen Kegeln bei hypersonischen Machzahlen*, Dissertation, Universität Stuttgart, Eingereicht: Juli 1994.

weiteres Vorgehen

Berechnung der N-Faktoren zu ausgewählten spitzen und stumpfen Kegeln mit Hilfe nicht-lokaler Stabilitätstheorie.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Dr. J.M.A. Longo - Dr. R. Radespiel

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2833

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner ESA - CNES

Thema Validierung von numerischen Verfahren für Wiedereintrittskörper

Ausgangssituation

ESA - CNES Projekt "Ground to Flight Extrapolation"

Ziel

Geonau Verassage des Druckverteilung und Wärmeübergangs für Raumtransporter unter kalten Windkanalrandbedingungen

Lösungsweg

Die numerische Simulation erfolgt mit dem DLR Mehrgittercode für Hyperschallströmungen CEV-CATS. Als Testfall hierfür diente einen modifizierte Konfiguration von der US-Shuttle Orbiter mit dem Namen "HALIS", mit Rumpflappenauslag und Simulation der Nachlaufströmung. Experimentelle Daten wie Druckverteilungen, Beiwerte und Wärmeübergang liegen vor. Die Untersuchungen wurden in einem Rechnernetz mit ca. 2600000 Punkten durchgeführt unter kalten Windkanalbedingungen: $M_\infty=10$, $\alpha = 40^\circ$, $Re = 0.6 \times 10^6$.

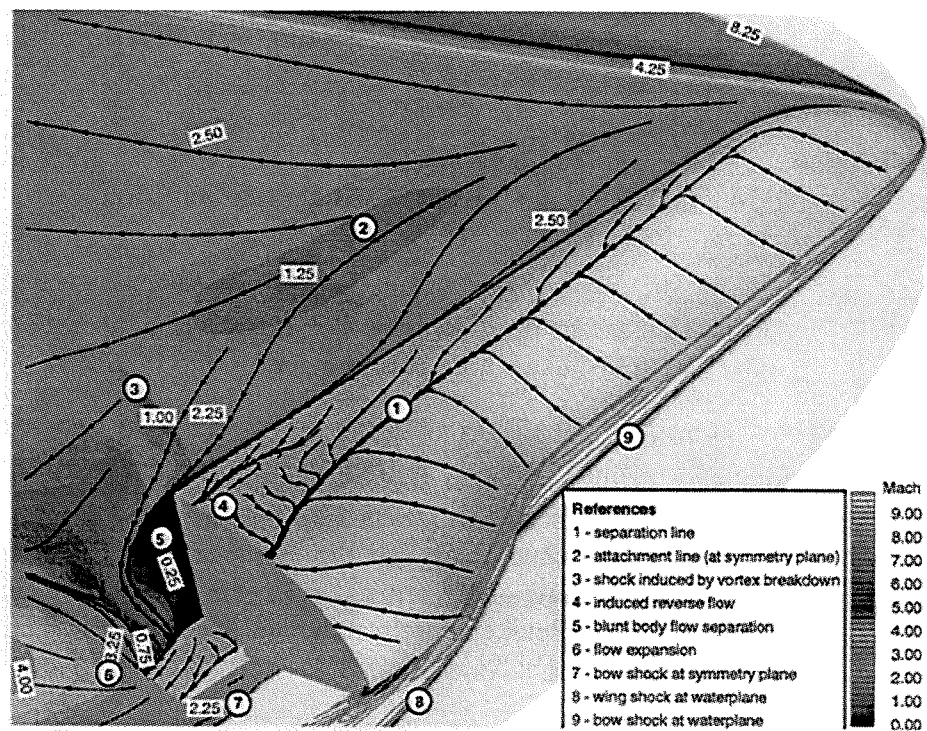
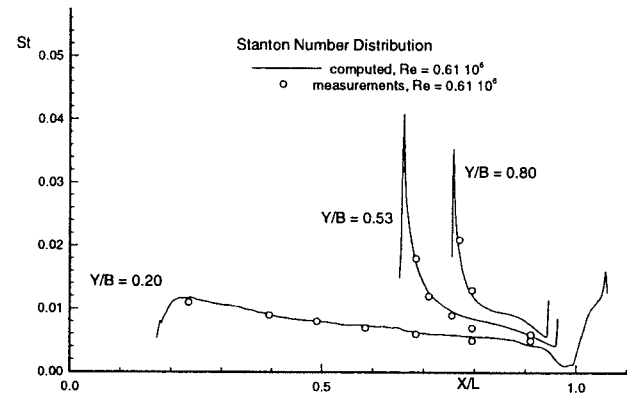
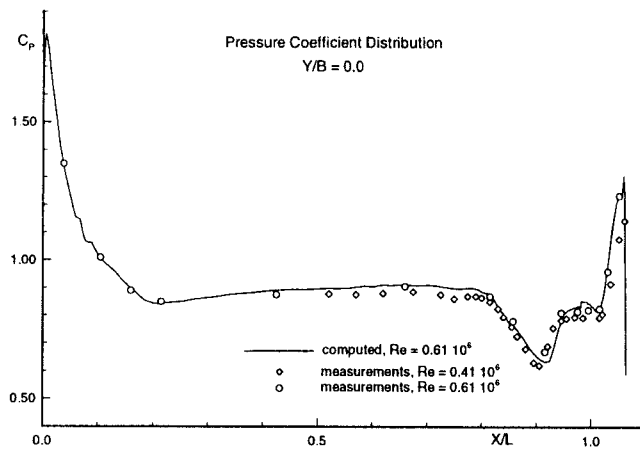
Ergebnis

Die Resultate zeigen hervorragende Übereinstimmung mit experimentellen Ergebnissen. Die hier vorgestellten Bilder präsentieren Druckverteilungen und Wärmeübergang auf der Windseite der Konfiguration, und einen Überblick von der komplizierte Hyperschallströmung auf der Leeseite. Die berechnete aerodynamischen Beiwerte stimmen recht gut mit dem Experiment überein. Die numerischen Sensitivitätsstudien zeigen Ungenauigkeiten, die kleiner als im Experiment sind :

C_z	C_x	C_M	
1.257	0.1603	-0.09659	Fines Netz
1.282	0.1624	-0.09868	Grobes Netz
1.25 ± 0.0268	0.155 ± 0.0057	-0.09 ± 0.0075	Messungen

Das Ergebnis beansprucht etwa 6 Stunden auf dem DLR NEC-SX3 Rechner.

Bilder



Literatur

J.M.A. Longo and H. Nickel: "Navier-Stokes Solution for the Flow Around the HALIS Configuration - Cold Wind Tunnel Conditions-. IB 129-94/27, 1994.

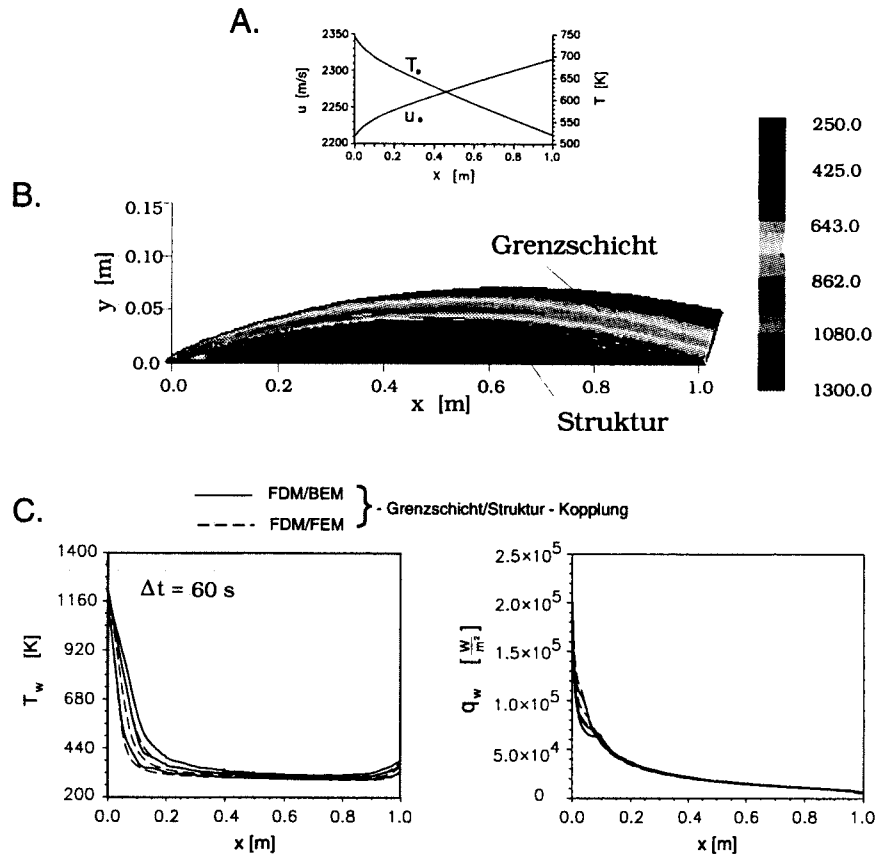
weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung und Anwendung des Codes CEVCATS für reagierende Gase in Nichtgleichgewicht.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Prof.Dr.-Ing. W.Nitsche, Prof.Dr.-Ing. C.Haberland, Dipl.-Ing. L.Wald, Dipl.-Ing. J.Hildebrand	
Institution	Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin	
Adresse	Sekr. F2, Marchstr. 12 10587 Berlin	Telefon (030) 31423094 Telefax (030) 31422866
weitere Partner		
Thema	Numerische Simulation thermischer Wechselwirkungen zwischen Hyperschallströmungen und Strukturen	
Ausgangssituation	Thermisch hoch instationäre Strömungsvorgänge im Bereich der Hyperschalltechnik verlangen eine einheitliche Betrachtung der thermischen Wechselwirkungen zwischen Strömung und Struktur. Dabei müssen sowohl auf der Strömungs- als auch auf der Strukturseite die dabei auftretenden Hochtemperatureffekte, wie z.B. thermochemische Vorgänge, Wärmestrahlung und nichtlineare Stoffeigenschaften, berücksichtigt werden.	
Ziel	Zur Simulation der thermischen Strömung/Struktur-Interaktion infolge von aerodynamischer Aufheizung werden numerische Verfahren zur Strömungs- und Strukturberechnung, die auf Hochtemperaturvorgänge erweitert wurden, miteinander gekoppelt. Die numerische Kopplung erfolgt dabei sowohl nach der iterativen Methode, indem die Lösung der einzelnen Verfahren für jeweils Strömung und Struktur sequenziell erfolgt, als auch nach der simultanen Methode, indem die Energiegleichung für das gesamte Strömung/Struktur-Gebiet gelöst wird.	
Lösungsweg	Zur Entwicklung eines effizienten Verfahrens zur Berechnung instationärer Temperaturen in Strömungen und Strukturen werden Untersuchungen bezüglich numerischer Kopplung von FDM-Grenzschicht- und FVM-Navier-Stokes-Verfahren mit jeweils FEM- und BEM-Strukturverfahren durchgeführt. Die in das gekoppelte Rechenverfahren integrierten Einzelverfahren zur Strömungs- und Strukturberechnung werden dazu für sich jeweils soweit modifiziert, daß damit eine realistische Beschreibung der bei Hyperschallströmungen herrschenden Hochtemperatureinflüsse ermöglicht wird. Es werden hierbei a) auf der Strömungsseite die Hochtemperaturvorgänge wie Dissoziation und Ionisation der Luft sowie die katalytische Wirkung der Wände auf wandnahe Strömungen und b) auf der Strukturseite die Temperatur- und Richtungsabhängigkeit der Stoffwerte sowie die Wandwärmestrahlung berücksichtigt.	

Ein Anwendungsbeispiel der gekoppelten Berechnung ist im nachfolgenden Bild vorgestellt: Gezeigt ist die bei der Hyperschallumströmung ($M_\infty = 7.2$) eines bikonvexen Profils entstehende Temperaturverteilung in der Grenzschicht und der Struktur, die jeweils durch gekoppelte FDM/FEM- und FDM/BEM-Grenzschicht/Struktur-Verfahren berechnet wurden.



Ergebnisse aus gekoppelter Strömungs/Struktur-Berechnung mit A) Grenzschichtaußenrandbedingungen, B) Temperaturverteilung in der Grenzschicht und Teststruktur, C) Wandtemperaturen und Wandwärmestromdichten

weiteres Vorgehen

Zur Bestimmung instationärer Temperaturfelder in Hochtemperaturströmungen und komplexen zweidimensionalen Flugzeugstrukturen soll auf der Strömungsseite zukünftig auch ein 2D-Navier-Stokes-Verfahren (für unstrukturierte Netze) und auf der Strukturseite alternativ ein Finite-Volumen- und ein Rand-Elemente-Verfahren eingesetzt werden. Die Auflösung der Energiegleichungen für Strömung und Struktur soll hierbei simultan erfolgen.

Literatur

Wald, L., Hildebrand, J., Nitsche, W. and Haberland, C.: "Numerical Simulation of Thermal Interactions between Hypersonic Flows and Structure Elements", Proceedings of the First International Conference on Flow Interaction, Hong Kong, pp.374-377, 1994
Wald, L.: "Numerische Simulation thermischer Interaktion zwischen Hyperschallströmungen und Strukturelementen", Dissertation, TU Berlin (in Vorbereitung)

Datum

März 1995

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Dr G.S.R. Sarma*	
Institution	DLR Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 D-3400 Göttingen	Telefon (0551) 709-2412 Telefax (0551) 709-2446

weitere Partner *current address	Von Karman Institute for Fluid Dynamics Chaussée de Waterloo, 72 B-Rhode Saint Genèse-Belgium	Telefon (02) 358 19 01 Telefax (02) 358 28 85
---	---	--

Thema
Scherströmungen eines dissoziierenden zweiatomigen Gases

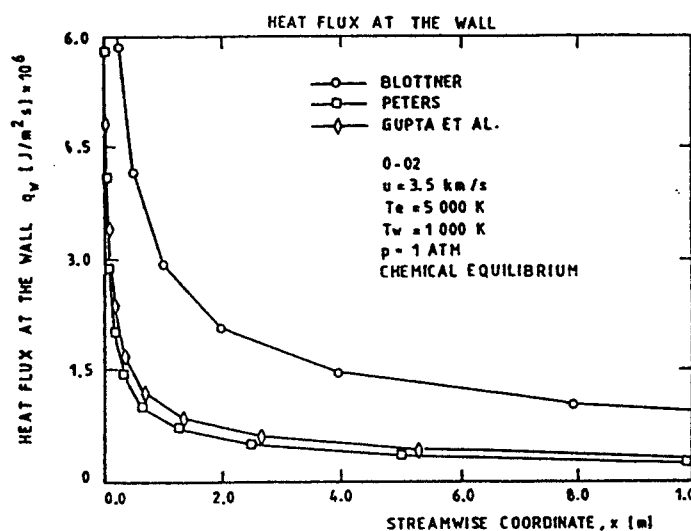
Ausgangssituation
Die bisherigen Untersuchungen zur Couette Strömung werden erweitert um grundlegende physiko-chemische Aspekte reagierender Hyperschallscherströmungen besser zu verstehen.

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.

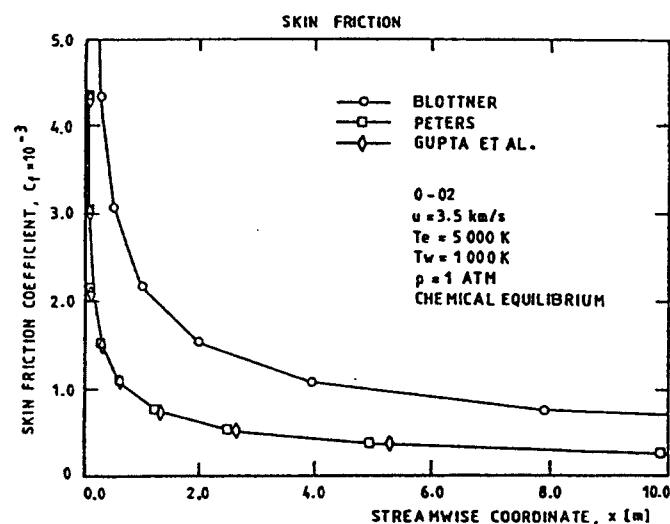
Lösungsweg
Die bisherigen Ergebnisse zur Couette Strömung wurden erzielt mit Hilfe von verbesserten Mehrfachschießmethoden. Zur Erweiterung dieser Untersuchungen auf Hyperschall-Grenzschichten wurde ein Programm basierend auf ein sehr genaues Differenzenverfahren (Mehrstellenverfahren) benutzt [1]. Die Arbeiten wurden im Rahmen einer VKI-Diploma Thesis durchgeführt [2].

Ergebnis

Einige Ergebnisse der Untersuchungen sind in Bilder 1 bis 3 veranschaulicht. Bild 1 zeigt den Einfluß von Transport-Koeffizient-Modellierung auf (a) Wärmefluß und (b) Reibungswiderstand bei einer laminaren Plattengrenzschicht an der Wand. Eine 'parametrisierte Modellierung' wie z.B. von Blotner stellt offensichtlich eine ziemlich starke Vereinfachung dar und kann praktisch entwurfsrelevanten Größen wie Wärmelasten weit verschätzen. Die genaue Modellierung (Chapman-Enskog-Hirschfelder [3]) und deren vereinfachte Version [1] hingegen liegen nahe zu einander. Bild 2 zeigt, daß der Einfluß der reaktionskinetischen Daten auf den Wärmefluß selbst bei nichtkatalytischen Wänden nur mäßig ist. Bild 3 zeigt, daß der Einfluß der Wandkatalyzität besonders im vorderen Bereich der Grenzschicht beträchtlich sein kann. Die Ergebnisse hier bestätigen die entsprechenden Befunde bei Couette Strömung. Damit erweisen sich solche Modell-Untersuchungen bei generischen Konfigurationen als nützlich.



(a)



(b)

Bild 1 - Einfluß der Transportkoeffizient-Modellierung auf (a) Wärmefluß (b) Reibungswiderstand bei einer Plattengrenzschicht

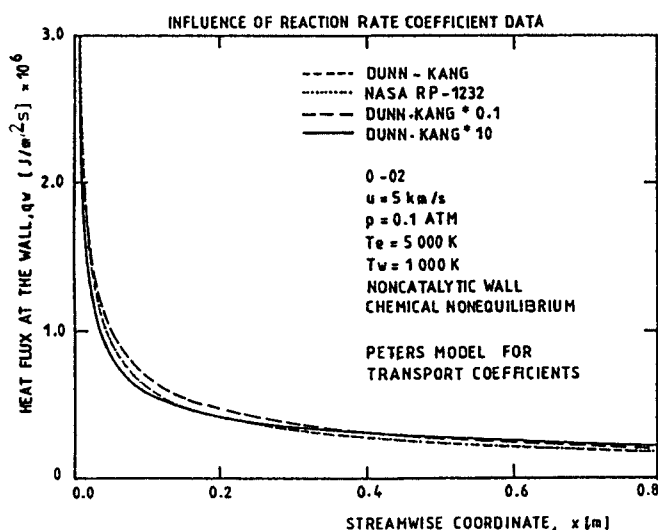


Bild 2 - Einfluß von Reaktionskinetischen Daten auf Wärmefluß

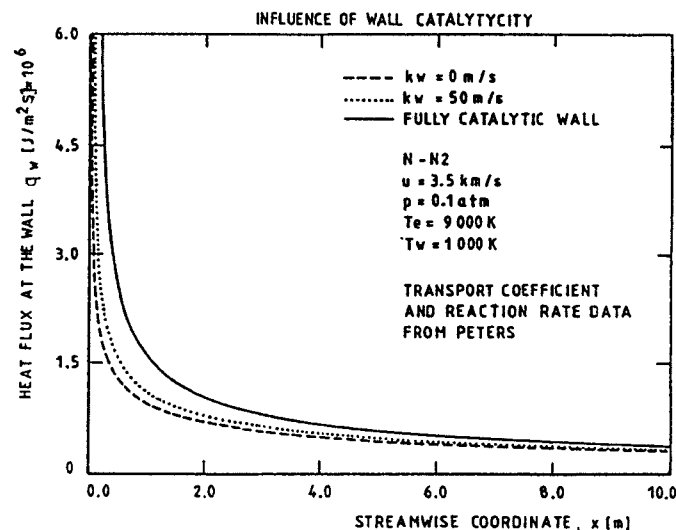


Bild 3 - Einfluß der Wandkatalyzität auf Wärmefluß

Literatur

- [1] N. Peters, "Lösung der Grenzschichtgleichungen für chemisch reagierende Gase mit einem Mehrstellenverfahren", DLR-FB 72-58 (1972)
- [2] S. Pignataro, "Chemically reacting boundary layer flow of a diatomic gas", VKI-Diploma Project Report 1994-11 (1994)
- [3] R.N. Gupta et al, "A review of reaction rates and thermodynamic and transport properties for an 11-species air model for chemical and thermal nonequilibrium calculations to 30.000 K", NASA RP - 1232 (1990)

Weiteres vorgehen

Einfluß von Randbedingungen und anderen Modellen in generischen Konfigurationen wird weiter untersucht

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall / Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner: Dr. M. Simen, S. Hein, Dr. U. Dallmann, Dr. F. P. Bertolotti

Institution: DLR - Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2294

Telefax: 0551-709-2446

weitere Partner: W. Eissler, Universität Stuttgart,
A. Hanifi, KTH Stockholm, Prof. Dr. D. Henningson, FFA Stockholm

Thema

Nichtlokale Instabilitätsanalyse hypersonischer Strömungen mit dem NOLOT-code
- Vergleich mit räumlicher DNS und Einfluß konkaver Krümmung -

Ausgangssituation

Die in [1] vorgestellte nichtlokale Methode berücksichtigt den Einfluß der nichtparallelen Grenzschichtentwicklung und Oberflächenkrümmung auf hypersonische Strömungsinstabilitäten. Die bei schräglaufende Wellen besonders ausgeprägten, nichtparallelen Effekte auf die Störungsanfachung können durch Vergleich mit verfügbaren Ergebnissen der direkten numerischen Simulation validiert werden. Die durch konkave Wandkrümmung hervorgerufenen instabile Bereiche bei höheren Reynoldszahlen wurden bisher nur ansatzweise untersucht.

Ziel

Validierung des in Kooperation mit KTH/FFA Stockholm entwickelten, nichtlokalen Verfahrens NOLOT [2] für hypersonische Grenzschichtströmungen; Untersuchung der Eigenschaften neu entstehender instabiler Bereiche hypersonischer Strömungen infolge konkaver Wandkrümmung

Lösungsweg

Zur Validierung wurden die von Eissler [3] erstellten DNS-Daten herangezogen. Hierbei wird die hypersonische Strömung längs einer ebenen Platte mit den Grenzschichttrandgrößen $Ma_e = 4.8$, $T_e = 55.41K$ und einer Prandtlzahl $Pr = 0.71$ betrachtet. Als Testfall wurde die Entwicklung einer stark schräglaufenden Welle mit der reduzierten Querwellenzahl und Frequenz $\beta/R = 2 \cdot 10^{-4}$, $F = 5 \cdot 10^{-5}$ im gedämpften Bereich verfolgt.

Um die Eigenschaften neu entstehender, instabiler Bereiche infolge konkaver Wandkrümmung näher zu untersuchen, wurden Stördruckverteilungen an verschiedenen Positionen in Ausbreitungsrichtung bestimmt. Dies erwies sich als geeignete Vorgehensweise, da das instabile Frequenzband bei kleineren Reynoldszahlen auf primär akustische Störungen der 2. Mode zurückzuführen ist.

Ergebnis

Bild 1 zeigt, daß außerhalb des transienten Bereichs, der auf die Vorgabe spezieller Anfangsbedingungen zurückzuführen ist, die mit NOLOT und DNS ermittelten Störungsanfachungen sehr gut übereinstimmen. In der nichtlokalen Analyse wurden die wandparallelen Ableitungen mittels Rückwärtsdifferenzen 2. Ordnung gebildet. Ohne erkennbaren Einfluß auf das Ergebnis wurde die Schrittweite zwischen $\Delta Re = 20$ und $\Delta Re = 10$ variiert.

In Bild 2 sind Stördruckverteilungen für verschiedene lokale Reynoldszahlen dargestellt. Ausgehend von einem ersten Nulldurchgang d.h. Phasenwechsel bei $Re = 1600$ bildet sich ein zweiter bei Reynoldszahlen größer als $Re = 3600$ aus. Gemäß der Nomenklatur von Mack bedeutet dies, daß der neue instabile Bereich einer 3. Mode zugeordnet werden kann. Infolge konkaver Wandkrümmung wird die Anfachung zu deutlich niedrigeren Machzahlen und tieferen Frequenzen verschoben.

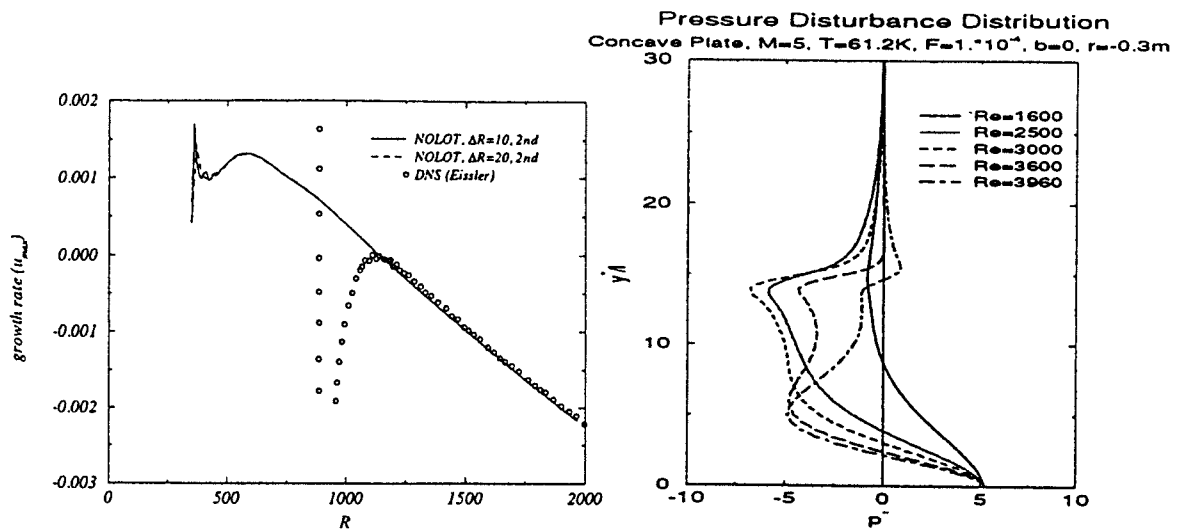


Bild 1: Vergleich mittels nichtlokaler Analyse und direkter numerischer Simulation ermittelter Anfachungsraten

Bild 2: Entwicklung der Stördruckverteilungen in der hypersonischen Strömung längs einer konkaven Platte

Literatur

- [1] SIMEN, M.: Lokale und nichtlokale Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen. Dissertation Universität Stuttgart, 1992, DLR-FB 93-31.
- [2] HEIN, S., BERTOLOTTI, F.P., SIMEN, M., HANIFI, A., HENNINGSON, D.: Linear nonlocal instability analysis - the linear NOLOT code -. DLR-IB 223-94 A56, vgl. FFA-TN 1994-54.
- [3] EISSLER, W., BESTEK, H.: Spatial numerical simulation of nonlinear transition phenomena in supersonic boundary layers. Proc. ASME Fluids Engineering Conference, Washington, D.C., 1993.

weiteres Vorgehen

Validierung des nichtlinear erweiterten NOLOT durch Vergleich mit räumlicher DNS; nichtlineare, nichtlokale Transitionsanalysen hypersonischer Strömungen um Modellkonfigurationen (e.g. FFA-Kegel, 'Pollscher AGARD'-Zylinder)

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Laminar-Turbulente Transition)		
Ansprechpartner	Dr. V. Wendt		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstr. 10 37073 Göttingen	Telefon Telefax	0551/709 2277 0551/709 2829
weitere Partner	Dr. U. Dallmann, Dr. F.-R. Grosche, Dr. M. Simen DLR, Institut für Strömungsmechanik Jörgen Olsson FFA, Stockholm, Schweden		
Thema	Experimentelle und theoretische Untersuchungen zur Instabilität und Transition in Hyperschallströmungen		
Ausgangssituation	Hitzdrahtmessungen in der laminaren Grenzschicht an einer ebenen Platte im Rohrwindkanal (RWG) der DLR bei Mach 5 bestätigen nicht die erwartete dominierende Rolle der hochfrequenten zweiten Instabilitätsmode (Mack-Mode) für den Transitionsprozeß, wie es von der linearen Stabilitätstheorie vorhergesagt und auch in einem Experiment von Stetson und Kimmel [1] in der Grenzschicht eines Kegels gefunden wurde. An der ebenen Platte hingegen zeigt sich ein Wachstum von natürlichen Störungen in einem breiten Frequenzband mit einer oberen Frequenzgrenze von ca. 50 kHz. Die gemessenen Anfachungsraten stimmen mit theoretischen Ergebnissen für dreidimensionale Störungen der ersten Mode relativ gut überein [2,3,4].		
Ziel	Klärung der Frage welche Einflüsse (z.B. ebene/konische Grenzschicht, Windkanaleigenschaften) für das Instabilitätsverhalten von hypersonischen Grenzschichten von Bedeutung sind, bzw. unter welchen Voraussetzungen mit einer dominanten instabilen zweiten Mode gerechnet werden kann.		
Lösungsweg	Hitzdrahtmessungen in der Grenzschicht eines Kegels mit 7° Halböffnungswinkel (Stetson-Kegel) im Rohrwindkanal bei einer Anströmmachzahl von $M=5$.		

Ergebnis

Bei den Messungen am Kegel zeigt sich ein Anwachsen natürlicher Störungen in einem breiten Frequenzband mit einer oberen Frequenzgrenze von ca. 200 kHz, wobei das Anwachsen von Störungen im Frequenzbereich über 100 kHz erst bei höheren Reynoldszahlen ($R > 1250$) beobachtet werden kann. Allerdings kann auch hier, wie bereits an der ebenen Platte, nicht von einer Dominanz der zweiten Instabilitätsmode gesprochen werden. Möglicherweise liegt das an dem niedrigen natürlichen Störpegel im RWG bei hohen Frequenzen, so daß natürliche Störungen im Frequenzbereich der zweiten Mode nicht auf genügend große Amplituden anwachsen können, da vorher bereits die Transition durch angefachte natürliche Störungen der ersten Mode einsetzt. Es ist aber auch denkbar, daß es sich hier um einen Machzahleffekt handelt, denn laut linearer Stabilitätstheorie setzt die zweite Mode erst bei einer Machzahl zwischen 4 und 4.5 ein, d.h. die bisherigen Messungen im RWG wurden sehr nahe an dieser Grenze durchgeführt.

Literatur

- [1] Stetson, K. F., Kimmel, R. L. *On hypersonic boundary layer transition* AIAA Paper 92-0737, 1992
- [2] Wendt, V. *Experimentelle Untersuchung der Instabilität von ebenen und konischen laminaren Hyperschallgrenzschichten* DLR-FB 93-56, 1993
- [3] Wendt, V., Simen, M., Hanifi, A. *Experimentelle und theoretische Untersuchung der Instabilität von ebenen und konischen laminaren Hyperschallgrenzschichten* ZAMM 75, S. 405-406, 1995
- [4] Wendt, V., Simen, M., Hanifi, A. *An experimental and theoretical investigation of instabilities in hypersonic flat plate boundary layer flow* Phys. Fluids, March 1995

weiteres Vorgehen

Theoretische Untersuchung (lokale und nichtlokale, evtl. nichtlineare, Stabilitätsanalyse) der Strömung am Kegel für die im RWG gemessenen Bedingungen. Grenzschichtmessungen an einem Kegel im Rohrwindkanal bei einer höheren Machzahl ($M=6.83$) zur Klärung des Machzahleinflusses auf die Instabilitätsentwicklung hypersonischer Grenzschichten. Ferner wird gerade ein Anregungsmechanismus entwickelt und erprobt, der es erlauben soll, gezielt künstliche Störungen in die Grenzschicht einzubringen. Hierdurch soll die Frage geklärt werden, unter welchen Umständen die zweite Instabilitätsmode einen dominanten Einfluß auf den Transitionsprozeß ausübt.

Datum

Februar 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Dr. F.P. Bertolotti	
Institution	DLR - Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: (0551) 709 2294 Telefax: (0551) 709 2446
weitere Partner	Dr. H. Bippes	
Thema	Birth, growth, and saturation of instabilities in three-dimensional boundary-layers	

Ausgangssituation

Experimental measurements in three-dimensional boundary layers have revealed a more complex dependence of transition on free-stream turbulence and surface finish than in two-dimensional boundary layers. Direct numerical simulations have been able to duplicate some of the observed phenomena, despite the use of simplified geometry and flows.

Ziel

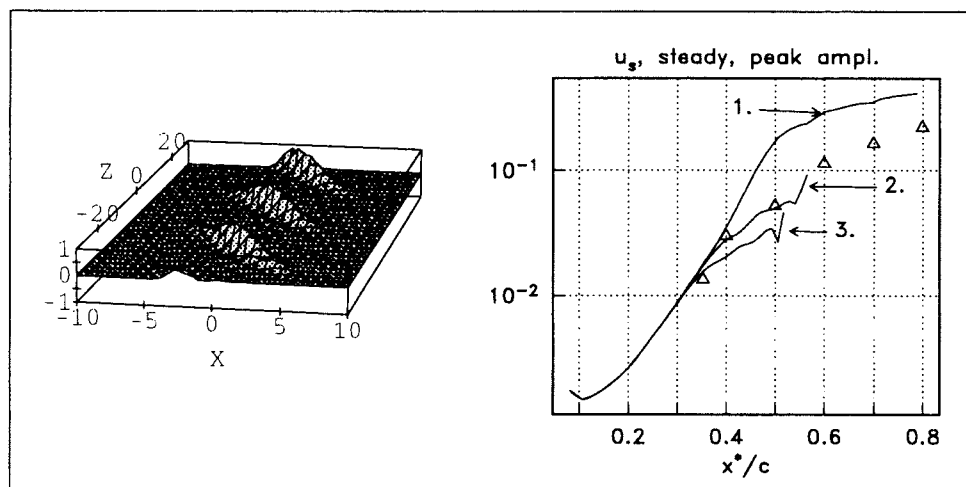
To study the birth, growth, and saturation of disturbances in three-dimensional subsonic boundary layers, and to provide a model that explains the experimental observations.

Lösungsweg

The birth of the steady cross-flow instabilities is modeled with a newly developed method based on a mixed WKB-Chebyshev expansion. The subsequent growth and saturation is captured with the nonlinear stability equations (PSE), extended to include non-phase-locked modes.

Ergebnis

Comparisons with the experimental results of Bippes suggest that the WKB-Chebyshev analysis adequately models the generation of disturbances by small, steady, localized bumps. When only steady modes are considered, PSE solution saturates to a unique value, independent of initial amplitude. However, the addition of traveling modes in the initial conditions changes the downstream saturation level of the steady modes. This effect is also seen in the experimental data.



Left: surface geometry for the localized roughness analysis. Right: maximum velocity amplitudes of the steady modes, started from the localized roughness analysis, and using (1) null, (2) low, and (3) high initial amplitudes for the traveling modes.

Literatur

- [1] F.P. Bertolotti, *A partial simulation of receptivity and transition in 3-D boundary layers*, Proc. 4th IUTAM Symp. on Laminar-Turbulent Transition, Sendai, Japan, 1994.

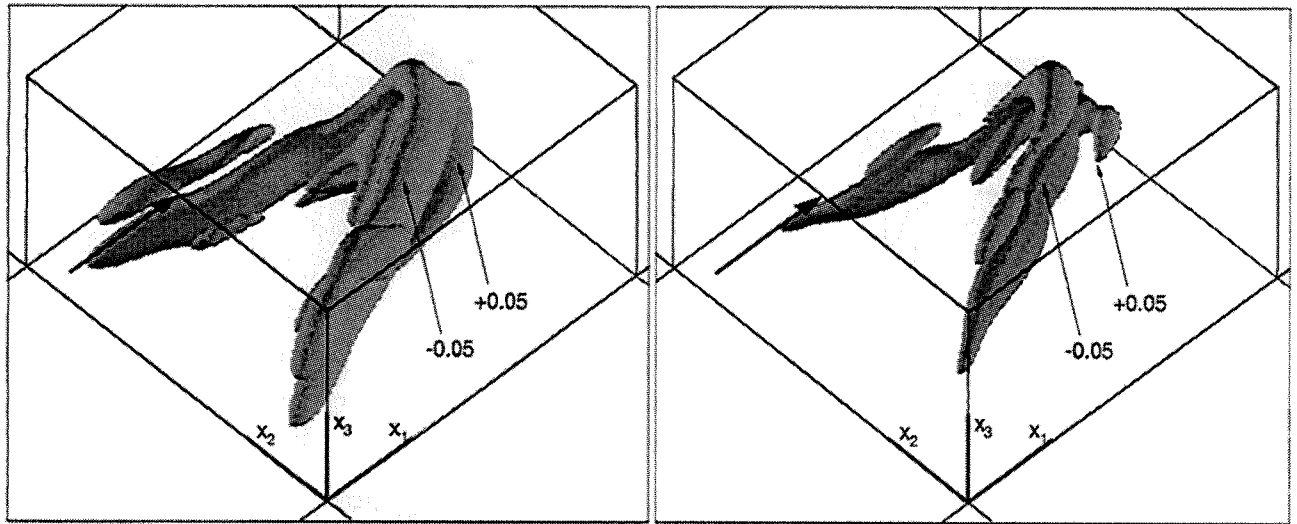
weiteres Vorgehen

A model for the interaction of free-stream turbulence and localized roughness will complete the receptivity analysis. Further comparisons of the saturated nonlinear states with experimental data will be made. Once the numerical results are trust worthy, a extension to the transonic swept wing will be made.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen/Instationäre Strömungen
Ansprechpartner	Dr. J. Delfs
Institution	Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen, Universität Karlsruhe (TH)
Adresse	Kaiserstr. 12 D-76128 Karlsruhe
	Tel.: (0721) 608 4181 Fax.: (0721) 696727 e-mail: jan.delfs@mach.uni-karlsruhe.de
Thema	Bestimmung von aeroakustischen Quelltermen in Grenzschichtströmungen
Ausgangssituation	Die Modellierung von turbulenzbedingter Schallerzeugung in Grenzschichten ist schwierig, da gewöhnlich die Details der turbulenten Fluktuationen unbekannt sind. Diese werden aber zur zuverlässigen Bestimmung der aeroakustischen Quellterme benötigt.
Ziel	Berechnung der aeroakustischen Quellterme der Lilleygleichung, [1], aus den Daten einer direkten numerischen Simulation des laminar-turbulenten Übergangs in der kompressiblen Plattengrenzschicht
Lösungsweg	Unter Verwendung des räumlich periodischen Modells, vgl. z.B. [2], wird der laminar-turbulente Übergang auf der längsangeströmten ebenen Platte ohne Druckgradient numerisch simuliert. Die Simulationsdaten werden bezüglich des Quellterms der die Aeroakustik im bewegten Medium beschreibenden Lilleygleichung ausgewertet.
Ergebnis	Die Simulation bei einer Machzahl $M_\infty = 0.8$ und adiabater Platte ergibt gegen Ende der Phase der sekundären Instabilität, also dem Einsetzen stark nichtlinearer Wechselwirkungen zwischen Störwellen, die in der linken Abbildung gezeigte Verteilung der Größe $G' = -6 \frac{d\bar{u}_1}{dx_3} \left(\frac{\partial u'_3}{\partial x_1} \left(\frac{\partial u'_1}{\partial x_1} + \frac{\partial u'_3}{\partial x_3} \right) + \frac{\partial u'_2}{\partial x_1} \frac{\partial u'_3}{\partial x_2} \right)$. Diese Größe beschreibt den aeroakustischen Quellenanteil aus den Wechselwirkungen der Geschwindigkeitsschwankungen u'_i mit dem mittleren Scherprofil $\frac{d\bar{u}_1}{dx_3}$. Hier bezeichnet x_1 die Stromab-, x_2 die Spannweiten- und x_3 die Plattennormalenrichtung. In Verbindung mit der Größe $G'' := -2 \frac{\partial u'_1}{\partial x_i} \frac{\partial u'_k}{\partial x_j} \frac{\partial u'_i}{\partial x_k}$ (vgl. rechtes Bild), die den Quellterm infolge der Wechselwirkung der Schwankungen untereinander bezeichnet, ergibt sich der aeroakustische Quellterm $G = G' + G''$ der Lilleygleichung.

Beide Quellanteile sind von gleicher Größenordnung, so daß die Scherung des mittleren Profils offenbar einen wesentlichen Anteil an der Schallgenerierung besitzt. Der Betrag der Quellgrößen ist am weitaus größten im Bereich des weit von der Wand abgehobenen Kopfes der in den Bildern deutlich wiedergegebenen λ -Struktur.



links: räumliche Verteilung des Quelltermanteils G' , rechts: räumliche Verteilung des Quelltermanteils G''

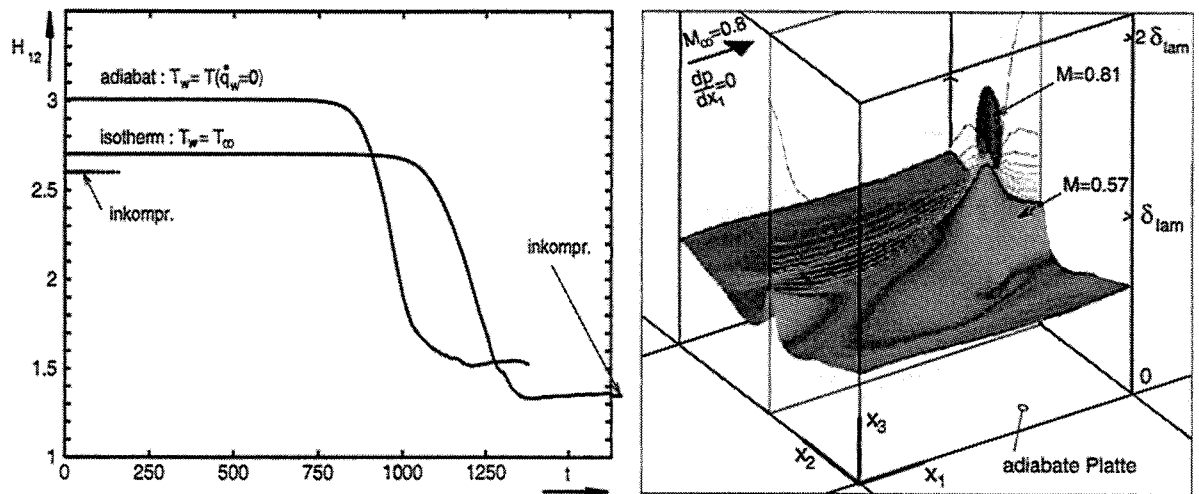
Literatur

- [1] GOLDSTEIN, M.E.: Aeroacoustics. McGraw-Hill, 1976.
- [2] DELFS, J.: Numerische Simulation der transitionellen schallnahen Platten-grenzschichtströmung.
Dissertation TU Braunschweig, ZLR-Bericht Nr. 94-05 des "Zentrum für Luft u. Raumfahrttechnik", 1994.

weiteres Vorgehen Auswertung der aeroakustischen Quellterme in turbulenter Strömung. Berechnung der als Schall abgestrahlten Energie. Berechnung des Schallfeldes auf der Basis der ermittelten Quellverteilung. Langfristig: aeroakustische Schallquellmodellierung.

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen/Laminar–Turbulente Transition	
Ansprechpartner	Dr. J. Delfs	
Institution	Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen, Universität Karlsruhe (TH)	
Adresse	Kaiserstr. 12 D–76128 Karlsruhe	Tel.: (0721) 608 4181 Fax.: (0721) 696727 e–mail: jan.delfs@mach.uni-karlsruhe.de
weitere Partner	Dr. E. Laurien, Institut f. Strömungsmechanik, TU Braunschweig, Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig; Dr. M. Stoynov, Institute for Mathematical Modelling, Russische Akademie der Wissenschaften, Moskau	
Thema	Numerische Simulation von Transition und Turbulenz in transsonischen Grenzschichtströmungen	
Ausgangssituation	Transition und Turbulenz in transsonischen Grenzschichtströmungen sind heute nur unzureichend verstanden. Effekte der Kompressibilität sind bislang nur wenig untersucht.	
Ziel	Verständnis der Transition und Turbulenz im technisch besonders relevanten transsonischen Bereich. Untersuchung des Einflusses der Wandtemperatur auf den Übergang, lokale Machzahlverteilung u.ä..	
Lösungsweg	Das räumlich periodische Modell wird zugrundegelegt. Simulation der Transition und Turbulenz in der zwei- und dreidimensionalen kompressiblen Grenzschichtströmung bei adiabater und isothermer Wand.	
Ergebnis	Der laminar–turbulente Übergang in der kompressiblen Plattengrenzschicht bei einer Machzahl $M_\infty = 0.8$ wird unter Einsatz des räumlich periodischen Modells (vgl. z.B. [1]) direkt numerisch simuliert. Die Transitionsvorgang wird durch Tollmien–Schlichting Wellen kleiner Amplitude eingeleitet. Der Verlauf des Formparameters H_{12} als dem Verhältnis von Verdrängungsdicke zu Impulsverlustdicke zeigt den Beginn und das Ende der stark nichtlinearen Transition in Form des Steilabfalls entsprechend des linken Bildes bei adiabater und isothermer Platte (gekühlt auf Anströmtemperatur T_∞) an. Die zur Aufrechterhaltung einer Wandtemperatur $T_w = T_\infty$ benötigte, bei $M_\infty = 0.8$ nur sehr schwache Kühlung verzögert den Übergangsprozeß stark [2].	

Im Verlaufe der Transition, besonders zur Endphase der sekundären Instabilität, entstehen gemäß der rechten Abbildung lokale Machzahlerhöhungen $M > M_\infty$ in der Nähe des Grenzschichtrandes. Die vor den Köpfen der λ -Wirbel induzierten Abwärtskomponenten der Geschwindigkeit sorgen hier für eine lokale Beschleunigung von Fluidteilchen und tragen zudem relativ kühles Fluid aus der Anströmung in die Grenzschicht.



links: Verlauf des Formparameters H_{12} , rechts: Iso-Machflächen, fundamentaler Transitionstyp

Beide Effekte wirken Machzahl-erhöhend. Schwache lokale Stöße bei subsonischen Machzahlen, etwa $M_\infty > 0.9$, sind wahrscheinlich. Ein wesentlicher aeroakustischer Effekt ist dabei zu erwarten.

Literatur

- [1] DELFS, J.: Numerische Simulation der transitionellen schallnahen Platten-grenzschichtströmung. Dissertation TU Braunschweig, ZLR-Bericht Nr. 94-05 des "Zentrum für Luft u. Raumfahrttechnik", 1994.
- [2] LAURIEN, E.; DELFS, J.: Direct Simulation of Turbulence Phenomena in Compressible Boundary Layers
In: Voke, P.R.; Kleiser, L.; Chollet, J.-P. (eds.)
Direct and Large-Eddy Simulation I, 347-358, 1994 Kluwer Academic publishers 1994

weiteres Vorgehen

Auswertung der Machzahlverteilung im Bereich der Turbulenz. Bestimmung von Reynoldsspannungen und des turbulenten Wärmeflusses in der transsonischen turbulenten Grenzschicht.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Wirbel und Wärmeübertragung

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. M.Fiebig

Institution Lehrstuhl Wärme- und Stoffübertragung
Ruhr-Universität Bochum

Adresse Institut f. Thermo- und Fluidodynamik
Lehrstuhl Wärme- und Stoffübertragung
44721 Bochum

Thema
Beeinflussung des Transitionsbereiches in Spaltströmungen

Ausgangssituation

Der Umschlag laminar/turbulent wird durch Destabilisierung der Strömung zu kleineren Reynoldszahlen verschoben. Durch Reduktion der kritischen Reynoldszahl können konvektive Transportmechanismen ausgenutzt werden, die sonst nur in turbulenten Spaltströmungen (bei bedeutend größeren Volumenströmen) auftreten.

Ziel

Die instationären konvektiven Transportmechanismen sollen zur Wärmeübergangserhöhung in Spaltströmungen genutzt werden, so daß die Strömungsverlustleistung wesentlich geringer ist als bei äquivalenter turbulenter Strömung.

Lösungsweg

Die nichtlineare Stabilitätsanalyse ergibt für den ebenen Spalt eine kritische Reynoldszahl von $Re=6694$ [1]. Experimentelle Untersuchungen zeigen, daß der Umschlag laminar/turbulent bei Reynoldszahlen von $Re \approx 2100-3200$ zu beobachten ist. Die Ursache für die Diskrepanz sind Eintrittseffekte (Grenzschichtinstabilitäten) und die nicht vollkommen glatten Wände (Rauigkeiten) im Experiment. Sie induzieren in dem Fluid Störungen, die, falls sie die richtige Wellenlänge besitzen (Tollmien-Schlichting-Wellenlänge), verstärkt werden und zu einem frühzeitigen Umschlag laminar/turbulent führen. Eine Verstärkung der Störung erfolgt, obwohl die kritische Reynoldszahl noch nicht erreicht ist, aufgrund der endlichen Amplituden der Störungen.

Die oben genannten kritischen Reynoldszahlen beziehen sich auf eine ungestörte Spaltströmung, d.h. auf das Hagen-Poiseuille Profil. Zur Verringerung der kritischen Reynoldszahl im Spalt können gezielt Strömungsprofile erzeugt werden, deren kritische Reynoldszahlen weit unterhalb der oben genannten liegen. Die Stabilitätsanalyse nicht viskoser Spaltströmungen zeigt, daß ein hinreichendes Kriterium für solche Profile ein Wendepunkt im Profil ist (Fjortof-Theorem). Zur Erzeugung solcher Profile bieten sich Rippen an, da hinter den Rippen Rückströmungsgebiete entstehen und damit entsprechend instabile Profile der Strömung aufgeprägt werden, siehe Bild1.

Die Berechnung der Strömungs- und Temperaturfelder für den berippten Spalt erfolgt

mit Hilfe eines finite Volumenverfahrens basierend auf dem SIMPLE-C Algorithmus [2]. Bei den Simulationen wurden periodische Ein/Austrittsrandbedingungen zugrunde gelegt.

Ergebnis

Die numerischen Simulationen ergeben, daß die Strömung schon bei einer Reynoldszahl von $Re=184$ instationär wird. Eine Fast Fourier Analyse zeigt, daß in einem Reynoldszahlbereich zwischen $Re=184$ und $Re=350$ periodische Strömungsstrukturen auftreten (Bild 2)[3]. Ab einer Reynoldszahl von $Re=500$ ist ein sehr dichtes Frequenzspektrum vorhanden, ein Anzeichen für die einsetzende Transition.

Wärmeübergang (Nußeltzahl Nu) und Druckverlust (apparent friction factor f) sind in Bild 3 dargestellt. Ein Vergleich mit der turbulenten Spaltströmung zeigt, daß bei gleichem Wärmeübergang (Nu) eine geringere Strömungsverlustleistung ($\propto fRe^3$) erforderlich ist.

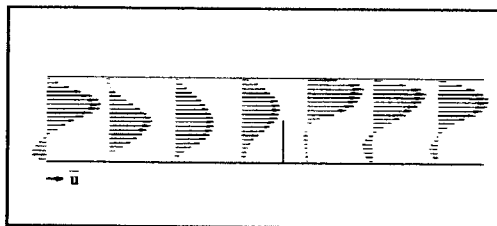


Bild 1

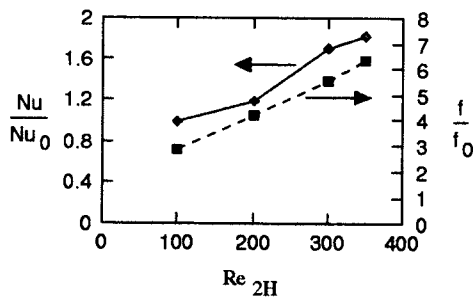


Bild 3

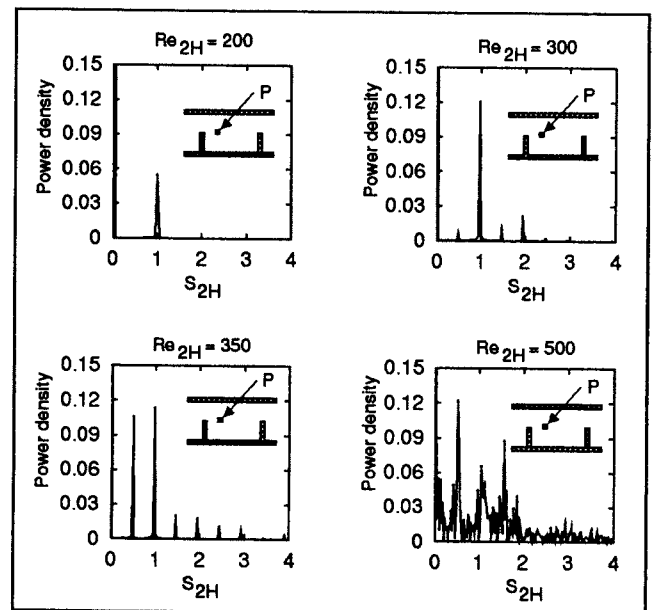


Bild 2

Literatur

- [1] Kundu, P.: "Fluid Mechanics" Academic Press, Inc., San Diego, California 1990
- [2] Van Doormaal, J.P.; Raithby, G.D.: "Enhancement of SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid Heat Transfer, vol.7, Flows", Numerical Heat Transfer, vol.7, 1984, pp. 147-163
- [3] Grosse-Gorgemann, A.: "Numerische Untersuchung der laminaren oszillierenden Strömung und des Wärmeüberganges in Kanälen mit rippenförmigen Einbauten", Dissertation, Ruhr-Universität Bochum, 1995

weiteres Vorgehen

Es soll eine geometrische Konfiguration gefunden werden, die ein optimales Verhältnis von $Nu/f^{1/3}$ besitzt. Dazu werden gezielte Parametervariationen durchgeführt.

Mitteilung

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

- ☐ Laminar-Turbulente Transition
- ☐ Instationäre Strömungen
- ☒ Turbulenz

Projektgruppe/ Anwendungsbereich:

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. K. Gersten
Institut für Thermo- und Fluidodynamik der
Institution Ruhr-Universität Bochum
Ruhr-Universität
Adresse 44780 Bochum

Telefon 0234/700 2896

Telefax 0234/7094 162

weitere Partner

Thema Berechnung turbulenter Scherströmungen mit Hilfe
asymptotischer Methoden

Ausgangssituation Turbulente Scherströmungen treten bei hohen Reynolds-Zahlen
auf. Es ist daher naheliegend, zur Berechnung Störungs-
methoden einzusetzen, wobei die Störungsparameter mit
wachsender Reynolds-Zahl gegen null streben.

Ziel Berechnung turbulenter Scherströmungen, bei denen Störungs-
methoden erfolgreich eingesetzt werden. Es handelt sich um
Weiterentwicklung und Erweiterung der Prandtlschen Grenz-
schichttheorie für turbulente Scherströmungen.

Lösungsweg Einsatz von regulären und singulären Störungsmethoden zur
Berechnung von turbulenten Scherströmungen. Es ergibt sich
eine Schichtenstruktur der Strömungen, und man erhält
Randbedingungen für die Turbulenz-Modellierung.

Literatur

- Gersten, K.; Herwig, H. (1992): Strömungsmechanik. Vieweg-Verlag, Braunschweig/Wiesbaden.
- Gersten, K. (1987): Some contributions to asymptotic theory for turbulent flows. Intern. Symposium on Transport Phenomena in "Turbulent Flows" (2, 1987, Tokyo) S. 201-214.
- Gersten, K. (1989): Some open questions in turbulence modelling from viewpoint of asymptotic theory. Australian Fluid Mechanics Conference (10, 1989), Melbourne) Vol. II, 12.1-12.4.
- Jeken, B. (1992): Asymptotische Analyse turbulenter Grenzschichten an gekrümmten Wänden mit einem Reynolds-Spannungs-Modell. ZAMM, Z. angew. Math. Mech. 72(1992) 5, T 308 - T 312.
- Jeken, B. (1992): Asymptotische Analyse ebener turbulenter Strömungen an gekrümmten Wänden bei hohen Reynolds-Zahlen mit einem Reynolds-Spannungs-Modell, Dissertation, Ruhr-Universität Bochum, auch als VDI-Fortschrittbericht, Reihe 7: Strömungsmechanik, Nr. 215, VDI-Verlag, Düsseldorf.
- Gersten, K.; Klauer, J.; Vieth, D. (1993): Asymptotic Analysis of Two-Dimensional Turbulent Separating Flows. In: Physics of Separated Flows - Numerical, Experimental, and Theoretical Aspects, Ed.: K. Gersten, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 40, Vieweg, Braunschweig.
- Gersten, K. (1993): What can Asymptotic Theory do for Turbulence Modelers. Narasimha-Symposium, Bangalore, Dec. 1993.
- Gersten, K. (1994): Some Contributions to Asymptotic Methods for Turbulent Shear Flows at High Reynolds Numbers. Guiraud-Symposium, Paris, April 1994.
- Gersten, K.; Rocklage, B. (1994): Self-similar solutions for two-dimensional slender-channel flows. Acta Mechanica [Suppl.] 4: 325-334, Springer-Verlag.
- Rocklage, B. (1994): Selbstähnliche Lösungen für die turbulente Strömung und für den Wärmeübergang in ebenen schlanken Kanälen. Z. angew. Math. Mech. 75, SI, 363-364.
- Kiel, R.; Vieth, D. (1995): Experimental and theoretical investigations of the near-wall region in a turbulent separated and reattached flow. Erscheint in: Experimental, Thermal and Fluid Science.

weitere Vorgehen : u.a. Organisation einer internationalen Tagung zu diesem Thema:
IUTAM-Symposium on "Asymptotic Methods for Turbulent Shear Flows at High Reynolds Numbers" in Bochum, 26-30 Juni 1995.

Projektbeschreibung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Strömungsmeßtechnik
Forschungsgruppe	Turbulenz
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Ibrahim Hadžić / Prof. Dr. Kemal Hanjalić
Telefon	09131/859481
Telefax	09131/859503
weitere Partner	
Thema	Modellierung und Berechnung oszillierender turbulenter Strömungen bei Reynoldszahlen im Bereich des laminar-turbulenten-Überganges und darüber
Ausgangssituation	Oszillierende und pulsierende Strömungen kommen bei industriellen Anwendungen häufig vor. Die Berechnung dieser Strömungen erfordert die Anwendung eines fortschrittlichen Turbulenzmodells, das die spezifischen Besonderheiten (wie die periodische Veränderung des positiven und negativen Druckgradientens, die Veränderung des Vorzeichens der mittleren Geschwindigkeit und der Schubspannung, die Inflektion der Profile der mittleren Geschwindigkeit) vorhersagen kann. Im Gegensatz zur monotonen Beschleunigung oder Verzögerung tritt bei oszillierender Variation der äußeren Bedingungen eine Hysterese des turbulenten Feldes auf. Im Falle niedriger Re-Zahlen sollen die Strömungen die Übergänge aus der laminaren zur turbulenten Strömung und umgekehrt innerhalb eines einzigen Zyklusses ertragen. Die meisten dieser Charakteristika können über die einfache Spannung-Deformationsrate Verbindung (wie es bei den Wirbelviskositätsturbulenzmodellen angedeutet wird) nicht erfaßt werden. Außerdem zeigt die Strömungen eine merkliche Abweichung vom lokalen Gleichgewicht, was die Benutzung der Wandfunktionen für die Spezifikation der Wandbedingungen als nicht geeignet erscheinen läßt.
Ziel	Die Untersuchung der Möglichkeiten der Modellierung und Berechnung des Verhaltens oszillierender turbulenter Strömungen bei verschiedenen Frequenzen und Amplituden, einschließlich des Übergangsphänomens innerhalb eines einzigen Zyklusses.
Lösungsweg	Das Reynoldsspannungsmodell für Strömungen bei niedrigen Re-Zahlen, das wir in den vergangenen Jahren entwickelt haben, erzielt zufriedenstellende Ergebnisse bei stark beschleunigenden und verzögernden Grenzschichten. Der Vergleich mit den Ergebnissen der direkten numerischen Simulation (DNS) von <i>Spalart und Baldwin (1989)</i> und den experimentellen Ergebnissen von <i>Jensen et al. (1989)</i> und einigen anderen Ergebnissen, bei der Berechnungen einige Fälle oszillierenden Strömungen bei niedriger Frequenz, stellt zufriedenstellende Übereinstimmungen heraus. Wir beabsichtigen die Leistungsfähigkeit dieses Modells an mehreren strengen Fällen zu untersuchen. Weiterhin soll getestet werden, ob einfachere Versionen des Modells für den Einbau in einen 3D- Navier-Stokes -Code geeignet sind.

Ergebnis

Die folgenden Darstellungen zeigen die Ergebnisse für eine relativ niedrige Oszillationsfrequenz von $0.1 Hz$. Die Re-Zahl variiert zwischen 500 und 3500, wodurch sowohl der laminar-turbulente Übergang als auch der vollturbulente Bereich abgedeckt ist. In den meisten Fällen ist die Übereinstimmung mit den Ergebnissen der Experimente und der direkten numerischen Simulationen zufriedenstellend. In Abb. 1 werden die berechneten mittleren Geschwindigkeiten für den Fall mit $Re_\delta = 3460$ verglichen. In Abb. 2 werden die berechneten Reibungsbeiwerte, für die oszillierenden Strömungen mit dem sinusoidalen und steilen nichtsinusoidalen Druckgradient, mit den Ergebnissen der direkten numerischen Simulationen verglichen. Schließlich sind in Abb. 3 die Reibungsbeiwerte für einige Fälle mit dem sinusoidalen Druckgradienten dargestellt.

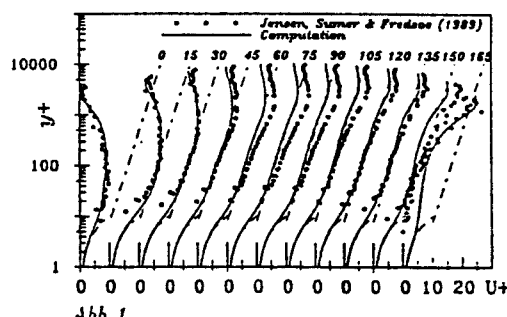


Abb 1

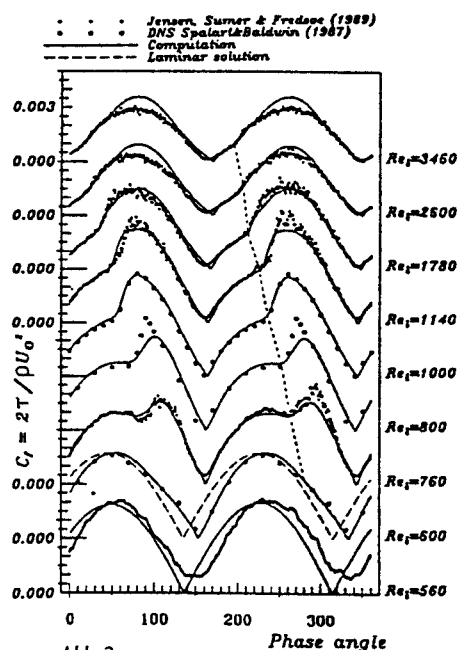
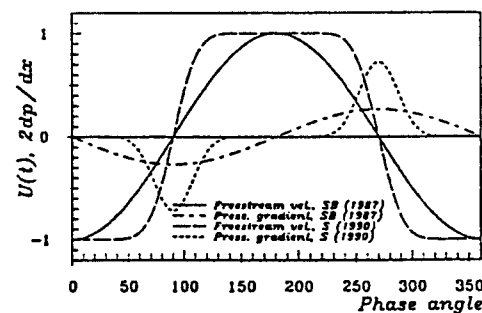


Abb 3

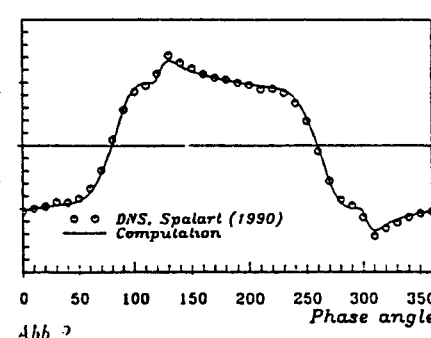
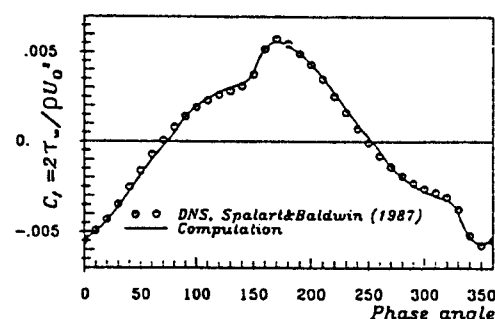


Abb 2

Literatur

1. Hanjalić K., Jakirlić S. & Hadžić I. (1993) 'Computation of Oscillating Turbulent Flows at Transitional Re-Numbers', Turbulent Shear Flows 9.
2. Jensen B.L, Sumer B.M. & Fredsoe J. (1989.) 'Turbulent oscillatory boundary layers at high Reynolds numbers', J. Fluid Mech. 206.
3. Spalart P.R. & Baldwin B.S. (1989.) 'Direct Simulation of a Turbulent oscillating Boundary Layer', Turbulent Shear Flows 6.

weiteres Vorgehen

In der nächsten Phase werden die oszillierenden Strömungen in einem Rohr (oder Kanal) bestimmter Länge erforscht. Das Ziel ist die Ermittlung der räumlichen und zeitlichen Entwicklung der Strömung. Hierbei sollen verschiedene Kombinationen von Frequenz und Amplitude betrachtet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	S. Hein, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2427 Telefax 0551 / 709-2446
weitere Partner	Dr. H. Bippes DLR – Institut für Strömungsmechanik	

Thema

Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalyse dreidimensionaler subsonischer Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Über die grundlegenden Phänomene beim laminar-turbulenten Umschlag dreidimensionaler Grenzschichtströmungen ist im Vergleich zu zweidimensionalen Grenzschichtströmungen wesentlich weniger bekannt. Durch zusätzliches Auftreten von Querströmungsinstabilitäten werden vielfältige nichtlineare Wechselwirkungen möglich, die zudem schon in einer frühen Phase des Transitionsprozesses einsetzen. Außerdem wirken sich nicht-lokale Effekte bereits in der linearen Anfangsphase deutlich auf die Anfachungsraten der Störungen aus.

Ziel

Analyse des Transitionsprozesses in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen entlang gekrümmter Oberflächen.

Lösungsweg

Die reibungsfreie Außenströmung kann unter der Annahme quasidreidimensionaler Strömung aus der vorgegebenen Druckverteilung berechnet werden. Zur Bestimmung der laminaren Grundströmung wird ein Grenzschichtverfahren 1. Ordnung verwendet. Die Stabilitätsanalyse erfolgt mit linearen und nichtlinearen nichtlokalen Verfahren, die auch Oberflächenkrümmungen berücksichtigen können. Die kompressiblen Störungsdifferentialgleichungen sind parabolisiert und können daher in Stromabrichtung fortschreitend gelöst werden.

Ergebnis

Das zu lösende Differentialgleichungssystem wird zwar parabolisiert, ist jedoch in dem Sinne weiterhin elliptisch, daß die Stromaufwanderung von Signalen nicht vollständig ausgeschlossen ist. Da es trotzdem in Raumrichtung fortschreitend gelöst wird, treten Probleme auf, wie sie von den Verfahren zur Lösung der parabolisierten Navier-Stokes-Gleichungen (PNS) bekannt sind. Unterschreitet man eine bestimmte minimale Schrittweite in Stromabrichtung, so wird das Verfahren instabil (Bild 1). Oberhalb der minimalen Schrittweite existiert jedoch ein Schrittweitenbereich, in dem die Lösung unabhängig von der gewählten Schrittweite ist. Die minimal mögliche Schrittweite hängt dabei u.a. von der gewählten Formulierung der Differentialgleichungen, vom verwendeten Diskretisierungsschema und von der im Rahmen einer nichtlokalen Stabilitätstheorie zu definierenden Normierungsbedingung ab.

Bild 2 zeigt die Anfachungsrate einer Störung nach lokaler, lokal nichtparalleler sowie nichtlokaler Stabilitätstheorie unter Berücksichtigung von Krümmungseffekten aufgetragen über der lokalen Reynoldszahl Re . Bei der lokal nichtparallelen Stabilitätstheorie wird das Grenzschichtwachstum zwar erfaßt, die Vorgeschichte der Störung bleibt jedoch unberücksichtigt. In diesem Fall wird also wie in der klassischen lokalen Stabilitätstheorie ein gewöhnliches Differentialgleichungssystem gelöst. Der Anteil des Grenzschichtwachstums an der nichtlokalen Anfachungsrate nimmt mit zunehmender Reynoldszahl wie erwartet ab, während der durch die Entwicklungsgeschichte der Störung bedingte Anteil in dem hier betrachteten Fall zunimmt.

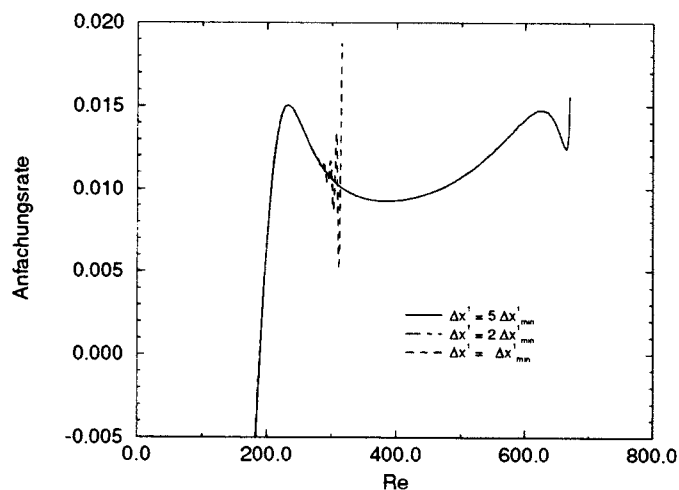


Bild 1. Die berechnete Anfachungsrate einer Störung nach nichtlokaler Theorie für verschiedene Schrittweiten in Stromabrichtung. Δx_{min}^1 stellt diejenige Schrittweite dar, für die das Lösungsverfahren erstmals instabil wird.

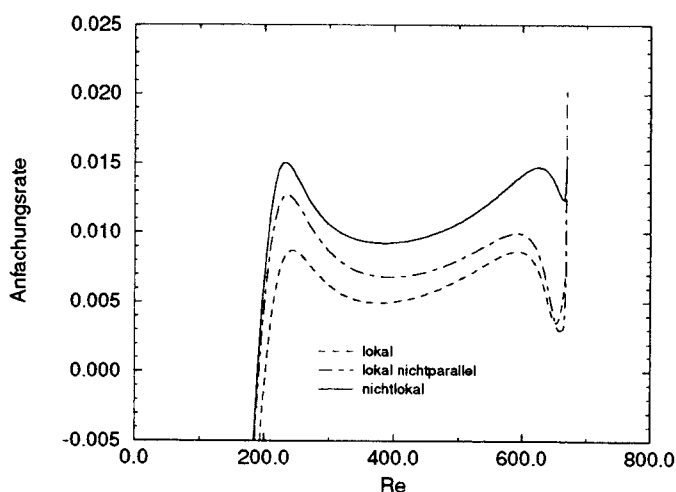


Bild 2. Die Anfachungsrate einer 1000 Hz-Störung für die Grenzschicht am schiebenden Zylinder von Poll nach lokaler, lokal nichtparalleler sowie nichtlokaler Stabilitätstheorie unter Berücksichtigung von Krümmungseffekten aufgetragen über der lokalen Reynoldszahl Re .

Literatur

Hein, S. ; Huppertz, T. ; Dallmann, U. :

Lokale und nichtlokale Instabilitätsanalyse dreidimensionaler Grenzschichtströmungen an gekrümmten Oberflächen. GAMM Jahrestagung, 4.-8. April, 1994, Braunschweig.

weiteres Vorgehen

Nichtlokale Untersuchungen am DLR-Prinzipexperiment des konkav-konvex gekrümmten schiebenden Flügels.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen (Instationäre Strömungen)

Ansprechpartner Thore Herberg, Dr. Uwe Dallmann

Institution DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709 2867
Telefax: (0551) 709 2446

weitere Partner Dr. Bernd Noack, DLR Göttingen

Thema DYTODIAS: Dynamische und Topologische Diagnostik von Strömungssimulationen

Ausgangssituation

Supercomputer stetig zunehmender Rechenleistung und die Entwicklung neuer zeitgenauer Navier-Stokes-Rechenverfahren für komplexe Strömungsfelder ermöglichen aus numerischer Sicht immer genauere Lösungen. Deshalb gewinnt die Verbesserung der in diese Verfahren einfließenden strömungsphysikalischen Grundlagen (laminar-turbulente Transition, Turbulenz, Feinstrukturmodelle für Large-Eddy-Simulationen, Wirbeldynamik) zunehmend an Bedeutung. Das unzureichende Verständnis der Wirbeldynamik auf großen und kleinen Skalen ist Ursache für das gegenwärtige Scheitern von ingenieurmäßig angepassten Turbulenzmodellen für komplexe abgelöste Strömungen.

Ziel

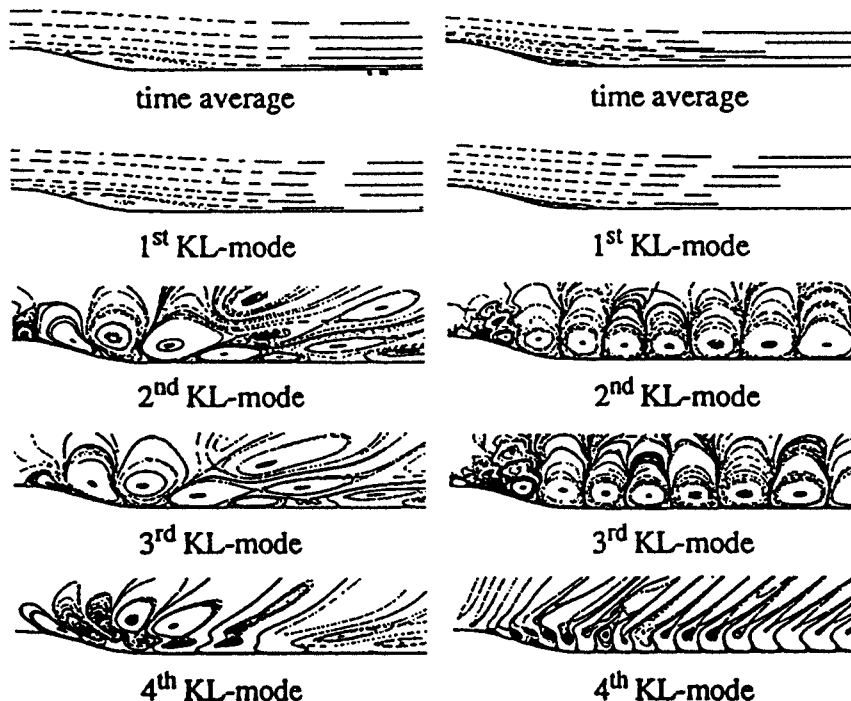
Die Hauptaufgabe bei der Analyse zeitabhängiger Strömungen ist, ein geeignetes Verfahren zu entwickeln, mit dem instationäre Vorgänge effizient und vollständig erfaßt werden können.

Lösungsweg

Eine Möglichkeit, eine zeitabhängige Strömung zu beschreiben, besteht darin, die Feldgrößen in einer Karhunen-Loève (KL-) Reihe zu entwickeln. Die orts- und zeitabhängige Vektor- oder Skalarfelder werden dabei in eine Summe mit rein zeitabhängigen Koeffizienten und rein ortsabhängigen und in bestimmtem Sinne optimierten Basisfelder zerlegt. Die Strömung kann dann durch die Koeffizienten und die Basisfunktionen der Entwicklung bis zur erforderlichen Genauigkeit dargestellt werden.

Ergebnis

Die KL-Zerlegung wird gegenwärtig zur Analyse großskaliger instationärer Strömungen um eine zurückspringende, abgerundete Stufe verwendet. Diese Stufe dient als generische Konfiguration für die numerische Untersuchung der Dynamik großskaliger stationärer und instationärer Ablöseblasen. Bei festgehaltener Konfiguration wurden die Veränderungen in der räumlichen Struktur und im Zeitverhalten der instationären Strömungen bei Variation der Reynoldszahl und des Rechnernetzes untersucht. Es zeigte sich u.a., daß die zeitliche gemittelte instationäre Ablöseblase in ihrem Verhalten eine große Ähnlichkeit zur "short bubble" aufweist, während die stationäre Ablöseblase die typischen Charakteristika der "long bubble" hat. Zum Thema der quantitativen Bewertung des Einflusses der Netzauflösung auf instationäre Lösungen wurden mit Hilfe der KL-Zerlegung erste Untersuchungen durchgeführt.



Trajektorien der ersten fünf KL-Moden des Geschwindigkeitsfeldes bei $Re = 10000$ auf dem groben ($75 \times 75 \times 5$) und dem feinen ($251 \times 151 \times 5$) Netz, von links nach rechts. In beiden Fällen ist die erste KL-Mode gleich dem Zeitmittel. Man erkennt hier den Einfluß der Netzauflösung auf die räumliche Struktur des instationären Geschwindigkeitsfeldes.

Literatur

- [1] Th. Herberg, *Analyse instationärer abgelöster Strömungen mit Hilfe der Topologie und der Theorie dynamischer Systeme*. Proc. DGLR-Fachsymposium / AG STAB, Erlangen, 4.-6. Oktober 1994.
- [2] Th. Herberg, *Numerische Simulation und Analyse der instationären Strömung um eine zurückspringende, abgerundete Stufe* (vorläufiger Titel), Dissertation Universität Göttingen 1995 (in Vorbereitung).

weiteres Vorgehen

DYTODIAS verfolgt das Ziel, Ursachen von Instabilität und Instationarität ablösender und abgelöster Strömungen kennenzulernen. Dazu ist eine Phasenraumanalyse der dominanten KL-Strömungsmoden zur Identifikation ihrer Dynamik zu entwickeln. Sowohl numerische Effekte als auch physikalische Modellierungen, z.B. numerische Auflösung oder Feinstruktur- bzw. Turbulenzmodelle, sollten sich damit bewerten lassen. Verbesserte Ansätze der strömungsphysikalischen Modellbildung sollten zu Turbulenz- oder Feinstruktur-Modellen führen, die für Ingenieurzwecke hinreichend genaue Berechnungen abgelöster Strömungen ermöglichen.

Mitteilung

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

☒ Laminar-Turbulente Transition

☐ Instationäre Strömungen

☐ Turbulenz

Projektgruppe/ Anwendungsbereich: Technische Thermodynamik/Wärmelehre

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. H. Herwig

Institution Technische Universität Chemnitz-Zwickau
Fakultät für Maschinenbau und Verfahrenstechnik

Adresse Reichenhainer Str. 70
09126 Chemnitz

Telefon 0371-531-2320

Telefax 0371-531-2349

weitere Partner

Thema Einfluß der Wärmeübertragung auf das Stabilitätsverhalten von
Strömungen

Ausgangssituation

Bisher existieren nur vereinzelte Arbeiten auf diesem Gebiet, die den Einfluß der Wärmeübertragung nur für einzelne Stoffe (vorwiegend Luft und Wasser) und für ganz bestimmte Parameterwerte untersucht haben. Eine systematische Untersuchung steht noch aus.

Ziel

Mit Hilfe asymptotischer Methoden (Störungsrechnung) soll eine systematische, stoff-unabhängige Vorgehensweise gewählt werden, die einen wesentlichen Beitrag zur Klärung der physikalischen Vorgänge leisten kann. Endgültiges Ziel ist die Beeinflussung des Transitionsprozesses durch Wärmeübertragung.

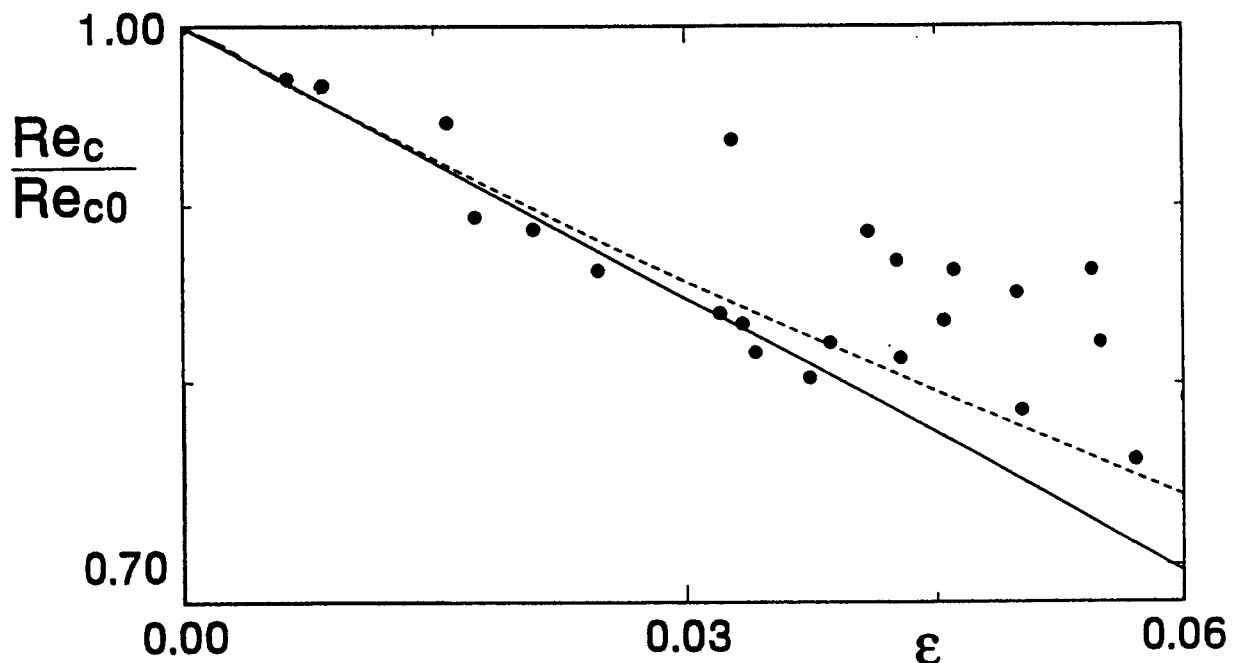
Lösungsweg

- (1) Lineare Stabilitätstheorie kombiniert mit einer regulären Störungsrechnung bezüglich des Temperatureinflusses; lineare Abweichungen bezüglich des Temperatur-Störparameters werden untersucht.
- (2) Lineare Stabilitätstheorie, aber nichtlineare Terme bezüglich des Temperatur-Störparameters werden untersucht.
- (3) Ausweitung auf die nichtlineare Stabilitätstheorie; Untersuchung von linearen Effekten bezüglich des Temperatur-Störparameters.

Ergebnis

Die beiden ersten unter "Lösungsweg" genannten Punkte sind weitgehend bearbeitet worden. Es zeigt sich dabei, daß eine weitgehend universelle Behandlung des Problems möglich ist. Zu Vergleichszwecken können die allgemeinen Ergebnisse für spezielle Anwendungen spezifiziert werden.

Das nachfolgende Bild zeigt einen solchen Vergleich für Luft. Der Einfluß der Wärmeübertragung auf die kritische Reynoldszahl (Re) ist erheblich und wird (hier am Beispiel der Plattenströmung mit $T_w = \text{konst.}$) durch die Theorie gut wiedergegeben.



Kritische Reynoldszahl bei der Plattenströmung, $\epsilon = (T_w - T_\infty) / T_\infty$

..... experimentelle Daten

—— lineare Theorie bezüglich ϵ

----- nichtlineare Theorie bezüglich ϵ

Literatur

Herwig, H.; Schäfer, P. (1992), J. Fluid Mech. 243, 1-14

Schäfer, P.; Herwig, H. (1993), Int. J. Heat Mass Transfer 36, 2441-2448

Schäfer, P.; Nölker, K.; Herwig, H. (1995), ZAMM 75, 401-402

weiterees Vorgehen

Ausweitung auf die nichtlineare Stabilitätstheorie in einem von der DFG ab 1995 geförderten Projekt.

Mitteilung

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

☐ Laminar-Turbulente Transition

☒ Instationäre Strömungen

☐ Turbulenz

Projektgruppe/ Anwendungsbereich: Technische Thermodynamik/Wärmelehre

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. H. Herwig

Institution Technische Universität Chemnitz-Zwickau
Fakultät für Maschinenbau und Verfahrenstechnik

Adresse Reichenhainer Str. 70
09126 Chemnitz

Telefon 0371-531-2320

Telefax 0371-531-2349

weitere Partner

Thema Verbesserung des konvektiven Wärme- und Stoffüberganges durch
instationäre Effekte

Ausgangssituation

Die Möglichkeit, den konvektiven Wärme- und Stoffübergang durch den gezielten Einsatz instationärer Strömungen zu verbessern, ist bisher noch nicht hinreichend systematisch untersucht worden.

Ziel

Das Ziel ist eine systematische Untersuchung, die insbesondere auf den Zusammenhang instationärer Effekte mit der Turbulenz (Reynoldssche Wärmeströme) abhebt.

Lösungsweg

Es sollen Strömungssituationen untersucht werden, bei denen die instationäre Strömung ohne den Einsatz bewegter Bauteile entsteht. Ein typisches Beispiel ist die Druckrückkopplung in Fluidik-Elementen.

Die Wärmeübertragungssituationen sollen experimentell sowie durch den Einsatz von CFD-Programmen untersucht werden (zunächst: FLOW3D von CFDS).

Die Untersuchungen stehen am Anfang, erste experimentelle Ergebnisse werden aber in Kürze vorliegen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Physikalische Grundlagen
Fachkreis

Ansprechpartner N. Hoffmann, F. H. Busse

Institution Universität Bayreuth
 Physikalisches Institut
 Theoretische Physik IV

Adresse 95440 Bayreuth

Telefon: (0921) 55-3327

Thema **Stabilitätsverhalten der Couette-Ekman Strömung**

Ausgangssituation

Die Bedeutung von dreidimensionalen, nichtparallelen Scherströmungen ist offenkundig. Von den Ekmanströmungen der Geophysik (vgl. [1] und die darin angeführte Literatur) bis hin zu Strömungen über oder zwischen rotierenden Scheiben (vgl. [2,3]) führt der Einfluß der Rotation des Bezugssystems und der Berandung zu relativ komplexen, nichtparallelen Strömungsprofilen. Die Stabilitätseigenschaften derartiger Profile, vor allem im Hinblick auf sekundäre Instabilitäten, sind jedoch noch weitgehend unbekannt.

Ziel

Das Ziel der unternommenen Arbeit besteht deshalb in der numerischen Untersuchung linearer und nichtlinearer Stabilitätseigenschaften nichtparalleler Scherströmungen anhand einer einfachen Konfiguration. Eine Couette-Ekman Strömung ergibt sich, wenn eine horizontale Couette-Konfiguration im rotierenden System betrachtet wird. Dieses Modell ist vor allem deshalb interessant, weil es als Grenzfälle die ebene Couette-Strömung im nichtrotierenden System (im Fall verschwindender Rotationsrate) und Ekman-schichten (im Fall sehr starker Rotation) enthält.

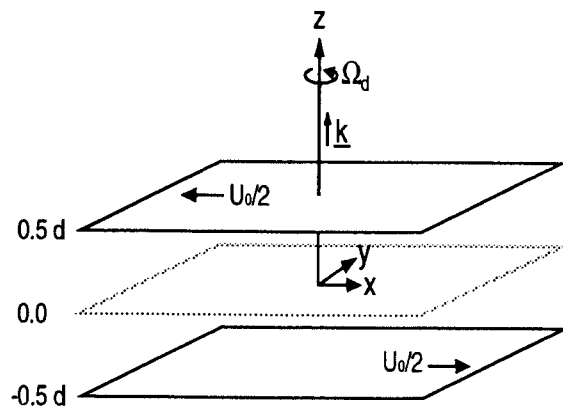


Abb. 1: Geometrie

Lösungsweg

Energie-Stabilität sowie lineare Stabilität des Strömungsprofils wurden mittels Standardmethoden (Schießverfahren) untersucht. Als Funktion der Rotationsrate wurden Energie-Reynoldszahlen sowie kritische Reynoldszahlen (und zugehörige kritische Wellenvektoren) bestimmt. Sekundäre zweidimensionale Strömungszustände wurden mit einem Galerkinverfahren berechnet. Die Stabilität ausgewählter sekundärer Strömungszustände wurde mit einer Floquet-Analyse untersucht.

Ergebnis

Bei schwacher Rotation zeigen sich als Instabilitäten stationäre, die gesamte Schicht ausfüllende Rollen. Die neutrale Fläche hat ein einziges Minimum. Bei starker Rotation treten driftende Rollen auf, die ihren Schwerpunkt jeweils in den Grenzsichten haben. Die neutrale Fläche zeigt zwei Minima, die zwei Instabilitätsmechanismen (Typ I und Typ II, vgl. [2]) zuge-

ordnet sind. Bei sehr starker Rotation lassen sich die Ergebnisse früherer Untersuchungen zur linearen Stabilität der laminaren Ekman-Schicht reproduzieren. Im Bereich oberhalb der kritischen Reynoldszahl wurden Lösungen der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen mit einem Galerkinverfahren gewonnen. Erste Untersuchungen zur Stabilität dieser Zustände zeigen sekundäre Instabilität gegen langwellige Störungen bei hinreichend hohen Reynoldszahlen. Neben den auf lineare Instabilität zurückgehenden sekundären Strömungszuständen zeigen sich auch Strömungsformen, die sich nicht als aus dem Grundzustand abzweigende Lösungen interpretieren lassen. Bemerkenswerterweise werden diese "isolierten Zustände" bei mittleren Rotationsraten subkritisch.

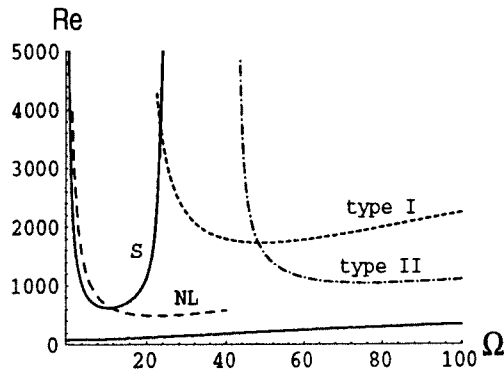


Abb. 2: Kritische Reynoldszahlen für stationäre Rollen (S) und Typ I/II Störungen. Kritische Reynoldszahlen für die "isolierten Zustände" sind ebenfalls abgebildet (NL). Die Kurve am unteren Bildrand gibt die Energie-Reynoldszahlen an.

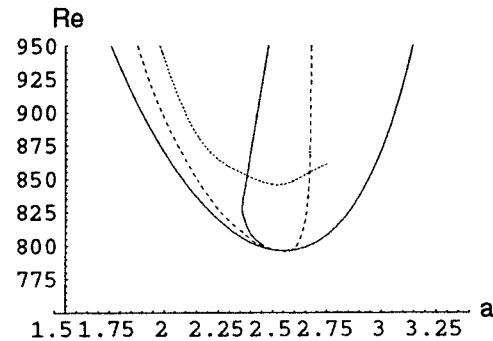


Abb. 3: Beispielhaftes Ergebnis der Floquet-Analyse bei einer Rotationsrate von $\Omega = 17$. Die Orientierung der Rollachse ist die der kritischen Störung ($\epsilon = 0.122$). Der Bereich der stabilen Rollen wird begrenzt durch eine Eckhaus-Instabilität (gestrichelte Linie), eine Cross-Roll-artige Instabilität (durchgezogen) und eine Instabilität gegen stationäre dreidimensionale Störungen mit großer Wellenlänge (gepunktet).

Literaturverzeichnis

- [1] ETLING, D., BROWN, R. A.: Roll vortices in the planetary boundary layer: a review. In: Boundary-Layer-Meteorology **65** (1993), S. 215
- [2] FALLER, A. J.: Instability and transition of disturbed flow over a rotating disk. In: J. Fluid Mech. **230** (1991), S. 245
- [5] ZANDBERGEN, P. J., DIJKSTRA, D.: Von Karman swirling flows. In: Ann. Rev. Fluid Mech. **19** (1987), S. 465

Weiteres Vorgehen

Geplant sind eingehende Stabilitätsuntersuchungen der sekundären Zustände. Sowohl die zu erwartenden Ergebnisse für die subkritisch aufgetretenen "isolierten Zustände", als auch für die eigentlichen sekundären Ekman-Zustände sind dabei von besonderem Interesse. Anschließend sind Untersuchungen der tertiären Zustände geplant, um weitergehende Einblicke in das Transitionsverhalten der Strömung zu gewinnen.

Projektdarstellung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Strömungsmeßtechnik
Ansprechpartner	Dr. J.Jovanović and Dr H.Kikura
Telefon	09131/858291
Fax	09131/859503
weitere Partner	DFG, EG
Thema	Near-Wall Turbulence Studies
Ausgangssituation	The objective of the research work is to obtain new experimental data of the mean velocity and turbulence statistics in the near-wall region using the state of the art laser-Doppler technique. Well designed LDA-systems allow experimental data to be obtained with a much greater degree of confidence than previously, when experimental investigations had to rely entirely on hot-wire anemometry measurements. A refractive index matched fluid is used in a Duran-glass test section to permit access to the near-wall region without distortion of the laser beams. The emphasis in the present study is given to the region of the viscous sublayer and the buffer region of wall bounded flows. In these regions, invasive measuring techniques result in problems of applicability and yield the scatter of the existing experimental data known from the literature. The obtained results are compared with data from experimental and direct numerical simulation studies available in the literature.
Ziel	To carry out detailed and reliable near-wall measurements of the mean velocity, turbulence intensities and higher-order statistical moments. To resolve the limiting behaviour of turbulence intensities in the viscous sublayer and measure the turbulent dissipation rate at the wall. To provide explanation for the large differences between the experimental and computational data for the higher-order statistics of the velocity component normal to the wall.
Lsungsweg	The research program consists of: • Critical evaluation of the gradient broadening corrections used for the laser-Doppler measurements taken in flow regions with high velocity gradients. • Measurements of the mean velocities and turbulence intensities of axial, radial and tangential velocity components in the near wall region. • Measurements of the higher-order moments and probability density distribution of the velocity fluctuations in the wall region.

Ergebnis

High resolution laser-Doppler measurements in a pipe flow show that the present experimental results for the mean velocity and turbulence intensities agree well with the results of direct numerical simulations of channel flow down to the minimum distance of $y^+ \approx 0.5$ from the wall. The measured and predicted profiles yield nearly identical data for the limiting behaviour of the turbulence intensities as the wall is approached. The obtained experimental results have serious implications on the further development on measuring techniques on near-wall studies. The ability of laser-Doppler anemometry to resolve the limiting behaviour of turbulence intensities in the viscous sublayer opens the possibility for direct measurements of turbulence dissipation rate at the wall. Such data is of considerable interest to turbulence research in the wall region of pipe and channel flows, since the dissipation rate reaches a maximum value on the solid surface.

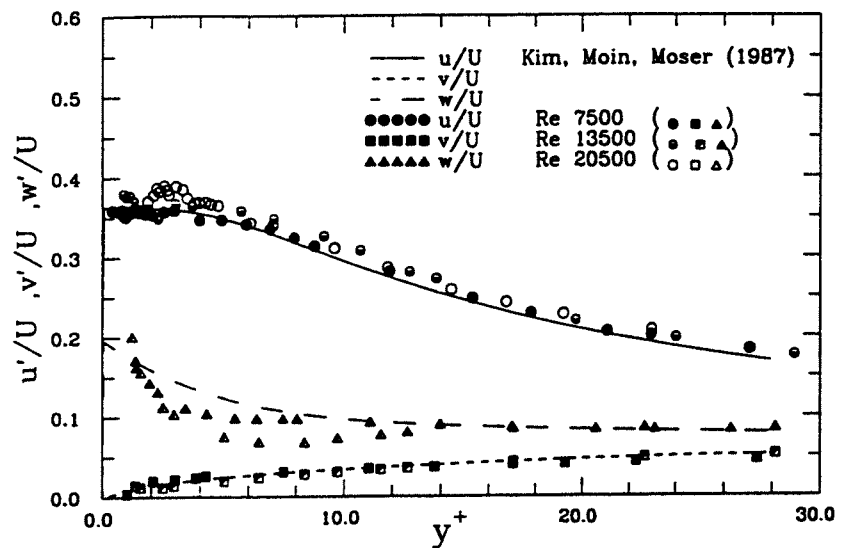


Figure 1: Turbulence intensities near the wall relative to the local mean velocity at different Reynolds numbers

Literatur

1. Durst, F., Jovanović, J. and Sender, J. Detailed Measurements of the Near Wall Region of Turbulent Pipe Flow, Turbulent Shear Flow 9, Ed. by N.Kasagi *et al.*, Springer-Verlag, 1994.
2. Durst, F., Jovanović, J. and Sender, J. LDA Measurements in the Near-Wall Region of a Turbulent Pipe Flow, submitted for publication in Journal of Fluid Mechanics, 1994.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Laminarhaltung von Tragflügeln
Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner Dr. Werner Koch

Institution DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709 2263
Telefax: (0551) 709 2446

weitere Partner Prof. U. Ehrenstein, Lille, Frankreich

Thema Nichtlineare Gleichgewichtslösung als Grundlage für Untersuchung von
Transitionskriterien

Ausgangssituation

Die Entdeckung eines bikritischen Punktes (d.h. zwei Moden werden gleichzeitig instabil) in der Blasius Grenzschicht ergibt einen Mechanismus für verstärkte sekundäre Anfachung, der sich als mögliches Transitionskriterium anbietet.

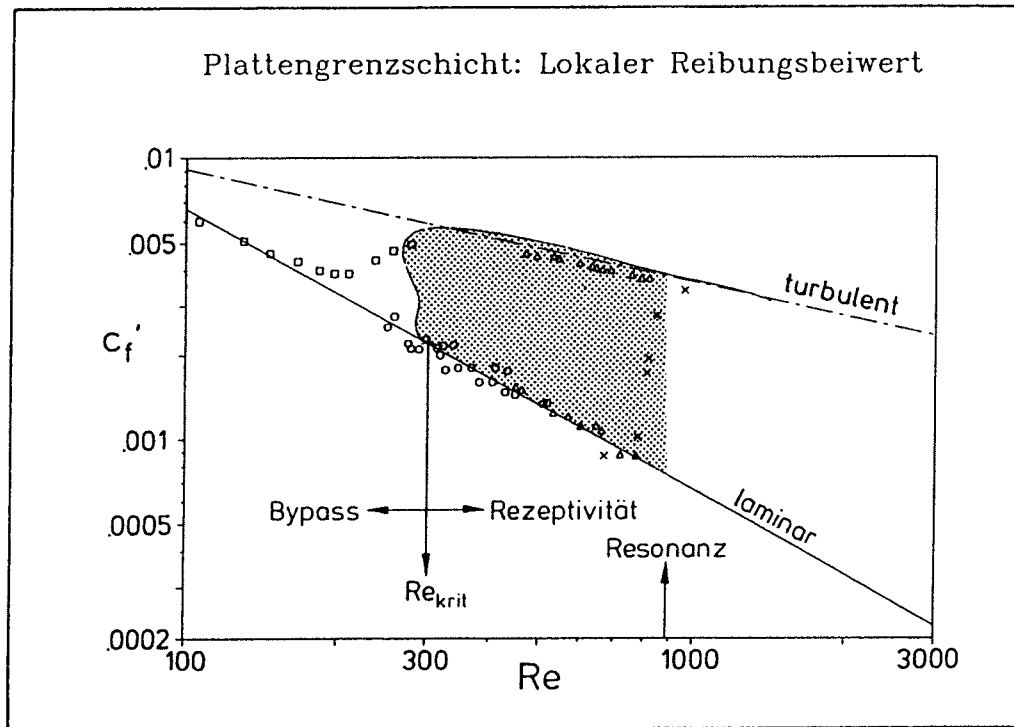
Ziel

Untersuchung der nichtlinearen Dynamik in der Umgebung des bikritischen Punktes (nicht-lineare Resonanz)

Lösungsweg

Die lokale nichtlineare Dynamik wird mittels Zentrumsmannigfaltigkeits- und Normalformtheorie in der Umgebung des bikritischen Punktes untersucht. Die entsprechende Takens-Bogdanov-Normalform enthält homokline Zyklen, die evtl. mit "burst"-Vorgängen bei der Transition zu verknüpfen sind. Eine globale Fortsetzungsanalyse dreidimensionaler Gleichgewichtslösungen bestätigt die Vorhersagen der lokalen Theorie und steckt gleichzeitig das mögliche Gebiet des Reibungsbeiwertanstiegs (inklusive by-pass Transition) ab (siehe Bild).

Ergebnis



Literatur

- [1] W. Koch, *Strongly nonlinear oblique-wave solutions in wall-bounded shear flows*, Proceedings of IUTAM Symposium *Nonlinear Instability of Nonparallel Flows* (eds. S.P. Lin, W.R.C. Phillips and D.T. Valentine), Springer 1994, 117-126.
- [2] U. Ehrenstein and W. Koch, *Local dynamics near a non-semisimple resonance in Blasius boundary-layer flow*, erscheint in Proceedings of IUTAM/ISIMM Symposium *Structure and Dynamics of Nonlinear Waves in Fluids*, Hannover, 17.-20. August 1994.
- [2] U. Ehrenstein and W. Koch, *Homoclinic bifurcation in Blasius boundary-layer flow*, erscheint in Physics of Fluids.

weiteres Vorgehen

Die Methode wird auf 3D Grenzschichten, und insbesondere das "swept-plate" Prinzipexperiment von Bippes, erweitert.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	H.-P. Kreplin, C. Berger	
Institution	DLR, SM-SK	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551-709-2259/2490 Telefax 0551-709-2829
weitere Partner	Dr. J.C. Rotta	
Thema	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Grenzschichten	

Ausgangssituation

Bei Turbulenzmodellen, die auf den Transportgleichungen der Reynoldsschen Spannungen basieren, tritt ein charakteristisches Längenmaß der Turbulenz auf, das als Zwei-Punkt-Korrelationsfunktion der Geschwindigkeitsschwankungen definiert werden kann. Über dieses Längenmaß und die einzelnen Glieder seiner Bestimmungsgleichung fehlen ausreichende experimentelle Daten.

Ziel

Beitrag zu den physikalischen Grundlagen von Turbulenzmodellen durch Messungen des Längenmaßes in einer turbulenten Plattengrenzschicht und die experimentelle Bestimmung der einzelnen Glieder der Längenmaßgleichung.

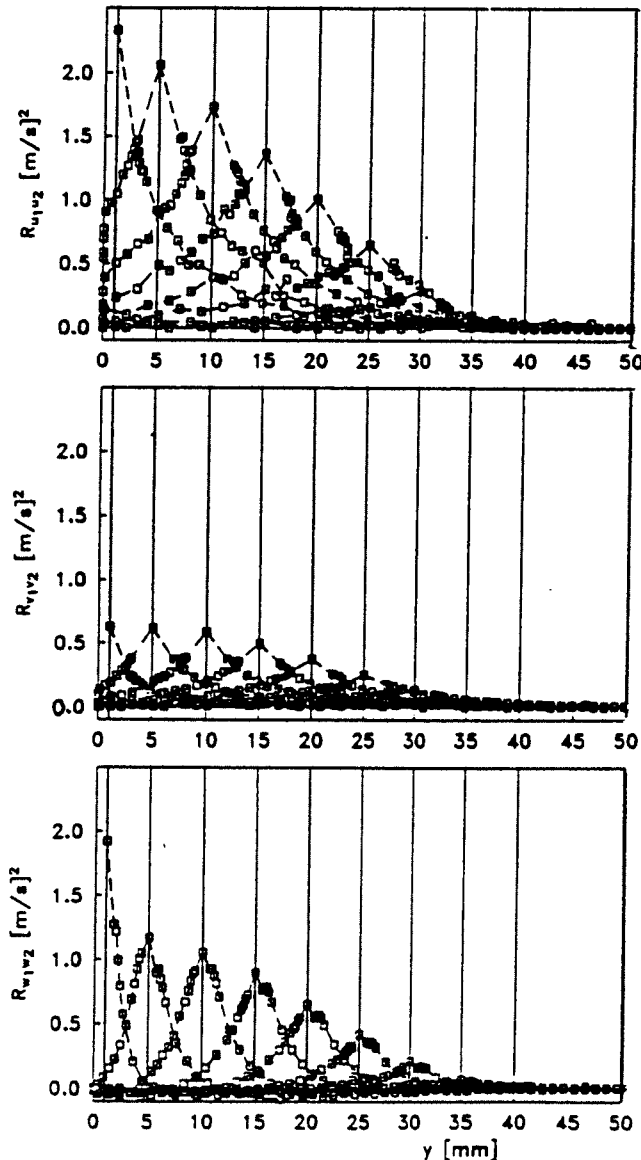
Lösungsweg

Korrelationsmessungen mit zwei Hitzdrahtsonden in der turbulenten Grenzschicht an der Seitenwand des Turbulenzarmen Windkanals. Dabei wird der Abstand der Sonden normal zur Wand variiert.

AG STAB

Ergebnis

An drei Positionen wurden Messungen mit zwei Hitzdrahtsonden durchgeführt bei einer Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 20 \text{ m/s}$. Durch Integration der Korrelationsfunktionen wird das Längenmaß bestimmt.



Gemessene Korrelationsfunktionen der drei Geschwindigkeitsschwankungen u' (oben), v' (Mitte), w' (unten); $U_\infty = 20 \text{ m/s}$, $Re_x = 3 \times 10^6$, $Re_\theta = 5000$

Literatur

C. Berger, H.-P. Kreplin: Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Wandgrenzschichten, 9. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Erlangen, 04.-07.10.94

Weiteres Vorgehen

Analyse der Daten, Dokumentation der Ergebnisse

Datum 17.02.95

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen, Laminar-Turbulente Transition

Ansprechpartner

Dr.-Ing. E. Laurien

Institution

Technische Universität Braunschweig
Institut für Strömungsmechanik

Tel.: (0531) 391-2979
Fax.: (0531) 391-5952

Adresse

Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig

weitere Partner

Dr.-Ing. Jan Delfs, Universität Karlsruhe (TH)

Thema

Numerische Simulation der Transition und Turbulenz beginnend mit Turbulenzflecken

Ausgangssituation

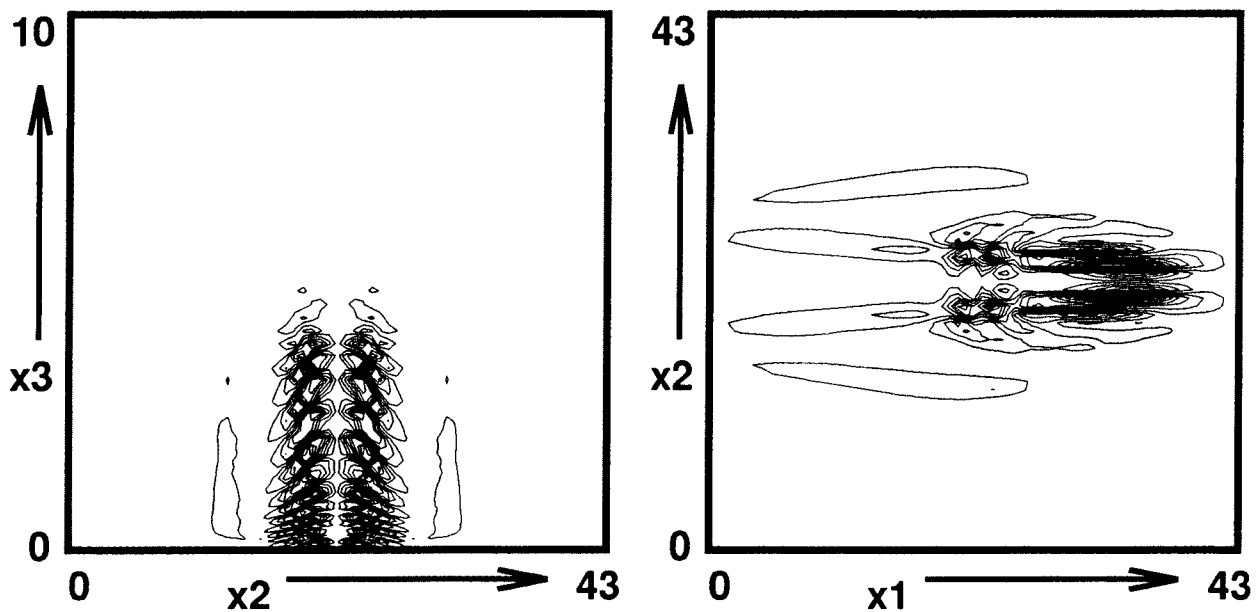
Transition und Turbulenz in Grenzschichtströmungen kann mit der Ausbildung von Turbulenzflecken beginnen, insbesondere bei hohem Turbulenzgrad der Außenströmung (z.B. in Turbomaschinen) oder bei der Transition in linear stabilen Grundströmungen (z.B. Kapsel-Wiedereintrittsströmungen). Diese sog. 'Bypass-Transition' ist bisher theoretisch wenig erforscht.

Ziel

Verständnis der physikalischen Mechanismen, die zur Bildung von Turbulenzflecken führen. Entwicklung einer Theorie zur Voraussage der Bildung von Turbulenzflecken in Abhängigkeit von der Grundströmung und bestimmten Anfangsstörungen. Entwicklung einer Vorgehensweise für Transitionskriterien, die mehr als bisher theoretische Erkenntnisse miteinbeziehen (evtl. halbempirische Kriterien).

Lösungsweg

Das räumlich periodische Modell wird für die Simulation zugrundegelegt. Es sind in erster Linie die Anfangsstadien der Ausbildung eines Turbulenzflecks von Interesse, insbesondere die Mechanismen der Anfachung oder Dämpfung kurzweiliger Störungsanteile. Der Zusammenhang zur algebraischen Störungsanfachung, welche in der linearen Stabilitätstheorie (Wellenpaketemethode) beobachtet wird, soll aufgeklärt werden. Es soll ein numerisches Werkzeug entwickelt werden, mit Hilfe dessen vorausgesagt werden kann, ob sich in einer bestimmten Strömung ein Turbulenzfleck bildet.



Ein numerisches Verfahren zur Simulation der Transition in kompressiblen Grenzschichten ist entwickelt und getestet worden [1,2]. Die Entstehung eines Turbulenzflecks in der linear stabilen Grenzschicht auf einer Wiedereintrittskapsel (Transition im vorderen transsonischen Bereich der Kapsel) wurde simuliert [3]. Die relevanten Mechanismen sind eine nichtlineare Instabilität sowie algebraische Störungsanfachung [4]. Diese Ergebnisse sind für die Entwicklung eines neuen halbempirischen Transitionskriteriums nutzbar [5].

Literatur

1. J. Delfs : Numerische Simulation der transitionellen schallnahen Plattengrenzschichtströmung, Dissertation, TU Braunschweig 1994
2. E. Laurien and J. Delfs : Direct Simulation of Turbulence Phenomena in Compressible Boundary Layers, in : P.R. Voke, L. Kleiser and J.-P. Chollet : Direct and Large Eddy Simulation I, Kluwer Academic Publishers, 347-358 (1994)
3. E. Laurien : Numerical Investigation of Laminar-Turbulent Transition in the Boundary-Layer of Reentry Capsules, AIAA 95-0775 (1995)
4. E. Laurien : Numerical Simulation of Boundary-Layer Instabilities on Reentry Capsules, GAMM Annual Meeting 4.-8. April 1994, Braunschweig, erscheint in ZAMM
5. E. Laurien : Ein neues Kriterium für unterkritische Transition auf der Basis von Turbulenzflecken, DGLR-Jahrbuch 1994 II, 771-779 (1994)

weiteres Vorgehen

Durchführung numerischer Simulationen mit hoher räumlicher Auflösung. Erstellung eines Computerfilms über die Entstehung von Turbulenzflecken. Auswahl geeigneter experimenteller Daten für Vergleichrechnungen zur Transition in Turbomaschinen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner

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

Institution

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3422

Telefax: (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema

Numerische Untersuchung zur Physik laminarer Ablöseblasen

Ausgangssituation

Das theoretische Verständnis laminarer Ablöseblasen und damit auch deren Modellierung sind bislang noch sehr unzureichend. Da bisher nur zweidimensionale Simulationen von laminaren Ablöseblasen an Tragflügeln bekannt sind, die Blase aber erst durch die entstehende Turbulenz geschlossen wird, müssen die dreidimensionalen Geschwindigkeitsanteile einen entscheidenden Anteil an der Physik laminarer Ablöseblasen haben.

Ziel

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

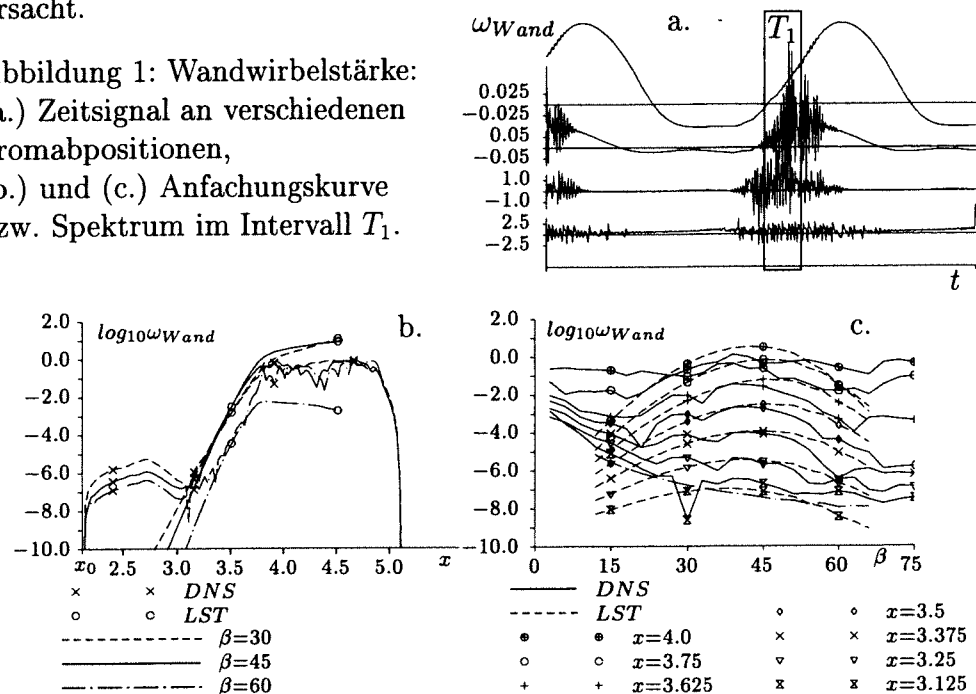
Lösungsweg

Die inkompressiblen, vollständigen Navier-Stokes Gleichungen werden mit einem numerischen Verfahren gelöst, das auf den Arbeiten von Gruber (1987) und Rist (1990) aufbaut. Mit dem Verfahren kann für zweidimensionale Grundströmungen die 3-D Störungsentwicklung simuliert werden. An einer ebenen Platte wird am oberen Rand die Geschwindigkeitsverteilung vorgeschrieben, die im Experiment gemessen oder die der Potentialströmung des simulierten Profils entspricht. Zwei unterschiedliche, sich ergänzende Vorgehensweisen werden verfolgt. Zum einen soll ein Experiment mit natürlichem Strömungsumschlag reproduziert werden, indem die Windkanalturbulenz in der Simulation künstlich erregt wird. Zum anderen werden Untersuchungen gezielter Kombinationen von 2-D und 3-D Störmoden analog zu den Untersuchungen von Rist (1994) durchgeführt, bei denen durch einen plötzlichen Druckanstieg in einer Blasiusgrenzschicht eine laminare Ablöseblase erzeugt wurde. Untersuchungen der linearen und der Sekundärinstabilität sollen die Ergebnisse ergänzen.

Ergebnis

In den bisher durchgeführten 2-D Simulationen traten im instationären Verhalten zwei periodische Zeitskalen auf, die in den Zeitsignalen der Wandwirbelstärke (Abbildung 1a.) deutlich zu erkennen sind. Die Schwingungen höherer Frequenz treten nur phasenweise auf. Der Vergleich dieser Störungen im Intervall T_1 mit der linearen Stabilitätstheorie zeigt, daß es sich dabei um ein breites Band selbsterregter, konvektiv angefachter Tollmien-Schlichting-Wellen handelt. Sowohl das Amplitudenwachstum (b.) als auch das Frequenzspektrum (c.) stimmen gut überein. Daneben tritt eine niederfrequente Schwingung der Grundströmung auf, die durch die Veränderung der Lage und Größe der Ablöseblase gekennzeichnet ist (negative Wandwirbelstärke in (a.) bedeutet Rückströmung). Sie wird vermutlich durch eine wechselseitige Beeinflussung von Grundströmung und TS-Wellen verursacht.

Abbildung 1: Wandwirbelstärke:
(a.) Zeitsignal an verschiedenen Stromabpositionen,
(b.) und (c.) Anfachungskurve bzw. Spektrum im Intervall T_1 .



Literatur

- Gruber, K. (1987), Numerische Untersuchungen zum Problem der Grenzschichtablösung, Dissertation Universität Stuttgart
 Rist, U. (1990), Numerische Untersuchung der räumlichen, dreidimensionalen Störungsentwicklung beim Grenzschichtumschlag, Dissertation Universität Stuttgart
 Rist, U. (1994), Nonlinear Effects of 2-D and 3-D disturbances on laminar separation bubbles, Proc. „IUTAM-Symp. Nonlin. Instab. of Nonpar. Flows, Potsdam, NY/USA 1993“, Springer-Verlag

weiteres Vorgehen

Im 2-D Fall soll die beobachtete Wechselwirkung von Grundströmung und TS-Wellen genauer untersucht werden. Dabei soll geklärt werden, ob absolute/globale Instabilität zu diesem Vorgang beiträgt. In 3-D Untersuchungen soll geklärt werden, ob sich die in den Prinzipuntersuchungen in der verzögerten Blasiusgrenzschicht beobachteten Instabilitätsmechanismen, speziell der Zusammenbruch der Sekundärinstabilität bei Sättigung der 2-D Welle, in der Tragflügelgrenzschicht bestätigen.

Projektbeschreibung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Strömungsmeßtechnik
Forschungsgruppe	Turbulenz
Ansprechpartner	Dr. George Papadopoulos Thomas-Kolawole Ajayi M.Sc. Dr. Ioannis Lekakis
Telefon	09131/859430, 09131/859503, 09131/858291
Fax	09131/859503
Thema	Investigation of wall pressure distribution characteristics for axisymmetric internal flow through a sudden expansion or constriction.
Ausgangssituation	The phenomenon of internal flow separation and reattachment, such as that caused by a sudden change of cross-sectional area in a pipe, is often encountered in engineering practice. As the flow expands into a larger diameter pipe, kinetic energy is converted into potential energy. The opposite occurs in the case of a sudden pipe constriction. This process of energy conversion, however, is never ideal and significant losses in useful energy recovery occur due to flow separation and reversal that is caused by the sudden discontinuity in cross-sectional area. For the determination of the losses encountered in suddenly expanding flow, the well known Borda-Carnot equation is often used, which gives the value of the downstream recovery pressure as a function of the upstream to downstream cross-sectional area ratio. Although agreement is generally acceptable for high Reynolds number applications, the validity of the formula in many practical cases is questionable. This has prompted several studies in the past which have resulted in the formulation of several empirical corrections to the formula. A similar trend has occurred for the sudden constriction case. Nevertheless, information is still incomplete, especially as to the Reynolds number dependence of the static pressure distribution in the vicinity of the sudden area change, and also as to the dynamics of the flow separation and reversal that directly contribute to the energy loss.
Ziel	To investigate the effects of Reynolds number on the mean and fluctuating wall-pressure distributions of the laminar, transitional, and turbulent flow through a sudden expansion, and a sudden constriction.
Lösungsweg	Wall-static pressure measurements are being performed in a newly constructed facility. The test section of the facility is made up of two steel pipes, having internal diameters of 10 mm and 20 mm. The

lengths of the pipes are 2 and 4 meters, respectively, thus giving, in both cases (sudden expansion, or constriction), a flow development length of 200 diameters, which guarantees fully developed flow conditions upstream of the sudden area change. Close to 100 pressure taps, 0.6 mm in diameter, are located along the length of the test section, ranging from $x/h = 350$ to $x/h = -200$, where x is the streamwise distance from the sudden area change and positive in the downstream direction, and h is the height of the area discontinuity, fixed at 5 mm for the present experiments. The wall pressure is measured using two pressure transducers connected to a computerized Scanivalve, which is used to scan through the ports.

Ergebnis

Some preliminary results are shown in Fig. 1 for the streamwise distribution of the pressure coefficient for the case of fully developed flow past an axisymmetric sudden expansion. The Reynolds number is based on the upstream pipe diameter and bulk velocity.

weiteres Vorgehen

Measurements for higher Reynolds numbers are presently under way. Once completed, measurements will then be made for the case of the sudden constriction using the same experimental setup and only a small modification to the facility. Numerical simulations of the flow will also be performed to complement the experimental measurements, especially at the low Reynolds numbers.

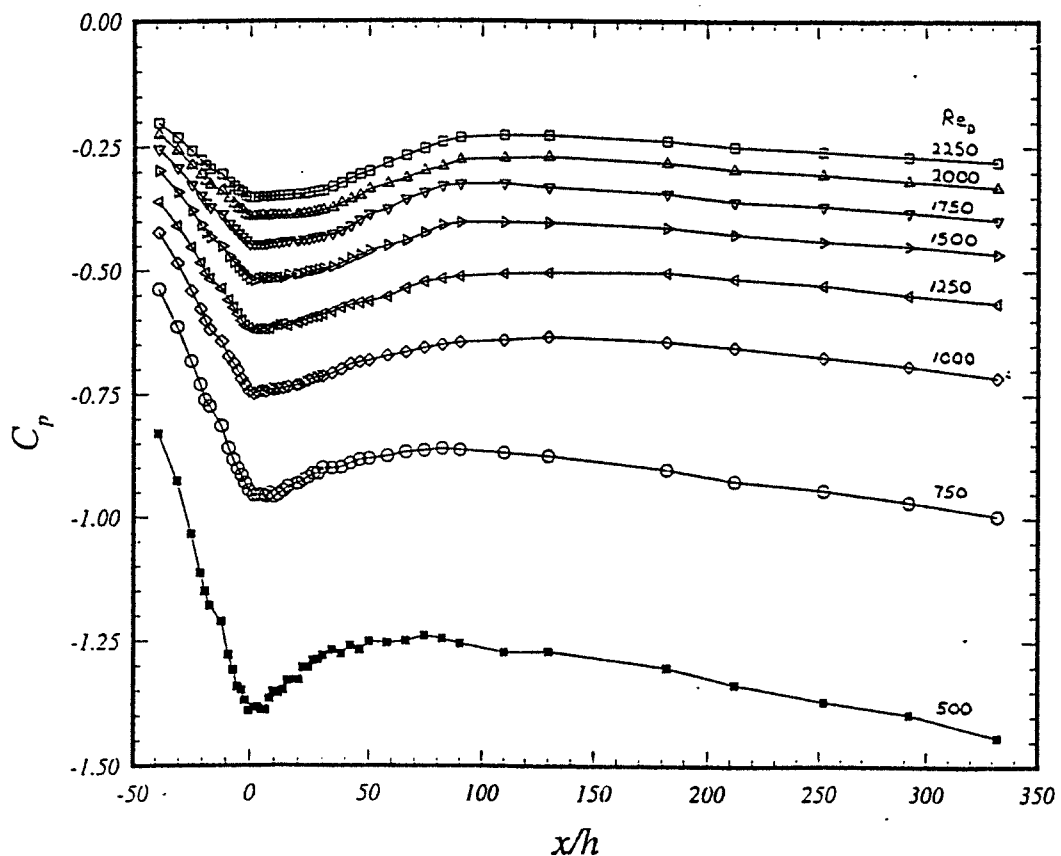


Figure 1 Pressure coefficient distributions downstream of sudden expansion.

Mitteilung

Fachkreis: "Physikalische Grundlagen"

- ☐ Laminar-Turbulente Transition
- ☐ Instationäre Strömungen
- ☒ Turbulenz

Projektgruppe/Anwendungsbereich:
Numerische Simulation turbulenter Strömungen

Ansprechpartner:
Herr Prof. Dr. -Ing. N. Peters

Institution:
Institut für Technische Mechanik
Adresse:
Institut für Technische Mechanik
Templergraben 65
52056 Aachen

Telefon 0241/80-4616
Telefax 0241/8888223

Weitere Partner:
Prof. P. Moin CTR Stanford University, USA

Thema:
Numerische Untersuchung von Mischungsvorgängen in turbulenten Freistrahlen

Ausgangssituation:
Bei der numerischen Berechnung turbulenter Austauschvorgänge können bei Verwendung herkömmlicher statistischer Turbulenzmodelle lediglich die größten (integralen) Skalen aufgelöst werden. Demgegenüber liefern direkte numerische Simulationen (DNS) nur bei kleinen Reynoldszahlen quantitativ richtige Aussagen.

Ziel:
Numerische Beschreibung der Mischungsverteilung in einem turbulenten Freistrahle bei großen Reynoldszahlen. Es soll hierbei ein neuentwickeltes Large-Eddy-Turbulenzmodell ("Two-Level"-LES) verwendet werden.

Lösungsweg:
Die numerische Simulation der turbulenten Austauschvorgänge sollen unter Verwendung eines neuartigen Large-Eddy-Turbulenzmodells durchgeführt werden. Hierbei werden die Erhaltungsgleichungen für Dichte, Impuls, Energie und Mischungsbruch auf einem Rechengitter abhängigen Längenskalenniveau und die Gleichungen für Turbulenzenergie und turbulenter Dissipation auf einem integralen Längenskalenlevel gelöst. Beide Gleichungssysteme dieser "Two-Level"-Large Eddy Simulation sind unter Ausnutzung des Kolmogorov-Korrelationsspektrums miteinander gekoppelt. Sind die integralen Skalen von gleicher Größenordnung des Gitterabstandes, geht das neue Modell asymptotisch in das $k-\varepsilon$ -Modell über.

Ergebnis:

Es wurden bereits Testrechnungen mit dem neuartigen Modell durchgeführt. Als Beispiel soll hier die numerische Simulation einer ebenen Scherschicht präsentiert werden. In Abbildung 1 ist die Mischungsbruchverteilung bei Verwendung des herkömmlichen $k-\epsilon$ -Turbulenzmodells und des neuen LES-Modells zu sehen. Man erkennt, daß die $k-\epsilon$ -Rechnung im Vergleich zur LES keinerlei turbulente Strukturen aufweist. Dies ist auf die höhere turbulente Viskosität des $k-\epsilon$ -Modells zurückzuführen. Die Varianz des Mischungsbruches (skalare Dissipationsrate) ist in einem Längsschnitt in Abbildung 2 dargestellt. Im Gegensatz zur $k-\epsilon$ -Rechnung sind bei der LES Zwischenmaxima der Dissipationsraten zu beobachten, was wiederum auf größere Dynamik zurückzuführen ist.

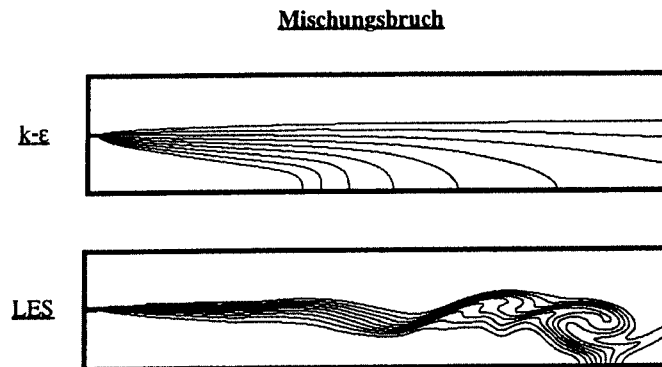


Abbildung 1: Vergleich der Mischungsbruchverteilungen

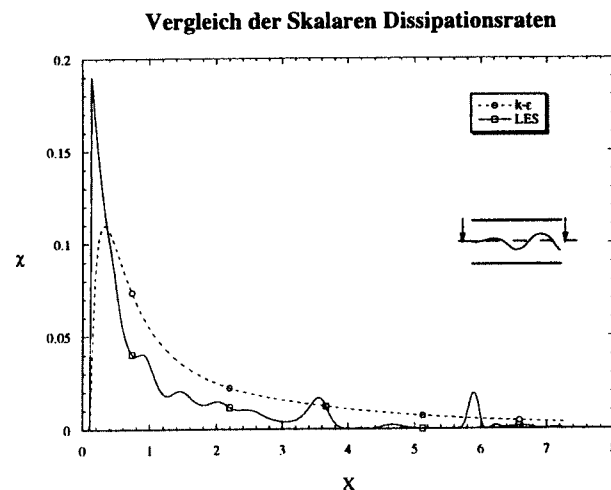


Abbildung 2: Skalare Dissipationsrate im Längsschnitt

Literatur:

[1] H.Barths:

Integration eines neuen asymptotischen Turbulenzmodells in das KIVA-II Programm
Diplomarbeit RWTH-Aachen, September 1994

Weiteres Vorgehen:

Im Weiteren sollen die Rechnungen auf ebene und runde Freistrahlen ausgedehnt werden. Wiederum sollen Vergleiche mit anderen schon bestehenden Turbulenzmodellen angestellt werden.

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Projektgruppe / Anwendungsbereich	Instationäre Strömungen		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. H. Ranke		
Institution	FLM – Lehrstuhl für Fluidmechanik o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka TU-München		
Adresse	Arcisstr. 21 80333 München	Telefon	+89-2105-2973
		Telefax	+89-2105-2505

**weitere
Ansprechpartner**

Thema Instationäre Grenzschichtablösung in ebener, inkompressibler Strömung

Ausgangssituation

Die instationäre Grenzschichtablösung, selbst bei zweidimensionalen Strömungen, ist einer der bis heute noch nicht vollständig verstandenen Teilbereiche in der Fluidmechanik. Um einen besseren Einblick in diese Problematik zu bekommen und um numerische Berechnungen und instationäre Meßergebnisse vollständiger interpretieren zu können, müssen die Ursachen und Phänomene der Ablösung besser verstanden werden und es muß eine allgemeingültige Definition zu deren Beschreibung gefunden werden.

Ziel

Die Beschreibung der instationären Grenzschichtablösung in ebener, inkompressibler Strömung mit dem nach Moore, Rott und Sears benannten MRS-Punkt wird in der vorliegenden Arbeit für einen aufwärts bewegten Ablösepunkt verfeinert. Für den entsprechenden Fall mit abwärts bewegtem Ablösepunkt wird ein neues, nicht mehr dem bisherigen entsprechendes, Ablösemodell vorgestellt. Dieses Modell ist allgemeingültig für alle Arten der instationären Grenzschichtablösung.

Lösungsweg

Wenn nicht nur ein numerisches Kriterium zur Berechnung der instationären Ablösung, sondern eine physikalische Beschreibung und Interpretation dieses Vorganges benötigt wird, wurde bisher der nach den Definitionen von F.K. Moore, N. Rott und W.R. Sears benannte MRS-Punkt verwendet. Dieses Kriterium besagt, daß an diesem MRS-Punkt die Schubspannung in x-Richtung und die u-Komponente der Geschwindigkeit ($\frac{\delta u}{\delta y} = 0; u = 0$) in irgendeinem Punkt der Grenzschicht, gesehen in einem Koordinatensystem, welches sich mit dem Ablösepunkt mitbewegt, verschwinden.

Physikalische Überlegungen und numerische Grenzschichtberechnungen von instationären wie auch von stationären Problemen über mitbewegten Wänden zeigen, daß das bisherige MRS-Modell für eine stromauf wandernde Ablösung im Prinzip richtig ist, einige Schwächen aber durch eine verfeinerte Beschreibung geklärt und behoben werden können. Dazu werden neben dem MRS-Punkt zwei zusätzliche Punkte, der **ORF**-Punkt (**O**nsset of **R**everse **F**low) und der **STG**-Punkt (**S**tagnation), zur Beschreibung der Topologie eingeführt. Der MRS-Punkt behält dabei seine bisherige Bedeutung, ist nun aber räumlich von der Trennstromlinie zwischen der Hauptströmung und dem abgelöstem Gebiet getrennt. Auf dieser Trennstromlinie befinden sich, als vorderster Punkt des abgelösten Gebietes, der ORF-Punkt sowie der Staupunkt (STG).

Für eine stromab wandernde Ablösung wird ein neues Stromlinienbild vorgestellt, welches der bisherigen MRS Beschreibung nicht mehr entspricht. Demnach gibt es keinen Staupunkt und keinen MRS-Punkt mehr in der Nähe der Ablösung (die sich aber weiterhin mit einer plötzlich sehr stark anwachsenden v -Komponente der Geschwindigkeit verbunden mit einer stark anwachsenden Grenzschichtdicke ankündigt). Die Ablösestromlinie ist die erste Stromlinie innerhalb der Grenzschicht, die keinen Wendepunkt besitzt. Der am meisten stromaufwärts gelegene Punkt dieser Stromlinie, wiederum als ORF-Punkt bezeichnet, ist der für die Ablösung charakteristische Punkt. Diese Definition ist allgemeingültig für alle Arten der instationären Grenzschichtablösung.

Rechnungen mit einem Turbulenzmodell und verschiedene Variationen von Berechnungsparametern (Ordnung der verwendeten Grenzschichtgleichungen, Ausblasung oder Absaugung an der Wand und Variationen der Außengeschwindigkeitsverteilungen) bestätigen die Allgemeingültigkeit des gefundenen Modells auch für diese Fälle.

Ergebnis

Folgendes Beispiel zeigt ein schematisches Stromlinienbild für eine aufwärts wandernde Ablösung entsprechend einer stationären Ablösung über einer mitbewegten Wand:

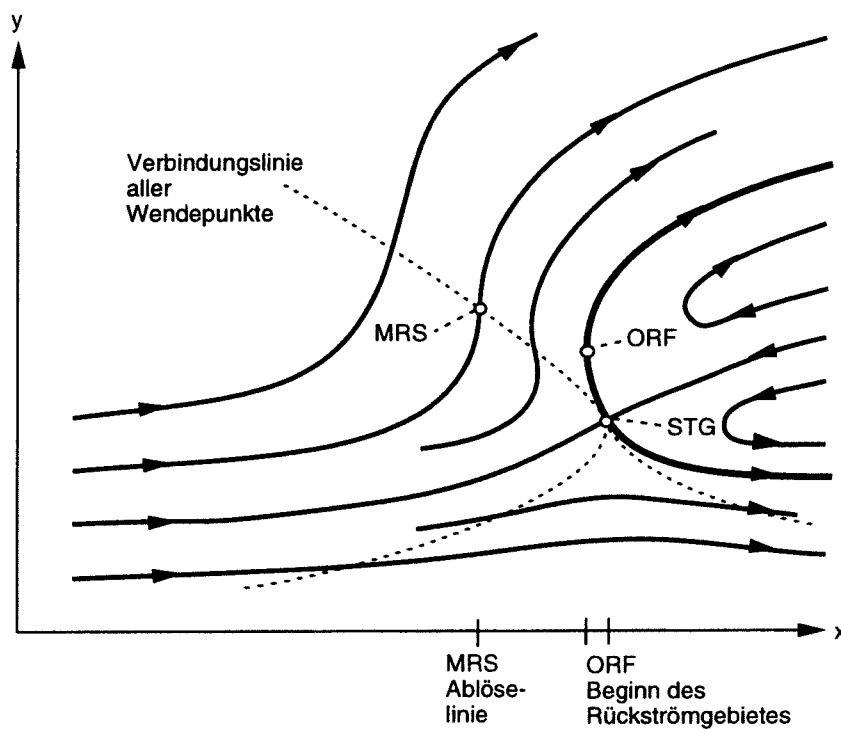


Abbildung: Schematisches Stromlinienbild

Literatur

- B. Laschka: Unsteady flows - Fundamentals and applications. In *AGARD CP-386 Conference Proceedings*, pages 1.1–1.21, 1985.
- H. Ranke: Unsteady separation in two-dimensional turbulent flow. ICAS 94, 19th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Anaheim, California, Paper 94-4.5.1, Sept. 1994.
- H. Ranke: Instationäre Grenzschichtablösung in ebener, inkompressibler Strömung. *FLM-Dissertation*, TU-München Dezember 1994.
- J. C. Williams III and W. D. Johnson: Note on unsteady boundary-layer separation. *AIAA Journal*, 12(10):pp.1427–1429, October 1974.

Datum 16. Februar 1995

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen; Laminar-turbulente Transition

Ansprechpartner

Dr.-Ing. D. Rempfer, Dr.-Ing. H. Bestek

Institution

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3425

Telefax: (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema

Vergleich kohärenter Strukturen in Grenzschichten mit und ohne Druckgradient

Ausgangssituation

Die Strukturbildungsprozesse beim laminar-turbulenten Umschlag in Grenzschichten sind auch heute noch nur sehr unvollständig verstanden. Eine der Grundvoraussetzungen zum Verständnis dieser Vorgänge ist eine exakte Definition des Strukturbegriffes. Die Definition kohärenter Strukturen als Eigenfunktionen von Karhunen-Loève-Zerlegungen bietet dabei den Vorteil, daß ein quantitativer Vergleich von Strukturen ermöglicht wird.

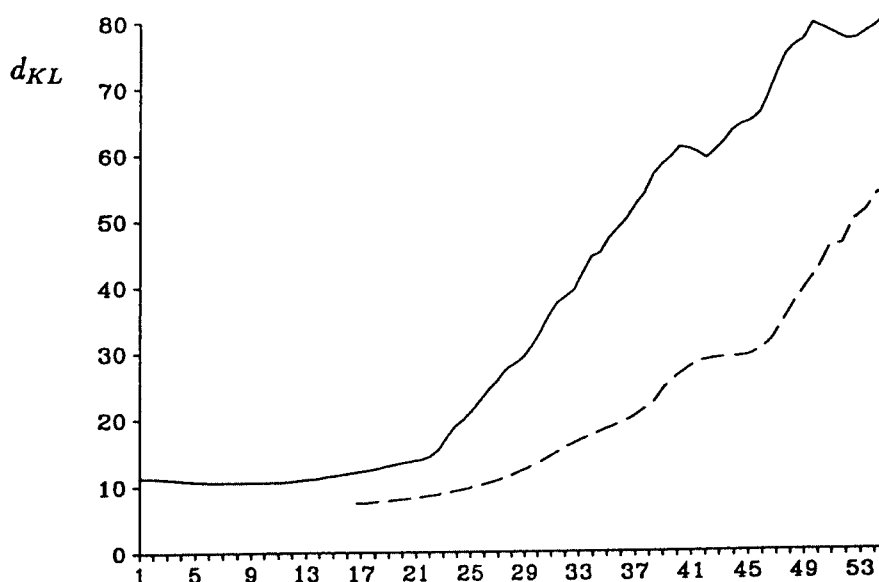
Ziel

Es soll sowohl ein qualitativer als auch ein quantitativer Vergleich der Strukturen durchgeführt werden, die beim Transitionsprozeß in Grenzschichten mit bzw. ohne Druckgradient gebildet werden. Ziel solcher Vergleiche ist es, Gemeinsamkeiten zwischen verschiedenen Umschlagsvorgängen zu entdecken, die es erlauben würden, auf universelle Mechanismen bei der Turbulenzentstehung in Wandgrenzschichten zu schließen.

Lösungsweg

Zweidimensionale Strukturen der Strömung in Ebenen senkrecht zur Strömungsrichtung werden nach der Methode der *proper orthogonal decomposition* als Eigenfunktionen einer Karhunen-Loève-Entwicklung des Strömungsfeldes bestimmt. Die Konvergenzgeschwindigkeit dieser Entwicklung, ausgedrückt in Form der sogenannten *Karhunen-Loève-Dimension* d_{KL} , liefert ein universelles Maß für die räumliche Komplexität der Strömung. Die erhaltenen Eigenfunktionen müssen zunächst sowohl in Hauptströmungsrichtung als auch in Wandnormalenrichtung in geeigneter Weise transformiert werden. Mit dem Skalarprodukt im Funktionenraum der jeweiligen Eigenfunktionen hat man dann ein quantitatives Maß der Ähnlichkeit zwischen den Strukturen der beiden Umschlagsprozesse zur Verfügung.

Ergebnis Für die energiereichsten kohärenten Strukturen findet man starke qualitative und quantitative Ähnlichkeiten zwischen den beiden Umschlagsvorgängen während der anfänglichen Transitionsstadien im Bereich der Peak-Ebene. Ab einer gewissen Phase des Umschlags nimmt diese Ähnlichkeit jedoch abrupt ab, und es konnte gezeigt werden, daß der plötzliche Wechsel dadurch hervorgerufen wird, daß die Strukturen der Grenzschicht mit positivem Druckgradient erheblich schneller dreidimensional werden als jene der Blasius-Grenzschicht. Insgesamt findet man daher gute Übereinstimmung der Strukturen der beiden Fälle nur in den frühen Phasen des Umschlags. Eine Untersuchung der Entwicklung der räumlichen Komplexität der beiden Fälle anhand ihrer jeweiligen Karhunen-Loève-Dimensionen ergibt allerdings, daß zwar der Umschlag im Falle der Grenzschicht mit Druckgradient erheblich abrupter erfolgt als im Falle der Blasius-Grenzschicht, daß aber in den Spätstadien der Transition die Neubildung von Strukturen in beiden Fällen mit etwa der selben Rate erfolgt (siehe Bild).



Karhunen-Loève-Dimension über der normierten x -Koordinate.

Durchgezogen: Grenzschicht mit Druckgradient, gestrichelt: Blasius-Grenzschicht.

- Literatur** REMPFER, D.; FASEL, H.: Evolution of Three-Dimensional Coherent Structures in a Flat-Plate Boundary Layer. *J. Fluid Mech.* **260**, pp. 351–375, 1994.
- REMPFER, D.: On the Structure of Dynamical Systems Describing the Evolution of Coherent Structures in a Convective Boundary Layer. *Phys. Fluids* **6** (3), pp. 1402–1404, 1994.
- REMPFER, D.; FASEL, H.: Dynamics of Three-Dimensional Coherent Structures in a Flat-Plate Boundary Layer. *J. Fluid Mech.* **275**, pp. 257–283, 1994.
- REMPFER, D.; KLOKER, M.; STOLL, P.; BESTEK, H.; WAGNER, S.: Evolution of Coherent Structures in Flat-Plate Boundary Layers with and without Pressure Gradient. In: *Computational Fluid Dynamics '94* (eds. S. Wagner, J. Périaux, E. H. Hirschel), Wiley, Chichester, pp. 478–486, 1994.

weiteres Vorgehen Nachdem sich die bisherigen Untersuchungen beim Vergleich auf rein räumliche Aspekte des Geschehens konzentriert haben, soll in einem zweiten Schritt eine vergleichende Untersuchung der Dynamik der beiden Grenzschichten erfolgen. Außer für das Zeitverhalten der Entwicklungskoeffizienten der KL-Moden interessiert man sich dabei insbesondere für die Struktur der Energieflüsse im System der Karhunen-Loève-Eigenfunktionen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Physikalische Grundlagen (Laminar-Turbulente Transition)
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. J. Stilla

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Stabilitätsanalyse für die Prinzipkonfiguration eines SCT-Tragflügel mit Überschallvorderkante

Ausgangsposition

Konventionelle Entwürfe zukünftiger Überschallverkehrsflugzeuge (SCT, Supersonic Commercial Transport) haben im Bereich des Innenflügels eine runde Unterschallvorderkante (UVK) [1]. Ein Vorteil dieses Konzeptes besteht in der durch die Umströmung entstehende, widerstandsreduzierende Saugkraft. Im Gegensatz dazu wird der Flügel im Außenbereich zumeist mit Überschallvorderkante (ÜVK) ausgelegt. Diese Maßnahme verfolgt das Ziel, mit einer Erhöhung der Streckung zu besseren Flugleistungen im subsonischen Betrieb der Konfiguration zu gelangen. Dabei entfällt jedoch die Saugkraft.

Vom Standpunkt der Laminarhaltung ist bezüglich der UVK zu beachten, daß sowohl der Transitionsprozeß an der Anlegelinie als auch Querströmungsinstabilitäten umso schwerer beherrschbar sind, je größer die Vorderkantenpfeilung ϕ ist (z.B. $\phi > 60^\circ$ für UVK bei $Ma_\infty = 2$). Zusätzlich wirkt sich im Vergleich zu transsonischen Verkehrsflugzeugen die höhere Anströmmachzahl negativ auf die Transitionsproblematik an der Anlegelinie aus. Nimmt man die ÜVK modellhaft als scharf an, so entfällt diese Problematik vollständig und Querströmung kann lediglich als Folge viskoser Wechselwirkung und Vorderkantenpfeilung entstehen.

Ziel

Anhand der Umströmung einer Prinzipkonfiguration eines SCT-Tragflügels mit ÜVK sollen auftretende Instabilitäten identifiziert und die Frage untersucht werden, inwieweit die von viskoser Wechselwirkung und V_k -Pfeilung induzierte Querströmung entsprechende Instabilitäten verursacht.

Lösungsweg

Bild 1 zeigt die für $Ma_\infty = 3$ nach dem Wellenreiterprinzip entworfene Prinzipkonfiguration [2]. Die VK-Pfeilung reicht von $\phi = 0^\circ$ im Wurzelschnitt bis ca. $\phi = 55^\circ$ im Außenbereich. Die mit den Größen der freien Anströmung und der Profiltiefe im Wurzelschnitt gebildete Reynoldszahl Re_∞ wurde derart gewählt, daß der Bereich der viskosen Wechselwirkung an der VK geeignet aufgelöst wird ($Re_\infty = 5 \times 10^6$).

Das Strömungsfeld wird mit Hilfe eines Euler-/Grenzschichtverfahrens inklusive Grenzschichttheorie 2. Ordnung berechnet [3]. Die Euler- und Grenzschichtkomponenten bestehen aus den Verfahren *DLR-EA-CEVCATS* und *DASA-SOBOL*, wobei die Koppelung von reibungsloser und reibungsbehafteter

teter Lösung entsprechend der Methode der *angepaßten asymptotischen Entwicklung* erfolgt. Die lineare, lokale Stabilitätsanalyse wird mit dem Verfahren *DLR-SM-COSMET* durchgeführt.

Ergebnis

Bild 2 zeigt Druckverteilungen auf der Unterseite im Schnitt A:A ($\varphi=52^\circ$) mit und ohne viskose Wechselwirkung. Letztere entspricht der reibungslosen Druckverteilung. Die viskose Wechselwirkung induziert an der VK einen starken Druckgradienten, an den sich eine ebenfalls in der reibungslosen Strömung sichtbare Kompression anschließt. **Bild 3** zeigt räumliche Anfachungsraten $-\alpha_i$ als Funktion der Frequenz in Punkt 1. Störungen der 1. Mode sind im Frequenzbereich von 30 kHz bis 130 kHz angefacht. Die maximal angefachte Störung breitet sich mit einem Winkel von $\Psi \approx 65^\circ$ relativ zur Strömung am Grenzschichttrand aus. Störungen, die sich mit $85^\circ < \Psi < 90^\circ$ ausbreiten, sind vollständig gedämpft. Somit verursachen durch viskose Wechselwirkung und VK-Pfeilung induzierte Druckgradienten bzw. Querströmungsprofile im Bereich der VK keine signifikante Querströmungsinstabilität [4].

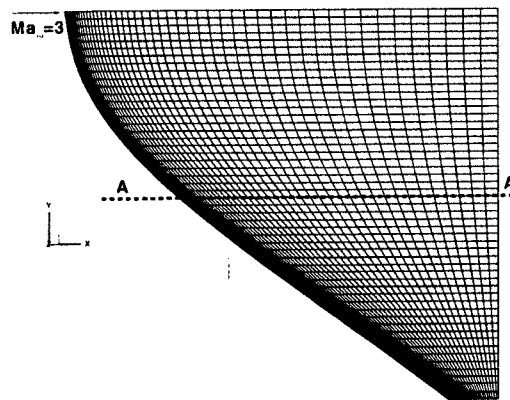


Bild 1 Grundriß Prinzipkonfiguration

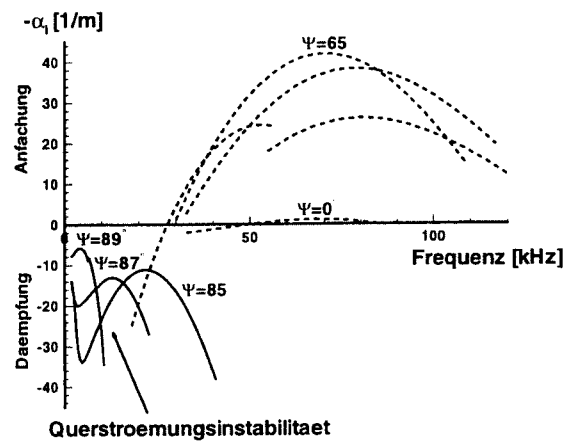
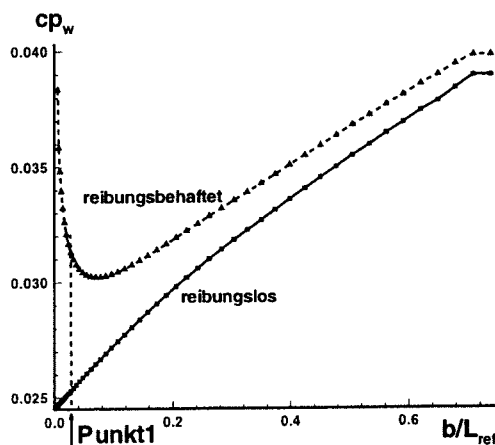


Bild 2 Druckverteilung Unterseite, Schnitt A:A, $\alpha=0^\circ$ **Bild 3** Räumliche Anfachungsraten, Punkt 1

Literatur

- [1] Boeing Commercial Airplane Company: „Application of Laminar Flow Control to Supersonic Transport Configurations“, NASA CR-181917 (1990)
- [2] Radespiel, R.; Stilla, J.; Eggers, Th.: „Aerodynamic Design of Supersonic Wings with High Aerodynamic Efficiency“, 7th European Aerospace Conference EAC, Toulouse, France, 1994, Paper 3.75
- [3] Stilla, J.: „Engineering Transition Prediction for a Hypersonic Axisymmetric Boundary Layer“, J. of Aircraft, Vol. 31 No. 6 (1994), pp. 1358-1364
- [4] Stilla, J.: „Theoretische Transitionsvorhersage auf SCT Tragflächen mit Überschallvorderkante“, 9. DGLR/STAB Symposium, 1994

MITTEILUNG

Fachkreis 'Physikalische Grundlagen'

- ☐ Laminar-Turbulente Transition
☒ Instationäre Strömungen
☐ Turbulenz

Projektgruppe Kompressionsströmung

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. habil. C. Tropea, Dipl.-Ing. Jochen Volkert
Prof. K. Hanjalić, Ph.D., Dipl.-Ing. Suad Jakirlić

Institution Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse Cauerstraße 4, 91058 Erlangen

Telefon : 09131/859506

Telefax : 09131/859503

weitere Partner

Thema **Experimentelle und numerische Untersuchung des Kompressionseinflusses auf Drallströmungen und Turbulenz**

Ausgangssituation Es wurde eine *Rapid Compression Machine* entwickelt, welche es ermöglicht die zeitliche Entwicklung einer Zylinderinnenströmung mit vorgewählter Drallstärke unter dem Einfluß einer 1-D Kompression zu untersuchen. Mit dem hierzu ausgelegte Einhubtriebwerk deckt die Anlage bzgl. der Kompression einen Parameterbereich ab der sowohl den Bedingungen in *Verbrennungsmotoren* als auch Kompressionsraten nach der *Rapid Distortion Theory* entspricht.

Ziel

- experimentelle Erfassung des zeitlichen Verlaufs der Turbulenzstrukturen unter Kompression mittels LDA- und PIV-Messungen
- Verifikation bzw. Anpassung bestehender Turbulenzmodelle an die vorliegende Strömung
- Entwicklung neuer Modellansätze für die Simulation der Strömung

Lösungsweg **Experimentelle Untersuchung** des instationären Geschwindigkeitsfeldes mittels Laser-Doppler-Anemometrie (LDA), 2-Punkt-LDA, 2-Komponenten-LDA und Particle Image Velocimetry (PIV).

Die bestehende Anlage erlaubt eine Kompression konstanter Dehnrates. Im Vergleich zu bisherigen Untersuchungen motorähnlicher Strömungen sind weder Einlaß- noch Auslaßeffekte zwischen den Kompressionshüben zu berücksichtigen. Die voreingestellte Strömung ist somit alleine für das induzierte Geschwindigkeitsfeld verantwortlich. Mittels 2-pt.LDA-Messungen werden Raum-Zeit-Korrelationen erfaßt, welche die Bestimmung von turbulenten Zeit- und Längenmaßen, sowie deren zeitlicher Entwicklung während des Kompressionstaktes erlauben. 2-Komponenten-LDA wird zur Erfassung der Reynoldsschen Spannungen $\overline{u_i u_j}$ eingesetzt, welche u.a. als Verifikationsdaten zur numerischen Modellierung der Strömung dienen. Die Anwendung von PIV wird Aufschluß über das Verhalten großräumiger Strukturen geben und als Flächenmeßtechnik die lokalen LDA-Geschwindigkeitsmessungen ergänzen.

Numerische Arbeiten: Aufgrund der Komplexität der vorliegenden Strömung und der damit verbundenen starken Abweichung vom lokalen Gleichgewicht sind sog. Wandfunktionen nicht anwendbar. Modifikationen der Gleichungen zur Berücksichtigung wandnaher Effekte welche die Integration bis zur Wand erlauben sind unerlässlich. Die starke Anisotropie der sog. "eddy-viscosity" (e.g. Kitoh 1991) schließt die Verwendung eines Wirbelviskositätsmodells aus. Aus diesen Gründen wird zur numerischen Modellierung der Strömung ein Reynolds-Spannungs-Modell herangezogen.

Ergebnis Wie in Abbildung 1 zu sehen ist besteht der Zylinder aus einem rotierenden und einem feststehenden Teil. Erste 1-pt. LDA-Messungen zur Charakterisierung der reinen Drallströmung als Ausgangsströmung zeigen, daß die Strömung aus einer Kernströmung, weitgehend eine Festkörperrotation, und einer "Übergangsschicht" im Bereich $\frac{r}{r_0} \geq 0.6$ besteht. Erste Berechnungen mit einem Low-Re- $k-\epsilon$ -Modell betätigten diese Profile, dargestellt in Abbildung 2. Der Impulsverlust in Umfangsrichtung ist auf das durch den feststehenden Zylinderteil und die Kolbenoberfläche gebildete "Impuls-Verlustvolumen" zurückzuführen. Abbildung 3 zeigt Abdrallkonturen der Strömung nach schlagartigem Stoppen der Zylinderrotation ohne und mit anschließender Kompression. In Verbindung mit Schnittbildern dieser Konturen, dargestellt in Abb. 4 ist ein deutlicher Anstieg der Standardabweichung der Geschwindigkeitsdaten zu erkennen.

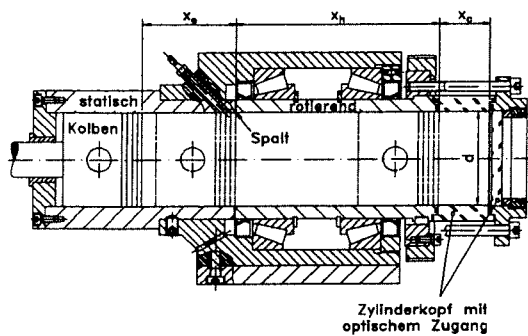


Abbildung 1: Konstruktion der *Rapid Compression Machine*

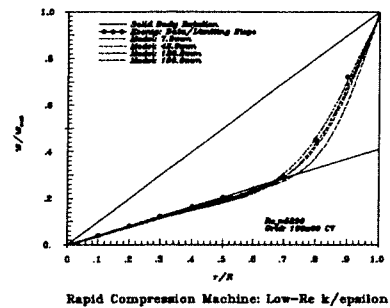
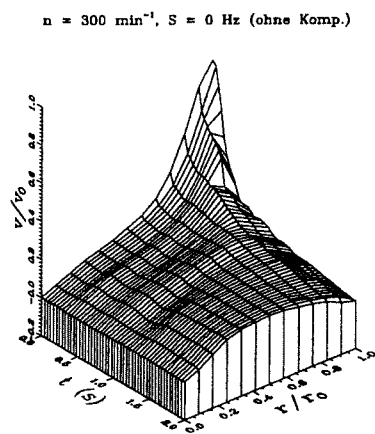


Abbildung 2: Radiale Profile der gemessenen und berechneten tangentialen Geschwindigkeiten vor Beginn der Kompression



$n = 300 \text{ min}^{-1}, S = 1 \text{ Hz}$

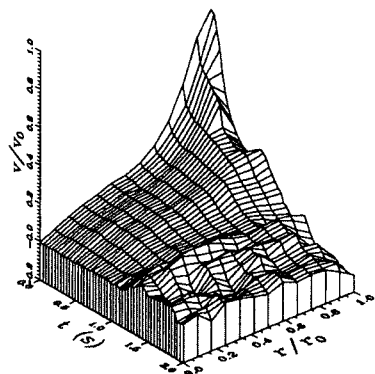


Abbildung 3: Vergleich der Abdrallkonturen ohne und mit Kompression (Kompressionsrate $S=1\text{Hz}$)

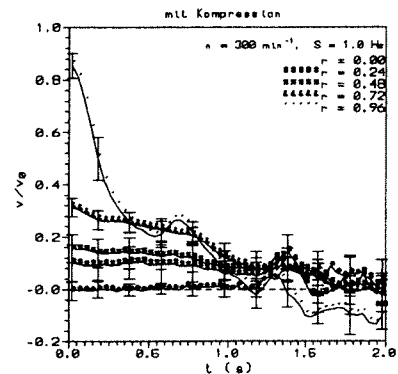
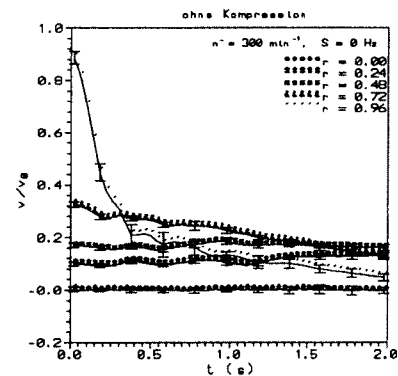


Abbildung 4: Radiale Profile der gemessenen tangentialen Geschwindigkeiten und Standardabweichungen zu verschiedenen Zeiten nach Stoppen der Rotation, ohne und mit Kompression (Kompressionsrate $S=1\text{Hz}$)

Literatur

1. Kitoh O. (1991) *Experimental study of turbulent swirling flow in a straight pipe*, JFM Vol.225 (445-479)

weiteres Vorgehen

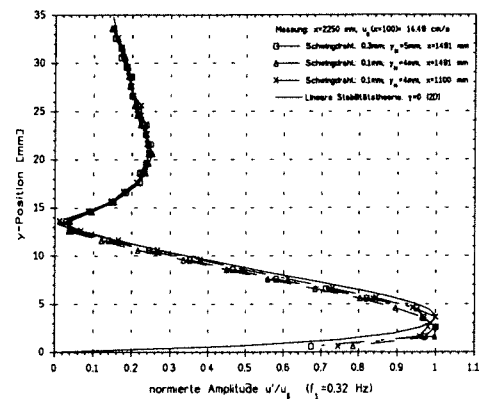
Ziel weiterer Untersuchungen ist es den durch Abb. 3 und 4 angedeuteten Einfluß der Kompression auf das Strömungsfeld numerisch und experimentell genauer zu erforschen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen; Laminar-Turbulente Transition		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Th. Wiegand, Dr.-Ing. H. Bestek, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon Telefax	(0711) 685-3429 (0711) 685-3438
Weitere Partner			
Thema	Experimentelle Untersuchungen des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags 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 Turbulenzflecken 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) reproduzierbar zu modellieren, sollen hier punktförmige Störungen kleiner Amplitude mit unterschiedlichen Zeitcharakteristiken (periodisch, pulsformig, 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 (Heißfilmsonden, LDA) untersucht werden. Die experimentellen Untersuchungen (Strömungsvisualisierung und quantitativen Messungen) sollen durch begleitende direkte numerische Simulationen unterstützt werden.		

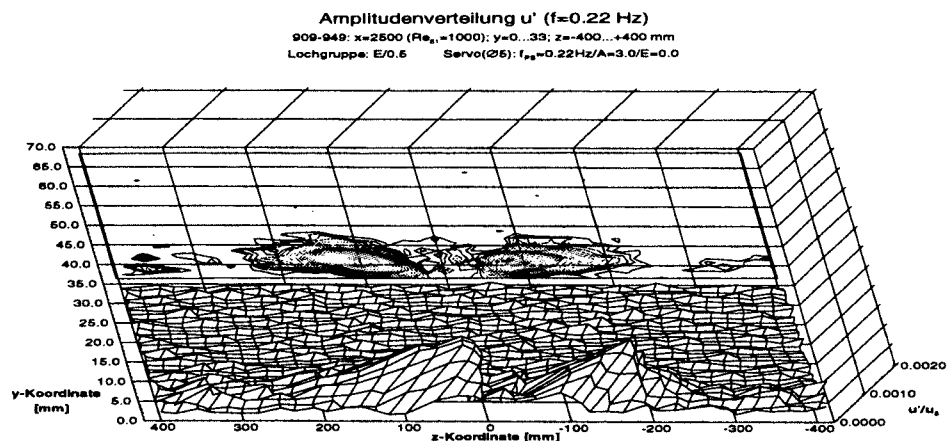
Ergebnis

Zur Validierung der Grundströmung wurden Experimente mit zweidimensionaler Störungserzeugung mittels eines quer zur Strömungsrichtung über die Platte gespannten Schwingdrahtes durchgeführt. Die vorliegende Plattengrenzschicht, deren integrale Parameter in einem weiten Bereich denen einer Blasius-Grenzschicht entsprechen, konnte auf diese Weise detailliert auf ihre Stabilitätseigenschaften hin untersucht werden. Die experimentell gemessenen Amplitudenverteilungen und die anhand einer Stabilitätsanalyse ermittelte Eigenfunktion für die Frequenz $f = 0.32 \text{ Hz}$ ($F = 0.958$) stimmen sehr gut überein, was



bedeutet, daß die Stabilitätseigenschaften dieser Grundströmung durch die lineare Stabilitätstheorie hinreichend genau beschrieben werden.

Die Stromabentwicklung einer punktförmig erzeugten Störung erfolgt in Form eines sich keilförmig in Strömungsrichtung ausbreitenden Wellenzuges, dessen halber Öffnungswinkel etwa $10\text{--}12^\circ$ beträgt. Ein Schnitt quer durch den Wellenzug in der y - z -Ebene (normal zur Platte und in Spannweitenrichtung) zeigt für die Störfrequenz $f = 0.22 \text{ Hz}$ ($F = 0.658$) zwei deutliche Amplitudenmaxima rechts und links der Symmetrieebene $z = 0$. Diese entstehen durch die phasenabhängige Superposition der Eigenfunktionen von linearen 2D- und 3D-Störwellen.



Literatur [1]

Wiegand, Th.; Bestek, H.; Wagner, S. (1994): Experimentelle Untersuchung punktförmiger, periodischer Störungen in einer Plattengrenzschicht, erscheint in DGLR-Bericht 94- , 9. DGLR-Fach-Symposium: Strömungen mit Ablösung, Erlangen.

[2]

Wiegand, Th.; Bestek, H.; Wagner, S., Fasel, H. F. (1995): Experiments on a Wave Train Emanating from a Point Source in a Laminar Boundary Layer, AIAA-95-2255, 26th AIAA Fluid Dynamics Conference.

weiteres Vorgehen

Im Zuge der weitergehenden Meßdatenauswertung werden die phasengekoppelten instationären Zeitdaten einer komplexen zeitlichen und räumlichen Fourieranalyse unterzogen.

Untersuchung der nichtlinearen Störungsentwicklung und Bestimmung des Umschlagtypes mittels Strömungssichtbarmachung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. M. Wiegel, Dr.-Ing. M. Fischer		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	0551-709 2370 0551-709 2277
weitere Partner		Telefax	0551-709 2829
Thema	Bypass Transition durch 3-D Störungen in einer Blasius Grenzschicht		
Ausgangssituation	Das Interesse an dem Stabilitätsverhalten von 3-D Störungen in einer 2-D Grenzschicht war bislang nicht sehr groß. Dies lag hauptsächlich begründet in dem bekannten Squire-Theorem, was besagt, daß in einer 2-D Grundströmung die kritische Reynoldzahl aufgrund von Tollmien-Schlichting Instabilitäten immer kleiner ist als die von 3-D Instabilitäten. Doch auch wenn der Umschlagsprozeß im linearen Entwicklungsbereich durch 2-D Störungen dominiert wird, ist im nichtlinearen Stadium die Entwicklung bzw. der Einfluß von 3-D Störungen von entscheidender Bedeutung.		
Ziel	Experimentelle Untersuchung zur Instabilitätsentwicklung von zwei kontrolliert eingebrachten querlaufenden Wellen, die einen <i>Bypass</i> Umschlag bewirken.		
Lösungsweg	Um die Entwicklung von 3-D Störungen experimentell zu untersuchen, wurde ein Störerzeuger entwickelt, der die definierte Eingabe einer 3-D Störung nach Betrag und Phase ermöglicht. Das Anregungsprinzip des Störerzeugers basiert auf periodischen Fluidschwankungen, verursacht durch periodische Druckschwankungen eines Schallfeldes, die durch 40 in Spannweitenrichtung angeordneten Schlitzten auf die Grenzschicht übertragen werden. Als Untersuchungsmethode findet neben der Hitzdrahtanemometrie und Strömungssichtbarmachung auch die Particle Image Velocimetry (PIV) Anwendung.		
Ergebnis	Der entwickelte Störerzeuger ermöglicht durch geeignete Wahl der Störsignale, das Einbringen von zwei schräglaufenden Wellen (Mode (1,1) und (1,-1)). Der typische Cosinus-Betrag Verlauf in Spannweitenrichtung der u_{rms} Werte für diese Störung wird durch Hitzdrahtmessungen bestätigt (Bild 1). Mit dieser Anregung gelang es einen bislang nur aus der Theorie bekannten Transitionstyp, den <i>Oblique Breakdown</i> , zu erzeugen. Die Struktur dieses Oblique Breakdowns ist in Bild 2 gezeigt. Der Konturplot zeigt das momentane U-Geschwindigkeitsfeld in einer Ebene parallel zur Platte und ist aus PIV Messungen gewonnen. Deutlich zu erkennen ist eine bei auftretenden Längswirbeln typische Geschwindigkeitsverteilung. Diese veränderte Grundströmung wird dann instabil gegen instationäre Störungen was stromab zum Umschlag führt. Diese Struktur stimmt gut mit numerischen Simulationsrechnungen von S. Berlin et al. (1994) überein.		

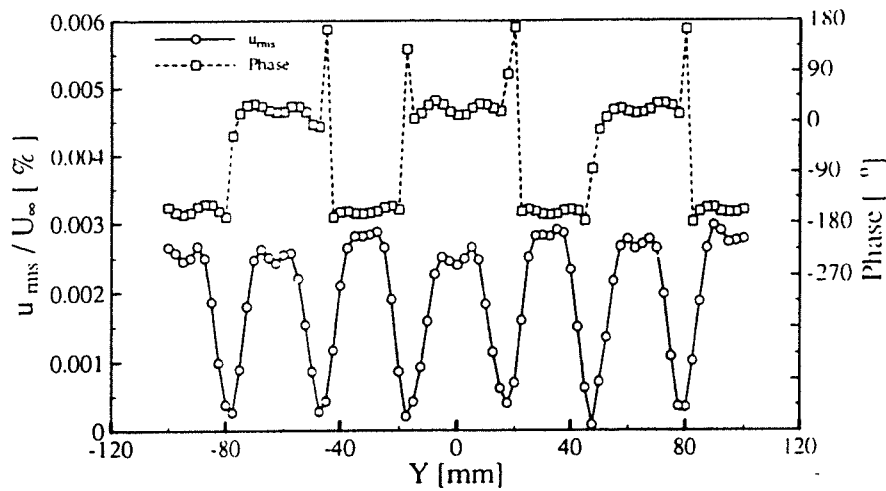


Bild 1

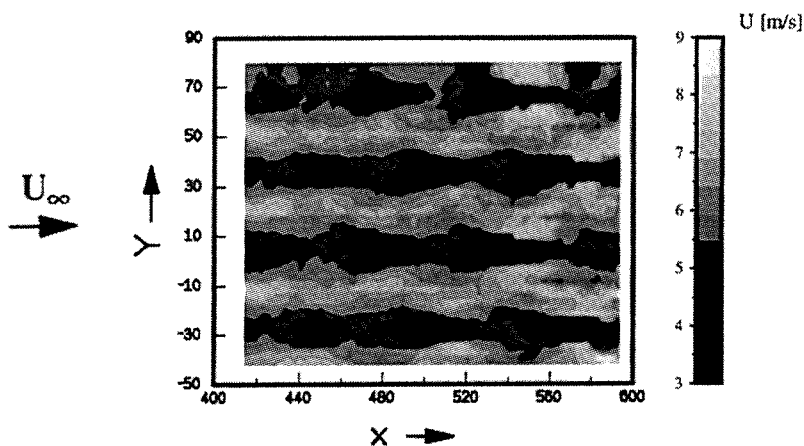


Bild 2

Literatur

S. Berlin, A. Lundbladh und D. Hannington, *Spatial simulation of oblique transition in a boundary layer*, Phys. Fluid **6** (6), 1994

weiteres Vorgehen

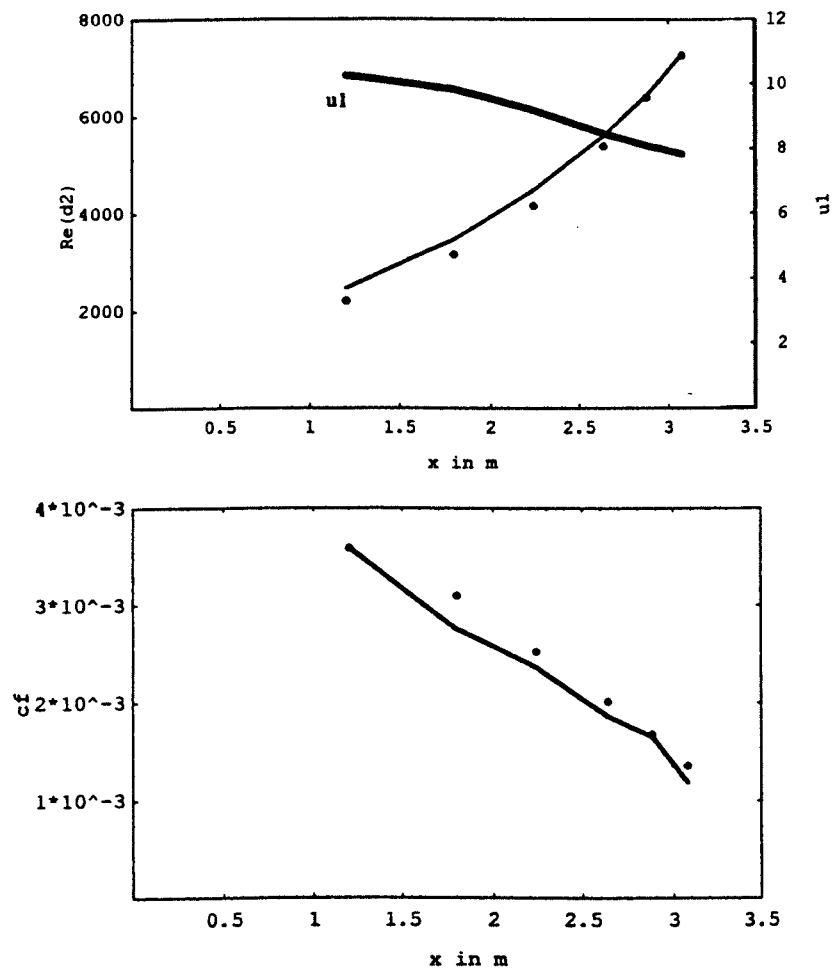
Detaillierte Untersuchung des Oblique Breakdowns mit Hitzdrahtmessungen und qualitativer Vergleich mit numerischen Simulationsrechnungen. Des weiteren der Versuch, durch Anwendung der Proper Orthogonal Decomposition (POD) Kohärente Strukturen zu bestimmen.

Mitteilung

Projektgruppe	Mathematische und physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. M. Buschmann		
Institution	FG Experimentelle Strömungs- und Wärmetechnik Institut für theoretische Grundlagen der Fahrzeugtechnik		
Adresse	Technische Universität Dresden MommSENstr. 13 01062 Dresden	Tel.: (0351) 463 6649 Fax: (0351) 463 6651	
Thema	Berechnung turbulenter Grenzschichten mit Integralsatzverfahren auf Basis des logarithmischen Gesetzes		
Ausgangssituation	Aus einer Vielzahl von Untersuchungen ist die Praktikabilität von Integralsatzverfahren bekannt (M. Buschmann 1992). Erkenntnisse über die Strukturiertheit turbulenter Grenzschichten finden jedoch in diesen Verfahren keine Berücksichtigung.		
Ziel	Ziel der vorgestellten Untersuchungen ist es, Dissipationsintegralsatzverfahren so weiterzuentwickeln, daß der Einsatz halbempirischer Parameterzusammenhänge für Wandschubspannungsbeiwert, Formparameter und Dissipationsintegral nicht mehr erforderlich ist. Die Verfahren sollen dabei unabhängig gemacht werden von den bisher genutzten, beschränkten Datenbasen, aus welchen diese Ansätze hervorgehen. Die bisher eingeschränkte Berechenbarkeit von turbulenten Wandgrenzschichten mit wechselndem Vorzeichen des Druckgradienten und in Ablösnähe soll auf diesem Wege behoben werden.		
Lösungsweg	Mit den Arbeiten von A. E. Perry (z.B. Perry et. al. 1994) zur "Attached Eddy Hypothesis" liegen explizite Ansätze zur Beschreibung von τ/τ_w, $\overline{u'^2}$, $\overline{v'^2}$ und $\overline{w'^2}$ vor. Im ersten Schritt der Untersuchung wurden die bisher genutzten halbempirischen Ansätze für das Dissipationsintegral durch eine direkte Berechnung dieses Wertes aus τ/τ_w ersetzt. Testrechnungen mit diesem Verfahren wurden für verzögerte Grenzschichten und solche mit Wechsel des Vorzeichens des Druckgradienten durchgeführt. Für erstere wurde eine sehr gute Übereinstimmung mit Messungen erzielt. Mit den Ansätzen von A. E. Perry besteht die Möglichkeit, die bei der Herleitung der integralen Impuls- und Energiegleichung bisher immer vernachlässigten Terme der Normalspannungen (z.B. K.-O. Felsch 1972) zu erfassen. Weiterhin ist die Einführung der auf die integrale Energiegleichung folgenden Gleichung aus dem Satz linearer Differentialgleichungen vorgesehen. Es ist zu prüfen, ob diese Gleichung als Ersatz für die bisher erforderliche empirische Beziehung zwischen Wakeparameter und Clauserparameter dienen kann.		

Ergebnisse

Erste Testrechnungen für verzögerte Grenzschichten und Grenzschichten mit wechselndem Vorzeichen des Druckgradienten wurden durchgeführt.



Testbeispiel einer verzögerten turbulenten Wandgrenzschicht

oben : Reynoldzahl der Impulsverlustdicke und Geschwindigkeitsverteilung über dem Laufweg

unten : Wandschubspannungsbeiwert

• Meßwerte — Rechnung

Literatur

Zur Berechnung laminarer, transitionaler und turbulenter ebener isothermer Grenzschichten sowie von begrenzten Rezirkulationsgebieten und der Relaminarisierung mit halbempirischen Ansätze

Buschmann, M.; Diss. TU-Dresden; 1992

Turbulente Wandgrenzschichten in zweidimensionaler inkompressibler Strömung (in: Strömungsmechanik und Strömungsmaschinen, Heft 13)

Felsch, K.-O.; 1972

Wall turbulence closure based on classical similarity laws and the attached eddy hypothesis

Perry, A. E.; Maruscich, I.; Li, J. D.; Phys. Fluids 6(1994)2

weiteres Vorgehen

siehe Lösungsweg

Mitteilung

Projektgruppe

Numerische Simulation

Fachkreis

Mathematische Grundlagen

Ansprechpartner

Dipl. Math. Thomas Geßner / Prof. Dietmar Kröner

Institution

Institut für Angewandte Mathematik der Universität Freiburg

Adresse

Hermann-Herder-Str. 10, 79104 Freiburg i. Br.,
Telefon: 0761/2035635, Telefax: 0761/2035632
Email: gessner@mathematik.uni-freiburg.de

Thema

Numerische Simulation von Strömungen (Euler-Gleichungen) mit chemischen Reaktionen (Detonationen)

Ausgangssituation

Adaptives Lösen von zeitabhängigen Problemen für die Euler-Gleichungen auf zweidimensionalen unstrukturierten Gittern mit Finiten Volumen Verfahren höherer Ordnung (MUSCL).

Ziel

Lösen des gekoppelten Problems Strömung/Chemie (kein Splitting) durch Erweiterung des vorhandenen numerischen Verfahrens. Auflösen der auftretenden Detonationswellen durch Adaption (2). Anwendung auf komplexe chemische Modelle.

Lösungsweg

Erweiterung des numerischen Verfahrens auf Strömungen mit einfachem chemischen Modell (Arrhenius Kinetik mit zwei Species). Untersuchungen bzgl. der Auflösung der Detonationen durch Adaption und der Auswirkung der steifen chemischen Quellterme auf die Zeitschrittweite (explizit/implizit) anhand von Testproblemen (1). Anwendung auf komplexere Probleme.

Literatur

- (1) Bourlioux, A.:
Numerical Study of Unstable Detonations
- (2) Bänsch, E.:
Local Mesh Refinement in 2 and 3 Dimensions. IMPACT of Computing in Science and Engineering, No.3,181-191,1991.

Datum

13.2.95

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen
Ansprechpartner	Prof. Dr. D. Kröner, Dr. M. Wierse (geb. Geiben)
Institution	Institut für Angewandte Mathematik der Universität Freiburg
Adresse	Hermann-Herder-Straße 10 Telefon 0761-203-5638 79104 Freiburg
weitere Partner	Dr. Brohmer (Ford, Köln), Th. Geßner (Univ. Freiburg), Dr. S. Noelle (Univ. Bonn), Dr. M. Rokyta (Univ. Prag), Dr. M. Rumpf (Univ. Freiburg)

Thema

Simulation von kompressiblen Strömungsvorgängen in zeitabhängigen Geometrien

Ausgangssituation

Zur näheren Analyse der Strömungsvorgänge in einem Zweitaktmotor sollen diese in einer Modellgeometrie eines Zylinders mit Bewegung des Kolbens simuliert werden. Bei dieser Simulation soll auch die Strömung in den Ein- und Auslaßschlitzen berücksichtigt werden. Im ersten Projektschritt wurden bislang die kompressiblen dreidimensionalen instationären Eulergleichungen betrachtet. Aufgrund der Vorteile von unstrukturierten Gittern in Bezug auf lokale Adaption des Gitters und flexiblere Geometrieerzeuger soll ein Finite-Volumen-Verfahren höherer Ordnung auf einem unstrukturierten Gitter verwendet werden. Als Steuerungskriterium der lokalen Adaption soll ein Residuenansatz zum Einsatz kommen. Im Zusammenhang mit Erhaltungssätzen ist es wichtig, ein Verfahren zu verwenden bei dem die Massenerhaltung garantiert ist. Berücksichtigt werden muß auch, daß durch die Kolbenbewegung die Geometrie zeitweilig aus nicht zusammenhängenden Teilen bestehen kann.

Ziel

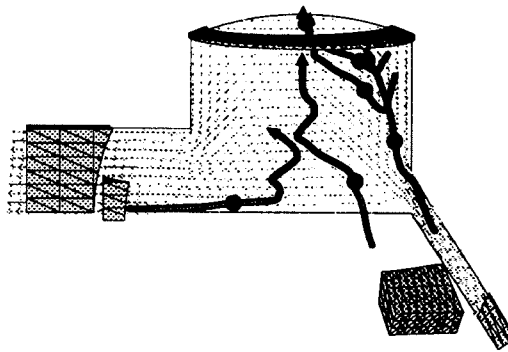
Ziel ist es, einen Strömungslöser zu entwickeln, dessen Bestandteile (Verfahren höherer Ordnung, Kriterium der lokalen Adaption, Modellierung von bewegten Rändern) mathematisch abgesichert sind, so weit dies zumindestens für skalare Erhaltungssätze möglich ist.

Lösungsweg

Zur Definition des cell-centered Upwind-Finite-Volumen-Verfahrens höherer Ordnung auf Simplexgittern kann das theoretische Konvergenzresultat in [2] für skalare Erhaltungssätze angewendet werden. Mit Konvergenz ist hier die Konvergenz der numerischen Lösung gegen die physikalische Lösung der Erhaltungsgleichungen gemeint. In [3] kann für eindimensionale skalare Erhaltungsgleichung gezeigt werden, daß der Approximationsfehler durch das Residuum abgeschätzt werden kann. Dieses Resultat kann so allerdings nicht numerisch verwendet werden, da die dabei auftretenden Normen numerisch nicht umsetzbar sind. Zur Modellierung der Kolbenbewegung muß eine neue Technik entwickelt werden, denn die Bewegung von Diskretisierungspunkten oder Verwendung von überlappenden Gittern ist nur sehr schwer möglich, wenn Massenerhaltung garantiert werden soll. Die neue Technik basiert auf zeitabhängigen finiten Volumen beliebiger Gestalt, die durch Herausschneiden des Kolbens aus der kompletten Diskretisierung der Geometrie entstehen. Um zu kleine finite Volumen zu vermeiden, werden diese nach bestimmten Kriterien mit anderen zusammengefaßt.

Ergebnis

Es ist eine neue Limiterfunktion (Ansatz C) entstanden, mit der aus den stückweise konstanten Daten rekonstruierte Werte so modifiziert werden können, daß die zur Konvergenz des Verfahrens nötigen Bedingungen erfüllt sind. Beim Vergleich mit anderen existierenden Kombinationen aus Rekonstruktion und Limitierung schneidet die in [4] vorgestellte Kombination bei numerischen Tests am besten ab. Bezüglich des Adaptionskriteriums wurde versucht, einen Residuenausdruck in der L^1 -Norm multipliziert mit speziellen h -Potenzen zu motivieren, der sich numerisch als der Beste erwies. Modelliert wurde eine 180° -Kolbenbewegung ausgehend vom Kompletverschluß der Ein- und Auslaßschlitze nach unten und wieder zurück zur Ausgangsposition. Mittels Partikelbahnen wird in dem folgenden Bild versucht, diesen Vorgang darzustellen. Die kleinen Bälle an den Partikelbahnen fixieren die Position des Partikels, wenn der Kolben komplett unten ist. Das gleiche gilt für das dargestellte Vektorfeld. Die Partikel, die in der oberen rechten Ecke des Zylinders starten und nach der 180° -Kolbenbewegung immer noch im Zylinder verweilen, verdeutlichen, daß diese Geometrie bezüglich Austausch von "altem" und "neuem" Gas noch nicht optimal ist.



Literatur

- [1] Geiben, M.: Convergence of MUSCL – Type Upwind Finite Volume Schemes on Unstructured Grids. Preprint 318, SFB256, Bonn, 1993.
- [2] 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 268, SFB256, Bonn, 1993.
- [3] Nessyahu, H.; Tassa, T.; Tadmor, E.: The Convergence Rate of Godunov Type Schemes. SIAM J. Numer. Anal., Vol. 31, No. 1, February 1994.
- [4] Wierse, M.: Higher Order Upwind Schemes on Unstructured Grids for the Compressible Euler Equations in Timedependent Geometries in 3D. Dissertation, Preprint 393, SFB256, Bonn, 1995.

weiteres Vorgehen

Als nächstes soll der bestehende Löser auf die kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen erweitert werden. Dazu muß unter anderem das bestehende Gitter so modifiziert werden, daß in der Randschicht mit höherer Auflösung gerechnet werden kann. Das Adaptionkriterium soll durch theoretische Untersuchungen an skalaren Erhaltungsgleichungen verbessert werden. An einer Version des Algorithmus für Parallelrechner wird gearbeitet.

Datum: 10.2.95

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dipl.-Math. A. Meister		
Institution	DLR Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551)-709-2426
		Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

Dr. D. Schwamborn, Institut für Strömungsmechanik, DLR Göttingen

Thema

Ein implizites Finite-Volumen-Verfahren zur Berechnung instationärer Strömungen auf unstrukturierten Gittern

Ausgangssituation

Im Bereich der Netzgenerierung zur Diskretisierung komplexer zwei- und dreidimensionaler Geometrien erweisen sich unstrukturierte Gitter als sehr vorteilhaft. Zudem können Strömungsphänomene durch die lokale Adaption gezielt untersucht werden. Bei der Berechnung instationärer Strömungen liefert die Kombination eines expliziten Strömungslösers mit der lokalen Adaptionstechnik die Problematik, daß die zulässige Zeitschrittweite sehr klein wird. Implizite Verfahren unterliegen theoretisch keiner Zeitschrittbeschränkung. Aufgrund der geforderten Zeitgenauigkeit des Verfahrens muß bei impliziten Verfahren auf unstrukturierten Gittern ein Gleichungssystem gelöst werden, bei dem die Matrix schwachbesetzt und schlecht konditioniert ist und eine große Bandbreite besitzt.

Ziel

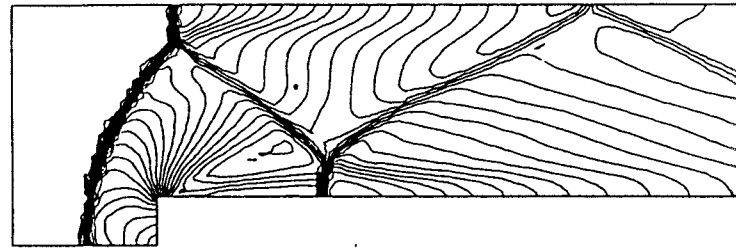
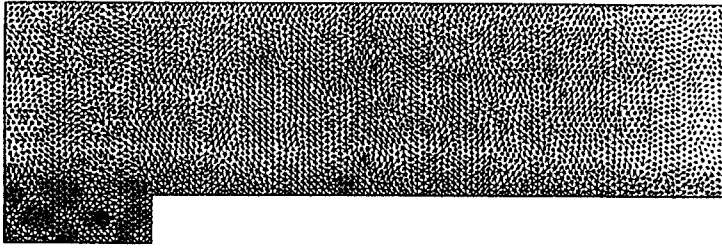
Entwicklung eines impliziten Finite-Volumen-Verfahren zur Berechnung dreidimensionaler instationärer Strömungen auf bewegten Gittern

Lösungsweg

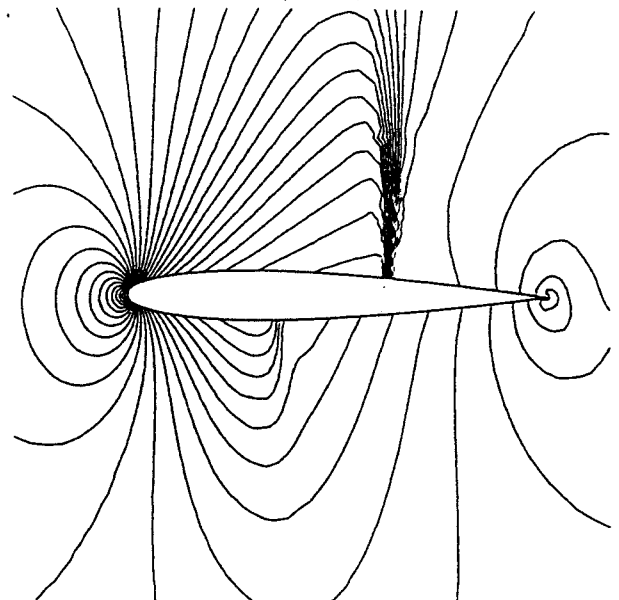
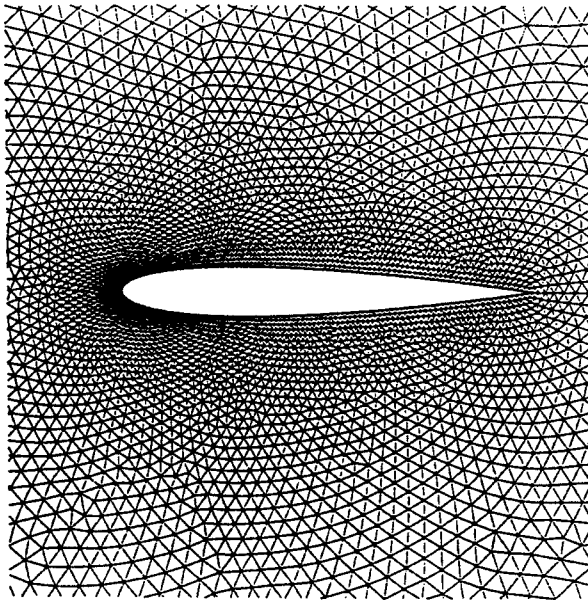
Zunächst soll ein implizites Verfahren zur Berechnung zweidimensionaler reibungsfreier instationärer Strömungen auf zeitlich unveränderlichen unstrukturierten Gittern entwickelt werden. Hierbei sollen Erfahrungen für eine effektive Lösung großer schwachbesetzter Gleichungssysteme gewonnen werden. Aufbauend auf diese Erkenntnisse soll das Verfahren auf den Fall bewegter Gitter für zwei- und dreidimensionale reibungsbehaftete instationäre Strömungen übertragen werden. Im Hinblick auf dreidimensionale Strömungen soll zudem eine vektorisierbare Version des Programms erstellt werden.

Ergebnis

Ein implizites Verfahren zur Berechnung der zweidimensionalen instationären Eulergleichungen auf unstrukturierten Gittern wurde entwickelt. Zur Lösung des auftretenden Gleichungssystems wurde ein Gauß-Seidel-Iterationsverfahren und das GMRES-Verfahren (Generalized Minimal RESidual method) implementiert. Zur Verbesserung der Konditionszahl der im Gleichungssystem auftretenden Matrix wurde einige Präkonditionierer untersucht und teilweise implementiert.



Forward-Facing-Step-Problem: Gitter und Machzahlverteilung



NACA0012 Profil: Gitter und Dichteverteilung

Literatur

- [1] HACKBUSCH, W.: Iterative Lösung großer schwachbesetzter Gleichungssysteme, 2., überarb. und erw. Aufl., Teubner, Stuttgart, 1993.
- [2] MEISTER, A.: Der TAU-Code: Ein explizites und implizites Finite-Volumen-Verfahren zur Berechnung instationärer Strömungen auf unstrukturierten Gittern, Institutsbericht, in Vorbereitung.
- [3] SAAD, Y.; SCHULZ, M. H.: GMRES: a generalized minimal residual algorithm for solving nonsymmetric linear systems, SIAM J. Sci. Stat. Comp. 7, 856-869, 1986.
- [4] SAAD, Y.; SCHULZ, M. H.: Conjugate gradient-like algorithms for solving nonsymmetric linear systems, Math. Comp. 44, 417-424, 1985.
- [5] VAN LEER, B.: Flux-vector splitting for the Euler equations, Lecture Notes in Physics vol. 170, 507-512, Springer Verlag, Berlin 1982.

Weiteres Vorgehen

Zunächst wird das Programm auf den Fall bewegter Gitter erweitert werden. Desweiteren soll eine vektorisierbare Version erstellt werden und das Verfahren für die Berechnung reibungsbehafteter Strömungen nutzbar gemacht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/	Mathematische Grundlagen		
Fachkreis			
Ansprechpartner	Th. Sonar		
Institution	DLR Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10	Telefon	(0551)-709-2416
	37073 Göttingen	Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

-

Thema

Multivariate Rekonstruktion in Finite-Volumen-Verfahren

Ausgangssituation

Finite-Volumen-Verfahren vom ENO-Typ zur numerischen Berechnung kompressibler Strömungsfelder arbeiten mit Funktionen, die aus gegebenen Zellmitteln rekonstruiert werden müssen. Bisher existierten nur polynomiale Rekonstruktionen.

Ziel

Analyse polynomialer Rekonstruktionen. Entwicklung von Rekonstruktionen, die gewissen Optimalitätsanforderungen bezüglich ihrer Approximationseigenschaften genügen.

Lösungsweg

Die von Golomb und Weinberger sowie Micchelli und Rivlin entwickelte Theorie der optimalen Rekonstruktion wurde konsequent auf das Problem der Rekonstruktion aus Zellmitteln angewendet. Man kann zeigen, daß polynomiale Rekonstruktion trivial im Sinne dieser Theorie sind. Optimale Algorithmen finden sich in der Klasse der radialen Basisfunktionen, der Gaußsche und Plattensplines angehören. Zur Lösung skalarer Erhaltungsgleichungen sowie den Bewegungsgleichungen kompressibler Fluide wurden Finite-Volumen-Methoden mit radialen Rekonstruktionen entwickelt und getestet.

Ergebnis

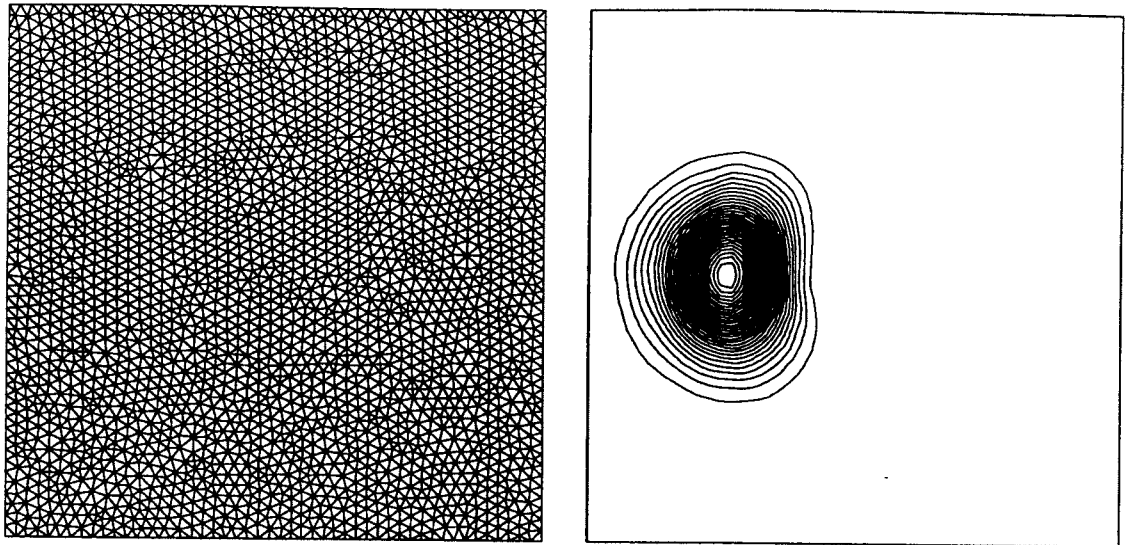


Abbildung 1: Netz für das Problem des rotierenden Kegels und Lösung ohne Rekonstruktion zur Zeit $t = \pi$. Resultierende Kegelhöhe 0.382.

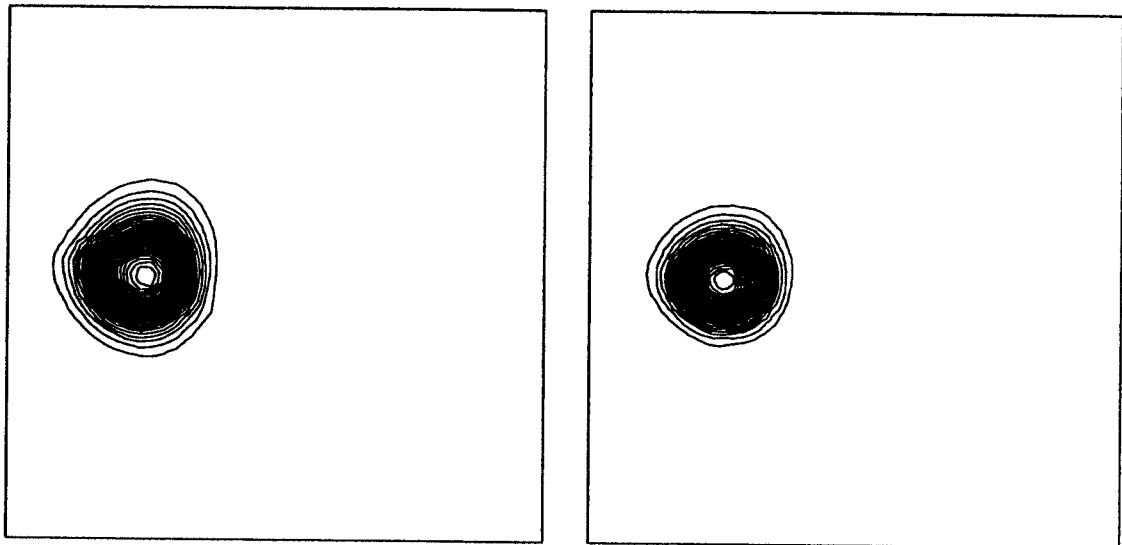


Abbildung 2: Numerische Lösung mit linearer Rekonstruktion (links) (Kegelhöhe 0.659) und Rekonstruktion mit Plattensplines (Kegelhöhe 0.886).

Literatur

- [1] M. Golomb, H.F. Weinberger - Optimal Approximation and Error Bounds. in: *On Numerical Approximation*, Edt.: R.E. Langer, The University of Wisconsin Press, Madison, (1959)
- [2] C.A. Micchelli, T.J. Rivlin - A Survey of Optimal Recovery. in: *Optimal Estimation in Approximation Theory*, Eds.: C.A. Micchelli, T.J. Rivlin, Plenum Press, 1-54, (1977)
- [3] Th. Sonar - Multivariate Rekonstruktion zur numerischen Berechnung hyperbolischer Erhaltungsgleichungen. *Manuskript*

Weiteres Vorgehen

Untersuchung radialer Rekonstruktionen mit kompaktem Träger nach Schaback, Wendland und Wu.

Mitteilung

Projektgruppe Mathematische Grundlagen

Ansprechpartner Prof. Dr. L. Tobiska, Dr. F. Schieweck

Institution Otto-von-Guericke-Universität
Institut für Analysis und Numerik
Postfach 4120, 39016 Magdeburg

Telefon 0391-5592 3649
Telefax 0391-5592 3073

weitere Partner —

Thema

Parallel Algorithms für die inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen

Ausgangssituation

Die zuverlässige und effiziente numerische Simulation komplexer Strömungen erfordert den Einsatz neuer mathematischer Verfahrenskonzepte. Dies betrifft sowohl die Verwendung geeigneter stabiler Diskretisierungen für den Fall höherer Reynoldszahlen als auch schnelle Mehrgittermethoden zur Lösung der entstehenden nichtlinearen, hochdimensionalen Gleichungssysteme. Um die hohen Rechenleistungen der heute verfügbaren Parallelrechner möglichst gut nutzen zu können, ist es erforderlich, einen solchen parallelen Algorithmus zu finden, der einerseits eine gute numerische Effizienz (vergleichbar zu bekannten sequentiellen Algorithmen) hat und andererseits möglichst geringe Effizienzverluste durch Kommunikation und Wartezeiten aufweist.

Ziel

Entwicklung eines parallelen Algorithmus zur Berechnung von zwei-dimensionalen, inkompressiblen Strömungen

Lösungsweg

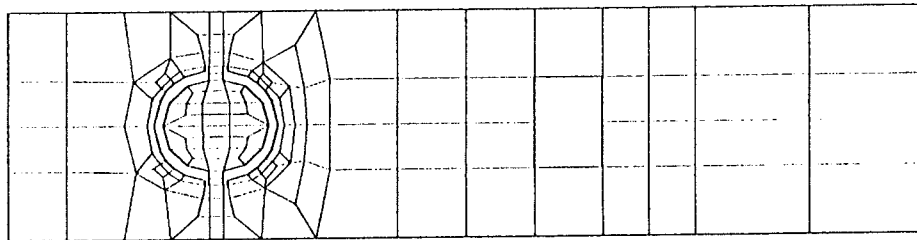
Es wurden stabile Finite Elemente Diskretisierungen der stationären, inkompressiblen Navier-Stokesschen Gleichungen für den Fall höherer Reynoldszahlen entwickelt und analysiert. Die Parallelisierung basiert auf einem datenparallelen Ansatz für den Mehrgitterlöser, bei dem das Berechnungsgebiet in Makroelemente zerlegt wird. Jeder Prozessor führt dabei alle die Operationen aus, die mit dem ihm zugeordneten Makroelement verbunden sind. Damit wird eine gute Lastverteilung unter den Prozessoren erreicht. Die Lösung des Problems auf dem größten Gitter erfolgt auf einem zusätzlichen Prozessor. Durch die Wahl eines geeigneten Startnetzes ist eine Pre-Adaption des Gitters an zu erwartenden Lösungsstrukturen möglich.

Ergebnis

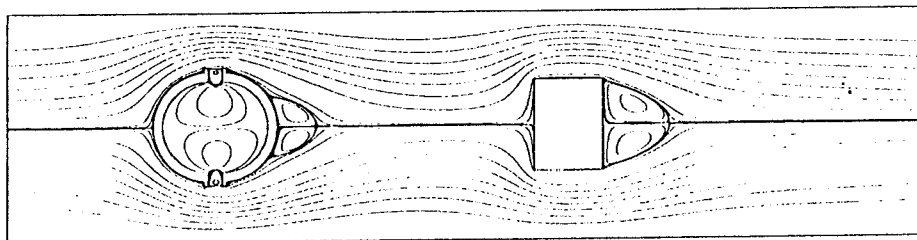
Verfahren zur Berechnung von Innenströmungen um beliebige Hindernisse. Diskrete Modelle mit bis zu $5 \cdot 10^6$ Freiheitsgraden für Geschwindigkeit und Druck können auf dem GCPowerPlus 96 effizient gelöst werden.

Beispiel

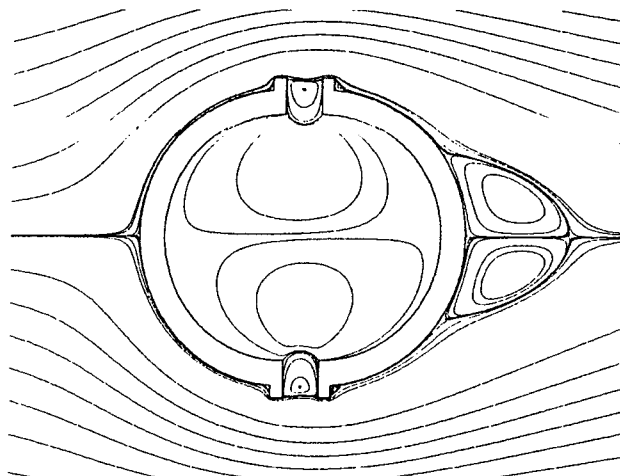
Umströmung von Halbkugeln und Quadrat



größtes Gitter, 152 Elemente



Stromlinien auf dem feinsten Gitter (5 Verfeinerungen), $Re = 500$



feine Lösungsstrukturen, $Re = 500$

Literatur

- [1] Schieweck, F. and Tobiska, L.: A parallelization strategy for a Navier-Stokes multigrid solver based on macroelements, Proceedings of the DFG-Symposium "CFD on Parallel Systems", Stuttgart Dec. 9-10, 1993, erscheint in der Reihe "Notes on Numerical Fluid Mechanics", Vieweg-Verlag.
- [2] Schieweck, F. and Tobiska, L.: An error estimate of optimal order for a nonconforming upwind finite element discretization of the Navier-Stokes equations, Otto-von-Guericke-Universität Magdeburg, Preprint 13, 1994

weiteres Vorgehen

Effizienzsteigerung durch Entwicklung eines Parallelisierungskonzeptes für den Löser auf dem größten Gitter

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Numerische Simulation

Ansprechpartner Dr. Stefan Turek

Institution Institut für Angewandte Mathematik, Universität Heidelberg

Adresse INF 294, 69120 Heidelberg

Telefon 06221/56-5714

Telefax 56-5634

weitere Partner Prof. Dr. Rolf Rannacher

Thema Effiziente Finite Elemente Methoden zur Lösung der Instationären Inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen

Ausgangssituation In den letzten Jahren wurden für 2 Klassen von finiten Elementpaaren für Geschwindigkeit und Druck, konform und nichtkonform, effizient Lösungsmethoden im mittleren Re-Zahlbereich in 2D hergeleitet.

Ziel Verbesserung der Methodik für echt instationäre Vorgänge in 3D zur Verwendung auf Workstation. Die Ergebnisse sollen mit einer a-posteriori-Fehlerkontrolle selbst adaptiv verifiziert werden können.

Lösungsweg Für 3D + instationäre Vorgänge: diskrete Projektionsverfahren mit "rotiert multilinearen" finiten Elementen.
Für Fehlerkontrolle: Galerkinansatz in Ort und Zeit (Stromliniendiffusion, discontinuous Galerkinverfahren).
Software: Feat2D/3D (Fortran 77) + Deal (C++)

Ergebnis

Die Genauigkeit, Effizienz und Robustheit der nichtkonformen Geschwindigkeitsansätzen in Verbindung mit konstanten Druckapproximation auf allgemeinen Ortsgittern in Verbindung mit einem Mehrgitterlöser wurden getestet (in 2D).

Ebenfalls wurden Genauigkeit, Effizienz und Robustheit der diskreten Projektionsmethoden untersucht.

Erste Reports zeigen, welche Kombinationen die besten sind. Parallel dazu wurden erste Erfahrungen mit a posteriori Fehlerschätzern für die Wärmeleitungsgleichung mit konformen finiten Elementen gemacht. Ein entsprechendes Programmpaket, das adaptive Gitterverfeinerungen zulässt, wird gerade getestet.

Literatur

Implicit time-discretization of the nonstationary incompressible Navier-Stokes equations

On discrete projection methods for the incompressible Navier-Stokes equations

A comparative study of time stepping techniques for the incompressible Navier-Stokes equations: From fully implicit nonlinear schemes to semi-implicit projection methods

weitere Vorgehen

- Implementierung und Testen der diskreten Projektionsmethoden in 3D
- Erzeugung einer "globalen" parallelen Varianten
- Ankopplung der Fehlerschätzer

13.02.1995

Datum

Projektbeschreibung

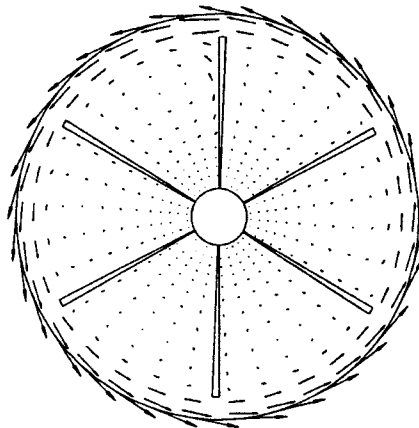
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Zweiphasenströmungen
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Stefan Decker
Telefon	09131/859480
Fax	09131/859503
weitere Partner	EU
Thema	Numerische und experimentelle Auslegung von hocheffizienten Rührsystemen zur Optimierung der Ausbeute und Selektivität von chemischen Reaktoren.
Ausgangssituation	In der chemischen Industrie werden sehr große Energiemengen benötigt, so daß ein beträchtliches Interesse daran besteht, die bestehenden Prozesse im Hinblick auf Ausbeute und Selektivität zu optimieren. Da in der Regel sehr große Umsätze vorliegen, ist zu erwarten, daß bereits kleine Verbesserungen deutliche Einsparungen bewirken. Einer der verbreitetsten Reaktortypen in der chemischen Industrie ist der Rührkesselreaktor. Dieser wird verwendet für Reaktionen in einer fluiden Phase oder einer fluiden Phase in Kombination mit einer dispersen Phase, welche gasförmig, fest oder ebenfalls flüssig sein kann. Bei den bisherigen Studien wurde vor allem das Strömungsfeld im Rührkessel und der Leistungseintrag durch den Rührer untersucht. Die eigentliche Vermischung wurde bisher aber nur wenig betrachtet. Vor allem bei Mischvorgängen mit Reaktionen ist es aber von großem Vorteil, die Konzentrationsverteilung der einen Phase in der anderen sowie die Konzentrationsschwankungen und deren Einfluß auf die Reaktion zu kennen.
Ziel	Das Ziel dieses Projektes ist die Entwicklung eines numerischen Berechnungsprogrammes, welches in der Lage ist, den sich im Rührkessel einstellenden Strömungszustand sowie das Konzentrationsfeld einer dispersen Phase instationär zu berechnen, sodaß Prognosen für eine optimale Rührkesselauslegung getroffen werden können.
Lösungsweg	Die numerische Behandlung der hier vorliegenden Zweiphasenströmung wird mit dem kombinierten Euler/Lagrange-Verfahren durchgeführt. Dabei wird die kontinuierliche Phase (Fluid) durch das Euler-Verfahren berechnet, während die diskontinuierliche Phase mit dem Lagrange-Verfahren simuliert wird. Die Wechselwirkung zwischen den beiden Phasen wird durch Quellterme in den Erhaltungsgleichungen der Fluidphase erfaßt, sodaß die Gleichungen in ihrer Gesamtheit geschlossen sind. Für die Berechnung werden sowohl stationäre als auch rotierende Berechnungsgitter verwendet. Die Geometrie des Rührers wird dabei im ersten Fall durch ein Modell erfaßt und im zweiten Fall vollständig aufgelöst.

Zur Validierung der durchgeführten Rechnungen werden Messungen des Geschwindigkeits- und des Konzentrationsfeldes vorgenommen. Dabei kommt die Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) sowie die Strömungssichtbarmachung in Verbindung mit digitaler Bildverarbeitung zum Einsatz.

Ergebnis

In der ersten Phase des Projektes wurde der grundlegende Fall eines zweidimensionalen Rührsystems untersucht. Dazu wurde ein Simulationsprogramm für ortsfeste und rotierende Gitter entwickelt und eine Reihe von Testfällen berechnet. Parallel dazu wurden am Lehrstuhl für Strömungsmechanik LDA-Messungen für diesen Fall durchgeführt, sodaß ein direkter Vergleich zwischen den Rechnungen und den Messungen möglich war. Dabei zeigten sich gute Übereinstimmungen. Aus den Rechnungen ergaben sich nur relativ geringe Unterschiede im Strömungsbild zwischen den Rechnungen mit rotierendem und stationärem Gitter. Bei den Messungen fielen diese Unterschiede etwas deutlicher aus.

normalized velocity vectors:
→ = 1.0



Typisches Geschwindigkeitsfeld eines zweidimensionalen sechsblättrigen Rührsystems

Literatur

Sommerfeld, M. and Decker, S.: "Numerical and experimental design and scale-up of high efficiency mixing systems for optimization of yield and selectivity in chemical reactors", Zwischenbericht PROJECT J0U2-CT92-0127, Feb. 1994.

weiteres Vorgehen

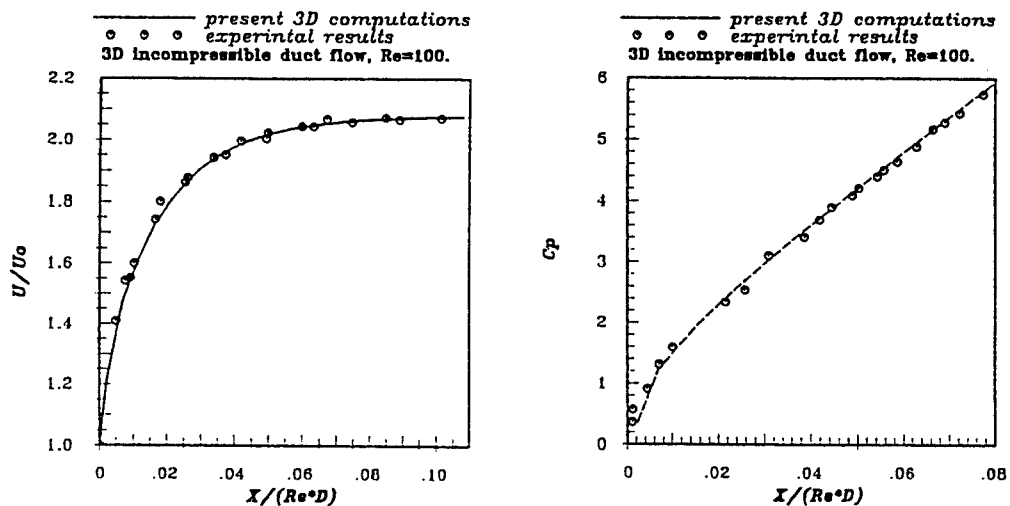
Im weiteren Verlauf des Projektes soll zur dreidimensionalen Rührwerksströmung übergegangen werden. Ferner werden auch Strombrecher in den Rechnungen berücksichtigt, sodaß eine Kombination aus rotierendem und stationärem Gitter nötig wird. Als nächster Schritt wird die disperse Phase mit Hilfe der Lagrange-Methode berechnet, um die Wechselwirkungen zwischen der turbulenten Strömung und den Partikeln zu untersuchen. Dazu sollen auch die Konzentrationsfelder der dispersen Phase mit Hilfe der digitalen Bildverarbeitung gemessen werden.

Projektdarstellung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik (TWHR-Erlangen, FORTWIHR)
Bereich	Numerische Strömungsmechanik
Forschungsgruppe	Hochleistungsrechnen
Ansprechpartner	Dr.-Ing. D. Drikakis
Telefon	09131/8104-76
Telefax	09131/8595-03
weitere Partner	Deutsche Aerospace AG
Thema	Die Entwicklung von 3D inkompressiblen und kompressiblen Navier-Stokes Verfahren in der numerische Aerodynamik
Ausgangssituation	Für die Untersuchung von aerodynamischen Strömungen bei komplexen Geometrien (wie sie bei Anwendungen in der Auto-, Eisenbahn-, und Luftfahrt-industrie, sowie bei Umweltschutzanwendungen vorkommen), und um Information über das physikalische Verhalten aerodynamischer Grundströmungen (3D Grenzschichten, sekundäre Strömungen usw.) zu erhalten, ist es notwendig effiziente Verfahren für die Lösung der dreidimensionalen Navier-Stokes Gleichungen zu entwickeln. Diese Codes müssen Schemata hoher Genauigkeit für die Diskretisierung der viskosen und nicht viskosen Fließvektoren, effiziente numerische Methoden für die Berechnung der instationären Gleichungen, Multiblock-Methoden für die Anwendung bei komplexen Geometrien, sowie Parallelisierungsverfahren für den Einsatz dieser Codes in Hochleistungsparallelrechnern [1] beinhalten.
Ziel	Ziel des Programms ist, dreidimensionale Codes zu entwickeln, welche die Lösung der instationären inkompressiblen und kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen bei äußeren und inneren aerodynamischen Strömungen ermöglichen.
Lösungsweg	Die zur Zeit entwickelten Rechenverfahren lösen die instationäre Euler'schen und Navier-Stokes Gleichungen mittels hochauflösender finite-Volumen Methoden. Für den Fall der inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen wird die Diskretisierung mit einem neuen Verfahren hoher Genauigkeitsordnung durchgeführt. Im Fall der kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen wird die Diskretisierung, entweder mit einem Flux-Vector-Splitting Verfahren [2] oder mit einem Riemann'schen Löser erzielt. Zusätzlich wird eine Lösung hoher Genauigkeitsordnung erzielt, indem man numerische Schemata bis zu vierter Genauigkeitsordnung einsetzt. Die zeitliche Diskretisierung wird mit einem expliziten Runge-Kutta Schema erzielt. Die Multiblock-Technik wird außerdem für die Anpassung der Verfahren an komplexen Geometrien, welche in der Zukunft untersucht werden sollen, angewandt. Die Wahl der obigen Verfahren, hat, basierend auf den Ergebnisse, die in den letzten Jahren in den wissenschaftlichen Veröffentlichungen im Bereich numerischer Aerodynamik präsentiert wurden, stattgefunden. Außerdem basiert die Wahl der obigen Verfahren auf dem erfolgreichen Einsatz dieser Verfahren bei zweidimensionalen Problemen inkompressibler und kompressibler Strömungen. Für den Fall der kompressiblen Strömung wird noch ein sehr effizienter dreidimensionaler impliziter Navier-Stokes Code (NSFLEX) als "Werkzeug" für die Untersuchung dreidimensionaler Strömungen bei sehr niedrigen bis hohen Geschwindigkeiten eingesetzt werden.

Ergebnis

In der ersten Phase des Projekts wird die Genauigkeit der dreidimensionalen numerischen Verfahren durch den Vergleich mit experimentellen Ergebnissen aus der Literatur überprüft. Als Beispiel wird die Auswertung des dreidimensionalen inkompressiblen Navier-Stokes Codes präsentiert. Die Zuverlässigkeit des numerischen Verfahrens wurde für den Fall einer inneren Strömung durch ein Rohr mit quadratischem Querschnitt untersucht. Das numerische Gitter ($31 \times 17 \times 17$), welches ein Viertel des geraden Rohrs entspricht, ist in den unteren Bildern zu betrachten. Außerdem werden die Vergleiche mit den experimentellen Ergebnissen für die Verteilung der Geschwindigkeit U/U_0 und des Druckfaktors C_p im Zentrum des Rohres in Längsrichtung dargestellt.



Literatur

- [1] D. Drikakis, E. Schreck, F. Durst, "Performance analysis of viscous flow computations on various parallel architectures", Journal of Fluids Engineering, (1994).
- [2] D. Drikakis, F. Durst, "Investigation of flux formulae in transonic shock/wave turbulent boundary layer interaction", Int. Journal for Numerical Methods in Fluids, 18, 385-413, (1994)
- [3] D. Drikakis, F. Durst "A numerical study of the viscous supersonic flow past a flat plate at large angles of incidence", Physics of Fluids, April, (1994).

weiteres Vorgehen

Die oben beschriebenen Phasen des Programms beinhalten die Genauigkeitsprüfung des kompressiblen dreidimensionalen Codes sowie die Einführung einer neuen Multigrid Technik für instationäre Strömungen in das Lösungsverfahren.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Math. A. Eppler, Dr.-Ing. K.-P. Weidlich, Prof. Dr.-Ing. habil. M. Hoffmeister		
Institution	Technische Universität Chemnitz-Zwickau Fakultät für Maschinenbau und Verfahrenstechnik Projektgruppe Strömungsturbulenz		
Adresse	Reichenhainer Str. 88 09126 Chemnitz	Telefon (0371) 531 4710 Telefax (0371) 531 4611	
weitere Partner	Begleitender Arbeitskreis der Forschungsvereinigung Verbrennungskraftmaschinen e. V. (FVV), AVL List GmbH, Graz		
Thema	Modellierung und 3D-Simulation der Strömungs- und Gasaustauschvorgänge im Zylinder eines geschleppt betriebenen Zweitakt-Ottomotors		

Ausgangssituation

Im Rahmen eines von der Forschungsvereinigung Verbrennungskraftmaschinen e. V. geförderten Vorhabens, das auf die Verbesserung der strömungsmechanischen Auslegungsg Grundlagen für schadstoffarme Zweitaktmotoren gerichtet ist, wurden eng aufeinander abgestimmte experimentelle und numerische Untersuchungen zur Strömungsstruktur im Zylinder eines schlitze- steuerten umkehrgespülten Einzylinder-Zweitakt-Ottomotors unter geschleppten Bedingungen ausgeführt, denen sich Untersu- chungen zu Ladungswechsel und Gemischbildung im gefeuerten Motor anschließen. Experimentelle Druck- und 2D-LDA-Geschwindigkeitsmessungen lieferten Anfangs- und Randwerte sowie eine Vergleichsdaten- basis für die numerische Strömungssimulation.

Ziel

Ziel der anwendungsorientierten Untersuchungen zur Strömungsmodellierung und CFD-Simulation ist

- die detaillierte Analyse der komplexen räumlich-zeitlichen Struktur der Zylinderinnenströmung sowie der Gasaustausch- und Mischungsprozesse während des Ladungswechsels, einschließlich Bereitstellung nicht experimentell bestimmter Strö- mungsdaten, insbesondere für statistische Turbulenzcharakteristiken und die Altgas/Frischlufztzusammensetzung,
- die Ableitung von Empfehlungen für die Modellierung und Wahl numerischer Parameter,
- die Schaffung von Voraussetzungen für eine weitere Optimierung der Geometrie des Spülsystems und somit für eine bessere Ausnutzung potentieller Vorzüge des untersuchten Motortyps.

Lösungsweg

Die numerische Simulation dieser turbulenten im statistischen Mittel instationären dreidimensionalen kompressiblen Strömung in zeitabhängigen Gebieten erfolgte auf einer Workstation IBM RISC System/6000 unter Verwendung des von der AVL List GmbH, Graz, entwickelten CFD-Programmsystems FIRE, basierend auf der Finite-Volumen-Methode auf blockstruktu- rierten Gittern, einem PISO-ähnlichen zweistufigen semiimpliziten Druckkorrektur-Algorithmus vom SIMPLE-Typ sowie zwei k- ϵ -Turbulenzmodellvarianten für kompressible Strömungen. Das zugrundegelegte mathematisch-physikalische Modell, das Geometrie-, Berechnungsgitter- und Randbedingungen-Modell sind in [1] beschrieben.

Im Geometrie-Modell sind neben dem Zylinderinnenraum mit halbkugelförmigem Brennraum der Auslaßkanal und zwei Paare von Überströmkanälen jeweils von ihrer Öffnung in der Zylinderwand bis zu einem für die Vorgabe experimentell ermittelter Zu- bzw. Abström-Randbedingungen festgelegten Querschnitt realitätsnah nachgebildet. Das zeitabhängige Berechnungsgebiet umfaßt den entsprechend der momentanen Kolbenposition durchströmten Zylinderinnenraum sowie die zu- und abführenden Kanäle in den Phasen zwischen deren Öffnungs- und Schließzeitpunkten. Die Berechnungsgitter für dieses Gebiet werden während eines Arbeitszyklus des Motors bereitgestellt durch lineare Interpolationen zwischen jeweils zwei graphisch-interaktiv generierten Bezugsgittern (26 Kurbelwinkelbereiche), gekoppelt mit 22 Rezones (linearen Abbildungen) zur Lösungsübertra- gung zwischen den Bezugsgittern. Die Berechnungsgitter-Basis für die ausgeführten Arbeitszyklus-Simulationen bildeten vier, aus jeweils 25 randangepaßten blockstrukturierten Bezugsgittern bestehende Gittersysteme für den gesamten und den durch die geometrische Symmetrieebene begrenzten halben Zylinder mit unterschiedlich fein diskretisierten Kanal-Teilgittern (zwei Gitterdichtestufen). Dabei beträgt die der hard- und softwareseitig bedingten oberen Grenze entsprechende maximal verwendete Einzelgitter-Zellenanzahl etwa 60 000.

AG STAB

Ergebnis

Die zu einem geschleppten Betriebszustand bei einer Motordrehzahl $n = 2500 \text{ min}^{-1}$ für verschiedene Einstrom-/Abström-Randbedingungstypen ausgeführten Arbeitszyklus-Simulationen ergaben für die verwendeten Geschwindigkeits-Einstrom/Druck-Abströmrandbedingungen (Referenz-Zyklus) global in weiten Kurbelwinkelbereichen die beste Übereinstimmung mit experimentellen Strömungsdaten - sowohl bezüglich zeitlicher Abläufe (Zu- und Abströmen in den bzw. aus dem Zylinder durch die Kanäle) als auch bezüglich räumlicher Strukturen (Spülschleife und Kurzschlußströmung: Bild 1). Im Detail unterscheiden sich die numerisch und experimentell ermittelten Geschwindigkeitsfelder im Ausströmwinkel in vertikalen Ebenen der aus den sich öffnenden Kanälen in den Zylinder eintretenden Gasstrahlen (Simulationsergebnisse: Bild 2). Zum Einfluß diesbezüglich relevanter Eingabedaten der numerischen Simulation wie lokalen Details des Geometrie- und Berechnungsgitter-Modells (Form der steuernden Kanten mit Fasen am Kolbenbodenrand und an den Kanaloberkanten in der Zylinderwand sowie Rückschliff des Feuerstegs, cell aspect ratios der finiten Volumina über dem Kolbenboden) im Zusammenhang mit den räumlichen finiten Differenzenapproximationen werden weitere Untersuchungen ausgeführt.

In über den Vergleich mit experimentellen Resultaten hinausgehenden Validierungsuntersuchungen zum Einfluß systematischer Änderungen von Simulations-Eingangsdaten wurden außerdem etwa 20 simulierte Arbeitszyklen mit jeweils einer variierten Eingabegröße im Vergleich zum Referenz-Zyklus analysiert. Als die wesentlichsten Einflußgrößen erwiesen sich dabei der Einström-/Abström-Randbedingungstyp und die Initialisierung des absoluten statischen Druckes in den dem Auslaß und den Überströmkanälen entsprechenden Teilgebieten. Einen schwachen Einfluß zeigten die einbezogenen Oberflächenrauheitswerte und die Gitterdichte in den Kanal-Teilgittern entsprechend den beiden zugrundegelegten Gitterdichtestufen. Auch die Unterschiede bei Verwendung der Basisgittersysteme gleicher Gitterdichte für den gesamten bzw. für den halben Zylinder mit Symmetrie-Randbedingung sind gering.

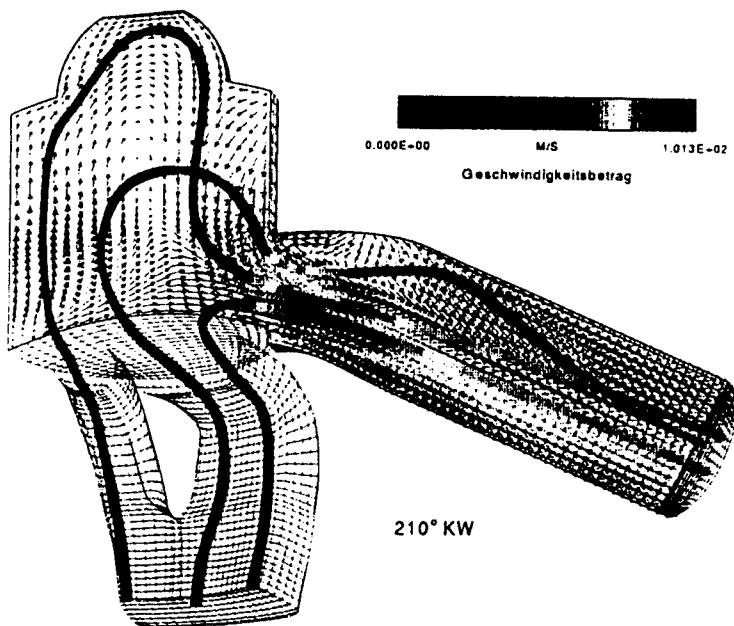


Bild 1. Geschwindigkeitsfeld in der geometrischen Symmetrieebene und Momentanstromlinien bei 210° KW

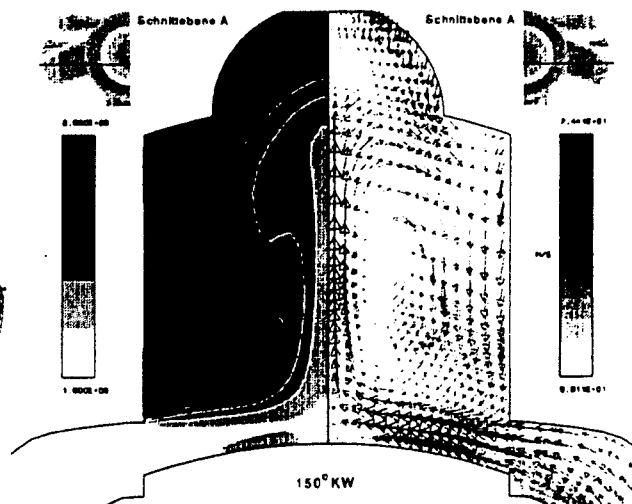


Bild 2. Geschwindigkeitsfeld und Frischluftanteil im Schnitt durch den großen Überströmkanal bei 150° KW

Literatur

- [1] Hoffmeister, M.; Weidlich, K.-P.; Eppler, A.; Hertwig, K.; Kretzschmar, H.
Strömungsturbulenz im Zweitaktmotor
Forschungsberichte FVV-Verbrennungskraftmaschinen Heft 560 (1994)
Abschlußbericht zum Vorhaben 503

Weiteres Vorgehen

In Auswertung der in [1] dargestellten Ergebnisse werden die Untersuchungen fortgeführt zum Einfluß des Differenzenschemas (räumliche Diskretisierungen unterschiedlicher Approximationsordnung für die nichtlinearen Konvektionsterme) und des Turbulenzmodells (eine von W. C. REYNOLDS für kompressible Strömungen entwickelte sowie eine auf der Basis der Renormierungsgruppentheorie modifizierte k - ϵ -Modellvariante). Nach Klärung der Ursachen für die genannten Abweichungen zwischen Simulations- und experimentellen Ergebnissen bezüglich des Einströmstrahlverlaufs erfolgen die Simulationen mit den dem gefeuerten Motorbetrieb entsprechenden Anfangs- und Randbedingungen, die vom Lehrstuhl für Angewandte Thermodynamik der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen bereitgestellt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Numerische Simulation

Ansprechpartner Dipl.-Ing. M. Galle**Institution**

DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2470**Telefax:** 0531/295-2320**Weitere Partner****Thema**

Entwicklung eines hybriden Finite-Volumen-Verfahrens

Ausgangssituation

Die zur Zeit zur numerischen Simulation von dreidimensionalen Strömungen verwendeten Verfahren lassen sich hinsichtlich der verwendeten Rechennetze grob in zwei Gruppen unterteilen: Auf der einen Seite stehen Verfahren, bei denen der physikalische Raum durch Hexaedernetze diskretisiert wird. Diese zeichnen sich vor allem bei der Simulation von reibungsbehafteten Strömungen durch eine sehr gute Auflösung der Strömung in Körpernähe aus. Daneben existieren Verfahren, die auf der Basis von Tetraederzellen arbeiten. Vorteil von Tetraedernetzen ist deren große Flexibilität, weshalb sie sich sehr gut für die Diskretisierung komplexer Räume eignen. Darüber hinaus lassen sie in der Regel auch aufgrund ihrer unstrukturierten Datenbehandlung eine adaptive Netzveränderung durch Verschieben oder Einfügen von Netzpunkten zu. Hybride Verfahren vereinen die Vorteile der beiden Zelltypen. Bei diesen Verfahren werden reguläre Zellen in der Nähe der Körperoberfläche mit Tetraederzellen kombiniert.

Ziel

Ziel ist die Weiterentwicklung eines hybriden, mit Hexaeder- und Tetraederzellen arbeitenden Verfahrens: Um die Generierung des regulären Netzes in der Nähe der Körperoberfläche zu vereinfachen, empfiehlt sich die Verwendung von prismatischen Zellen anstelle von Hexaederzellen. Die Triangulierung einer komplexen dreidimensionalen Fläche ist aufgrund der größeren Flexibilität von Dreiecken erheblich einfacher als eine Unterteilung in Vierecke, wie sie zur Generierung von Hexaedern benötigt werden. Darüber hinaus sollte das Verfahren eine effiziente Ausnutzung von modernen Vektorrechnern ermöglichen.

Lösungsweg

Die vorhandene Datenstruktur wurde dahingehend geändert, daß sie die gleichzeitige Verwendung von Prismen und Tetraederzellen erlaubt. Außerdem werden die für die Bestimmung der Flüsse benötigten Daten den Kanten und nicht den Knoten zugeordnet. Dies erlaubt, zusammen mit einer entsprechenden Kanten-Anordnung (Coloring), eine gute Vektorisierbarkeit des Lösungsverfahrens.

Ergebnis

Bild 1 zeigt die Isobaren bei der reibungslosen Umströmung eines ONERA M6-Flügels mit der Anströmmachzahl von 0.84 bei einem Anstellwinkel von 3.06° . Bei dem Netz in **Bild 1a** handelt es sich um ein zweimal adaptiertes hybrides Netz, bestehend aus Hexaedern und Tetraedern. **Bild 1b** zeigt die Lösung auf einem aus Prismen und Tetraedern bestehenden Netz.

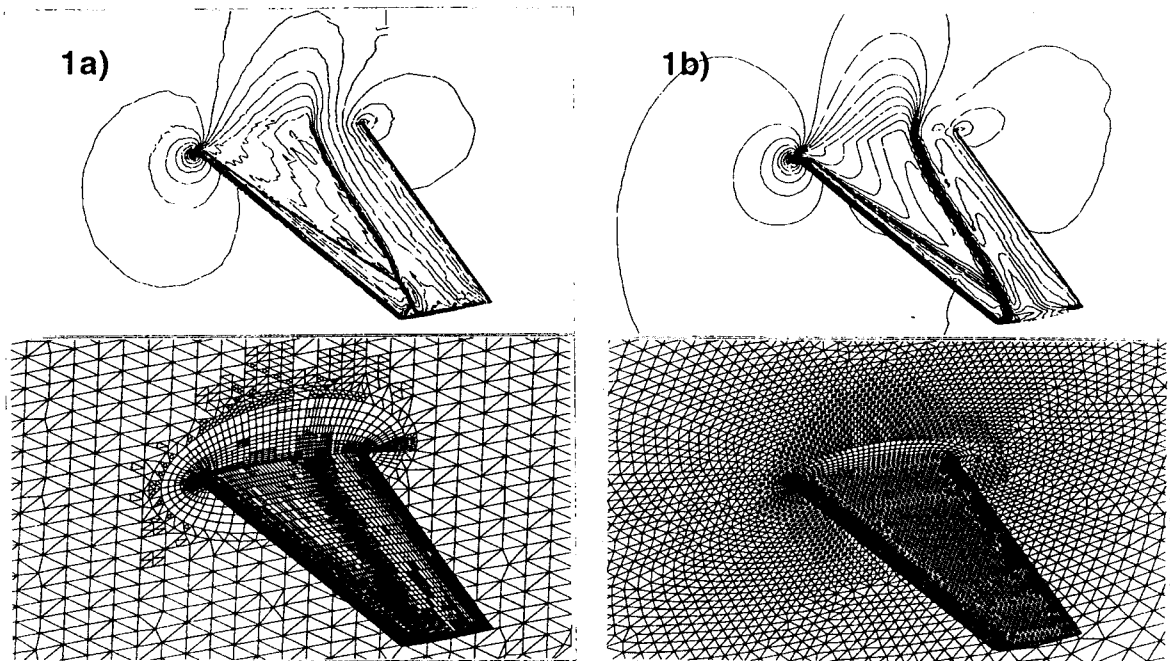


Bild 1: Isobaren bei reibungsloser Umströmung eines ONERA M6 Flügels mit einer Anströmmachzahl von $M_\infty = 0.84$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 3.06^\circ$.

a: Zweimal adaptiertes Netz (Hexaeder/Tetraeder) und zugehörige Lösung.

b: Hybrides Netz (Prismen/Tetraeder) und entsprechende Lösung.

Literatur

- [1] Y. Kallinderis; K. Nakajima: A Navier-Stokes method with adaptive hybrid prismatic/tetrahedral grids
AIAA-95-0670, 1995
- [2] T. J. Barth: A 3-d upwind Euler solver for unstructured meshes
AIAA-91-1548, 1991
- [3] N. Kroll; R. Radespiel: An improved flux vector split discretization scheme for viscous flows
DLR-FB 93-53, 1993

weiteres Vorgehen

Verbesserung des Konvergenzverhaltens durch Implementierung eines Mehrgitter-Algorithmus sowie Implementierung geeigneter Sensoren zur Steuerung der Netzadaptation.

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

**Projektgruppe/
Anwendungsbereich:** Instationäre Strömungen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Thomas Huber

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

Adresse: Arcisstraße 21 **Telefon:** +89 / 2105 8329
80333 München **Fax:** +89 / 2105 2505

weitere Partner: -

Thema **Fluktuationssplitting auf hierarchischen Netzen.**

Ausgangssituation Standard Finite Volumen Verfahren erzeugen mehrdimensionale Lösungen durch koordinatenweise Superposition von eindimensionalen Lösungen in unterschiedlichen Koordinatenrichtungen. Es ist bekannt, daß diese Vorgehensweise dann zu Fehlern führt wenn Wellenausbreitungen vorliegen, die nicht senkrecht zu den Gitterlinien des Rechnernetzes verlaufen. Deutlich sichtbar wird dieses Problem am Beispiel der Stoßauflösung, die im Falle einer gitterparallelen Stoßfront deutlich besser ist als für schräg zum Rechnernetz orientierte Unstetigkeiten. Zur Lösung müssen Verfahren konstruiert werden, denen mehrdimensionalen Elementarlösungen der Eulergleichungen zugrunde liegen.

Ziel Ziel ist die Programmierung des zweidimensionalen Fluktuationssplitting Verfahrens nach Deconinck et al. [1], da es sich hierbei um das am weitest fortgeschrittene Verfahren in der Klasse der echt mehrdimensionalen Verfahren handelt. In Verbindung mit einem hierarchisch konzipierten Algorithmus zur örtlichen- und zeitlichen Adaption des Rechnernetzes in Gebieten großer Gradienten soll damit ein Verfahren erstellt werden, das für anspruchsvolle Aufgaben in der numerischen Gasdynamik im Allgemeinen und der instationären Flugzeugaerodynamik im Besonderen herangezogen werden kann.

Lösungsweg Das in der Literatur niederglegte Verfahren wurde unter Verwendung der bekannten Wellenmodelle und Advektionsschemata implementiert. Ein hierarchischer Adaptionalgorithmus für unstrukturierte Netze wurde entwickelt. Er erlaubt die selbständige und zeitechte Adaption von beliebigen unstrukturierten Grundnetzen, ohne daß ein Netzgenerator zur Neuvernetzung des Rechengebietes benötigt wird. Im Rechengebiet sind beliebig viele sich bewegende Körper möglich. Sich im Strömungsfeld bewegende Strukturen wie z. B. wandernde Stöße werden durch das sich stets neubildende und wieder auflösende adaptierende Netz verfolgt. Der realisierbare Adoptionsgrad ist lediglich von dem zur Verfügung stehenden Speicherplatz beschränkt.

Ergebnis

Das entwickelte Verfahren wurden an einer Fülle von Testfällen sowohl der numerischen Gasdynamik als auch der instationären Flugzeugaerodynamik untersucht. Das implementierte Verfahren erwies sich dabei als sehr robust, der Adaptionalgorithmus als effektiv. Abb. (1) zeigt dazu die Isolinendarstellung einer Überschallströmung durch einen Kanal mit kreisförmiger Versperrung. Deutlich sichtbar ist die gute Stoßauflösung. In der Anwendung auf transsonische Profilströmungen wurde jedoch deutlich, daß das Verfahren zur ingenieurmäßigen Anwendung noch nicht geeignet ist. Aufgrund von Mängel in den verwendeten Wellenmodellen kommt es zu einer starken Entropieproduktion entlang gekrümmter Festkörperwände (Abb. 2). Hieraus resultieren bei qualitativ korrekten Strömungsfeldern Auftriebs- und Nickmomentbeiwerte, die bis zu 30% von experimentellen Werten abweichen können.

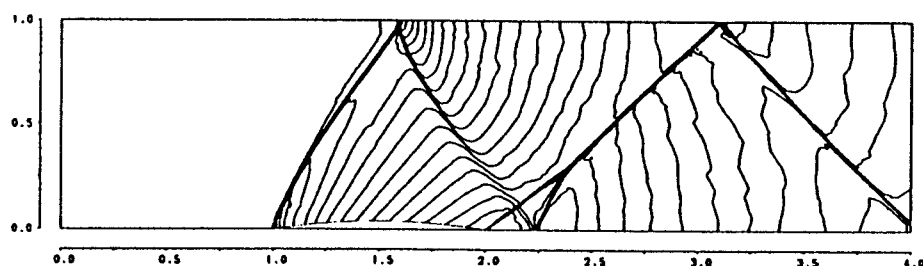


Abbildung 1: Kanal mit kreisförmiger Versperrung, $M_\infty=1.4$, Isobaren.

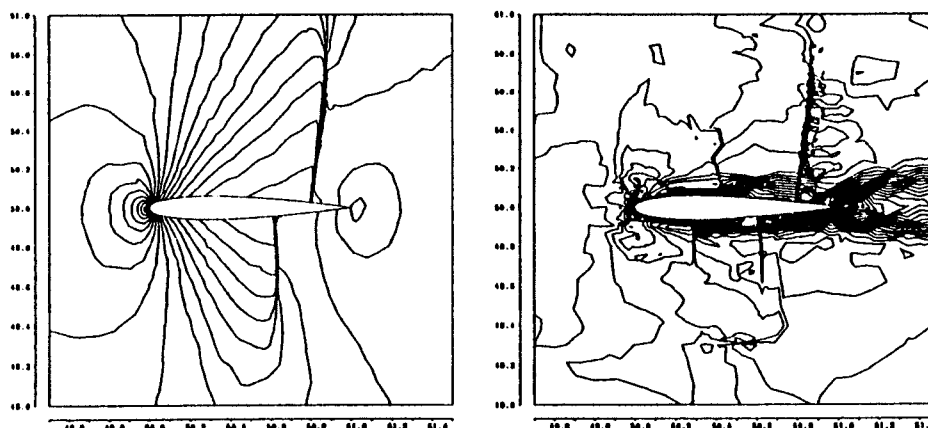


Abbildung 2: Profilströmung um NACA0012. a: Isobaren. b: Totalenthalpieverlust.

Literatur

- [1] H. Deconinck, R. Struijs, G. Bougois, H. Paillere, P.L. Roe: *Multidimensional upwind methods for unstructured grids*. AGARD Report 767, article No. 4, 1992.
- [2] Th. Huber: *Fluktuationssplitting auf hierarchischen Netzen*. Dissertation an der TU München, 1994.

Weiteres Vorgehen

Implementierung eines Finite Volumen upwind solvers unter Beibehaltung der hierarchischen Adaption. Untersuchung von oszillierenden Mehrkörpersystemen.

DATUM

14.02.1995

AG STAB

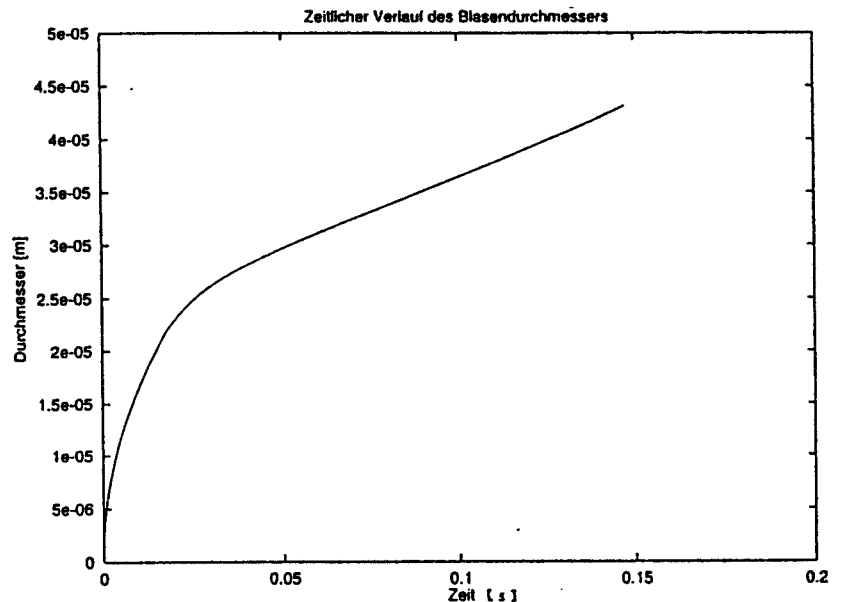
Projektdarstellung

Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Bereich	Zweiphasenströmung
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Gangolf Kohnen
Telefon	09131/859473
Fax	09131/859503
weitere Partner	SFB 222 : Heterogene Systeme bei hohen Drücken
Thema	Numerische Untersuchungen zweiphasiger Strömungen mit Phasenübergang.
Ausgangssituation	Die Bildung von Dampfblasen durch die Kavitationserscheinung ist ein Prozeß, der bei vielen industriellen Anwendungen vermieden werden soll, bei einigen jedoch wünschenswert ist. Das klassische Beispiel der Schiffschraube zeigt, wo der Kavitationseffekt vermieden werden sollte. Im Gegensatz dazu verbessern die bei Druckzerstäubern im engsten Querschnitt durch Kavitation auftretenden Gasblasen die Zerstäubereffizienz. Grundsätzlich ist das Phänomen der Bildung von Gasblasen darauf zurückzuführen, daß der lokale Druck unter den Dampfdruck absinkt. Dies geschieht dann auch meistens in Systemen, in denen das strömende Fluid starken Beschleunigungen ausgesetzt ist, was aus Energieerhaltungsgründen mit einem Druckabfall verbunden ist.
Ziel	Das Ziel dieses Forschungsvorhabens ist die Entwicklung eines numerischen Berechnungsprogrammes, welches, ausgehend von der Blasenbildung, sowohl das Blasenwachstum an der Wand, wie auch den Blasenabriß und den weiteren Transport im Strömungsfeld beschreibt.
Lösungsweg	Die numerische Behandlung der hier vorliegenden Zweiphasenströmung (Kanalströmung mit Querschnittsverengung) wird mit dem kombinierten Euler/Lagrange - Verfahren durchgeführt. Die Strömung der Flüssigkeit wird in durch die Feldebetrachtung (Euler) beschrieben, während ein mit den einzelnen Gasblasen mitbewegtes Koordinatensystem zur Formulierung der Bewegungsgleichungen für die Gasblasen herangezogen wird. Zusätzlich muß jedoch noch der Keimbildungsprozeß simuliert werden. Hier wird zwischen homogener und heterogener Keimbildung unterschieden. Für beide Fälle läßt sich ein kritischer Durchmesser angeben, der als Anfangsdurchmesser für das weitere Blasenwachstum interpretiert werden kann. Zur Beschreibung des Blasenwachstums kann für sphärische Blasen eine Beziehung hergeleitet werden, die die zeitliche Änderung der Blasengröße sowohl im durch Trägheit dominierenden Bereich, als auch im durch Wärmediffusion dominierenden Bereich korrekt wiedergibt. Diese Beziehung ist auch für eine sphärische Blase anwendbar, die auf einer Oberfläche zu wachsen beginnt und bei der nicht einheitliche Temperaturfelder vorliegen.

Durch den turbulenten Charakter der Strömung gibt es, abhängig vom Turbulenzgrad, lokale Druckfluktuationen, die das Blasenwachstum beeinflussen. In der Regel führt der turbulente Charakter der Strömung zu einer weiteren lokalen Druckabnahme, was wiederum das Blasenwachstum begünstigt. Dazu sind in der Literatur empirische Beziehungen angegeben.

Ergebnis

Als Grundlage der numerischen Untersuchungen dienten Experimente in einer Kanalströmung mit einer Querschnittsverengung. Aus der reichhaltigen Testfallmatrix wurde ein Testfall ausgewählt, bei dem eine Reynoldszahl von $Re = 104000$ vorlag. Aus dem daraus resultierenden Druckfeld wurde der Anfangsdurchmesser durch das Kriterium für homogene Keimbildung bestimmt und das zeitliche Verhalten des Blasenwachstums untersucht (siehe untenstehende Abbildung).



Literatur

Domnick, J.: "Experimentelle Untersuchungen verdampfender Strömungen an einer Querschnittsverengung", Dissertation, Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen - Nürnberg, 1991.

weiteres Vorgehen

Im weiteren Verlauf des Forschungsvorhabens sollen mehrere experimentell ermittelte Testfälle im Hinblick auf die an verschiedenen Positionen hinter der Querschnittsverengung gemessenen Durchmesserprofile mit den numerischen Ergebnissen verglichen werden. Weiterhin soll das Modell des Blasenwachstums dahingehend erweitert werden, daß das Wachstum im Hohlraum nicht notwendigerweise auf das Problem des sphärischen Tropfens reduziert werden muß, solange dieser an der Wand haftet. Dies bedeutet, daß eine Kräftebilanz um den wachsenden Tropfen durchgeführt werden muß, welche die variablen Umgebungsbedingungen mit einbezieht.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Numerische Simulation

Ansprechpartner Prof. E. Krause, Ph.D., A. Henze, Dipl.-Ing.,
M. Kropp, Dipl.-Ing.

Institution Aerodynamisches Institut Aachen

Adresse Wüllnerstr. zw. 5 u. 7 Telefon: (0241) 80 48 20
52062 Aachen Telefax: (0241) 8888 257

weitere Partner Mitglieder des SFB 253 'Grundlagen des Entwurfs
von Raumflugzeugen', Mitglieder des Graduier-
tenkollegs 'Transportvorgänge in Hyperschall-
strömungen'

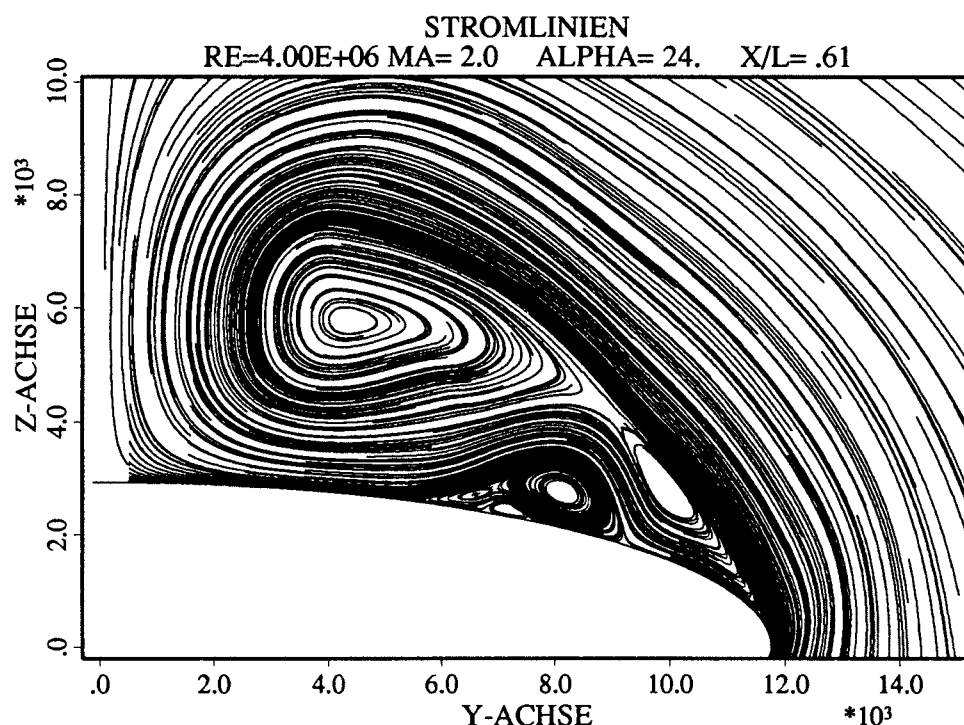
Thema Berechnung von Strömungsfeldern für Komponenten
von Raumflugzeugen

Ausgangssituation Durch Integration der Erhaltungsgleichungen wird
die Strömung um die Modellkonfiguration ELAC-1 in super- und hyper-
sonischer Anströmung untersucht. Es werden sowohl die aerodynamischen
und thermischen Belastungen der Oberfläche bestimmt als auch Aussagen
über die innere Struktur der Strömung gemacht.

Ziel Der Entwurf eines Lösungsalgorithmus für die Navier-Stokes-
Gleichungen ist das Ziel des Vorhabens. Es sollen dreidimensionale, lami-
nare und turbulente Strömungen um Raumflugzeuge mit Realgaseffekten
im chemischen Gleichgewicht berechnet werden.

Lösungsweg Die Berechnung der Strömung um schlanke Körper
erfolgt mit einem Marschrichtungsverfahren. Die Interpolation der Erhal-
tungsvariablen für die konvektiven Terme geschieht mit einem upwind-
TVD Verfahren 2. Ordnung. Die Reibungsterme werden zentral diskreti-
siert. Die konvektiven Flüsse werden mit Flux-Vector-Splitting nach van
Leer mit einer Anpassung für Hyperschallströmungen erfaßt. Die für das
Marschrichtungsverfahren benötigte Startlösung stammt aus einer Lösung
der vollständigen Erhaltungsgleichungen im Nasenbereich oder aus einer
Lösung der konischen Approximation der Navier-Stokes-Gleichungen.

Ergebnis Es wurden Strömungsfelder für unterschiedliche Anströmbedingungen ($Ma_\infty = 2, 7, 7.9$) berechnet und mit experimentellen Ergebnissen verglichen. Die Übereinstimmung ist gut. Das Bild zeigt die Stromlinien der Querströmung bei $Ma_\infty = 2$, $Re_\infty = 4 \times 10^6$ und einem Anstellwinkel von 24° .



Literatur

Hänel D., Henze A., Krause E.: Supersonic and hypersonic flow computations for the research configuration ELAC-1 and comparison to experimental data, Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung, Vol. 17, No. 2, (90 – 98), April 1993

Krause E., Henze A., Recent Progress in Hypersonics: The ELAC Configuration, Proceedings of the Second European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles und Fourth European High-Velocity Database Workshop, ESTEC, Noordwijk, Netherlands, 1994

weiteres Vorgehen Es soll ein Algorithmus entworfen werden, mit dem eine "nose-to-tail"-Berechnung von ELAC-1b (mit Triebwerk) durchgeführt werden kann. Hierbei soll die Verbrennung mit einer Methode der Wahrscheinlichkeits-Dichte-Funktion simuliert werden. Bei der Geometrie von ELAC-1b ist es erforderlich, den Algorithmus für eine Mehrblock-Struktur auszulegen und wenn möglich zu parallelisieren. Die Berechnungen finden auf dem Vektorparallelrechner VPP500/4 der RWTH Aachen statt.

Datum 8. Februar 1995

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl. Ing. Roland Lösch, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon	0711 / 685 3443
		Telefax	0711 / 685 3438
weitere Partner	---	e-Mail	rolo@iag.uni-stuttgart.de
Thema	Untersuchungen zur flexiblen Monoblock-Rechennetz-Erzeugung für einfache Konfigurationen.		
Ausgangssituation	Im Entwurfsprozeß aerodynamischer Transportkonfigurationen (Fahrzeuge, Flugzeuge, hypersonische Transportgeräte, etc.) ist angesichts immer weiter steigender Entwicklungskosten der Bedarf entstanden, schon in der frühen Phase des Vorentwurfs möglichst gute Vorabschätzungen des aerodynamischen Verhaltens der Konfiguration zu erhalten. Zudem müssen solche Bewertungen in sehr kurzer Zeit zur Verfügung gestellt werden können. Mit den in den letzten Jahren stark gestiegenen Rechnerleistungen ist durch den dadurch ermöglichten Einsatz numerischer Methoden einerseits der Genauigkeitsanspruch an die Vorentwurfsergebnisse, andererseits die geforderte kurze Bereitstellungszeit erfüllbar geworden.		
Ziel	Die schnelle und möglichst automatische Erzeugung der sowohl den Zeitaufwand als auch die Ergebnisqualität sehr wesentlich bestimmenden Rechennetze, die unabdingbare Voraussetzung für die Anwendung numerischer Methoden (Lösung der Euler- / Navier-Stokes-Gleichungen) sind, ist Ziel dieser Arbeiten. Das Programmpaket, das entsprechende Monoblock Raumgitter von nicht zu komplexen Konfigurationen in H-H- oder H-O-Topologie erstellt, kommt ohne zeitaufwendige Erstellung von Zusatzprogrammen oder sonstigen Vorabdefinitionen seitens des Benutzers aus.		
Lösungsweg	Erfassung und Aufbereitung von beliebigen Körperkonturen für den Netzgenerator mittels bikubischen Bezier-Splinefunktionen; Vorgabe der Gitter-Randbedingungen aufgrund der Strömungs-Randbedingungen; automatische Verdichtung von Körpernetzlinien in Bereichen hoher Geometriegradienten; Anwendung verschiedener Differentialgleichungssysteme, wobei sich ein Poisson-System mit exponentieller Erweiterung (nach A. Eberle & Bissinger) bewährt hat.		
Ergebnis	Gute Beeinflussung der Zellformen und -größe vom Körper Rand weg zum Fernfeldrand. Spätere, durch die vom Entwurfsprozeß vorgegebenen Geometrieänderungen notwendig gewordene Neuerstellungen des Raumnetzes, kann dieses Programm vollständig automatisch durchführen.		

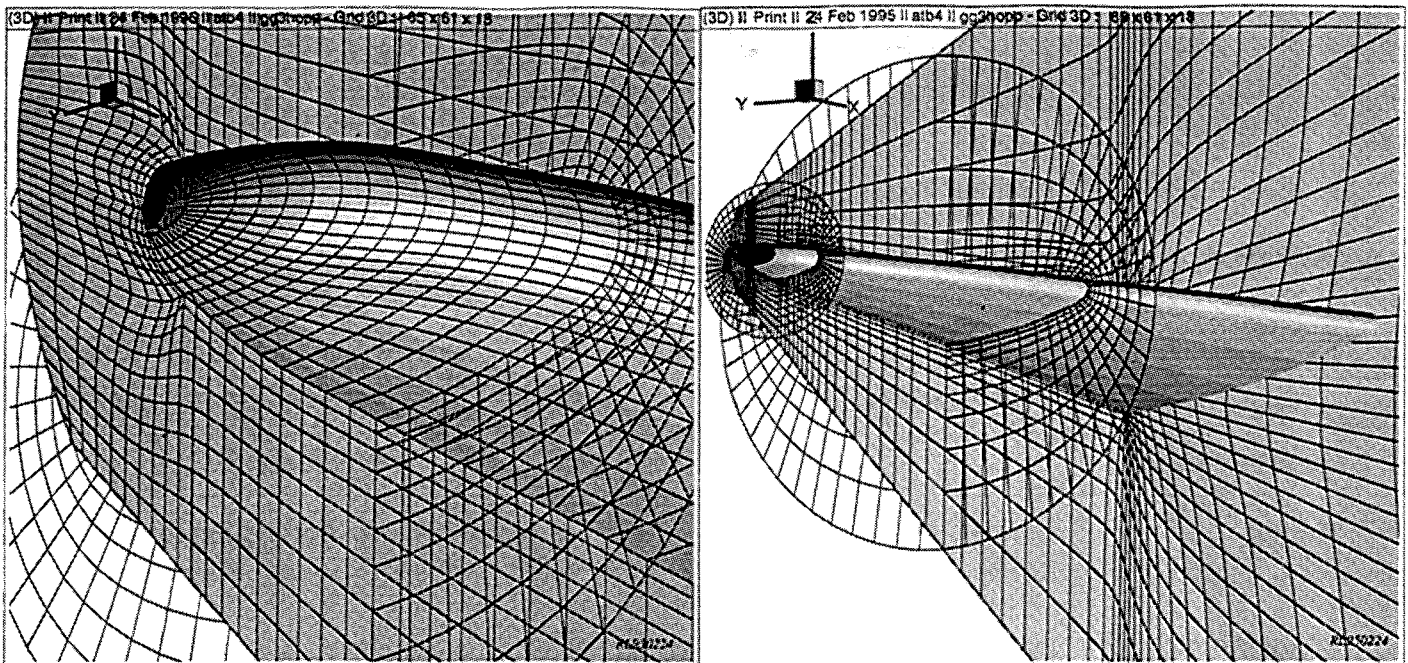


Bild 1: 3D-Netz um die Hyperschallkonfiguration "Antibes" (Körperoberfläche mittels diskreter Punkte vorgegeben) unter Berücksichtigung der Strömungsrandbedingungen ($\alpha = 10^\circ$, $Ma = 10$).

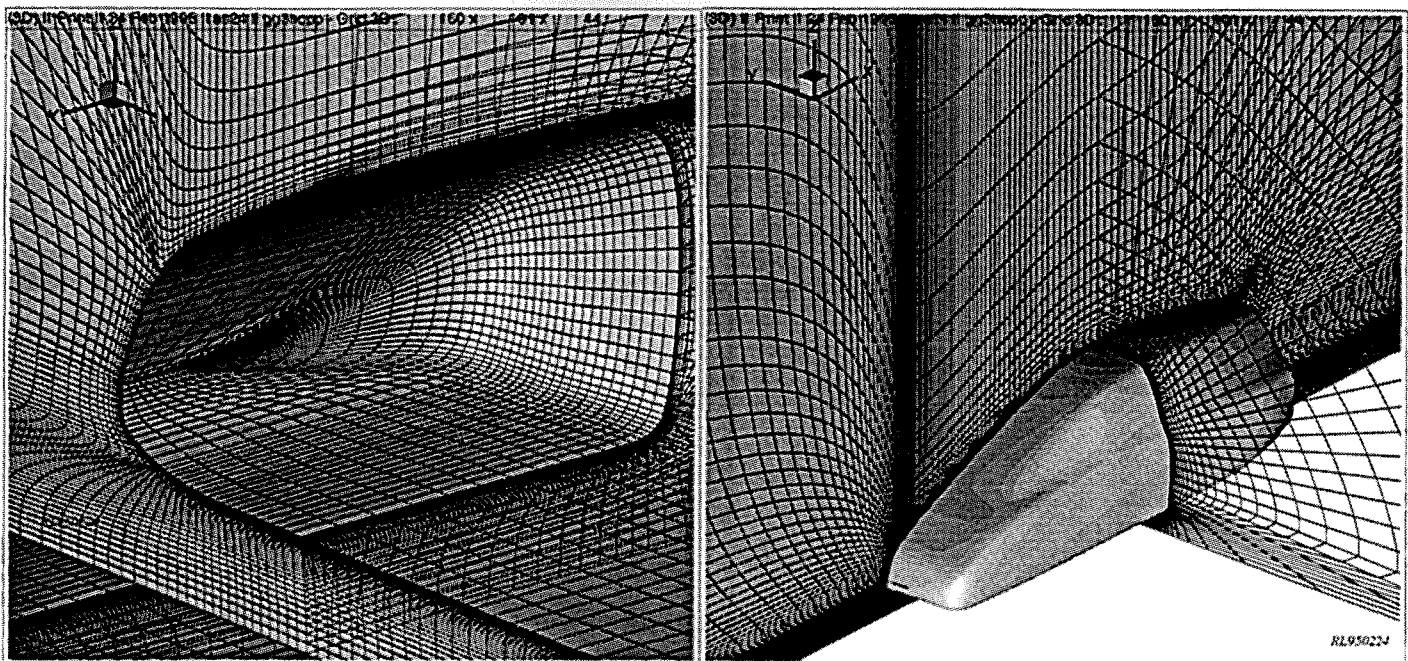


Bild 2: 3D-Netz um eine Automobil-Grundkonfiguration ASMO II (Quelle: Mercedes-Benz).

Literatur

- S. Wagner, R. Wirtz: *Numerical Methods for Aerodynamic Design*, 2. Space Course on Low Earth Orbit Transportation, 11 - 22 October 1993, München.
- R. Lösch, S. Wagner: *A Fast and Flexible Mesh-Generation-System For Non-Complex Configurations*, Computational Fluid Dynamics '94, 2nd European Computational Fluid Dynamics Conference, 5. - 8. September 1994, Stuttgart, John Wiley & Sons.
- A. Eberle: *Numerische Elemente für Demonstrator-Nachrechnungen mit einem neuen Euler-Verfahren*, MBB-UFE-Aero-MT-832, 1989, Ottobrunn.

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 Strömungsrandbedingungen bei der Netzgenerierung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. M. Oevermann, Dr. K. Hannemann		
Institution	DLR Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551)-709-2426
		Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

Prof. Dr. N. Peters, Institut für Allgemeine Mechanik, RWTH Aachen
Dr. H. Cieski, Dr. M. Oschwald, DLR Institut für chemische Antriebe, Lampoldshausen

Thema

Numerische Simulation der Wasserstoffverbrennung in einer Überschall-Luftströmung

Ausgangssituation

Luftatmende Antriebe stellen für zukünftige wiederverwendbare Hyperschall-Antriebskonzepte eine wirtschaftliche Alternative zu herkömmlichen Raketenantrieben dar. Der Vorteil dieser Technik liegt in der Fähigkeit den Atmosphärensauerstoff als Oxidator auszunutzen, der somit nicht mehr mitgeführt werden muß. Bei hohen Flugmachzahlen weist die Überschallverbrennung geringere Verluste gegenüber der Unterschallverbrennung auf.

Ziel

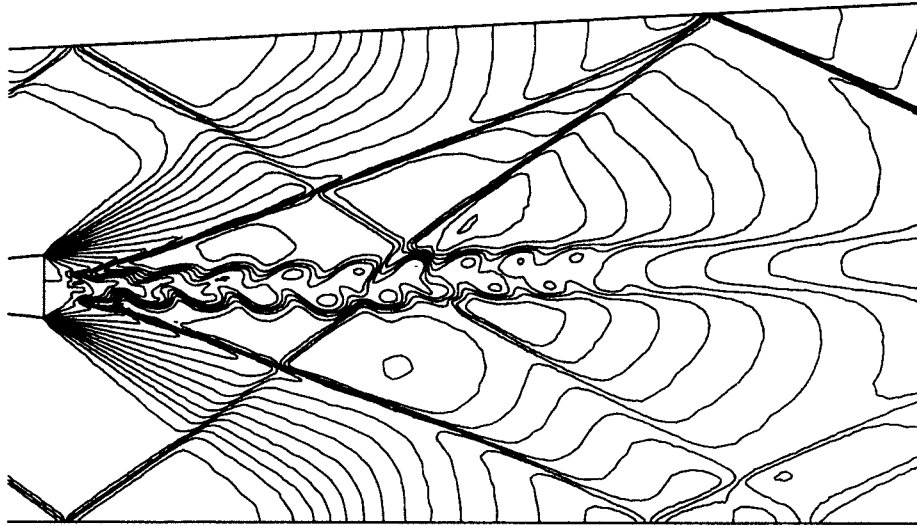
Entwicklung eines numerischen Verfahrens zur Berechnung turbulenter Verbrennungsprozesse

Lösungsweg

Erweiterung des DLR- τ -Codes [1] (explizites Finite-Volumen-Upwind-Verfahren auf unstrukturierten Gittern) für chemisch reagierende Strömungen. In einem ersten Schritt wurde dazu ein allgemeines chemisches Gleichgewichtsmodul auf Basis der Minimierung thermodynamischer Potentiale in den Code implementiert. Desweiteren wurde das Verfahren für den Fall des chemischen Nichtgleichgewichts erweitert und ein reduziertes Reaktionsschema für Wasserstoff eingebaut. Die Ergebnisse sollen mit Meßdaten verglichen werden.

Ergebnis

Das Bild zeigt Isodichtelinien in einer Überschallversuchsbrennkammer der DLR-Lampoldshausen bei einer $Ma = 2$ Anströmung ohne Verbrennung [2]. Aus der Basis des Keils wird Wasserstoff parallel zur Hauptströmung mit $Ma = 1$ eingespritzt.



Literatur

- [1] T. SONAR, On the design of an upwind scheme for compressible flow on general triangulations, Numerical Algorithms 404(1993).
- [2] R. GUERRA, W. WAIDMANN, C. LAIBLE, An Experimental Investigation of the Combustion of a Hydrogen Jet Injected Parallel in a Supersonic Air Stream, AIAA-91-5102.
- [3] N. PETERS, Laminar Diffusion Flamelet Models in Non-Premixed Turbulent Combustion, Prog. Energy Combust. Sci., Vol 10.

Weiteres Vorgehen

Implementierung eines Turbulenzmodells für die Strömung und eines laminaren Flameletmodells [3] zur Berechnung der turbulenten Verbrennung. Validierung des Verfahrens anhand von Meßdaten des DLR-Instituts für chemische Antriebe in Lampoldshausen.

Mitteilung

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

☒ Laminar-Turbulente Transition

☒ Instationäre Strömungen

☐ Turbulenz

Projektgruppe/ Anwendungsbereich:

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

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon (0711) 685-3432

Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Numerische Untersuchungen zur Physik 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. Erste Ergebnisse haben bereits gute qualitative Übereinstimmung mit Experimenten gezeigt.

Ziel Durch die direkte numerische Simulation soll ein detaillierter Einblick in die instationären Strömungsvorgänge gewonnen werden. Hieraus und aus einem tieferreichenderen Verständnis der hydrodynamischen Instabilität der laminaren Ablöseblasen, das wir aus Stabilitätsberechnungen und aus verschiedenen numerischen Simulationen 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 jedoch mit dem neuen Verfahren in der Lage auch dreidimensionale Störungen zu berücksichtigen und somit weitreichendere Einblicke in die Turbulenzentstehung und das turbulente Wiederanlegen der abgelösten Grenzschicht zu erhalten.

Für eine durch plötzlichen Druckabfall am oberen Rand des Integrationsgebiets erzeugte laminare Ablöseblase (Bild 1) wurden Testrechnungen mit verschiedenen Kombinationen zwei- und dreidimensionaler Störungen durchgeführt: sehr kleine 2D und 3D Störampplituden (Fall **L**), kleine 2D und sehr kleine 3D Störungen (Fälle **F/S**) sowie kleine 3D Störungen (Fall **O**). Die Fälle wurden so gewählt, daß Vergleiche mit der linearen Stabilitätstheorie (Primärinstabilität, Fall **L**) und der Sekundärinstabilität (Floquet-Theorie) durchgeführt werden können. Die Fälle **F** und **S** simulieren Sekundärinstabilität in Form von fundamentaler bzw. subharmonischer Resonanz. Bei Fall **O** handelt es sich um eine Untersuchung des durch schräglaufende Wellen eingeleiteten Umschlagstyps (*Oblique breakdown*).

Im **Fall L** wurde eine sehr gute quantitative Übereinstimmung mit der linearen Stabilitätstheorie beobachtet (vergl. anfängl. Verhalten in Bild 2a). Man kann daraus schließen, daß nichtparallele Effekte und Rückströmungseffekte an der Wand nur eine untergeordnete Rolle spielen. In den **Fällen F und S** (Bild 2a) tritt durch Sekundärinstabilität zunächst eine starke Anfachung dreidimensionaler Störungen auf, die dann aber plötzlich endet, nachdem die zweidimensionalen Störungen sich auf hohem Amplitudenniveau sättigen. Die Sekundärinstabilität scheint daher im Gegensatz zur Grenzschicht ohne Ablösung eine untergeordnete Rolle bei der Turbulenzentstehung zu spielen.

Fall O (Bild 2b) zeigt starkes Anwachsen sämtlicher 3D Störungen durch nichtlineare Interaktion und Sättigung der Störungen auf einem hohen Niveau. Für diesen Fall erhält man die beste Übereinstimmung der wiederanliegenden Strömung aller untersuchten Fälle mit experimentellen Ergebnissen.

Bild 1: Integrationsgebiet zur numerischen Simulation einer laminaren Ablöseblase.

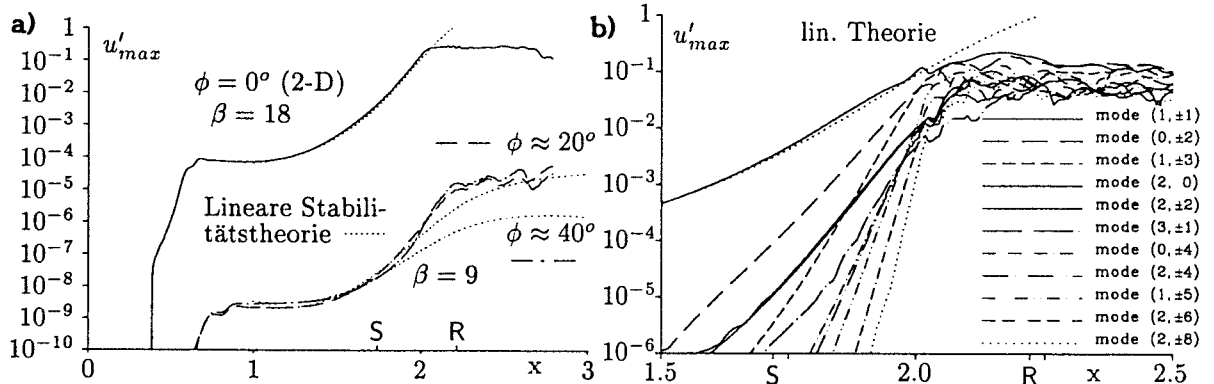
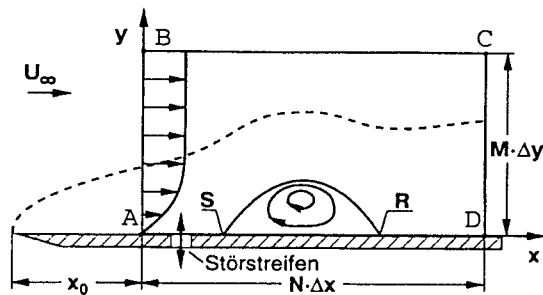


Bild 2: Störungswachstum in einer Plattengrenzschicht mit lokaler Ablösung (β =Frequenz, ϕ =Schräglauferwinkel). a) subharmonische Sekundärinstabilität. b) Interaktion zweier schräglaufer Wellen.

Literatur

- Gruber, Dissertation Universität Stuttgart, 1987.
 Rist, Proc. IUTAM-Symp. Potsdam, NY 1993, Springer-Verlag, 1994.
 Maucher, Rist & Wagner, Proc. ECCOMAS '94, J. Wiley & Sons, 1994.
 Rist, Maucher, Wagner, Tagungsband STAB-Symposium, Erlangen, 1994.

weitere Vorgehen Wiederholung der Untersuchungen bei vergrößerter Reynoldszahl (verlängerte Laufstrecke bis zur Grenzschichtablösung). Detaillierte Untersuchung des plötzlichen Zusammenbruchs der Sekundärinstabilität durch Visualisierung und Vergleich mit Stabilitätsberechnungen. Steigerung des Druckgradienten in Strömungsrichtung. Untersuchungen zur absoluten bzw. globalen Instabilität der abgelösten Strömung.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Friedemann Unger

Institution ASC GmbH

Adresse Münchner Straße 3
D-83607 Holzkirchen

Telefon (08024) 8852
Telefax (08024) 49304
e-mail fu@ascg.isar.de

Thema Einbau eines Reynoldsspannungs-Turbulenzmodells in das CFD-Programm **TASCflow**.

Ausgangssituation Es liegt die neueste Version des CFD-Programms **TASCflow** vor. Diese Version basiert auf unstrukturierten Rechengittern und verwendet bisher zur statistischen Turbulenzmodellierung ein k - ε -Modell.

Ziel Implementierung eines Reynoldsspannungs-Turbulenzmodells, das in einer zukünftigen Programmversion auch im industriellen Einsatz robuste und zuverlässige Berechnungen komplexer Strömungsvorgänge ermöglichen soll. In Strömungssituationen, in denen das bisher eingesetzte k - ε -Turbulenzmodell Schwächen aufweist, soll eine Verbesserung erzielt werden.

Lösungsweg Am Anfang der Arbeiten steht die Erstellung einer ausführlichen theoretischen Dokumentation der zur Verfügung stehenden Reynoldsspannungs-Turbulenzmodelle. Im nächsten Schritt wird eine einfache skalare Transportgleichung in das existierende Programm eingebaut. Damit können programmspezifische Problemstellungen ausgetestet werden. Auf der Basis dieser Gleichung können dann die neuen Transportgleichungen für die Komponenten des Reynoldsspannungstensors und des turbulenten Wärme-flußvektors sowie die Dissipationsrate implementiert werden. Das Durchlaufen eines fest vorgegebenen Testplans ermöglicht danach schrittweise eine Validierung der Implementierung. Abschließend soll das neue Turbulenzmodell auf Robustheit, Speicherplatz und Rechengeschwindigkeit hin optimiert und fest in der neuesten Programmversion verankert werden.

Ergebnisse Erste Testrechnungen homogener Strömungen mit dem neuen Turbulenzmodell sind abgeschlossen.

Literatur B. E. Launder, G. J. Reece und W. Rodi. *Progress in the development of a Reynolds-stress turbulence closure*. J. Fluid Mech, 68, 537-566, 1975.
S. Obi. *Berechnung komplexer turbulenter Strömungen mit einem Reynolds-Spannungs-Modell*. Dissertation, Erlangen, 1991.
M. J. Raw, P. F. Galpin, B. R. Hutchinson, G. D. Raithby and J. P. Van Doormaal. *An Element-Based Finite-Volume Method for Computing Viscous Flows*. Submitted for publication to the International Journal for Numerical Methods in Fluids.

Datum 6. Februar 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik	
Ansprechpartner	Dr. Uwe Brummund Dr. Winfried Waidmann	
Institution	DLR, Forschungszentrum Lampoldshausen, EN-RA	
Adresse	Langer Grund 74239 Hardthausen a.K.	Telefon: (06298) 28532 Telefax: (06298) 28408
weitere Partner	-	
Thema	Laserspektroskopische Strömungsvisualisierung (Rayleighstreuung, Laser-Induzierte Fluoreszenz) an einer Überschall-Staustrahlbrennkammer	

Ausgangssituation

Nur der Einsatz zeitlich und räumlich hochauflösender und berührungsloser Meßverfahren erlaubt die instantane Visualisierung hochturbulenter Strömungen. Laserspektroskopische Verfahren wie z.B. die Laser-Induzierte Fluoreszenz (LIF)^[1], die Rayleighstreuung^[2] und Spontane Ramanstreuung^[3] werden immer häufiger zur Messung turbulenter Flammen und Strömungen eingesetzt. Insbesondere die Möglichkeit zweidimensionaler Messungen in einer Ebene des Strömungsfeldes eröffnet völlig neue Einsichten und Erkenntnisse in das komplexe Geschehen einer Überschallstaustrahl-Brennkammer.

Ziel

Einsatz des UV Lasersystems und Strömungsvisualisierung an der Überschall-Staustrahlbrennkammer am Prüfstand M11.

Lösungsweg

Zunächst mußte das UV-Lasersystem und der optische Aufbau an die rauen Prüfstandsbedingungen eines Staustrahltriebwerkes angepaßt werden. Trotz hoher akustischer Belastungen (>120 dB) und starker mechanischer Vibrationen konnten laseroptische Messungen erfolgreich durchgeführt werden. Anschließend wurden mittels zweidimensionaler LIF und Rayleighstreuung instantane und gemittelte Strömungsbilder mit und ohne Verbrennung aufgenommen.

Ergebnis

Die Abbildung 1 zeigt eine zweidimensionale Einzelpuls-LIF-Aufnahme am OH. Dieses Radikal ist ein Indikator für die in der Brennkammer vorhandene Reaktionszone. Sehr gut sind die hochturbulenten, großskaligen Strukturen innerhalb der Brennkammer zu erkennen, die mit einfacheren optischen Verfahren wie z.B. Spontane OH-Fluoreszenz (Line-of-Sight Methode) nicht zu erkennen sind.

Die Abbildung 2 zeigt eine zweidimensionale single-shot Rayleigh-Aufnahme ohne Verbrennung. Das System von Stößen und Shocks innerhalb der Brennkammer ist selbst im Einzelschuß klar zu erkennen. Das mäanderförmige Vermischen von H_2 mit der Umgebungsluft ist auf der Mittellinie der Brennkammer deutlich zu erkennen. Prinzipiell sind mit diesem Verfahren auch zweidimensionale, quantifizierbare Dichteverteilungen meßbar.

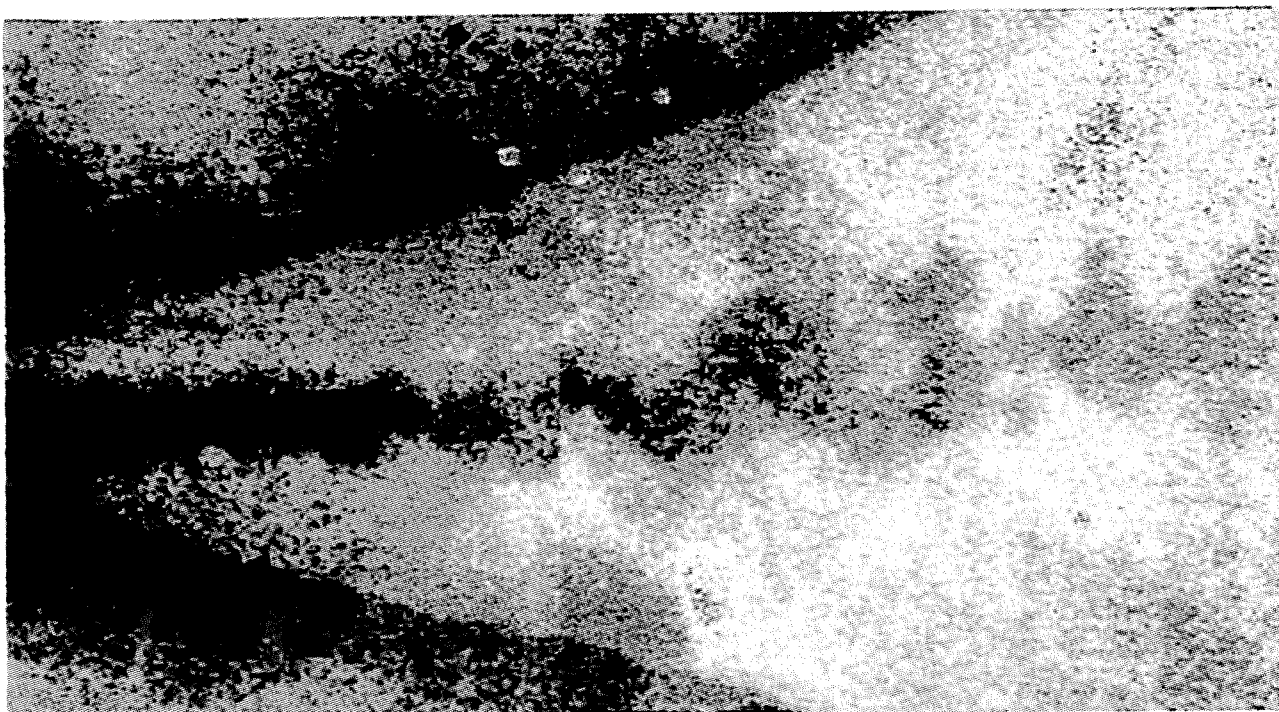
Literatur

- [1] T.M. Quagliaroli et al. G. Laufer, S.D. Hollo, R.H. Krauss, R.B. Whitehurst III, and J.C. McDaniel, J.Prop. and Power Vol.10, No.3, 377-381, 1994
- [2] R.L. McKenzie, J. Spacecraft Vol.26, No.1, 56-64, 1989
- [3] G.Grünfeld, V.Beushausen, P.Andresen, W.Hentschel Appl.Phys. B 58, 333-342, 1994



Abbildung 1:
Single-shot OH-LIF Image innerhalb der Staustahl
Brennkammer
(Strömungsrichtung von links nach rechts)

Abbildung 2:
Single shot Rayleigh Image
(Strömungsrichtung von links nach rechts)

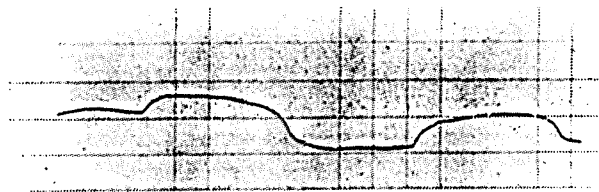


Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik	
Ansprechpartner	Dr. K. Graichen Dr. R. Eschenhagen	
Institution	Technische Universität Berlin Hermann-Föttinger-Institut	
Adresse	Müller-Breslau-Straße 8 10623 Berlin	Telefon (030) 314 24531 Telefax (030) 314 21101
weitere Partner	GFaI, Projektgruppe MSH, Dr. Witzmann DLR, Institut für Strömungsmechanik, Dr. Kreplin, Dr. Rosemann	
Thema	Entwicklung spezieller Multisensor-Heißfilmfolien	
Ausgangssituation	Die Leitungsstrukturen konventioneller Heißfilmarrays verursachen bei speziellen Grenzschnittströmungen Störungen in der wandnahen Strömungsstruktur aufgrund ihrer Wirkung als Rauigkeitserhebung /1/. Daneben beschränkt bisher die relativ große Breite der Zuleitungen zu den eigentlichen Sensorelementen die optimale Platzierung einer Vielzahl von Sensoren.	
Ziel	Durch Einbetten von Leitungsstrukturen in die Trägerfolie wird die mittlere Rauigkeit von Heißfilmarrays deutlich verringert. Durch die Einbettung der Sensorzuleitungen kann außerdem deren Seitenverhältnis (Breite/Dicke) von gegenwärtig $\approx 10^3$ so verändert werden, daß die bisher oft begrenzende Leitungsbreite stark verkleinert werden kann, ohne den Zuleitungswiderstand zu erhöhen.	
Lösungsweg	Bei der Fertigung der speziellen Heißfilmarrays wird ein patentiertes Verfahren mit verschiedenen fotolithografischen und PVD-Verfahrensschritten eingesetzt. Eine besondere Flexibilität in der Anordnung von Sensoren und Zuleitungen erreicht man durch den Einsatz einer rechnergestützten Laserschneidanlage für die Maskenfertigung.	

Ergebnis

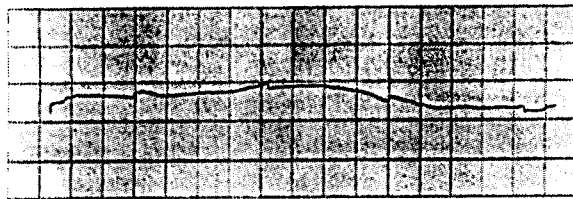
Es liegen Probeexemplare verschiedener Heißfilmmarrays vor. Systematische Untersuchungen betreffen Langzeitstabilität, Grenzfrequenz und Kalibrationscharakteristika. Mikroskopische Untersuchungen und Tastschnittmessungen belegen, daß die mittlere Rauigkeit von Heißfilmfolien mit versenkten Zuleitungen deutlich geringer ist als die konventioneller Folien (s. Bild 1).



unversenkte Zuleitungen

Horizontal:
250 μm

Vertikal:
5 μm



versenkte Zuleitungen

Bild 1: Tastschnittmessung über Sensorzuleitungsstruktur bei versenkten und unversenkten Zuleitungen

Literatur

Kreplin/Höhler: Möglichkeiten und Anwendungen der Oberflächenheißfilm-Technik.

9. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung",
Erlangen, 1994.

weiteres Vorgehen

Einsatz verschiedener Sensoren bei Nutzmessungen.

Projektgruppe/**Fachkreis**

Meßtechnik

Ansprechpartner

Dr. R. Kramer; Dr. H. Müller und Dir. und Prof. Dr. D. Dopheide

Institution

Physikalisch-Technische Bundesanstalt

AdresseLaboratorium für Strömungsmeßtechnik (1.31), Tel. (0531) 592-1331
Bundesallee 100, 38116 Braunschweig Fax (0531) 592-9292**weitere Partner****Thema:**

Zweikomponenten-LDA mit Richtungserkennung und trägerfrequenter Signalkomponententrennung auf Basis abstimmbarer Festkörperlaser

Ausgangssituation

Für die Erfassung von mehreren Geschwindigkeitskomponenten in Strömungen werden meist LDA-Systeme verwendet, die mit Hilfe eines leistungsstarken Multilini-Argon-Ionen Lasers unterschiedlich orientierte, chromatisch trennbare Streifensysteme im Meßvolumen erzeugen. Die Farbtrennung der Komponenten und die Frequenzshifterzeugung mit Braggzellen führt bei derartigen Systemen zu einem hohen konstruktiven Aufwand und einer komplizierten Justage. Durch den Einsatz von abstimmbaren Halbleiter-Lasern bzw. von diodengepumpten Festkörperlasern besteht die Möglichkeit zum Aufbau kompakter Laser-Doppler-Anemometer mit trägerfrequenter Richtungserkennung, die bisher für einkomponentige Systeme vorgestellt wurden [1].

Ziel

Realisierung von zweikomponentigen Laser-Doppler-Anemometern mit Trägerfrequenz-techniken zur Richtungserkennung und Signalkomponententrennung durch Nutzung der optischen Frequenzdifferenzen von drei abstimmbaren Festkörper-Lasern

Lösungsweg

Mit drei abstimmbaren Lasern werden im Meßvolumen drei Streifensysteme erzeugt, die eine Messung von drei linear abhängigen Geschwindigkeitskomponenten ermöglichen.

Die Differenzfrequenzen der drei Emissionsfrequenzen der Laser f_1 , f_2 und f_3

$$f_{SH1} = f_2 - f_1 \quad f_{SH2} = f_1 - f_3 \quad f_{SH3} = f_2 - f_3 \quad (1)$$

entsprechen den Shiftfrequenzen von LDA mit Braggzellen und lassen sich durch Überlagerung von Teilstrahlen auf einem Referenzempfänger detektieren und durch Regelkreise stabilisieren (Bild 1).

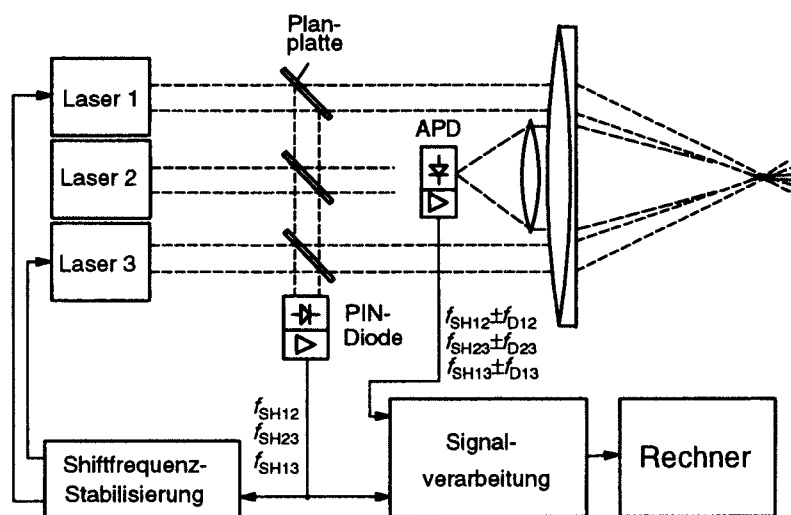


Bild 1 Zweikomponenten-LDA mit Frequenzshift auf Basis von drei Festkörper-Lasern

Eine Trennung bzw. Zuordnung der Signalanteile zu den einzelnen Interferenzfeldern erfolgt trägerfrequent indem, wie in Bild 2 angedeutet, für jede Komponente Signalfrequenzbereiche

festgelegt werden, die sich nicht überschneiden. Die Bandbreite der Signalfrequenzbereiche richtet sich einerseits nach den zu erwartenden Dopplerfrequenzen und andererseits nach den Emissionslinienbreiten bzw. Frequenzfluktuationen der eingesetzten Laser. Die Emissionslinienbreiten erfordern zudem angepasste Signalverarbeitungskonzepte. Während bei Einsatz von Nd:YAG-Ringlasern wegen der geringen Linienbreiten für die Erfassung der Signalburs im Zeitbereich Transientenrekorder eingesetzt werden können, erfordern die demgegenüber großen Linienbreiten von Monomode-Laserdioden Heterodynsignalverarbeitungstechniken zum Eliminieren der Shiftfrequenz bei gleichzeitigem Erhalt der Richtungsinformation durch die Erzeugung eines Quadratursignalpaares /2/.

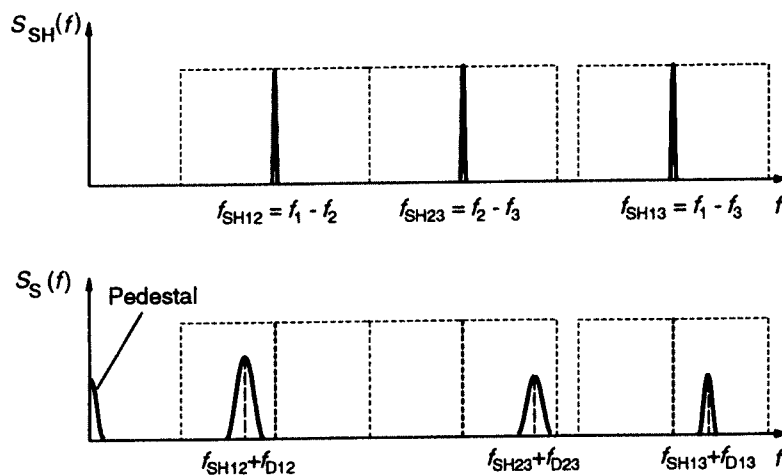


Bild 2 Referenzsignalspektrum S_{SH} und Burstspektrum S_S des Zweikomponenten-LDA

Ergebnis

Das mit 300 mW-Nd:YAG-Ringlasern aufgebaute LDA-System zeichnet sich durch eine kontinuierliche Shiftfrequenzeinstellung und eine einkanale Erfassung der drei Signalkomponenten aus. Mit einem zweiten Transientenrekorderkanal wird zeitgleich mit den Bursts das Referenzsignal erfaßt und eine rechnergestützte Shiftfrequenzstabilisierung realisiert. Durch Aufnahme von Modenkarten handelsüblicher Monomode-Laserdioden mit Ausgangsleistungen bis 40 mW bei 830 nm wurden drei Laserdioden selektiert und mit Differenzfrequenzen < 600 MHz betrieben. Die Auswertung der Signalkomponenten mit einer Bandbreite von jeweils ca. 100 MHz erfolgt mit Rückmischtechniken zur Erzeugung von Quadratur-Signalpaaren, die eine Richtungserkennung gestatten.

Literatur:

- /1/ Dopheide, D.; Müller, H.; Többen, H.; Arndt, V.; Strunck, V.; Wang, H.; Kramer, R.: New frequency shift techniques in laser anemometry using tuneable semiconductor lasers and solid state lasers. In: MODERN TECHNIQUES AND MEASUREMENTS IN FLUID FLOWS, International Academic Publishers, proceedings of the 2nd International Conference on Fluid Dynamic Measurement and its Applications, Beijing, China, October 19-22, 1994, S. 3-19
- /2/ Müller, H.; Czarske, J.; Kramer, R.; Többen, H.; Arndt, V.; Wang, H.; Dopheide, D.: Heterodyning and Quadrature Signal Generation: Advantageous Techniques for Applying New Frequency Shift Mechanisms in Laser Doppler Velocimetry. Seventh international symposium on applications of laser techniques to fluid mechanics, Lisbon, Portugal, July 11-14, 1994, Conference proceedings Volume II, 23.3.1 - 23.3.8

Weiteres Vorgehen

Es ist vorgesehen die Signalauswertetechniken und die konstruktive Gestaltung der Aufbauten zu optimieren und die Streifensysteme im Meßvolumen bezüglich ihrer Parallelität und Stabilität zu untersuchen. Darüber hinaus wird an dem Einsatz neuartiger Laserquellen gearbeitet um die relativ hohen Kosten für diodengepumpte Festkörperlaser bzw. die aufwendige Vermessung und Auswahl vergleichsweise kostengünstiger Monomode-Laserdioden zu umgehen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln / Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Arne Seitz

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2888

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Einsatz von Multi-Sensor-Oberflächenheißfilmfolien zur Detektierung von Tollmien-Schlichting Wellen im Freiflugversuch

Ausgangssituation

Trotz umfangreicher experimenteller und theoretischer Untersuchungen auf dem Gebiet der Transitionsforschung fehlen bis heute klare Aussagen über den tatsächlichen Störungszustand von Grenzschichten in technisch relevanten Fällen. Für die Validierung und Anwendung (Anfangswerte!) verbesserter Methoden zur Transitionsvorhersage im ingenieurgemäßen Entwurf ist aber gerade die Kenntnis sämtlicher Parameter zur Beschreibung auftretender Störungen notwendig.

Ziel

Ziel ist es, die Parameter von Tollmien-Schlichting Wellen (Frequenz, Wellenlänge, Ausbreitungsrichtung, Anfachungsrate, Gruppengeschwindigkeit) in einer Tragflügelgrenzschicht unter realistischen Bedingungen (d.h. im Freiflug) bei natürlicher und erzwungener Anregung zu messen.

Lösungsweg

Zur Zeit erscheinen Oberflächenheißfilmfolien als die geeigneten Sensoren zur angesprochenen Detektierung der Parameter von Tollmien-Schlichting Wellen, denn einerseits lassen sich großflächige Arrays aus einer Vielzahl (hier: bis zu 64) Sensoren verwirklichen, andererseits haben Voruntersuchungen auf Grundlage der Ergebnisse von Hitzdrahtmessungen am Flugversuchsträger LFU 205 sowie der Anwendung von Methoden der linearen Stabilitätstheorie gezeigt, daß Heißfilme empfindlich genug sind, die im Bereich der instabilen, laminaren Grenzschicht (bei Amplitudenverstärkungen von etwa $N=6$ bis $N=11$) zu erwartenden Schubspannungsfuktuationen aufzunehmen. Nach Aufbereitung (Mittelung, Filterung) der simultan aufgenommenen Zeitschriebe aller Sensoren lassen sich dann durch geeignete Auswerteverfahren (mehrdimensionale schnelle Fourier Transformation) die gewünschten Parameter der Tollmien-Schlichting Wellen errechnen.

Literatur

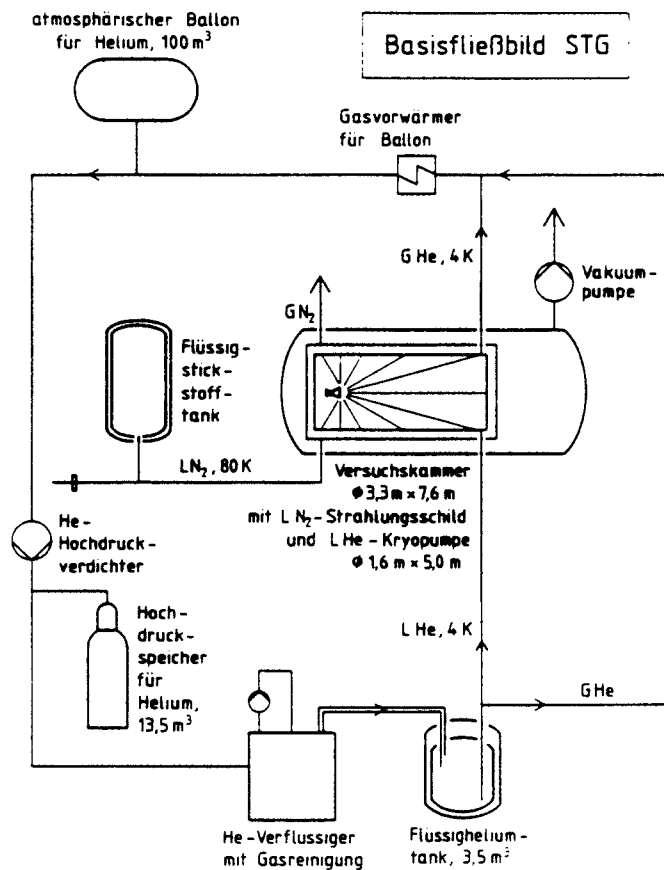
- [1] S.J. Miley, K.H. Horstmann: Data Report of Flight and Wind-Tunnel Investigations of Tollmien-Schlichting Waves on an Aircraft Wing, DLR IB-129-91/18

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen		
Ansprechpartner	Dr. Georg Dettleff		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	0551 - 709-2434 -2801
		Telefax	0551 - 709-2800
weitere Partner			
Thema	Simulationsanlage für Treibstrahlen in Göttingen, STG		
Ausgangssituation	Zur Untersuchung des verdünnten Strömungsbereichs von Abgasstrahlen aus Raumfahrzeugtriebwerken ist es notwendig, während des Feuerns ein Vakuum mit $\lesssim 10^{-5}$ mbar zu halten. Dies ist in den vorhandenen Anlagen nicht möglich.		
Ziel	Bau einer Vakuumanlage, in der beim Feuern von Triebwerken ein Druck von $\sim 10^{-5}$ mbar gehalten werden kann.		
Lösungsweg	Der Versuchsraum (Expansionsraum des Abgasstrahls) wird vollständig von Kaltwänden (Kryopumpe) eingeschlossen, die mit Hilfe von flüssigem Helium auf einer Temperatur von ca. 4 K gehalten werden. Dadurch können alle im Abgasstrahl enthaltenen Gaskomponenten einschließlich Wasserstoff gepumpt werden.		

Ergebnis

- o Erarbeitung der Funktionsgrundlagen
- o Erstellung der Ausschreibungsunterlagen und Auftragsvergabe
- o Herrichtung des Gebäudes und Installation der Anlage



Literatur

G. Dettleff, J.-Th. Meyer,
"The DLR-Plume Simulation Facility."
International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes,
ESA SP-304, September 1990.

Georg Dettleff, Jens-Thomas Meyer, Wolfgang Wüstefeld,
"The New DLR-High Vacuum Plume Test Facility."
Proc. Intern. Conference on Spacecraft Propulsion (ESA/CNES),
Toulouse 1994.

weitere Vorgehen

Inbetriebnahme, anschl. Anlaufbetrieb.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Anlagen

Ansprechpartner

Dr. G. Hefer

Institution

European Transonic Windtunnel GmbH (ETW)

Adresse

Ernst-Mach-Straße
51147 Köln

Telefon

(02203)-609-120

Telefax

(02203)-609-124

weitere Partner

Thema

Inbetriebnahme und Kalibrierung des ETW

Ausgangssituation

Nach der nominellen Fertigstellung des ETWs begannen 1993 die Inbetriebnahme und die Kalibrierung des Windkanals.

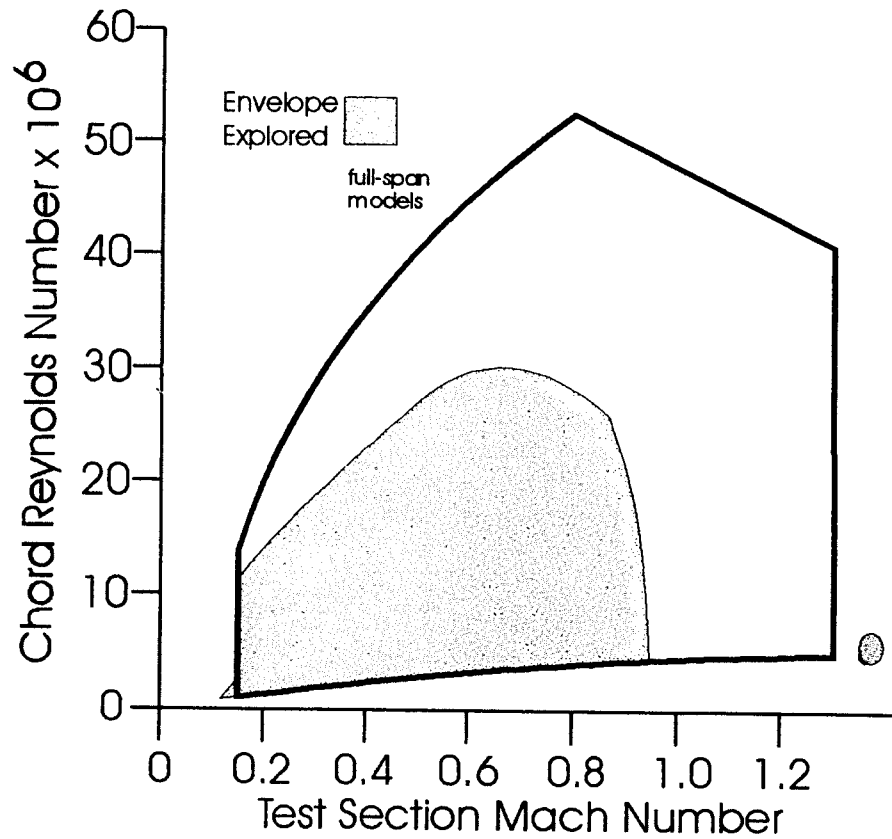
Ziel

Der ETW ist ein Kryowindkanal ($T_0 = 90\text{K} \div 313\text{K}$, $p_0 = 1,15 \text{ bar} \div 4,5 \text{ bar}$) mit einer Vielzahl komplizierter Subsysteme. Ziel der Aktivitäten ist es, die operationelle Zuverlässigkeit auf einen hohen Stand zu bringen und die aerodynamischen Eigenschaften des Kanals kennenzulernen.

Lösungsweg

Die folgenden Meßmethoden werden eingesetzt:

- zur Bestimmung der Temperaturverteilung ein in der Ruhekammer aufgespanntes Drahtgitter mit 40 Meßstellen und ein Drehrechen in der Meßstrecke,
- zur Bestimmung von Druckverteilungen eine lange, in die Düse reichende und eine kurze Lanzensonde sowie Druckbohrungen an den Meßstreckenwänden; der Drehrechen wird zusätzlich zur Bestimmung von Drücken im Modellvolumen und zur Messung des Turbulenzgrads benutzt.
- Zum Testen von Waagen und weiterer modellgebundener Meßgeräte steht ein Referenzmodell zur Verfügung.



Figur: ETW Testenveloppe

Das Diagramm zeigt den z.Z. in Betrieb befindlichen Bereich im Ma, Re-Diagramm.

Literatur

- Tizard, J.A., Prieur, J., Bouis, X.
Technical Excellence and Productivity - The ETW Challenge.
Proceedings Conference on Windtunnels and Windtunnel Test Techniques.
pp 19.1 - 19.17 Southampton, U.K. 1992

weiterees Vorgehen

- Quest, J.
ETW Shakedown Tests and Preliminary Calibration Results
18th AIAA Aerospace Ground Testing Conference, June 20-23, 1994,
Colorado Springs, CO, Paper AIAA 94-2513

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

ANLAGEN

Ansprechpartner R. M. Krek, G. Eitelberg

Institution Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt DLR,
Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Aerothermodynamik, SM-SK-ATD

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551) 709 2476
Telefax (0551) 709 2870

weitere Partner

Thema Hochenthalpiekanal Göttingen, HEG

Ausgangssituation To conduct experiments on re-entry vehicles in a wind tunnel, the freestream must be characterised in order to fully understand the flowfield about the model. In the case of the HEG facility, characterisation of the nozzle exit flow is complicated by the chemical non-equilibrium conditions that exist in the freestream.

Ziel The aim is to calibrate the HEG nozzle at four test conditions.

Lösungsweg The HEG nozzle was calibrated at four conditions, two diaphragm burst pressures, $p_B = 50$ & 100 MPa and two nozzle reservoir enthalpies $h_s \approx 14$ & 21 MJ/kg. The HEG nozzle was calibrated by the use of a pitot pressure rake, combined with a stagnation point heat transfer rake and a small boundary layer pitot pressure rake was also utilised. The aim was to operate the HEG facility in a tailored mode in order to obtain flow conditions that were constant in time.

Ergebnis The HEG facility was calibrated at four test conditions, $p_B = 50$ & 100 MPa and $h_s \approx 14$ & 21 MJ/kg. The facility was operated in a tailored mode, with approximately 2 - 3 ms of constant nozzle reservoir pressure measured. In the test section, a test time of approximately 1 ms was measured. Nozzle profiles for the pitot pressure and stagnation point heat transfer, on a 10 mm radius sphere, were measured for each of the four conditions. A useful test core of about 500 and 600 mm in diameter for $p_B = 50$ & 100 MPa, respectively, was measured. Unfortunately, no heat flux profiles for the 100 MPa burst pressure conditions were able to be measured, due to contamination of the probes.

The pitot pressure nozzle profile for Condition III, $p_B = 50$ Mpa and $h_s \approx 13$ MJ/kg, is plotted in figure 1. From the figure it can be seen that the test condition is repeatable, with little of no axial variation observed. The remaining three conditions exhibit similar results.

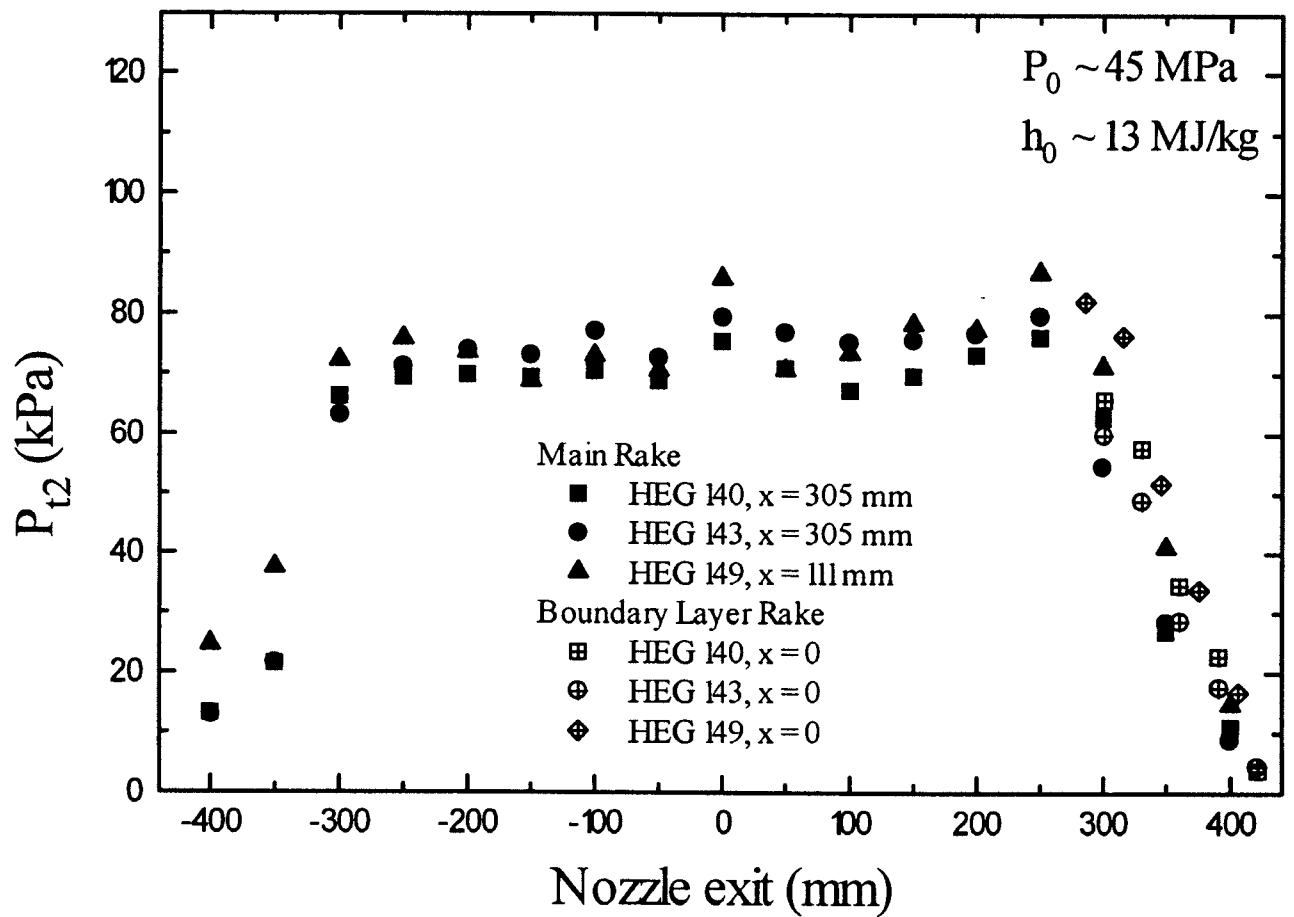


Figure 1: Pitot pressure profile for condition III. $x = 0$ is the nozzle exit.

Literatur

Krek, R. M. & Eitelberg, G., 1994, *Classical Characterisation of HEG (Nozzle, Free-stream Flow Field)*, DLR-IB 223-94 A 50.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dr.-Ing. F. Lehthaus

Institution Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt
Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Göttingen

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon 0551/709-2147
Telefax 0551/709-2179

weitere Partner

Thema Erste Aussagen zur Strömungsqualität im modernisierten
Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG)

Ausgangssituation In den letzten Jahren wurde eine Teilmodernisierung des TWG zur Verbesserung der Simulations- und Strömungsqualität sowie der Logistik durchgeführt. Der gesamte Vorkammer- und Plenumsbereich mit allen strömungsführenden Einbauten (Weitwinkeldiffusor mit Sieb, Kühler, Gleichrichter, vier Siebe, zwei austauschbare Düsen, drei austauschbare Meßstrecken, Supportbereich mit austauschbarer Modell-Stielhalterung) wurde erneuert. Die neue Versuchs- und Betriebslogistik basiert auf Luftkissentransportsystemen. Die Anlage wurde mit einer neuen Leittechnik, im wesentlichen mit speicherprogrammierbaren Steuerungen, ausgestattet. Die Erneuerung weiterer, für einen wirtschaftlichen Betrieb wichtiger Komponenten (wie Hauptverdichter, Verstelldiffusor) bleiben einem weiteren Modernisierungsschritt vorbehalten.

Ziel Die Anlage ist schrittweise für unterschiedliche Betriebs-, Simulations- und Versuchsbedingungen im Hinblick auf den Einsatz bei Meßvorhaben im FuE-Bereich der DLR-Institute und im Bereich der Aufträge aus der Industrie zu qualifizieren.

**Lösungsweg
Ergebnis** Nach den ersten Inbetriebnahmelaufen erfolgten Strömungsfeldmessungen im Vorkammerquerschnitt. Für die Gesamtdruckverteilung ergaben sich zeitliche Änderungen von $\Delta p_o/p_o \leq 0,0005$ und örtliche Abweichungen von $\Delta p_o/p_o \leq 0,00005$ bei $p_o=0,8$ bar. Die Gesamttemperaturverteilung und die Geschwindigkeitsverteilung zeigen örtliche Abweichungen von $\Delta T_o/T_o \leq 0,005$ bei $T_o \approx 310$ K und bei $\Delta v/v \leq 0,01$ bei $v \approx 11$ m/s.

Daran schloß sich die Kalibrierung der perforierten Meßstrecke an für $0,5 \leq Ma \leq 1,2$ bei $p_o=1,0$ bar, zur Bestimmung des optimalen Wandwinkels und des Einflusses der Wandabsaugung, und der Laval-Meßstrecke für $1,3 \leq Ma \leq 2,2$ bei $p_o=0,8$ bar mit Hilfe einer vom Vorkammer- bis zum Supportbereich reichenden Lanzensonde. Druckverteilungsmessungen an den Kanalwänden zur Optimierung der Verdrängungskompensation des Modellschwerts mit Hilfe der verstellbaren Wände des Supportbereichs ergänzten diese Arbeiten.

Es folgten erste Meßvorhaben für interne und externe Nutzer bei folgenden, zuvor ermittelten Eigenschaften:

- perforierte Meßstrecke

Machzahländerung	zeitlich	$\Delta Ma \leq 0,001$	bei $0,50 \leq Ma \leq 1,20$
	örtlich	$\Delta Ma \leq 0,001$	bei $0,50 \leq Ma \leq 0,85$
		$\Delta Ma \leq 0,005$	bei $0,85 \leq Ma \leq 1,20$
Strahlneigung		$\Delta \alpha \leq 0,01^\circ$	bei $0,50 \leq Ma \leq 1,20$

- Laval-Meßstrecke

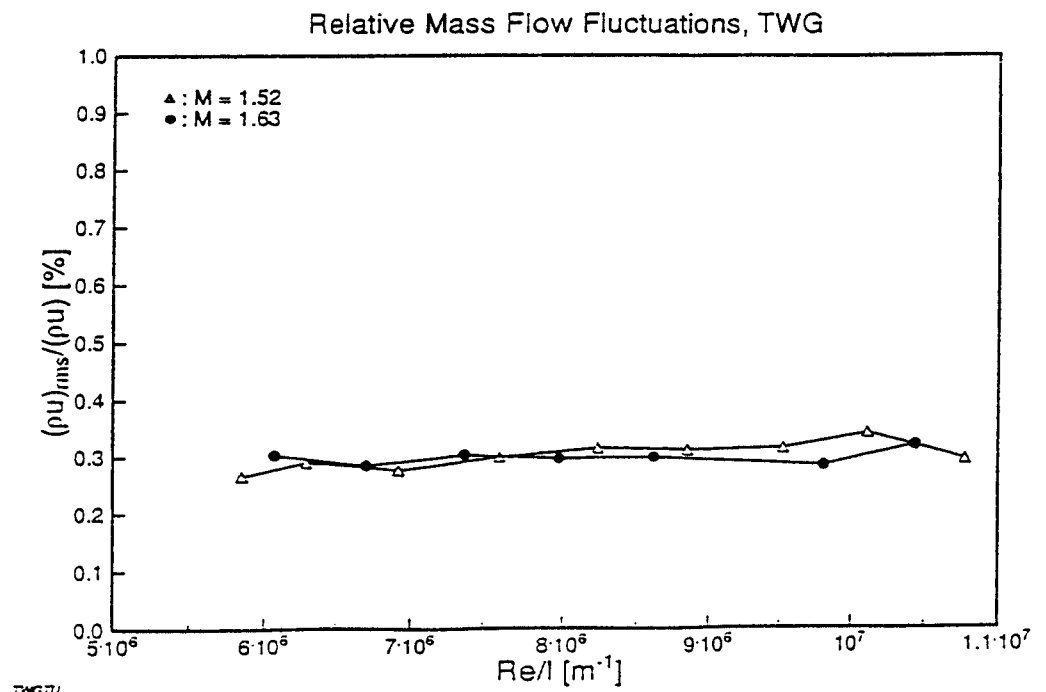
Machzahländerung	örtlich	$\Delta Ma \leq 0,005$	bei $1,33 \leq Ma \leq 2,21$
Strahlneigung		$\Delta \alpha \leq 0,1^\circ$	bei $1,33 \leq Ma \leq 2,21$

- Wiederholbarkeit bei Kraftbeiwerten

$$\Delta c/c \leq 0,003.$$

Erstmals im TWG wurde das neue optische Meßsystem (OPMS) der Firma INTECO zur Bestimmung der Druckverteilung auf der Modelloberfläche mit Hilfe einer druckabhängigen Farbbeschichtung am HYTEX-Modell der Firma Daimler Benz Aerospace im Rahmen eines Industrieauftrages erfolgreich zum Einsatz gebracht. Darüber hinaus wurde das neue portierfähige DLR-Softwaresystem zur Datenerfassung und Anlagensteuerung (DeAs) in der Version 1.0, die im Rahmen der Qualitätssicherung nach den ISO 9000 Richtlinien erstellt wurde, am TWG implementiert.

Inzwischen wurden die Untersuchungen zur Strömungsqualität mit Hitzdrahtmessungen durch das DLR-Institut für Strömungsmechanik fortgeführt. Die Abbildung zeigt die für zwei Machzahlen in der Laval-Meßstrecke ermittelten relativen Massestromschwankungen.



Literatur

weiteres Vorgehen

Zu Beginn des Jahres 1995 erfolgt die Inbetriebnahme und erste Kalibrierung der neuen weltweit größten adaptiven Meßstrecke.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen	
Ansprechpartner	Dipl. Ing. Michael Lenartz , Prof. Dr. rer. nat H. Grönig	
Institution	Stoßwellenlabor, RWTH Aachen	
Adresse	Stoßwellenlabor Templergraben 55 52056 Aachen	Telefon 0241/80-6401
		Telefax 0241/8888-175
weitere Partner		
Thema	Entwicklung eines Detonationstreibers für den Stoßwellenkanal	
Ausgangssituation	Der konventionelle Stoßwellenkanal TH2 der RWTH Aachen dient u.a. zur Simulation des Wiedereintritts von Raumflugkörpern in die Erdatmosphäre. Derzeit können die Strömungsverhältnisse bis zu einer Höhe von ca. 50 km simuliert werden. Die maximale Düsenruheenthalpie liegt bei circa 7 MJ/kg; die Meßzeit dieser Versuchskondition liegt bei etwa 1 ms.	
Ziel	Für den bestehenden Stoßwellenkanal TH2 der RWTH Aachen soll ein Detonationstreiber entwickelt werden. Durch den Einsatz des Detonationstreibers soll der Simulationsbereich des Stoßwellenkanals bzgl. des Wiedereintritts von Raumflugkörpern in die Erdatmosphäre zu größeren Höhen hin erweitert werden.	
Lösungsweg	Die Leistungsfähigkeit eines konventionellen Stoßwellenkanals kann mit Hilfe verschiedener Möglichkeiten (z.B. Kolbentreiber, Combustionstreiber) erweitert werden. Eine prinzipiell neuartige Methode der Leistungssteigerung stellt der Detonationstreiber dar. Hierbei wird der erforderliche hohe Treiberdruck bzw. die hohe treibertemperatur durch eine kontrolliert ablaufende Detonation erzeugt. Der Detonationstreiber besteht aus zwei Teilen: dem eigentlichen Detonationsteil und einem angeflanschten Dämpfungsteil. Zu Versuchsbeginn befindet sich im Detonationsteil Knallgas (max. Fülldruck 7.5 MPa), der Dämpfungsteil ist evakuiert; zwischen den beiden Segmenten befindet sich eine Membran. Das Knallgasgemisch wird an der Membran gezündet, die erzeugte Detonationsfront läuft durch den Detonationsteil hindurch und durchschlägt die Membran zum Dämpfungsteil. Der evakuierte Dämpfungsteil schwächt die Wucht der einfallenden Detonationswelle ab und reduziert dadurch die Strukturbelastung der Anlage. Der Druck hinter der Detonationsfront beträgt circa das 20-25 fache des Fülldrucks, die Temperatur des verbrannten Gases liegt bei etwa 4000 K. Die Membran zum Niederdruckteil platzt und es läuft ein starker Verdichtungsstoß in Richtung Düse. Die weiteren Vorgänge im Niederdruckteil entsprechen denjenigen eines konventionellen Stoßwellenkanals.	

Die Leistungsfähigkeit bzw. die technische Machbarkeit des Detonationstreivers wird derzeit an einem detonationsgetriebenen Stoßwellenrohr getestet. Niederdruckteil, Detonationsteil bzw. Dämpfungsteil dieser Anlage messen jeweils 6 m; der Innendurchmesser aller Rohre beträgt 140 mm. Die Wellenwechselwirkungen innerhalb des Stoßrohres lassen sich mit Hilfe eines Simulationsprogrammes berechnen. Zahlreiche durchgeführte Simulationsrechnungen zeigen, daß es prinzipiell möglich ist den Simulationsbereich des bestehenden Stoßwellenkanals zu erweitern. Bild 1 zeigt die berechnete Düsenruheenthalpie h_5 in Abhängigkeit von der Knallgaszusammensetzung und dem Verhältnis zwischen dem Fülldruck p_4 im Detonationsteil und dem Druck p_1 im Niederdruckteil. Die Rechnungen zeigen weiterhin, daß es möglich ist sog. tailored interface Bedingungen über die Knallgaszusammensetzung und das Druckverhältnis p_4/p_1 für einen weiten Enthalpiebereich einzustellen. Es läßt sich somit eine Betriebskennlinie des Detonationstreivers berechnen. Bild 2 zeigt den gemessenen Druckverlauf am Ende des Niederdruckteils für eine nahezu getailorede Testbedingung. Hierbei beträgt der Druck im Detonationsteil 1.5 MPa, das Knallgas besteht aus 50% Wasserstoff und 50% Sauerstoff. Im Niederdruckteil befindet sich Luft bei einem Anfangsdruck von 8.5 kPa.

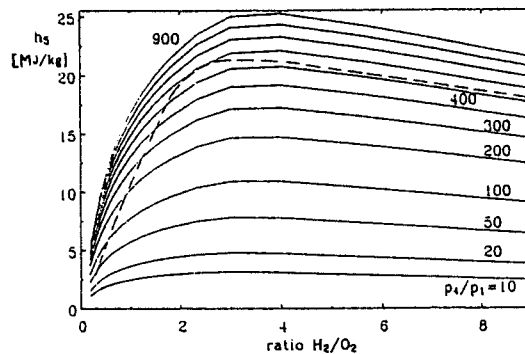


Bild 1: Spezifische Ruheenthalpie h_5 in Abhängigkeit vom Verhältnis H_2/O_2 und vom Verhältnis p_4/p_1 . Die gestrichelte Linie ist die Betriebskennlinie.

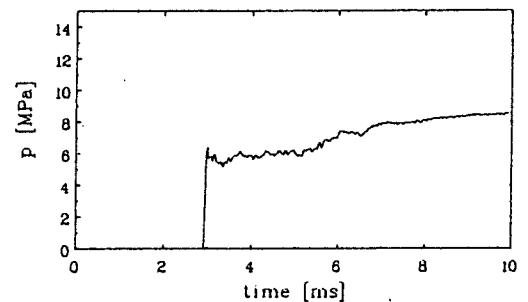


Bild 2: Gemessener Druck p_5 an der Endwand des Niederdruckteils; $p_4 = 1.5$ MPa, $p_1 = 8.5$ kPa, $H_2/O_2 = 1$, Laufgas ist Luft.

Literatur

- Yu H-r. (1990) Recent developments in shock tube application. In: Takayama K (ed) Proc. of the 1989 Nat. Symp. on Shock Wave Phenomena. Shock Wave Res. Center, Tohoku Univ. Sendai, pp 1-9
 Yu H-r., Esser B., Lenartz M., Grönig H. (1992) Gaseous detonation driver, Shock Waves 2:245-254.

weiterea Vorgehen

Durchführung von Zündversuchen mit mehr als 4.0 MPa Fülldruck; Experimente im gesamten detonationsgetriebenen Stoßwellenrohr; Ankopplung des Detonationstreivers an den bestehenden Stoßwellenkanal TH2

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen	
Ansprechpartner Institution	Ma.-Eng. K. Morikawa / Prof. rer.nat. H. Grönig Stoßwellenlabor der RWTH Aachen	
Adresse	Templergraben 55, 52056 Aachen	Telefon 0241/806401 Telefax 0241/8888175
weitere Partner	Dr.-Ing. H. Olivier, Stoßwellenlabor	
Thema	Wasser-Ludwig-Kanal für die Untersuchung stark instationärer Profilmströmungen	
Ausgangssituation	Die bisherigen Arbeiten konzentrierten sich auf die Untersuchung der instationären Wirbelbildung an Profilen und deren Einfluß auf die hydrodynamischen Kräfte und das Nickmoment. Die Eigenschaften des Kanals und Ergebnisse bisheriger Untersuchungen sind beschrieben in Kerres /1/ und Morikawa /2/.	
Ziel	Verständnis der stark instationären Strömungsvorgänge mit Hilfe des Wasser-Ludwig-Kanals	
Lösungsweg	Ein spezieller Wasser-Kanal (s. Abb. 1), der sogenannte Wasser-Ludwig-Kanal, wie er von Akamatsu /3/ vorgestellt wurde, wird für die Untersuchungen an einem Profil mit festem Anstellwinkel in instationärer Anströmung sowie an einem oszillierenden Profil in stationärer Anströmung benutzt. Diese Anlage ermöglicht eine Testzeit von etwa 4 Sekunden. Die Strömung wird durch das Öffnen eines Schnellschiebers gestartet, was etwa 5 ms dauert. Abhängig vom Öffnungsgrad des Schnellschiebers wird, ohne Verwendung der Hoch- und Niederdruckkammer, eine stationäre Geschwindigkeit von bis zu 0,64 m/s erreicht. Abbildung 2 zeigt den durch das LDV-Verfahren gemessene zeitliche Verlauf der Anströmgeschwindigkeit, wobei der Verlauf theoretisch durch $u_{\infty} = U_{\infty} \tanh(t/\tau)$ mit $U_{\infty} = 0,64$ m/s und $\tau = 50$ ms beschrieben werden kann. Das Modell in der Meßstrecke kann mit Hilfe eines Schrittmotors oszillierende Bewegungen durchführen.	

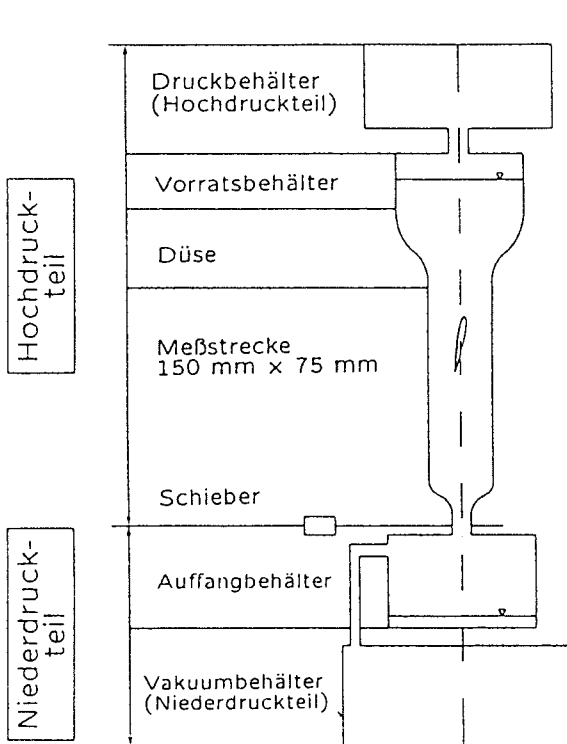


Abb. 1 Wasser-Ludwig-Kanal

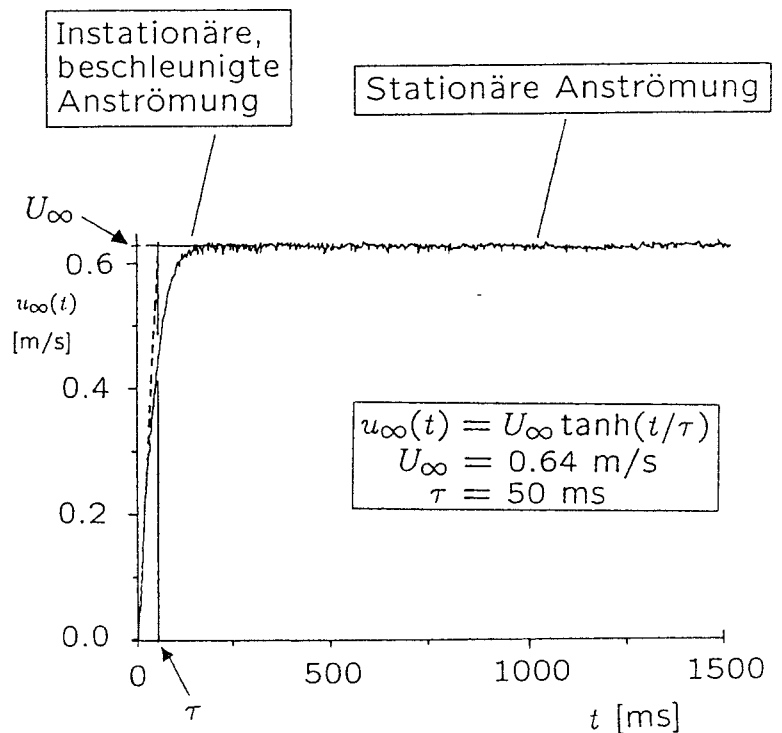


Abb. 2: Zeitlicher Verlauf der Anströmgeschwindigkeit

Literatur

- [1] Kerres, W. (1990), Wirbelsysteme an einem Profil beim Anfahrvorgang, Dissertation, RWTH Aachen, Aachen
- [2] Morikawa, K. (1995), Study of unsteady vortex flow over airfoils using a Water-Ludwig-Tunnel, Dissertation, RWTH Aachen, Aachen (zur Veröffentlichung eingereicht)
- [3] Akamatsu, T. (1978), Application of shock tube and shock wave research to studies of hydrodynamics, Shock Tube and Shock Wave Research, (Eds.: Ahlborn, Hertzberg, Russel), University of Washington Press, Seattle and London, 24-35

weiteres Vorgehen

Der Kanal wird derart modifiziert, daß der Übergang von einem stationären Zustand in einen anderen, ebenfalls stationären Zustand untersucht werden kann.

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Anlagen

Ansprechpartner

Dr. H. Rosemann

Institution

DLR, SM-SK

AdresseBunsenstraße 10
37073 Göttingen**Telefon** 0551-709-2260**Telefax** 0551-709-2811**weitere Partner****Thema**

Die adaptive Meßstrecke des Kryo-Rohrwindkanals Göttingen (KRG)

Ausgangssituation

Der KRG war mit einer geschlitzten Meßstrecke in Betrieb genommen worden. Nach dem Nachweis der Einsatzfähigkeit der Anlage im gesamten Temperaturbereich bis herab zu 120 K waren Kalibrierungen, Vergleichsmessungen und Untersuchungen an verschiedenen Profilmodellen durchgeführt worden.

Ziel

Zur Erweiterung des Einsatzbereiches der Anlage und Verbesserung der Qualität der Meßergebnisse sollte der KRG mit einer adaptiven Meßstrecke ausgerüstet werden.

Lösungsweg

Es wurde eine 2-d adaptive Meßstrecke mit einem gegenüber der geschlitzten Meßstrecke unverändertem Querschnitt von $0.4 \times 0.35 \text{ m}^2$ bei einer Länge von 2 m konstruiert und gefertigt. Die horizontalen Wände bestehen jeweils aus einer 4 mm starken flexiblen GFK-KFK Konstruktion, deren Kontur über 19 Schrittmotore pro Wand eingestellt werden kann. Bild 1 zeigt eine Seitenansicht der geöffneten Meßstrecke.

Da es sich beim KRG um einen intermittierend betriebenen Kanal handelt, wäre mit einem iterativen Verfahren zur Berechnung der Wandkontur die Anzahl der notwendigen Versuche bis zu einer vollständigen Adaption zu groß geworden. Es wurde daher ein Ein-Schritt Verfahren gewählt, das auf der Berechnung des Cauchyschen Integrals unter Benutzung der gemessenen Wanddruckverteilung beruht und keine Modelldarstellung benötigt.

Ergebnis

Die adaptive Meßstrecke wurde in 1994 montiert und in Betrieb genommen. Nach dem Austesten der Verstellmechanik und Ansteuerung der adaptiven Wände wurden zunächst Adaptionsversuche in der leeren bzw. nur mit einem Nachlaufrechen ausgerüsteten Meßstrecke durchgeführt.

In Bild 2 sind Wanddruckverläufe und Wandkontur mit und ohne Adaption gezeigt. Deutlich ist der Verdrängungseffekt des Nachlaufrechens bei $x/l \approx 0.7$ in der adaptierten Wand zu erkennen. Bereits der erste Adaptionsschritt führt zu einem konstanten Druckverlauf in der Meßstrecke.

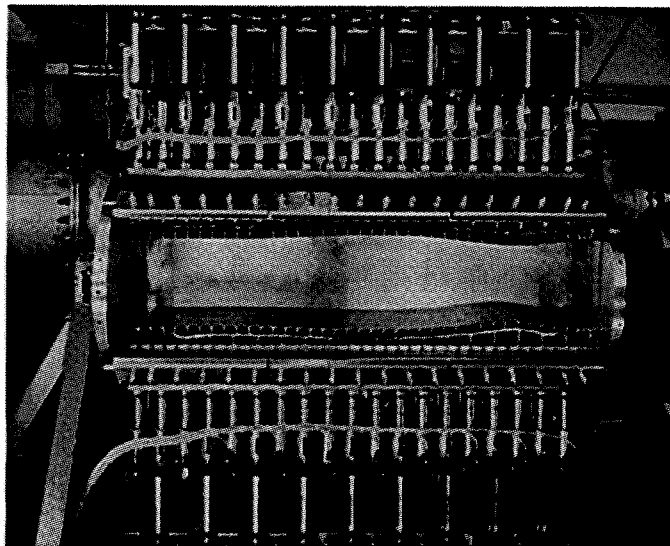


Bild 1: Seitenansicht der adaptiven Meßstrecke

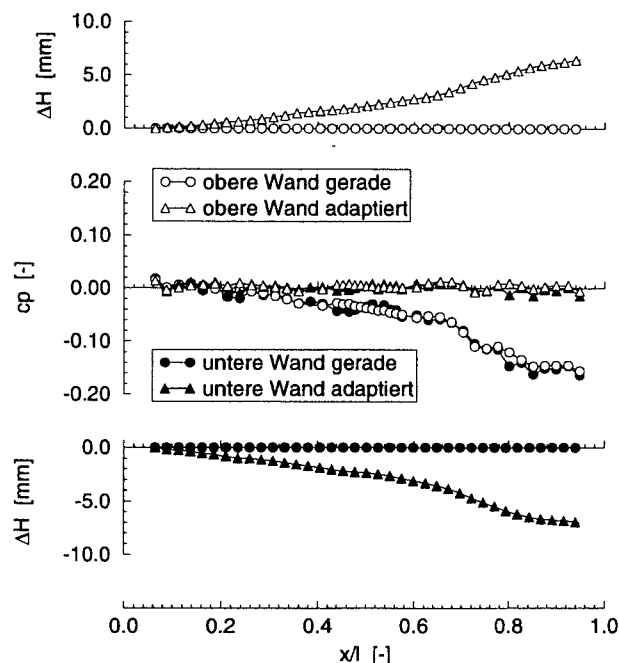


Bild 2: Druckverlauf und Wandkontur vor und nach der Adaption

Literatur

- [1] J. Amecke. Direkte Berechnung von Wandinterferenzen und Wandadaption bei zweidimensionaler Strömung in Windkanälen mit geschlossenen Wänden. DFVLR Forschungsbericht FB 85-62, DFVLR, 1985.
- [2] G. Hefer, H. Rosemann, and E. Stanewsky. The Cryogenic Ludwig-Tube of DLR: Design features, status and first results. In M. Onerato, editor, *Proceedings of the 2nd International Conference on Experimental Fluid Mechanics, 4-8 July 1994 (Torino, Italy)*, pages 488-498, 1994.

weiteres Vorgehen

Die Funktionsfähigkeit der Verstellmechanik und des Adaptionsverfahrens mit einem Profilmodell und unter kryogenen Bedingungen muß noch nachgewiesen werden. Diese Tests werden Anfang 1995 abgeschlossen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Anlagen

Ansprechpartner

Dr.-Ing. M. Swoboda, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution

Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin

Adresse

Marchstr. 14, Sekr. F2,
10587 Berlin

Telefon: 030 / 314 23975

Telefax: 030 / 314 22866

Weitere Partner

ETW GmbH, Ernst-Mach-Str.,
51147 Köln

Telefon: 02249/ 609-159

Telefax: 02203/ 609-124

Thema

Voruntersuchungen zum Einsatz adaptiver Schlitzte in der Meßstrecke des ETW (European Transonic Windtunnel)

Ausgangssituation

Der ETW (European Transonic Windtunnel) steht z.Z. kurz vor seiner Inbetriebnahme. Wegen der großen Abmessungen der Meßstrecken aber auch wegen der kryogenen Versuchsbedingungen war eine Ausstattung mit adaptiven Wänden nicht möglich. Die Meßstrecken des ETW sind jedoch mit Längsschlitzten ausgestattet /1/ (jeweils sechs auf der Ober- und Unterseite, vier an den Seitenwänden), mit denen eine Reduzierung der Wandinterferenzen durch Anpassen der Schlitzwände möglich ist. Die Technik der "adaptive slots" ist bisher allerdings wenig erforscht und noch in keinem Windkanal im Einsatz.

Ziel

Um die Effektivität von adaptiven Schlitzten zu untersuchen und insbesondere ihre Auswirkungen auf das Strömungsfeld zu quantifizieren, müssen geeignete aerodynamische Voruntersuchungen an einer typischen Schlitzkonfiguration vorgenommen werden. Von besonderem Interesse ist hierbei die Interaktion zwischen der Strömung im Schlitz und der Hauptströmung im Kanal, wobei die vom Schlitz ausgehenden Längswirbel eine ganz wesentliche Rolle spielen. Derartige Untersuchungen werden üblicherweise im Rahmen einer detaillierten Meßkampagne vorgenommen. Um jedoch die Vielzahl der zu variierenden Geometrie-Parameter (Schlitzgeometrie, Schlitztiefe) zu untersuchen, empfiehlt sich hierbei auch eine numerische Berechnung einzelner Meßkonfigurationen mit Hilfe geeigneter CFD-Verfahren.

Lösungsweg

Der transsonische Windkanal des Instituts für Luft- und Raumfahrt ist mit einer adaptiven 2D-Meßstrecke ausgestattet. Ihre Abmessungen betragen $150 \times 150 \times 950 \text{ mm}^3$. Die obere und untere Wand kann jeweils um max. 25mm nach außen verfahren werden. Damit ist es möglich, mit Hilfe beidseitiger Einsätze eine für das "adaptive slot concept" typische Schlitzströmung zu simulieren. Zur Grenzschichtkompensation wurden zunächst beide adaptiven Wände derart nach außen verfahren, daß in der gesamten Meßstrecke eine konstante Machzahl herrschte. Daraufhin wurde die untere Wand in Form einer Cosinus-Funktion verfahren und zwei Einsätze eingelegt, die einen Schlitz bilden. Die Meßstrecke besitzt mehrere Glasfenster, die die Vermessung des Strömungsfeldes mit Hilfe eines Laser-2-Focus Anemometers ermöglichen.

Zur numerischen Verifikation der Meßergebnisse wurde das 3D-Navier-Stokes-Verfahren TASCFLOW eingesetzt. Dabei handelt es sich um ein Finite-Volumen-Verfahren zur Berechnung viskoser und kompressibler Strömungsfelder. Zur Turbulenzmodellierung wird das Standard-k- ϵ -Modell verwendet.

Ergebnis

Bild 1 zeigt zunächst einen Vergleich zwischen gemessener und berechneter Druckverteilung auf der Ober- und Unterseite (Schlitz) der Meßstrecke. Man erkennt eine sehr gute Übereinstimmung entlang der gesamten Lauflänge. Bild 2 zeigt exemplarisch Details der Berechnung in einem Querschnitt am Ende des Schlitzes, also im Bereich des sich eindrehenden Längswirbels. Deutlich zu erkennen ist in allen Darstellungen (Machzahl, Turbulente kinetische Energie, Geschwindigkeitsvektoren) die Beeinflussung der Hauptströmung durch den Schlitz. Seine Wirkung bleibt in diesem Fall jedoch örtlich begrenzt. Bild 3 zeigt zum Vergleich die mit Hilfe des L2F gemessenen Verteilungen der lokalen Machzahl sowie der Turbulenzintensität. Auch hierbei ist der durch die Kante verursachte Wirbel deutlich erkennbar. Qualitativ stimmen die gemessenen Verteilungen auch sehr gut mit den berechneten überein.

*Pressure on Upper and Lower Side of the Test Section
Comparison Between Measurement and Calculation*

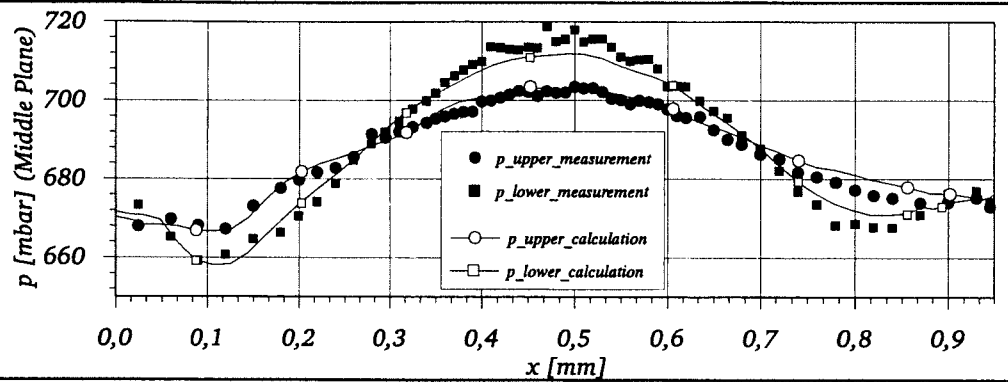
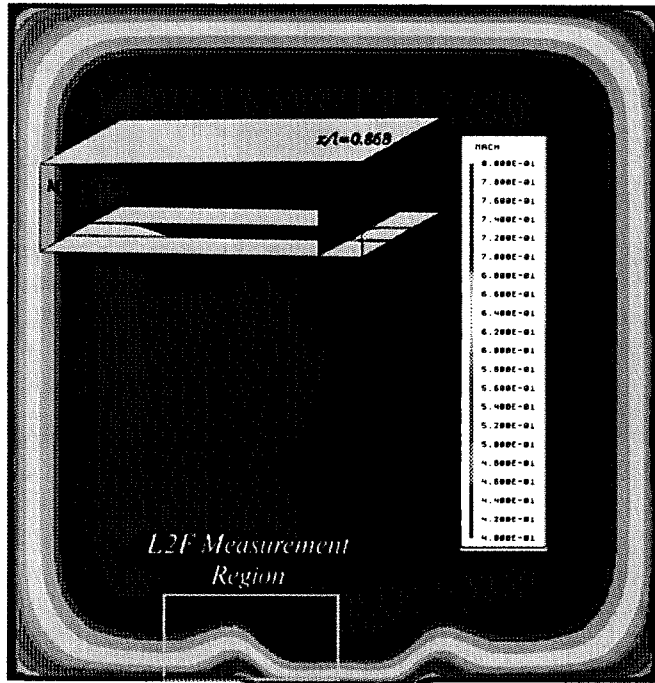


Fig. 1

$M_\infty=0.78$, Calculation, Results in Cross Section: $x/l=0.868$

Mach Number Distribution



Turbulent Kinetic Energy, Vector Plot of Velocity

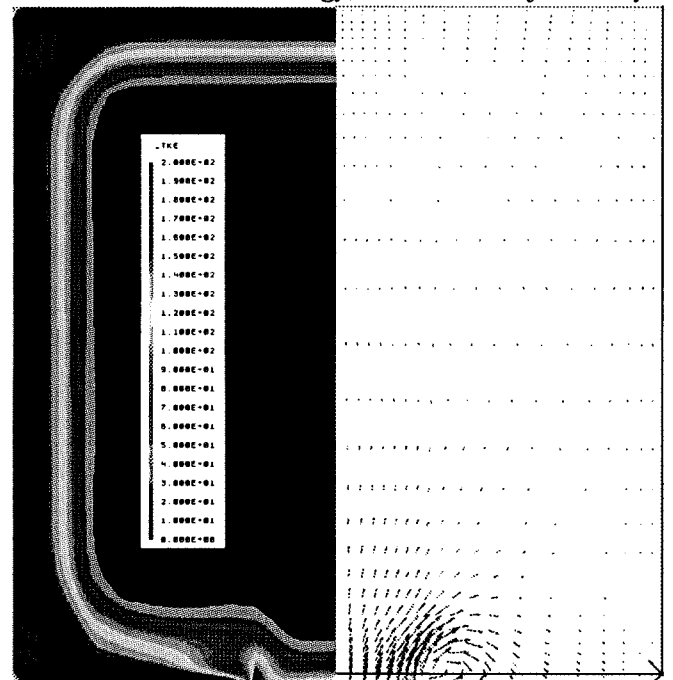
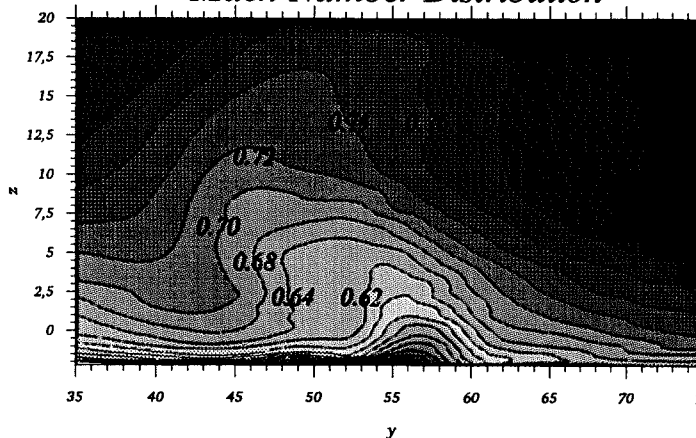


Fig. 2

$M_\infty=0.78$, L2F-Measurement, Slot Region, ($x/l=0.868$)

Mach Number Distribution



Distribution of Turbulence Intensity

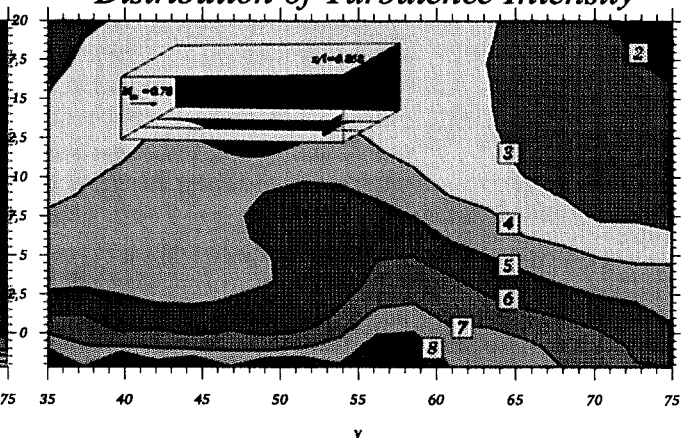


Fig. 3

Literatur:

Weiteres Vorgehen:

Datum:

/1/ European Patent Application 93 10 64 40.6 "Slotted Walls"

Experimentelle und numerische Untersuchungen an einer tatsächlichen ETW- Testkonfiguration, insbesondere beim Auftreten von Verdichtungsstößen

10. Juni 1994