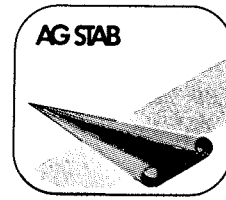


AG STAB



JAHRESBERICHT

1996

Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Blanko-Seiten für "Mitteilungen"	14
Einladung zum 8. AG STAB-Workshop	17
Statistik zu den „Mitteilungen“	18
Tagungsband des 10. DGLR/AG STAB-Symposium	18a
Neue Fachzeitschrift „Aerospace Science and Technology“	18d
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	19
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	25
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	230

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 102 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Diese "Mitteilungen" dienen dazu, den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 25 bis 31), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Wegen der recht großen Anzahl von Beiträgen zu den Fachkreisen sind diese in vier Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Seite 18 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Auf den Seiten 230 und 231 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

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

Wichtig:

Die Jahresberichte werden nur noch an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten **Jahresberichts**, in diesem Fall **1997**, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muß jährlich neu angefordert werden.

Ausnahmen bilden alle Autoren und Ko-Autoren des jeweiligen Jahresberichtes und die Mitglieder der AG STAB-Gremien. Dieser Personenkreis erhält unaufgefordert ein Exemplar.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 230 Exemplaren. Einige Restexemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Göttingen, im Juni 1997

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

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 1997"

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

Name:

Organisation:

Anschrift:

D - 37073 Göttingen

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 zukunftssträchtiges 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

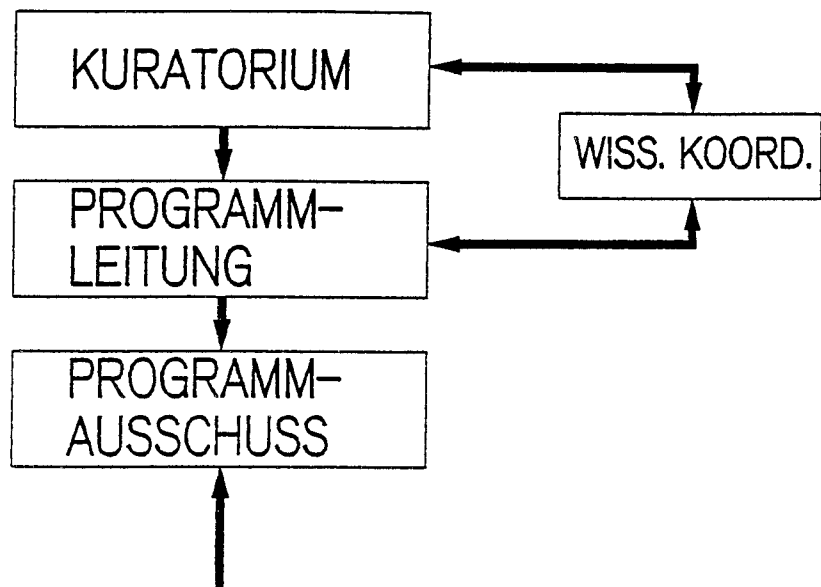
- 3. DGLR-Fachsymposium
"Strömungen mit Ablösung" Stuttgart, 23.-25.11.1981
- Konstituierung des Kuratoriums
und Neuorganisation der Arbeits-
gemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982
- Konstituierung von Programm-
Leitung/Programm-Ausschuß Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung 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
- Neue Impulse für die Strö-
mungsforschung und Aerody-
namik -; Vortrag von H.-G.
Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01.-03.10.1984
- 5. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" München, 09./10.10.1986
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10./11.11.1987
- DGLR Workshop "2D-Meßtechnik" Markdorf, 18./19.10.1988
- 6. DGLR-Fach-Symposium
"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

- 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, PIV" Göttingen, 15.-19.03.1993
- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993
- Kurs "PIV" Göttingen, 14.-18.03.1994
- 9. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" Erlangen, 04.-07.10.1994
- Kurs "PIV" Göttingen, 06.-10.03.1995
- 7. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.1995
- Kurs "PIV" Göttingen, 04.-08.03.1996
- 10. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" Braunschweig, 11.-13.11.1996
- Kurs "PIV" Göttingen, 03.-07.03.1997

Vorschau:

- 8. STAB-Workshop Göttingen, 11.-13.11.1997
- Kurs "PIV" Göttingen, 03.-06.03.1998

Organigramm



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

Kuratorium

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

Programm-Leitung

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

Projektgruppen

Sprecher:

Flügel großer Streckung	Prof. Dr. Thiede (DB Aerospace, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3671; Fax: 0421 / 538-4486
Flügel kleiner Streckung	Dipl.-Ing. Cucinelli (DB Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-29172; Fax: 089 / 607-29766
Drehflügler und Rotoren	Prof. S. Wagner (Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-3580; Fax: 0711 / 685-3438
Stumpfe Körper/Rümpfe	Dr. Hennig (DB Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-22568; Fax: 089 / 607-22461
Laminarhaltung von Tragflügeln	Dr. Redeker (DLR, Braunschweig) Tel.: 0551 / 709-2144; Fax: 0551 / 709-2888
Hyperschall	Prof. Dr. Hirschel (DB Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-24904; Fax: 089 / 607-29766

Fachkreise

Physikalische Grundlagen	Dr. Dallmann (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2442; Fax: 0551 / 709-2270
Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	Prof. Dr. Kröner (Universität Freiburg) Tel.: 0761 / 203-5637; Fax: 0761 / 203-5632 Dr. Kordulla (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2274; Fax: 0551 / 709-2270
Meßtechnik	Dr. Bütefisch (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2460; Fax: 0551 / 709-2830
Anlagen	NN

Wissenschaftlicher Koordinator

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

AG STAB-Schwerpunkthemen

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

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

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

DFG-SP-Programme/-Forschergruppe

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

Prof. Krause, Ph.D.

(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Fernholz

(TU Berlin)

Prof. Dr. S. Wagner

(Universität Stuttgart)

Prof. Dr. Fiebig

(Universität Bochum)

Prof. Dr. Merzkirch

(Universität-GH-Essen)

DFG-Innovations-Kolleg

- Magnetofluidynamik (MFD) elektrisch leitfähiger Flüssigkeit

(TU Dresden)

DFG: Deutsch-Französische Gemeinschaftsprogramm

- Numerische Strömungssimulation/
Simulation Numerique Ecoulements

(RWTH Aachen/Universität Marseille)

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

DFG-Sonderforschungsbereiche

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

(TU München)

(RWTH Aachen)

(Universität Stuttgart)

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

DFG-Paketantrag zum Gemeinschaftsprojekt

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

(TU Berlin)

Prof. Dr. Nitsche

Stand: Mai 1997

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

allerspätstens aber bis Mitte März 1998,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

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

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

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

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

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

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung.

Tel.: 0551/709-2108

Fax : 0551/709-2135

e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter/Ihre Fachkreisleiter/Ihre Geschäftsstelle

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner:

Institution:

Adresse:

Telefon:

Telefax:

e-mail:

weitere Partner:

Thema:

Ausgangssituation:

Ziel:

Lösungsweg:

Ergebnis:

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur:

weiteres Vorgehen:

Datum:

AG STAB

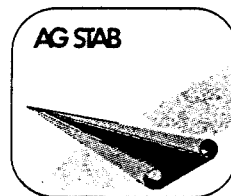
EINLADUNG

zum

8. STAB-Workshop

11. - 13. November 1997

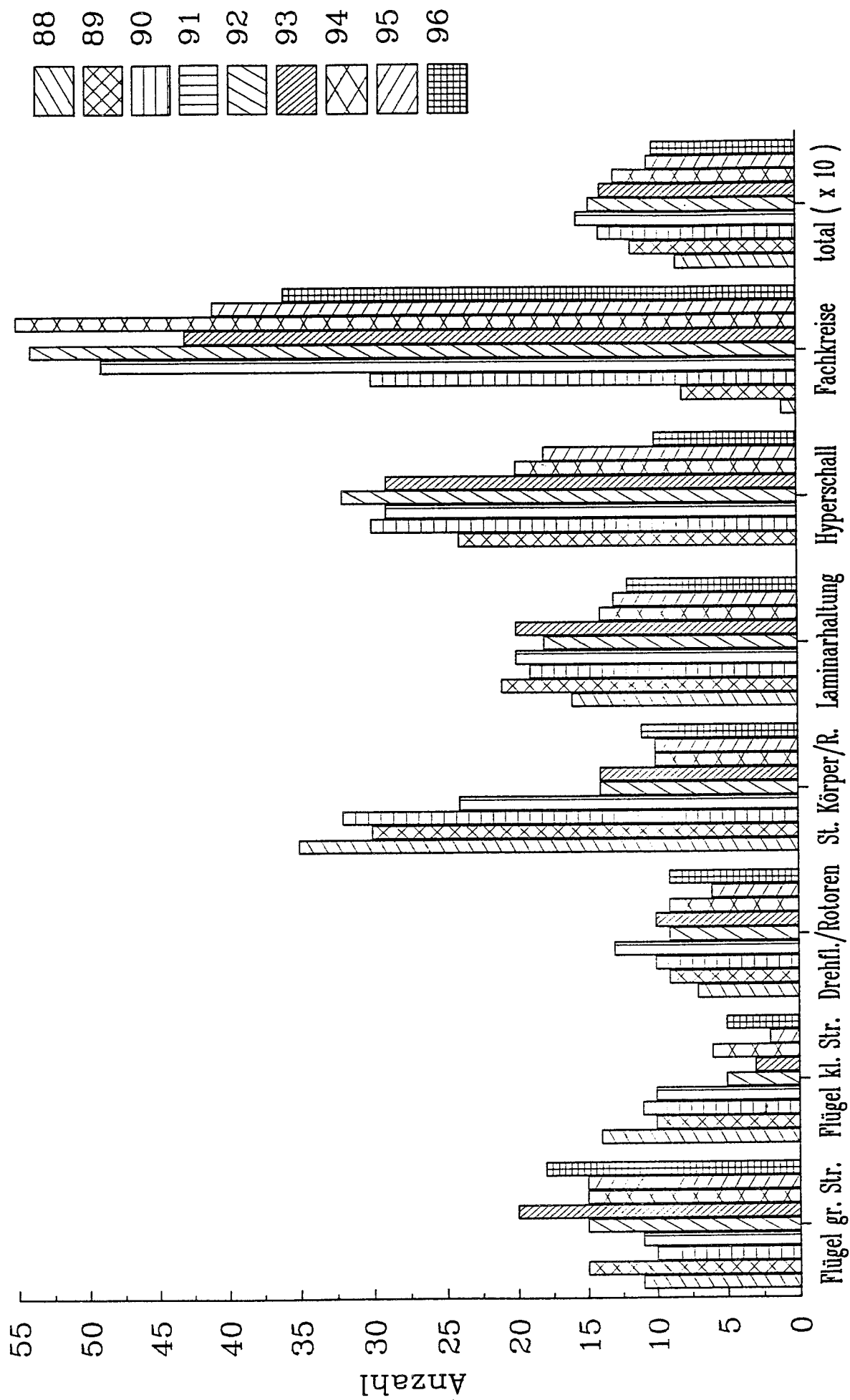
im DLR-Forschungszentrum Göttingen



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

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

Statistik 'MITTEILUNG'



Dieser Band erscheint demnächst in der Serie „Notes on Numerical Fluid Mechanics“, Vieweg-Verlag.
Weitere Informationen erteilt die Geschäftsstelle.

FOREWORD

This volume contains the contributions to the 10th DGLR / AG STAB- Symposium held at the German Aerospace Research Establishment (DLR) - Braunschweig Research Centre - November, 11 to 13, 1996. AG STAB is the German Aerospace Aerodynamics Association, founded at the end of the 70', while DGLR is the German Society for Aeronautics and Astronautics (Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt, Lilienthal Oberth Gesellschaft).

In the AG STAB German scientists and engineers from universities, research-establishments and industries are involved, who are doing research and project work in numerical and experimental fluidmechanics and aerodynamics for aerospace and other applications.

About 20 years ago it became obvious for this community that a joint effort of members of universities, the DLR and industry was necessary to counter-act declining budgets in the field. It was decided to approach high-level persons in industry, ministries and the parliament for help to shift the trend with its negative effects for research and industry. From the begin it was clear that an effort should be built around a central theme. "Flow with Separation" became the topic of the AG STAB (Arbeitsgemeinschaft Strömung mit Ablösung), which developed fast into a lively association, with, however, a larger scope than just flow with separation. In the following years the situation became much better, which not least was due to public relation actions like the STAB Symposia.

One of the general guidelines of STAB is to concentrate resources and know-how in the institutions involved and to avoid duplications in research work as much as possible. Today, this is more necessary then ever. The experience made in the past makes it easier now, to obtain new knowledge for solving todays and tomorrows problems.

Strongly involved in STAB from the beginning has been Dr. Hans-Georg Knoche, who held leading positions in several German companies. His enthusiasm as well as his managing qualities were very important. He was the first Speaker of the AG STAB. Because of his merits and his 70th birthday in 1996 the 10th STAB Symposium was dedicated to him. Dr. Knoche was expected to join the Symposium. He died two weeks before. It is the AG STAB who is very grateful to Dr. Hans-Georg Knoche.

Since 1986 the Symposia are organized every two years at different locations in Germany. In between STAB workshops are held. It is now for the first time that the contributions to the proceedings are reviewed. Many of the contributions are giving first results from the "Luftfahrtforschungsprogramm der Bundesregierung (German Aeronautical Research Programme) 1995-1998". Some of the papers report on work sponsored by the Deutsche Forschungsgemeinschaft (German Research Council), DFG. Therefore, the volume gives a broad overview over the ongoing work in this field in Germany.

The Review-Board, which is almost identical with the Program-Committee, consisted of J. Ballmann (Aachen), U. Dallmann (Göttingen), B. Ewald (Darmstadt), R. Friedrich (München), P. Hennig (München), R. Hilbig (Bremen), E.H. Hirschel (München), H. Körner (Braunschweig) - Chairman -, W. Kordulla (Göttingen), D. Kröner (Freiburg), G.E.A. Meier (Göttingen), G. Redeker (Braunschweig), P. Thiede (Bremen), S. Wagner (Stuttgart) and H.B. Weyer (Köln). The responsibility for the content of the contributions nevertheless lies with the authors. All contributions, except for the invited papers, have been restricted to a maximum of 8 pages.

The editors are grateful to Prof. Dr. E.H. Hirschel as the general editor of the „Notes on Numerical Fluid Mechanics“ and to the Vieweg-Verlag for the opportunity to publish the results of the symposium.

The collection of the contributions was organized by Dr. H.-J. Heinemann, DLR.

CONTENTS

J.K. AXMANN, M. HADENFELD, O. FROMMANN: Parallel Numerical Airplane Wing Design	Page	xxx
M. BAUMANN, W. NITSCHKE: Experiments on Active Control of Tollmien-Schlichting Waves on a Wing	xxx	
F.P. BERTOLOTI, H. BIELER: Stability Analysis of Two- and Three-Dimensional Boundary Layer Flows with Varied Wall Temperatures	xxx	
F. St. BOLLER, P. G. FISCH, A. MERTEN, K. MOLDENHAUER: Heat Loads During Hypersonic Flight-Conditions at Low Altitudes: Computations and Free-Flight Investigations of Several Testdomes	xxx	
Chr. BREITSAMTER: Experimental Studies of the Turbulent Flow Structure of Leading-Edge Vortices	xxx	
K.A. BÜTEFISCH, V. SCHMIDT, H. VOLLMERS, A. LUCZAK, V. BEUSHAUSEN, G. WOLFRUM, E. KRÄMER: Density Measurements on a Delta Wing by Means of Planar Intensity Distribution of Rayleigh Scattered Laser Light (PIRS) in the 1m x 1m Transonic Wind Tunnel Göttingen (TWG)	xxx	
W. BURGSMÜLLER, S. THOME: Close Coupling of Very High-Bypass Engines in Combination with Take-Off/Landing Configurations	xxx	
U.Ch. DALLMANN: Laminar-Turbulent Transition Research at DLR	xxx	
H. DIEHL: Cooperation Projekt Aeronautical Research	xxx	
G. DIETZ, A. MEIJERING: Numerical Investigation of Boundary Layer Instabilities Over a Blunt Flat Plate at Angle of Attack in Supersonic Flow	xxx	
B. DREßLER: Application of Two-Parameter Turbulence Models to the Prediction of Two-Dimensional Free Turbulent Shear Flows	xxx	
H. DÜTSCH, S. BECKER, H. LIENHART: Numerical and Experimental Investigations of Flow Induced Harmonic Motion of a Circular Cylinder	xxx	
G. EITELBERG, R. KREK, N. WIDDECKE, W.H. BECK: Status and Some New Results Obtained in the HEG	xxx	
E. ELSHOLZ, H. STEINMEYER: Mesh Modification Techniques for Navier-Stokes Meshes	xxx	
P. ERB, B. EWALD, M. ROTH: Flight Experiment Guidance Technique for Research on Transition with Grob G109b Aircraft of the Technische Hochschule Darmstadt	xxx	
B. EWALD, K. HUFNAGEL: The Development of Advanced Internal Balances for Cryogenic and Conventional Tunnels	xxx	
B. EWALD, P. KREUZER: Alternative Drag Calculations from Off Body Flow Quantities Using the FLOWER Code	xxx	
M. FRANKE: Numerical Simulation of the X-31A Flow Characteristics	xxx	
B. GÖLLING, F.-R. GROSCHE: Experimental Investigation of Active (Dynamic) Control of Hydrodynamic Instability in a Two-Dimensional Boundary Layer	xxx	
R. HEINRICH, H. BLEECKE: Simulation of Unsteady, Three-Dimensional, Viscous Flows Using a Dual-Time Stepping Method	xxx	
J. HENKNER, H. RANKE: Unsteady Boundary Layer Separations on Swept and Unswept Wings in Sinusoidal Dynamic Stall Motion	xxx	
U. HERRMANN, M. ORLOWSKI: Numerical Aerodynamic Optimization Study for a Supersonic Aircraft	xxx	
A.F. KREINS, M.C. TOWNE, C.M. MORGAN, J. TROLIER, N. RAJENDRAN: Calibration of Codes for Computing Bi-Conic Flowfields	xxx	
H. KÖSTER, G. WICHMANN: Investigation on a Transonic Transport Aircraft Wing with an Optimized Edge	xxx	
N. KROLL: National CFD Projekt MEGAFLOW - Status Report	xxx	
N. LANG, M. JACOBS: Flow Visualization and Application of Particle-Image-Velocimetry to the Hypersonic Configuration ELAC 1	xxx	
C.F. LANGE, M. BREUER, F. DURST: Simulation of the Flow Past a Circular Cylinder Using Local Block Refinement	xxx	
U. MAUCHER, U. RIST, S. WAGNER: Secondary Instabilities in a Laminar Separation Bubble	xxx	
J. MERTENS: Reduction of Aerodynamic Drag (RaWid) - Status after the First Year of the Programme	xxx	
E. MONSEN, R. RUDNIK, H. BLEECKE: Flexibility and Efficiency of a Transport-Equation Turbulence Model for Three-Dimensional Flow	xxx	

L. MÜLLER, A. HENCKELS: Visualization of High Speed Boundary Layer Transition with FPA Infrared Technique	xxx
K. PENGEL, J.W. KOOL, M. RAFFEL, C. WILLERT, J. KOMPENHANS: Application of PIV in the Large Low Speed Facility of DNW	xxx
H. RANKE, J. HENKNER: Refined Streamline Patterns for Unsteady Boundary Layer Separation	xxx
U. REISCH, Th. STREIT: Surface Inclination and Heat Transfer Methods for Reacting Hypersonic Flow in Thermochemical Equilibrium	xxx
C.-H. REXROTH, S. WITTIG: Techniques to Enhance Reliability and Efficiency of Flow Calculations on Unstructured Grids	xxx
S. SCHMID-GÖLLER, H. HANSEN: Design of a Laminar-Glove for the A340 and First Results of a High-Speed Wind-Tunnel Test	xxx
D.M. SCHMITZ, N.C. BISSINGER, B. SANDER: Investigations of Hypersonic Intakes	xxx
D. SCHULTE, A. HENCKELS, I. SCHELL: Boundary Layer Bleed in Hypersonic Inlets	xxx
A. SENTKER, W. RIEß: High Resolution Measurement of Turbulence in Axial Compressors	xxx
R. SEUBERT: The Preliminary Aircraft Design and Optimization Program for Supersonic Commercial Transport Aircraft PRADO-Sup	xxx
Th. STREIT, W. BARTELHEIMER, H. BLEECKE, C.-H. ROHARDT, W. WOHLRATH: Design of a Laminar Wing for a Commuter Airplane Using a 3D-Design Method	xxx
D. STROHMEYER, Th. EGGERS: Impact of Planform Geometry on Waverider Aerodynamics	xxx
D. STURZEBECHER, W. NITSCHKE: Visualization of the Spatial-Temporal Instability Wave Development in a Laminar Boundary Layer by Means of a Heated PVDF Sensor Array	xxx
J. SUTTAN, M. BAUMANN, S. FRÜHLING, S. BECKER, H. LIENHARD, C. STEMMER: In-Flight Research on Boundary Layer Transition - Works of the DFG „University Research Group“	xxx
V. THEOFILIS, U. Ch. DALLMANN: On Subcritical Breakdown to Turbulence in Swept Wing Attachment Line Boundary Layer Flows	xxx
L. TÜRK, D. COORS: Numerical Simulation of the Vortex Sheet Roll-Up behind Wings with Different Lift Distributions	xxx
C. WAGNER, R. FRIEDRICH: Turbulent Flow in Idealized Czochralski Crystal Growth Configurations	xxx
C. WEISHÄUPL: Euler Calculations for Flows Around Longitudinally Accelerated Profiles and Profiles in Shear Flow	xxx
G. WICHMANN, C.-H. ROHARDT: Numerical Investigation of the Flow Around a Fuselage-Canard-Configuration for a Long Range High Capacity Aircraft	xxx
Th. WIEGAND, H. BESTEK, S. WAGNER: Transition Process of a Wave Train in a Laminar Boundary Layer	xxx
S. WOPPOWA, F.-R. GROSCHE: Wind Tunnel and Water Tunnel Studies of Vertical Fin Buffeting	xxx
W. WÜRZ, S. WAGNER: Experimental Investigation of Transition Development in Attached Boundary-Layers and Laminar Separation Bubbles	xxx
R. ZORES, J. TRAPP, S. STANDFUß, H.-G. PAGENDARM: On-Line Data Processing for the DLR-F9-Windtunnel Experiment	xxx

- ☐ Please enter my subscription to Aerospace Science and Technology for 1997 at the rate of FF
- ☐ Payment by check enclosed payable to SPES
- ☐ Please charge my credit card (VISA/EUROCARD/MASTERCARD)
N° Signature
Expiration date/...../.....
- ☐ Please send me a *pro forma* invoice
- ☐ Please send me a free sample copy of Aerospace Science and Technology
- ☐ Please send me the Instructions to Authors of Aerospace Science and Technology

Name

Address

Postal code

City

Country

Profession

☐ Researcher

☐ Professor

☐ Librarian

☐ Student

☐ Other

Employment

☐ Research

☐ Institute

☐ Industry

Please return this form to your local supplier or to:
Gauthier-Villars - Promotion dept. - 120, Boulevard Saint-Germain - 75006 Paris - FRANCE
Tel. + 33 1 40 46 62 00 - Fax + 33 1 40 46 62 31
e-mail: gauthier.villars.publisher@mail.sgip.fr

gauthier-villars

Aerospace Science and Technology

**8 issues
a year**

Enthält

Zeitschrift für
Flugwissenschaften
und
Weltraumforschung
(ZfW)

and

La Recherche
Aérospatiale

**NEW
JOURNAL**

**Vol. 1
N° 1**

gauthier-villars

Aerospace Science and Technology

*A leading
aerospace
research
journal
in Europe*

• A binational editorial team

The merger of *La Recherche Aérospatiale*, and *ZfW* (Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung), both leading journals in France and Germany, gives birth to Aerospace Science and Technology. Published by a binational editorial team under the auspices of ONERA and DLR, Aerospace Science and Technology proposes articles of outstanding scientific quality. Each article is reviewed by two referees. The journal will welcome papers from a wide range of countries.

• The full scope of aerospace research and technology

Aerospace Science and Technology publishes original papers and review articles related to all fields of aerospace research, from fundamental research to industrial applications.

Main topics:

- Fluid dynamics
- Energetics
- Materials
- Structures
- Flight mechanics
- Physics
- Sensor technology
- Automatic systems
- Guidance and Control
- Data processing and transmission
- And their application to the design and the manufacture of aircraft, helicopters, missiles, launchers and satellites

The journal is indexed in Current Contents (E, C & T).

Editors-in-chief

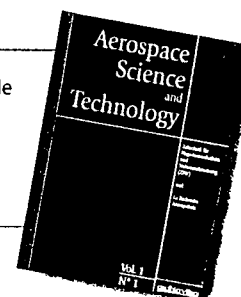
Ingénieur General Jean Carpentier (ONERA), Professor Fred Thomas (DLR)

Managing editors

Jean-Philippe Chateau (ONERA), Professor Udo Renner (DLR)

An editorial board of eminent specialists from France and Germany covering all the fields involved in aerospace research, as well as an international scientific board of high rank personalities and executive officers, guarantee the scientific quality of the journal

- Full instructions to authors available on the net
<http://www.gauthier-villars.fr>
- 25 free reprints
- No page charges



N°1

1997

TABLE OF CONTENTS

W. Becker, Th. Wacker

Comparison between test and analysis of a tank bulkhead loaded in the plastic range.

B. Geier, G. Singh

Some simple solutions for buckling loads of thin and moderately thick cylindrical shells and panels made of laminated composite material.

D. Steinbach

Calculation of the lateral coefficient corrections for an aircraft model with rear sting support in subsonic windtunnel flow.

R. Eppler

Induced drag and winglets.

Yu. I. Lobanovsky

Efficiency analysis of reusable aerospace launchers.

C. Vinet, P. Priou

Micromechanical damage model taking loading-induced anisotropy into account.

A. Bastière

Fusion methods for multisensor classification of airborne targets.

Ph. Joncheray

Aerodynamics of helicopter rotor in hover: the lifting-vortex line method applied to different types of rotor blades including dihedral tip blades.

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

STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

JAHRESBERICHT 1996

Ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe wurde im Rahmen des 10. DGLR-Fachsymposiums der AG STAB gegeben, das vom 10.-13. Nov. 1996 in Braunschweig stattfand. Im Mittelpunkt des Interesses standen die Schwerpunktthemen "Reduktion aerodynamischer Widerstand (RAWID)" und "Hochauftriebskonzepte (HAK)" des nationalen Luftfahrtforschungsprogramms des BMBF sowie entsprechende Grundlagenthemen. Daneben wurde über laufende Forschungsprojekte im Rahmen des 4. Rahmenprogramms der EU berichtet. Die Technologievorhaben, die in einem engen Verbund von Luftfahrtindustrie, DLR und Hochschulen durchgeführt werden, sind zum großen Teil auf Anwendungen beim künftigen Megaliner (A3XX) ausgerichtet.

Die Arbeiten im Technologievorhaben RAWID umfassen Verfahren zur verbesserten numerischen und experimentellen Simulation und zur Konfigurationsoptimierung sowie die Entwicklung von Technologien zur Widerstandsreduktion. Im Bereich der numerischen Simulation konzentrieren sich die Arbeiten auf die Entwicklung des 3D Navier-Stokes Systems MEGAFLOW zur Berechnung komplexer Transportflugzeugkonfigurationen. Entscheidende Fortschritte sind hier durch den verbesserten Netzgenerator MEGACATS, die Implementierung von Zweigleichungsturbulenzmodellen und die Parallelisierung von FLOWer zu erwarten. Für die Code-Validierung besteht ein Mangel an entsprechend qualifizierten Experimenten. Detaillierte 3D Validierungsexperimente sind meist nur in internationaler Kooperation (EU-Projekte, GARTEUR) durchführbar. Entscheidende Fortschritte sind in Deutschland auf dem Gebiet der Kryowindkanalmeßtechnik zu verzeichnen: der DLR-KKK befindet sich in der Qualifizierungsphase für Industriemessungen, im DLR-KRG wurde die adaptive Meßstrecke in Betrieb genommen, und der ETW hat seine Operationsfähigkeit bei hohen Re-Zahlen unter Beweis gestellt. Einen hohen Stellenwert hat im Rahmen des Forschungsvorhabens RAWID die Entwicklung neuer Technologien zur Widerstandsreduktion (u.a. variable Wölbung, Laminarhaltung, Stoßkontrolle, Turbulenz- und Ablösekontrolle). Während bei einigen Technologien (z.B. variable Wölbung) die Implementierung in die Flügelstruktur im Vordergrund steht, befinden sich andere Technologien (z.B. Turbulenz- und Ablösekontrolle) noch im Vorfeld der Anwendung. Über die Aktivitäten zur Laminartechnologie wird in der Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln" berichtet. Untersuchungen zur Stoßkontrolle wurden im Rahmen der EU-Projekte EUROSHOCK I und II durchgeführt.

Die Arbeiten im Technologievorhaben HAK konzentrieren sich auf eine verbesserte Vorhersage von Hochauftriebsströmungen und die Entwicklung verbesserter Klappensysteme. Die numerische Strömungssimulation von Hochauftriebskonfigurationen beschränkt sich aufgrund ihrer hohen Komplexität bisher weitgehend auf 2D Strömungen, während die 3D Simulation erst für ausgewählte Basiskonfigurationen in Angriff genommen wird. Entsprechend stützt sich der Entwurf neuer Hochauftriebssysteme noch stark auf experimentelle Ergebnisse ab.

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

Seit der A340/330-Flugerprobung sind die Auswirkungen der aeroelastischen Flügeldeformation in vollem Umfang bekannt. Es zeigte sich, daß bei Flügeln großer Spannweite (z.B. Megaliner) der instationären Aerodynamik, der Aeroelastik und schließlich der Flügeladaption ein hoher Stellenwert eingeräumt werden muß. Instationäre Berechnungsverfahren befinden sich in Entwicklung, haben aber noch nicht den Stand stationärer Verfahren erreicht. Für aeroelastische Untersuchungen ist ihre Kopplung mit der Strukturdynamik erforderlich.

Jahresbericht 1996 für die STAB-Projektgruppe 'Flügel kleiner Streckung'

Beim 10. Fach-Symposium der AG STAB am 11.-13.11.96 in Braunschweig gab es 6 Beiträge : 3 von der DLR , zwei von der TU München und nur einen von der Industrie (Dasa-LM). Die Beiträge deckten drei Bereiche des Themas 'Flügel kleiner Streckung' ab :

- instationäre Strömungen
- abgelöste Strömungen
- Optimierung und Entwurf von Hyperschallflugzeugen

Die Anzahl der Beiträge war damit deutlich höher als im Vorjahr (nur 2 Beiträge), zeigt jedoch auch, daß von der Industrie wesentlich weniger Beiträge zu erwarten sind als von den Forschungsinstituten. Die Gründe hierfür wurden bereits im Jahresbericht 1995 genannt und dürften auch weiterhin gültig sein.

Für das laufende Jahr ist mit keiner wesentlichen Änderung zu rechnen.

Aus den Arbeiten zu TA15 und 'Adaptronische Wirbelsteuerung' werden noch Beiträge von der Industrie erwartet. Des weiteren könnten noch Vorträge zur Aerodynamik des Forschungsflugzeuges X-31 angemeldet werden. Aus dem Bereich 'Hyperschall' werden kaum noch Beiträge zum Thema 'Flügel kleiner Streckung' erwartet, da die nationalen Aktivitäten praktisch eingestellt sind.

Cucinelli Ottobrunn 20.03.97

STAB-Projektgruppe Hyperschall Jahresbericht 1996

Die industriellen Arbeiten gehen weiter zurück. Die FESTIP Systemstudien und die Technologiearbeiten zur Aerothermodynamik endeten mit Ende 1996 (Phase I). Der Beginn von Phase I extension war für Anfang 1997 vorgesehen.

Bei den drei Sonderforschungsbereichen gehen die Arbeiten weiter, ebenso, in reduziertem Umfang, bei der DLR.

Beim 10. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung", DLR Braunschweig, 11. bis 13. November 1996, wurden 10 Vorträge zum Thema Hyperschall gehalten, davon drei aus der Industrie.

Die schriftlichen Fassungen aller Vorträge werden im Tagungsband Mitte 1997 veröffentlicht.

Prof. Dr. E.H. Hirschel
Daimler-Benz Aerospace AG
Ottobrunn, 20.3.1997

STAB - Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rümpfe"

Dr. Paul Hennig

Deutsche Aerospace AG, LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH

Postfach 801149, 81663 München

Tel.: (089) 607 - 22568

Fax: (089) 607 - 22461

Entsprechend den derzeitigen Finanzierungsproblemen und dem massiven Personalabbau in der Industrie sind die projektnahen Untersuchungen zum Thema "Stumpfe Körper / Rümpfe" in den letzten Jahren gegenüber früheren Jahren erheblich zurückgegangen, vor allem bei der ursprünglichen Kernaktivität, den Flugkörpern. Auch für die anderen Projektschwerpunkte der Gruppe - stumpfe Körper (z.B. mit kreisförmigem Querschnitt), Gebäude, Wasserfahrzeuge, Schienenfahrzeuge und KFZ läßt sich ein Rückgang beobachten. Teilweise liegt dies ebenfalls an den geringen Budgets, teilweise jedoch auch daran, daß die Untersuchungen in die Bereiche Grundlagen, Numerik oder Meßtechnik abgewandert sind.

Die Schwerpunktthemen des Symposiums in Braunschweig waren eher thematisch ausgerichtet als an Projekten orientiert. Die für die Gruppe "Stumpfe Körper / Rümpfe" relevanten Beiträge waren daher auf mehrere Sitzungen verteilt, in erster Linie auf die Sitzungen Hyperschallaerothermodynamik, wo z.B. ein Vortrag zu einem aktuellen Hyperschall-Flugkörperprojekt stattfand, und auf die Sitzung Mathematische/physikalische Grundlagen.

Auf der DGLR-Jahrestagung in Dresden fand eine spezielle Sitzung zum Thema Flugkörper mit Systemvorträgen statt. Dabei wurden teilweise aerodynamische Problemstellungen angesprochen; ein Vortrag befaßte sich mit den aerothermodynamischen Problemen von Hyperschallflugkörpern.

STAB-Projektgruppe
„Laminarhaltung von Tragflügeln“

G. Redeker

DLR Braunschweig

Die Laminarhaltung von Tragflügeln, Leitwerken und Triebwerksgondeln ist nach wie vor eine Schlüsseltechnologie, die maßgeblich zur Erhöhung der Wirtschaftlichkeit von Fluggeräten beiträgt. Der positive Nebeneffekt dabei ist, daß mit der Reduzierung des Treibstoffverbrauchs eine Verringerung der Umweltbelastung einhergeht.

Die Bedeutung der Thematik wird sowohl durch die beiden Programme RaWid und ELAS, die im Rahmen des nationalen Luftfahrtforschungsprogramms der Bundesregierung laufen, unterstrichen als auch durch die laufenden EU-Programme HYLDA (Hybrid Laminar Flow Demonstrator) und EUROTRANS (European program on transition prediction) sowie das in Planung befindliche EU-Vorhaben HYLTEC (Hybrid Laminar Flow Technology).

Parallel dazu läuft das Programm LATEC der Airbus-Partnerfirmen mit dem A320 Laminar Fin Programm als Beitrag, dessen deutscher Anteil das Vorhaben ELAS einschließt.

Auf dem diesjährigen STAB-Symposium befaßten sich 16 Beiträge mit Grundlagenproblemen, anwendungsrelevanten Fragen, Meßtechnik und experimentellen Problemen der Laminarhaltung.

Bei den Verfahren zur Transitionsanalyse und Transitionsvorhersage wurde deutlich, daß bei den modernen nichtlokalen, nichtlinearen Methoden große Fortschritte erzielt worden sind. Für eine routinemäßige Anwendung beim Entwurf von Laminarflügeln steht allerdings noch eine eingehende Validierung aus.

Bei den anwendungsrelevanten Fragestellungen ist die Technologie der Hybridlaminarhaltung für größere Verkehrsflugzeuge von außerordentlichem Interesse, wie die vorgetragenen Vorüberlegungen für einen A340-Laminarhandschuh aufzeigen. Mit den Flugversuchen zur Hybridlaminarhaltung am A320-Seitenleitwerk steht für 1997 ein wichtiges Flugexperiment auf dem Programm, dessen Ergebnisse maßgeblich über den weiteren Einsatz dieser Technologie entscheiden.

Weitere intensive Forschungsarbeiten sind notwendig, um die Technologie der Hybridlaminarhaltung anwendungsreif zu machen. Wichtige Fragen wie Verschmutzung und Reinhaltung im operationellen Betrieb sind noch zu klären.

Diese Problemstellungen werden sowohl im nationalen Rahmen als auch im europäischen Programm angegangen.

Fachkreis Meßtechnik

Dr. K.A. Bütetisch

Aktivitäten 1996

Der Fachkreis Meßtechnik war auf dem AG STAB-Symposium 1996 in Braunschweig mit mehreren Beiträgen beteiligt, die sich mit neueren meßtechnischen Entwicklungen beschäftigten. Teilweise wurden weitere meßtechnische Beiträge in den Projektbeiträgen präsentiert.

Die neuen Luftfahrttechnologie Programme wie RAWID und HAK machen besondere Anstrengungen auf dem Gebiet der Meßtechnik erforderlich. Sie orientieren sich vornehmlich an industriellen Untersuchungen im DNW und künftig auch im ETW.

Mit Unterstützung des Fachkreises dem Centre of Quantitative Visualization (CQV) und der Universität Oldenburg wurde 1996 der vierte Lehrgang für das neue Ganzfeld Geschwindigkeitsmeßverfahren „Particle Image Velocimetry PIV“ in der DLR Göttingen durchgeführt. Es wurden Theorie und praktische Anwendung zusammen behandelt. Es waren auch Teilnehmer aus dem Ausland und Aussteller von PIV-relevanter Hardware zu begrüßen, was nicht nur die Attraktivität des Themas sondern auch die inhaltliche Qualität der Veranstaltung unterstreicht.

Fachkreis „Anlagen“

Der bisherige Sprecher des Fachkreises „Anlagen“ ist auf eigenen Wunsch von dieser Funktion entlastet worden. Die Frage des Nachfolgers konnte auf der Sitzung des Programmausschusses vom 12.11.1996 nicht geklärt werden.

Ebenso steht ein Konzept für die zukünftige Behandlung der Versuchsanlagenthematik im Rahmen der AG STAB noch aus. Prof. H.U. Meier und Dr. Redeker sind aufgefordert, hier eine Lösung herbeizuführen.

Eine denkbare Möglichkeit ist die Kopplung der Fachkreise „Meßtechnik“ und „Anlagen“, da sich in der Vergangenheit und auch auf dem STAB-Symposium 1996 gezeigt hat, daß anlagenbezogene Arbeiten vorzugsweise im Rahmen anwendungsbezogener Projektgruppen zusammen mit meßtechnischen Fragestellungen behandelt werden.

Dr. G. Redeker

AG STAB-Fachkreis Physikalische Grundlagen

Schwerpunktt Themen:

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

Für den Fachkreis "Physikalische Grundlagen" waren 1996 folgende Ereignisse von herausragendem Interesse:

Es ist erfreulich zu berichten, daß das im Vorjahr gestartete DFG-Verbund-Schwerpunktprogramm "Transition" (mit Orientierung am transsonischen Laminarflügel) für zwei weitere Jahre vom überwiegenden Teil der Antragsteller durch positive Beurteilung der bislang erzielten Ergebnisse weitergeführt werden wird. Dieses Schwerpunktprogramm der DFG verfolgt bekanntlich eine abgestimmte Wechselwirkung spezieller Forschungsarbeiten an Universitäten mit solchen bei der DLR und mit Entwicklungsarbeiten in der Luftfahrt-Industrie. Das DFG-Verbundschwerpunktprogramm "Transition" ist auf der DGLR-Jahrestagung in Dresden, 24. - 27. September 1996, vom Koordinator des Programms, Prof. S. Wagner, vielen Teilnehmern des Deutschen Luft- und Raumfahrt-kongresses vorgestellt worden.

Am 2. und 3. Mai 1996 fand an der TU Berlin eine DGLR-Fachausschußsitzung zum Thema "Beeinflussung von Tragflügelumströmungen" statt. In den verschiedenen Themenschwerpunkten wurden vorrangig Arbeiten zur Transitions- und Ablösungsbeeinflussung vorgestellt und diskutiert.

Einige deutsche Grundlagenuntersuchungen zur laminar-turbulenten Transition in Grenzschichtströmungen um Tragflügel konnten Eingang in die Präsentation beim 2. European Forum on Laminar Flow Technology in Bordeaux, 10. - 12. Juni 1996, finden.

Im November 1996 fand im DLR-Forschungszentrum Braunschweig das 10. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung" statt. Dabei wurden die meisten Grundlagenbeiträge zur Transitionsforschung in ihrer Bedeutung für die aktuelle Laminarhaltung von Tragflügelumströmungen dargelegt und in ihren hohen Anforderungen an Feldmeß-techniken präzisiert. Leider wurde nur ein Beitrag zur weiteren Klärung von Turbulenzeigenschaften (mittels direkter numerischer Simulation) vorgestellt.

Insgesamt bleibt festzustellen, daß im Bereich der Transitionsgrundlagenforschung für Unterschall- und Transschallströmungen 1996 vielfältige Projekte mit deutschen Mitteln gefördert worden sind und auch Einbindungen deutscher Partner in EU-Programmen zur Verbesserung von Transitionsvorhersagen für transsonische Tragflügelumströmungen existieren, daß aber vergleichsweise wenig Projekte im Bereich der Turbulenz-Grundlagenforschung laufen bzw. 1996 gefördert worden sind. Besonders schwierig ist die Situation für Transitions- und Turbulenzforschung um Über- und Hyperschallströmungen geworden.

Göttingen, 4. Juni 1997

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"		Seite
Aumann/ Becker/ Lühmann	Industrielle Validierung FLOWer im Rahmen von MEGAFLOW	32
Bohning/ Stern	Stoß-Grenzschicht-Beeinflussung mittels Bump	34
Brodersen/ Malagarriga	Anwendung von MEGAFLOW für eine Hochdeckerkonfiguration	36
Brodersen/ Ronzheimer/ Hepperle/ Schöning/ Ziegler/ Kunert	Weiterentwicklung des Netzgenerierungssystems MegaCads	38
Burgsmüller	Kurzkopplung von Hochbypass-Triebwerken in Kombination mit Start-/Landekonfigurationen	40
Coors/ Türk	Numerische Simulation des Aufrollvorgangs von Wirbelschichten	42
Dargel	Widerstandsreduktion mittels Stoß-Grenzschichtkontrolle	44
Ehret	Verhalten instabiler Wellenpaketstörungen in kompressiblen Grenzschichten auf gepfeilten Laminarflügeln	46
Elsholz/ John	Netz-Modifikationstechniken für 3D Navier-Stokes-Netze	48
Hummel	Der Einfluß von Seiten- und Höhenleitwerk bei der numerischen Berechnung komplexer aerodynamischer Konfigurationen	50
Kiock/ Puffert- Meißner	Das ALVAST-Modell: Triebwerkssimulation an einem Transportflugzeug-Modell	52
Köster/ Wichmann	Untersuchungen an überkritischen Profilen und einem Verkehrsflugzeugflügel mit optimierter Hinterkante	54
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmmarrays am Hochauftriebsflügel im DNW	56
Monsen	Flexibilität und Effizienz eines Transportgleichungs-Turbulenzmodells bei dreidimensionalen Strömungen	58

Ronzheimer/ Brodersen/ Rudnik/ Rossow	Navier-Stokes Rechnung für die DLR-F6-Konfiguration	60
Rossow/ Rudnik/ Monsen	Konvergenzbeschleunigung bei der Verwendung von Zweigleichungs-Turbulenzmodellen	62
Streit/ Bartelheimer/ Bleecke/ Rohardt	Entwurf eines Laminarflügels für ein Regionalflugzeug mit einem 3D-Entwurfsverfahren	64
Wichmann/ Rohardt	Numerische Untersuchung der Umströmung einer Rumpf/Carnard-Konfiguration für ein Langstreckenflugzeug hoher Kapazität	66

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

Hakenesch	Adaptronische Wirbelsteuerung	68
Herrmann	Aerodynamische Optimierung von Überschallverkehrsflugzeugen	70
Herrmann	Widerstansanalyse einer Überschallverkehrsflugzeugkonfiguration (ATSF-1) im Über-, Trans- und Unterschall mit Hilfe des DLR Navier-Stokes-Verfahrens	72
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Wellenreitern im Niedergeschwindigkeitsbereich	74
Hummel	Numerische Berechnung der instationären Deltaflügelumströmung	76

Projektgruppe "Drehflügler und Rotoren"	Seite
--	--------------

Abdel-Maksoud/ Menter	Numerische Berechnung der viskosen Strömung um einen rotierenden Propeller im Nachlaufeld eines Schiffes	78
Algermissen/ Wagner	Theoretische Untersuchungen zur Aeroakustik von Hubschrauberrotoren nach der Kirchhoff-Methode	80
Buchtala/ Wagner	Gekoppelte Berechnung der Dynamik und Aerodynamik von Drehflüglern	82
Hierholz/ Wagner	Simulation der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung am Hubschrauberrotor	84

Kuntz	Aeroakustische Simulation von Rotoren und Propellern mit Euler/Kirchhoff-Verfahren	86
Pahlke/ Schwarz	Ein zeitgenaues dreidimensionales Euler-Verfahren für die Verwendung von überlappenden Netzen zur Berechnung von Rotorumströmungen	88
Uhl/ Wagner	Verwendung der Dual-Reciprocity-Methode zur Berechnung kompressibler Rotorumströmungen	90
Wagner/ Würz/ Jäger	Experimentelle Untersuchung der Leitwerk-Propeller Kombination für das menschrtragende Solarflugzeug Icare 2	92
Wagner/ Zerle	Anwendung des Prinzips retardierender Potentiale in der Rotor aerodynamik	94

Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"		Seite
Adam/ Grosche	Luftdatensystem für hohe Anstellwinkel (AADS - Advanced Air Data System)	96
Brechling	Windkanalmessung instationärer Bugdruckwellen um Lokomotivköpfe	98
Boller	Hybride Netze für CFD-Rechnungen	100
Esch	Strahlinterferenz am Rumpf eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers im Über- und Hyperschall	102
Geropp/ Kim	Kreiszyylinderumströmung mit Bodeneinfluß	104
Khier/ Breuer	Untersuchung der dreidimensionalen Strömung um einen Hochgeschwindigkeitszug unter Seitenwindeinfluß	106
Költzsch	Numerische Untersuchung der Schallabstrahlung einer transitionalen Grenzschicht	108
Nastase	The Three-Dimensional Visualization of the Qualitative Analysis of the Behaviour of Quadratical, Elliptical and Hyperbolic Algebraic Equations and its Application to Aerodynamics	110
Naumann	Steuerung von Höchstgeschwindigkeits-Projektilen mittels seitlich austretender Gasstrahlen (Übersicht zu den bisher insgesamt durchgeführten Untersuchungen)	112
Rodi/ Fröhlich	Large-Eddy Simulation der Strömung um stumpfe Körper	114
Schülein	Hyperschallflugkörper in Nachlaufströmungen	116

Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"		Seite
Bertolotti/ Bieler	Stability Analysis of Two- and Three-Dimensional Boundary Layer Flows With Varied Wall Temperatures	118
Dietz/ Meijering	Numerische Untersuchung der Grenzschichtinstabilitäten an einer stumpfen angestellten ebenen Platte in Überschallströmung	120
Hein/ Dallmann	BRITE/EURAM project EUROTRANS - EUROpean program on TRANSition prediction. Nonlocal Transition Analyses with NOLOT/PSE	121
Hein/ Nies/ Stolte/ Bippes/ Lerche/ Dallmann	GARTEUR AG27, Action Group on transition on airfoils and infinite swept wings with regard to nonlocal instability investigations	122
Kreplin/ Höhler	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	124
Maucher/ Rist/ Wagner	Numerische Untersuchung zur Physik laminarer Ablöseblasen	126
Pöthke/ Bippes	Transition in dreidimensionalen Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen	128
Riedel	Vergleich von Euler Rechnungen mit Flugversuchsergebnissen für eine Triebwerksgondel mit Grenzschichtlaminarhaltung durch Formgebung	130
Seitz	Detektion von Tollmin-Schlichting Wellen im Freiflugversuch mit Oberflächenheißfilmfolien	132
Stahl	Detektion des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags bei tiefen Temperaturen	134
Stemmer/ Bestek/ Wagner	Numerische Simulation des Grenzschichtumschlags an einem Flügelprofil und Vergleich mit experimentellen Messungen	136
Würz/ Wagner	Experimentelle Untersuchungen zur Störungsanfachung in anliegenden Grenzschichten und Ablöseblasen	138
Projektgruppe "Hyperschall"		Seite
Beck	Charakterisierung der freien Anströmung des Hochenthalpiekanals Göttingen (HEG)	140

Beck/ Carl	Einfluß von Realgaseffekten auf die Wechselwirkungen von Stoßwellen; Messungen am Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)	142
Eitelberg/ Beck	Einfluß von Realgaseffekten auf Wärmeübergangsmessungen an Kugeln unterschiedlicher Durchmesser und mit verschiedenen Beschichtungen im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG)	144
Esch	Datenbasis für Rückkehrkapsel Colibri	146
Hannemann	Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen in reagieren- den Hyperschallströmungen	148
Hein/ Herberg/ Wendt/ Dallmann	FESTIP - Future European Space Transportation Investigation Program. Technology developments in aerothermodynamics for reusable launch vehicles	150
Henckels/ Esch	Transitionserkennung im Hochgeschwindigkeitsbereich mittels IR- Thermographie	152
Lang/ Jacobs	Visualisierung und Messung des Geschwindigkeitsfelds um die Hyper- schallkonfiguration ELAC 1	154
Schulte/ Henckels	Kooperation mit dem Sonderforschungsbereich 253 der RWTH Aachen	155
Staudacher	Nichtintrusive Untersuchungen am Ablösegebiet einer Anlaufstrecke/ Rampe-Konfiguration	156a
Strohmeyer/ Eggers	Untersuchung des Grundrißeinflusses auf die Aerodynamik von Wellenreitern für TSTO-Missionen	157

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Seite

Bertolotti	Laminar-Turbulent Transition in Boundary Layers Exposed to Free Stream Turbulence	159
Bippes	Einfluß der Zentrifugalinstabilität auf den Transitionsprozeß dreidimen- sionaler Grenzschichten	161
Breitsamter	Experimentelle Untersuchung der turbulenten Strömungsstrukturen bei Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln	163
Buschmann	Berechnung dreidimensionaler turbulenter Grenzschichten mittels inte- graler Impuls- und Energiesätze	165
Fiebig	Einfluß der Fertigungsart auf die kritische Reynoldszahl für Spaltströ- mungen mit Längswirbelerzeugern	167
Gölling/ Grosche	Experimentelle Untersuchungen zur Dämpfung einer zweidimensionalen Instabilität in einer Blasius-Grenzschichtströmung	169

Kirmse/ Sammler/ Fiedler	Instationäre Messung von Geschwindigkeit, Temperatur und statischem Druck im Düsennahbereich eines Vakuumwindkanals	171
Koch	Sekundäre Instabilitäten in dreidimensionalen Grenzschichten	173
König/ Bippes	Experimentelle Untersuchung des Rezeptivitätsproblems von 3D-Grenzschichten	175
Kreplin/ Berger/ Rotta	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Grenzschichten	177
Lerche/ Bippes/ Dallmann	Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht	179
Nies/ Hein/ Bertolotti/ Dallmann	Einfluß der Grenzschichtabsaugung auf das Instabilitätsverhalten der Grenzschicht am unendlich schiebenden Flügel	181
Raguse/ Grosche	Transitionsbeeinflussung mittels eines adaptiven Filtersystems	183
Theofilis/ Dallmann	Secondary Instability of Swept Attachment Line Boundary Layer Flow; Partial Derivative Eigenvalue Problem Stability Analysis (PEPS)	185
Stolte	Untersuchung von Transitionsszenarien in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen	187
Wagner/ Friedrich	Direkte numerische Simulation der turbulenten Strömung in einer idealisierten Czochralski-Kristallzüchtungs-Anordnung	189
Wiegel/ Grosche	Experimentelle Untersuchung von kontrolliert angeregten dreidimensionalen Wellen in einer Blasius-Grenzschicht	191
Woppowa/ Grosche	Instationäre Wirbelströmungen hinter Flügeln kleiner Streckung bei hohen Anstellwinkeln	193

Fachkreis "Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation"

		Seite
Bernsdorf	Numerische Simulation reaktiver Strömungen in komplexen Geometrien	195
Bleeke	Implementierung von automatischen adaptiven, lokalen Verfeinerungen in das parallele, blockstrukturierte Finite-Volumen-Verfahren FLOWer	197
Breuer	Large-Eddy-Simulation für turbulente praxisrelevante Strömungen	198

Dütsch	Numerische und experimentelle Untersuchung der Strömung um einen oszillierenden Zylinder	200
Galle	Weiterentwicklung einer Mehrgittermethode für ein hybrides Finite-Volumen Verfahren zur Lösung der Navier-Stokes Gleichungen	202
Grotjahns/ Menter	Turbulenzmodellierung höherer Ordnung für industrielle Anwendungen	204
Heinrich	Erweiterung des Navier-Stokes-Verfahrens FLOWer auf instationäre Strömungen	206
Herrmann	Qualitätsverbesserung der Strömung im RWG Göttingen	208
Lange	Simulation der Kreiszylinderumströmung mit lokaler Blockverfeinerung des Gitters	210
Unger/ Menter	Software Engineering Methoden für Parallele Anwendungen	212
Weber	Validierung von 3 Navier-Stokes-Lösern am transsonischen Verdichtergitter DLR-TSG-89-5	214
Weishäupl	Eulerlösungen für instationär beschleunigte Strömungen aktiven Ursprungs	216

Fachkreis "Meßtechnik"

		Seite
Melling	Minimierung der Staubempfindlichkeit und der Gasabhängigkeit in Ultraschallgaszählern	218
Möller/ Bütefish	Untersuchung des Geschwindigkeitsfeldes von Partikeln in einer partikelbeladenen Nachlaufströmung	220
Otter/ Förstermann	Instationäres Strömungsfeld bei schnellen Rollbewegungen eines Delta-Flügels	222
Weiland/ Bütefish	Strömungsfeld-Messungen mit einem Laser-Doppler-Anemometer im Freistrahle einer Ausblasegondel; Problem des Strahl-Seedings	224
Stasicki	Hochgeschwindigkeits-Videostroboskop	226
Vollmers	Messung der Entwicklung von Blattspitzenwirbeln eines Rotors mit Particle Image Velocimetry (PIV)	228

Fachkreis "Anlagen"

Seite

MITTEILUNG

Projektgruppe/**Fachkreis:**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

P. Aumann, K. Becker, M. Lühmann

Institution:

Daimler-Benz Aerospace Airbus

Adresse:Hünefeldstr. 1-5
D-28199 Bremen**Telefon:**

0421/538 48 81

Telefax:

0421/538 29 10

e-mail:

m.luehmann@airbus.dasa.de

weitere Partner:**Thema:**

Industrielle Validierung FLOWer im Rahmen von MEGAFLOW

Ausgangssituation:

MEGAFLOW betreibt die Entwicklung und Validierung eines Programmsystems zur Berechnung dreidimensionaler reibungsbehafteter Strömungen an kompletten Transportflugzeugen. Zentraler Punkt für die Akzeptanz und Nutzung eines solchen Systems in der industriellen aerodynamischen Entwicklung ist der Nachweis der Leistungsfähigkeit dieses Systems an relevanten industriellen Beispielen. In diesem Zusammenhang wird als Lösungsverfahren zur Berechnung von Strömungen der FLOWer Code eingesetzt.

Ziel:

Im industriellen aerodynamischen Entwicklungsprozeß lassen sich zwei Einsatz- oder Nutzungsweisen numerischer (oder auch experimenteller) Strömungssimulationen mit deutlich verschiedenen Anforderungen identifizieren: Die Bestimmung der absoluten Leistung z.B. eines Tragflügels, d.h. der Auftriebskraft, des Widerstands, der Momente u.v.a.m. ist das eigentliche Ziel. Dies ist aber mit heutigen Mitteln der numerischen (und auch experimentellen) Simulation nur eingeschränkt möglich, so daß hier Entwicklungen intensiv vorangetrieben werden müssen. Wesentlich bedeutungsvoller für den Einsatz in der Entwicklung ist die Bestimmung relativer Leistungen, d.h. der Unterschiede zwischen den Leistungen zweier Konfigurationen oder zu zwei verschiedenen Strömungskonditionen. Entsprechende Differenzen lassen sich heute bereits relativ gut vorhersagen, so daß die aerodynamische Entwicklung i.d.R. auf dieser Methodik aufbaut.

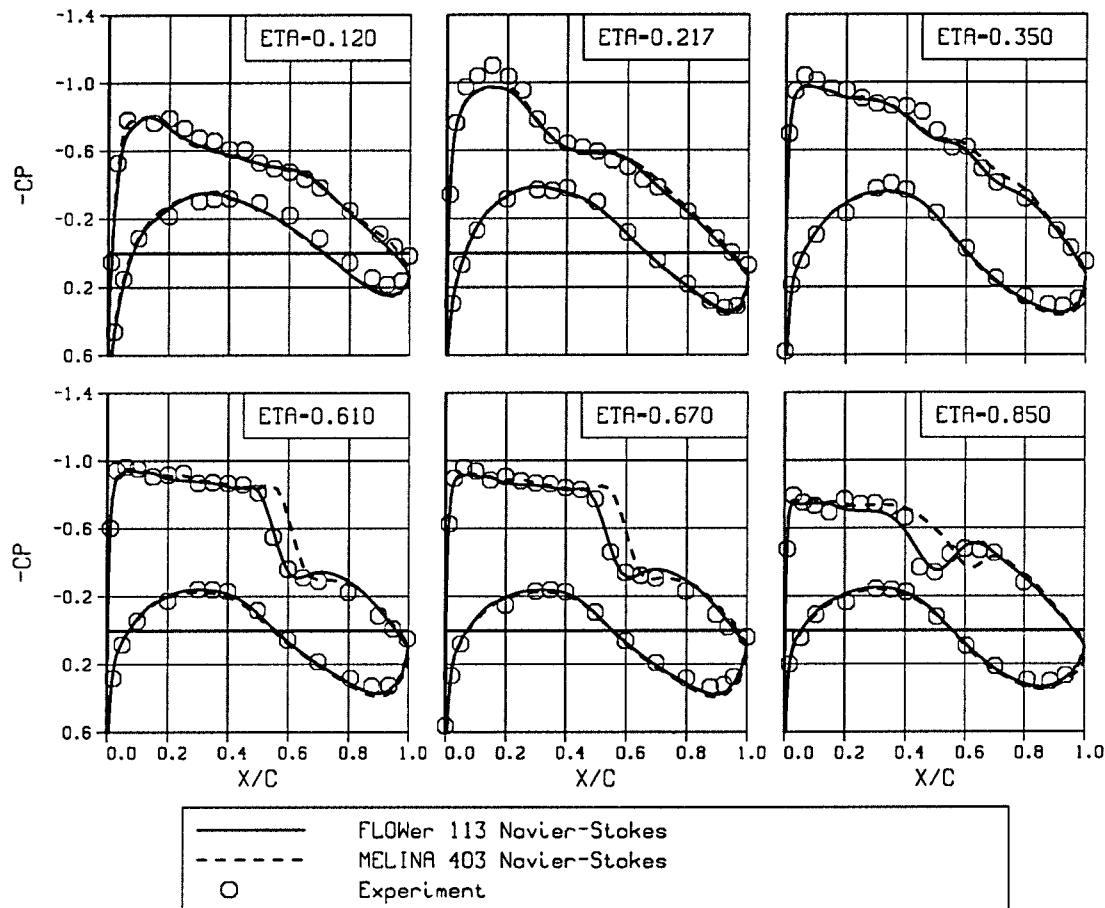
Lösungsweg:

Zunächst soll das Verhalten von FLOWer relativ zum Verfahren MELINA untersucht, dargestellt und bewertet werden. MELINA befindet sich seit Jahren bei DA im produktiven Einsatz. Ein zweiter Schritt befaßt sich mit dem Vergleich zum Experiment. Sollten sich evtl. Unterschiede zwischen den Ergebnissen von MELINA und FLOWer im Vergleich zum Experiment für FLOWer günstiger darstellen, so wird dies als positives Signal für FLOWer gewertet. In/1/ ist eine Liste von Testfällen aufgeführt, welche die für das aerodynamische Design der letzten Jahre und der näheren Zukunft relevanten Konfigurationen und Strömungen darstellen. Diese Tabelle dient für die weiteren Untersuchungen zur Festlegung der entsprechenden Testfälle.

Ergebnisse:

Wie die in/1/ dargestellten Ergebnisse zeigen, kann die Strömung um Flügel-Rumpf-Konfigurationen der verschiedenen Varianten mit den Verfahren MELINA und FLOWer relativ gut berechnet werden. Für die Unterschallströmung auf der Flügelunterseite ist die Übereinstimmung zwischen den Rechnungen und auch zum Experiment ausgesprochen gut. Auf der Oberseite reagieren die Verfahren aufgrund der transsonischen Strömung sehr viel empfindlicher: Der Einfluß der physikalisch-mathematischen Modellierung sowie numerischer Fehler ist dort sehr viel größer. FLOWer, um dessen Bewertung es hier geht, konvergiert in der gegenwärtigen Konfiguration

zuverlässiger als MELINA und ist 30–35% schneller. Da zudem die Ergebnisse – i.w. Druckverteilungen – oft näher am Experiment liegen als bei MELINA, ist eine klar positive Entscheidung für FLOWer zu fällen. Dies hat bei DA schon bei einer Reihe von Entwicklungsketten zu entsprechenden Konsequenzen geführt. Das hier dargestellte Ergebnis repräsentiert den Entwurf eines turbulenten Flügels für folgende Strömungsbedingungen: Machzahl 0.85, Auftriebsbeiwert 0.5, Reynoldszahl 2.8 Mio. und einer Transitionsfixierung in 15% Flügeliefe. Die Druckverteilungen für diesen Fall sind an unterschiedlichen Flügelschnitten im folgenden Bild festgehalten.



TFC20R-Fluegel/Rumpf-Konfiguration (BGRID 502).

Literatur:

- | | | |
|-----|--|---|
| /1/ | <p>Aumann, P.
Becker, K.
Lühmann, M.</p> | <p>Vergleich FLOWer mit MELINA und Experimenten für Euler- und Navier-Stokes-Rechnungen
Teil I: Navier-Stokes,
MEGAFLOW Zwischenbericht AP 3.2.1, 18. Dezember 1996</p> |
| /2/ | <p>Giordano, L.</p> | <p>Validierung des Strömungslösers FLOWer – Untersuchungen des Testfalls RAW,
DA-Bericht, EF, 9. August 1996</p> |

weiteres Vorgehen:

Zwei Testfälle in der zugrundegelegten Tabelle /1/ stehen noch aus. Beide Fälle sollen mit FLOWer_114 bearbeitet werden, um den Test auf die aktuelle Version auszuweiten. Außerdem wird FLOWer_114 zur Validierung der Euler-Fälle an komplexen Konfigurationen herangezogen.

Datum: 25.02.97

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. habil. R. Bohning, Dipl.-Ing. D. Stern		
Institution	Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen Universität (TH) Karlsruhe		
Adresse	Kaiserstraße 12 76128 Karlsruhe	Telefon	0721/608-4179 o. 3627
		Telefax	0721/608-4290
		Email	hi34@rz.uni-karlsruhe.de hi46@rz.uni-karlsruhe.de
weitere Partner	Daimler-Benz Aerospace Airbus Bremen		
Thema	Stoß-Grenzschicht-Beeinflussung mittels Bump		

Ausgangssituation

Bei der transsonischen Umströmung von Tragflügeln entsteht auf der Flügeloberseite ein lokales Überschallgebiet, das in der Regel durch einen Verdichtungsstoß, der eine erhebliche Widerstandsquelle darstellt, abgeschlossen wird. Dieser Stoß interferiert mit der Grenzschicht auf dem Flügel; der Stoß wird aufgefächert, die Grenzschicht dickt auf. Durch geeignete Maßnahmen der Beeinflussung dieses Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungsgebiets, die im "off design" zum Tragen kommen, wird versucht, das Auftriebs-/Widerstandsverhältnis des jeweiligen Tragflügels zu verbessern. Eine Methode ist das Anbringen einer perforierten Kammer im Bereich des Stoßes, durch die sich durch die Druckdifferenz vor und nach dem Stoß eine Ventilationsströmung einstellt. Es ergibt sich günstigstenfalls ein Mehrfachstoßsystem, das einen geringeren Widerstand verursacht als ein einzelner starker Stoß. Eine weitere Möglichkeit ist die aktive Beeinflussung durch Kammer- oder Schlitzabsaugung.

In eine andere Richtung geht das Anbringen eines Bumps im Stoßbereich, durch den ähnliche Effekte erzielt werden wie bei der Ventilation, wobei die dabei auftretende zusätzliche Störung der Grenzschicht vor dem Stoß vermieden wird.

Ziel

Ziel der Arbeit ist zunächst, den Einfluß einer Konturveränderung (Bump) im Stoßbereich zu untersuchen und dabei verschiedene Profile in ihrem Auftriebs-/Widerstandsverhältnis miteinander zu vergleichen.

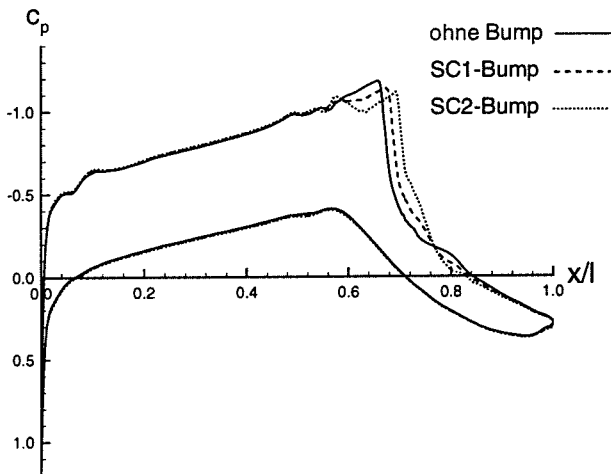
Lösungsweg

Zur Verifikation des eingesetzten 3D-Navier-Stokes-Solvers KAPPA für Profilmströmungen wurden die Referenzfälle RAE 2822 (ECARP Testcase 9+10) und LVA-1a (Euroshock Testcase) ohne SGK berechnet und mit Experimenten verglichen. Zur Generierung der benötigten Rechengitter wurde dabei das kommerzielle Softwarepaket ICEM-CFD eingesetzt. In einer aufwendigen Parametervariation auf dem Parallelrechner der Universität Karlsruhe wurden die Vergleichsrechnungen für das LVA-1ae Profil ohne Konturveränderung und mit zwei aufgetragenen Bumps durchgeführt.

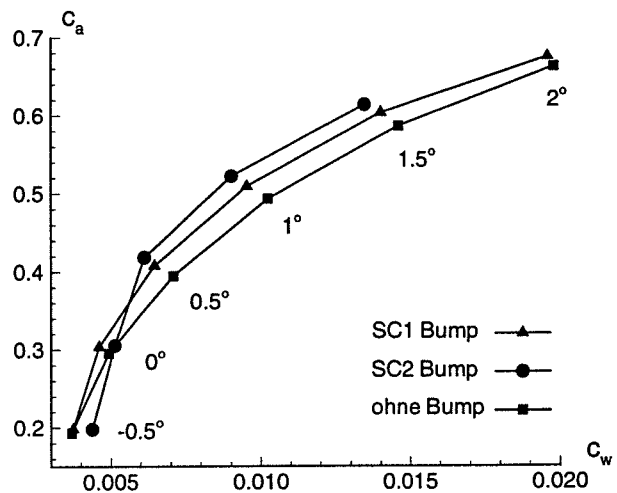
Ergebnis

Es zeigt sich in bestimmten Parameterbereichen des Anstellwinkels α und der Anströmmachzahl M_∞ ein deutlicher Vorteil des Bumps im Vergleich zum unbeeinflussten Fall. Es bildet sich eine Vorkompression und damit ein Druckplateau aus; der eigentliche Stoß liegt weiter stromab. Dies wirkt sich sowohl auf den Auftriebs- als auch auf den Widerstandsbeiwert positiv aus. Zusätzlich wirkt der Bump ablösehemmend, was aus der größeren Krümmung der Oberfläche resultiert.

Der SC1 Bump hat ein Dickenmaximum/Cordlängen-Verhältnis von 0.2%, der SC2 Bump von 0.4%.



c_p -Verlauf, LVA-1ae, $M_\infty = 0.76$, $\alpha = 1^\circ$,
 $Re = 6.1 \times 10^6$



c_a/c_w -Polaren, α -Variation, $M_\infty = 0.76$,
 $Re = 6.1 \times 10^6$

Literatur

1. Besprechungsprotokoll "Zwischen-Präsentation zum BMBF-Technologieprogramm RaWid" (1996)
2. Bol, T. : Transsonische Tragflügelumströmung mit passiver und aktiver Stoßkontrolle. Dissertation TH Karlsruhe (1996)
3. Magagnato, F. : Untersuchung von linearen und nichtlinearen Wirbelviskositätsmodellen. Dissertation TH Darmstadt (1995)

weiteres Vorgehen

Es werden Berechnungen zur passiven und aktiven Beeinflussung durchgeführt, zusätzlich werden kombinierte Kontrollkonzepte untersucht. Dabei wird die Ventilation sowohl nach Poll als auch nach Bohning/Doerffer modelliert und implementiert.

Danach wird die Beeinflussung auf einem realen 3D-Flügel untersucht und schließlich werden die Erkenntnisse auf die 3D-Kanalsimulation übertragen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner O. Brodersen, J. Malagarriga

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

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

weitere Partner Dr. C.-C. Rossow, Dr. N. Kalitzin

Thema Anwendung von MEGAFLOW für eine Hochdeckerkonfiguration

Ausgangssituation:

Für eine generische Hochdeckerkonfiguration sind Untersuchungen durch eine numerische Lösung der Euler-Gleichungen unter Anwendung des MEGAFLOW-Programmpakets (MegaCads, FLOWer) durchgeführt worden [1,2].

Ziel:

Basierend auf dem Rechnernetz für die Euler-Untersuchungen sollte eine Netzverfeinerung erfolgen, um die Grenzschichten von Rumpf und Flügel aufzulösen. Anschließend waren Navier-Stokes-Rechnungen für unterschiedliche Netzfeinheiten durchzuführen.

Lösungsweg:

Das Ausgangsnetz (Abb. 1) besitzt eine H-C-O-Topologie, wobei die Flügel- und Rumpfgrenzschichtbereiche durch C-O-Topologien aufgelöst werden. Die Grenzschichtblöcke sind durch Blöcke mit einer H-O-Topologie umschlossen. In das 14-Block-Basisnetz wurden Netzzellen in Wandnähe mit Hilfe einer MegaCads-Funktion neuverteilt [3]. Das modifizierte Netz enthält ca. 1.9 Mio. Zellen.

Rechnungen wurden für die Anströmparameter $Ma=0.68$, $\alpha=1.2^\circ$, $Re=3 \cdot 10^6$ unter Anwendung des Baldwin-Lomax Turbulenzmodells durchgeführt. Die Ergebnisse wurden in Form von Druckverteilungen, Grenzschichtauflösungen und einer Netzkonvergenzstudie (nur vergrößerte Netze) beurteilt. Es hat sich gezeigt, daß die Grenzschicht mit dem feinsten Netz mit ca. 27-35 Zellen aufgelöst werden konnte (Abb. 2). Die y^+ -Werte lagen auf dem Flügel bei ca. 1.0. Auf dem Rumpf mußten höhere Werte toleriert werden, da die scharfkantige Geometrie im Flügel-Rumpf-Anschlußbereich Schwierigkeiten bei der Neuverteilung von Netzzellen zur Folge hatte.

Weiteres Vorgehen:

Die Arbeiten werden für eine ähnliche Konfiguration fortgeführt.

Literatur:

- [1] J. Malagarriga: *Entwicklung und Anwendung eines Verfahrens zur Umwandlung von Euler- in Navier-Stokes-Netze für CFD-Simulationen*. Diplomarbeit 02-96, DLR Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig, 1997
- [2] N. Kroll: *National CFD Project MEGAFLOW - Status Report*. Stab-Tagungsband, Braun-

schweig, 1996

- [3] S. Heinrich: *Untersuchungen zum Einfluß elliptisch geglätteter Netze auf die Lösung der Euler-Gleichungen*. Diplomarbeit 01-96, DLR Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig, 1996

Abbildungen:

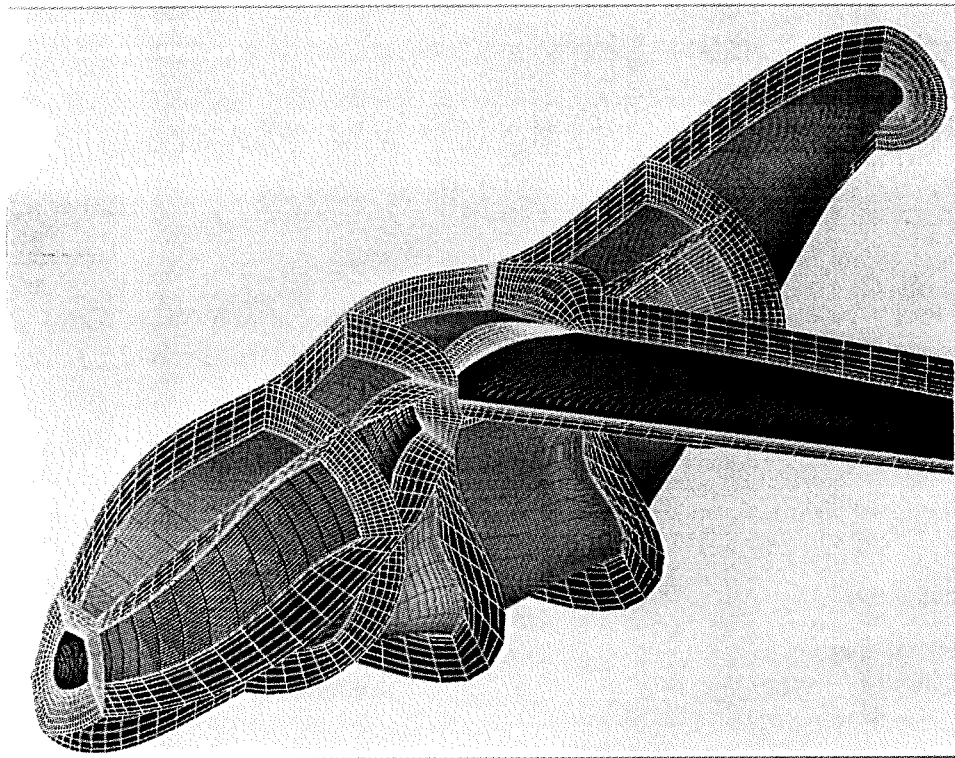


Abb 1: C-O-Netztopologie zur Auflösung der Rumpf- und Flügelgrenzschichten

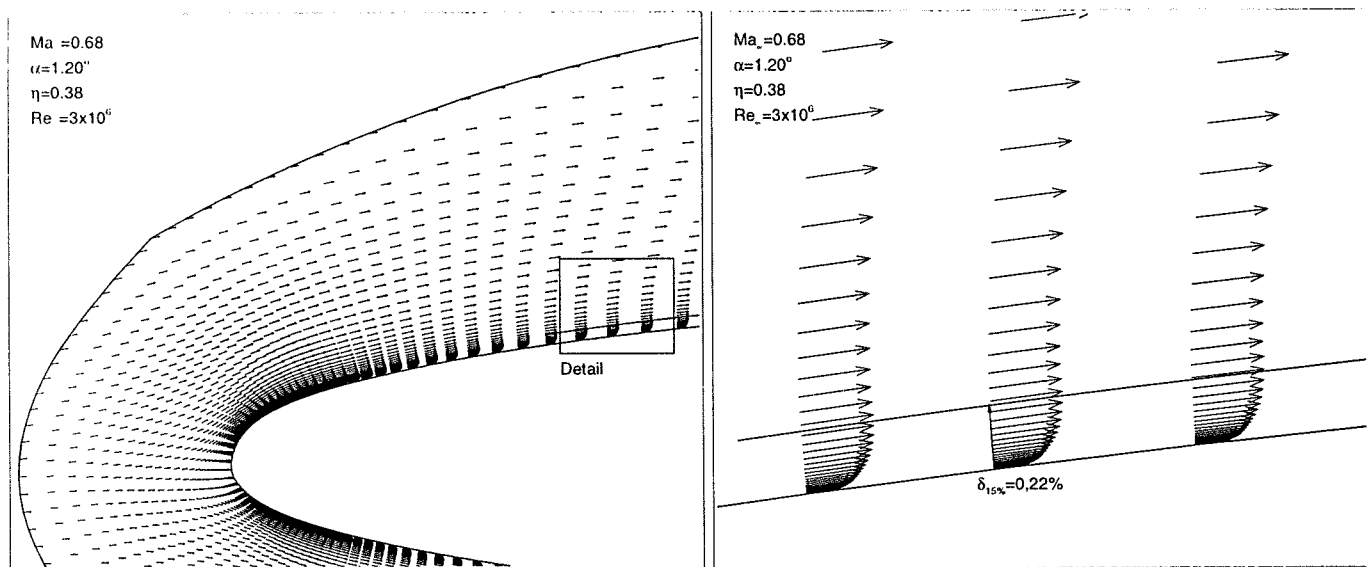


Abb 2: Flügelgrenzschichtauflösung, Detail

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner O. Brodersen, A. Ronzheimer, M. Hepperle, B. Schöning, R. Ziegler, T. Kunert

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2439

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr. Rossow (DLR), Dr. Becker (DASA), Dr. Schwarten (DASA), Dr. Niederdrenk (DLR), Prof. Thiele (TU-Berlin), Prof. Rill (Uni Bremen), J. Wild (DLR)

Thema Weiterentwicklung des Netzgenerierungssystems MegaCads

Ausgangssituation:

MegaCads ist ein interaktives, parametrisches Netzgenerierungssystem für strukturierte zwei- und dreidimensionale Netze. Das System ist sowohl für komplexe Konfigurationen als auch als Entwicklungsumgebung einsetzbar [1].

MegaCads wurde bisher für die Netzgenerierung von 2D-Mehrelementprofilen, 3D-Klappenflügeln, Transportflugzeugkonfigurationen, Raumkapseln und Rotoren verwendet. Da der interaktive Teil abtrennbar ist, wird MegaCads zur Zeit mit dem Programm FLOWer und einem Optimierungsverfahren gekoppelt, um Hochauftriebssysteme zu verbessern (z. Zt. 2D).

Basierend auf den Erfahrungen bei der praktischen Anwendung sind notwendige Verbesserungen und Erweiterungen definiert worden, die im Rahmen des Megaflow-Projekts bearbeitet werden [2].

Ziel:

Die Zielvorstellung für die Entwicklung von MegaCads ist im wesentlichen unverändert geblieben. Allerdings ist eine effizientere Bedienung für komplexe 3D-Mehrblocksyste me notwendig. Deshalb sind folgende Verbesserungen geplant:

- modifiziertes GUI (Bedienung und verbesserte Grafikfunktionalität),
- Integration eines einfachen „Grid Topology Models“ zur halb-automatischen Blockerkennung,
- einfache Skriptsprache mit Schleifen und Unterprogrammen,
- CAD-Schnittstelle.

Lösungsweg:

Die grafische Benutzerführung ist in Zusammenarbeit mit der DASA überarbeitet worden und wird ab der Version 2.1 den Megaflow-Partnern zur Verfügung gestellt (s. Abb. 1). Um die Visualisierungsmöglichkeiten zu verbessern, werden weitere Funktionen unter Verwendung von OpenGL implementiert.

Für die dreidimensionale Netzgenerierung auf beliebigen Oberflächen (z.B. Rumpf, Flügel) stehen algebraische Techniken zur Verfügung. Außerdem können Netze mit Hilfe eines biharmonischen Ansatzes geglättet werden [3]. Diese Technik steht sowohl für Oberflächen als auch für Volumennetze

zur Verfügung. Allerdings ist das Verfahren hinsichtlich der Robustheit, den Steuerungsmöglichkeiten und des Rechenzeitbedarfs verbesserungsbedürftig.

Mit Hilfe einer einfachen Skriptsprache werden sämtliche Schritte der Netzgenerierung dokumentiert. Skriptteile können als Unterprogramme ausgegliedert werden und Netzgenerierungsbefehle können in Befehlsschleifen wiederholt ausgeführt werden.

Weiteres Vorgehen:

Im Rahmen des Megaflow-Projekts werden die folgende Punkte bis Ende 1998 bearbeitet:

- Verbesserung der Glättungstechniken (Steuerung, Mehrgitter),
- „Grid Topology Model“ zur Block-, Seiten-, und Kantenerkennung,
- Verbesserte Visualisierung,
- Funktionen zur Erleichterung der Blockkonstruktion,
- Anwendung für komplexe 3D-Konfigurationen,
- Verbesserung der CAD-Schnittstelle,
- Software-Qualitätssicherung.

Literatur:

- [1] O. Brodersen, M. Hepperle, A. Ronzheimer, C.-C. Rossow, B. Schöning: *The Parametric Grid Generation System MegaCads*, Proc. of 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Ed. B.K. Soni, J.F. Thompson, J. Häuser, P.R. Eisman, NSF Eng. Research Center, Mississippi, 1996, 353-362
- [2] N. Kroll: *National CFD Project MEGAFLOW - Status Report*. Stab-Tagungsband, Braunschweig, 1996
- [3] O. Brodersen, A. Findling, A. Ronzheimer: *Interactive Grid generation for Complex Configurations*. ECCOMAS 94, Ed. S. Wagner, E.H. Hirschel, J. Periaux, R. Piva, John Wiley & Sons, 265-272, 1994

Abbildungen:

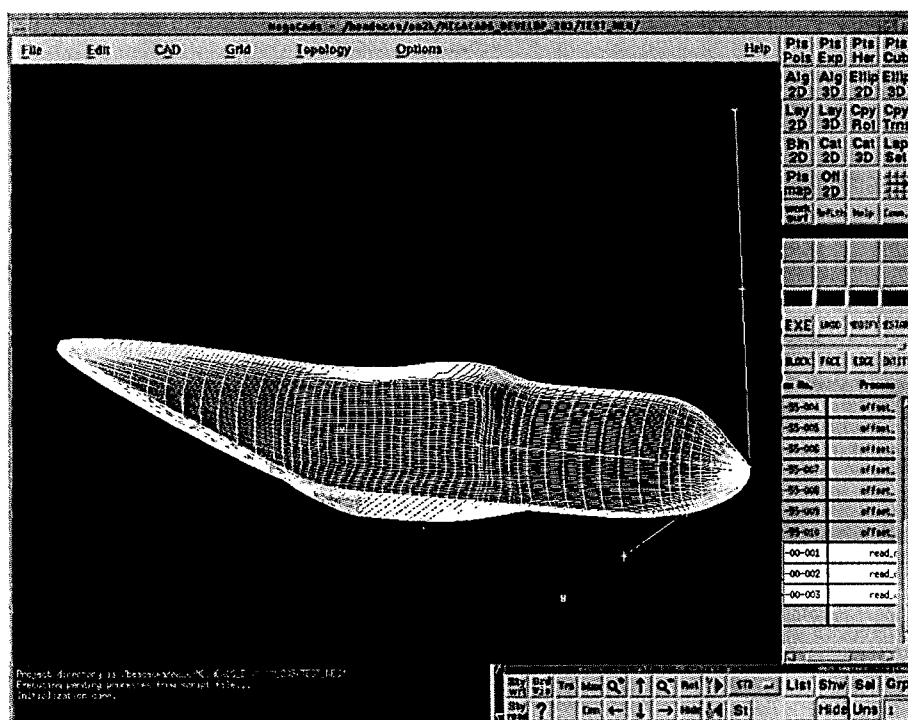


Abb. 1: MegaCads GUI

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: S. Thomè DA

Thema: **Kurzkopplung von Hochbypass-Triebwerken in
Kombination mit Start-/Landekonfigurationen**

Ausgangssituation: Der seit Einführung der ersten Strahltriebwerke bestehende Trend zur Reduktion des Treibstoffverbrauchs sowie die ständig verschärften Lärmvorschriften haben unter anderem bei jeder neuen Generation von Triebwerken zu einer weiteren Vergrößerung des Bypassverhältnisses und somit des Triebwerksdurchmessers geführt. Dies bedeutet im Zusammenhang mit minimalem Bodenabstand des Triebwerks und maximaler Fahrwerkslänge, daß die Triebwerke unter Umständen sehr dicht unter dem Flügel angeordnet werden müssen. Im Hinblick auf ein zukünftiges Großflugzeug gewinnen diese Fragen besonderes Gewicht, da Triebwerks- bzw. Pylongewicht und Flattergrenzen weitere wichtige Gründe für eine Kurzkopplung sein werden.

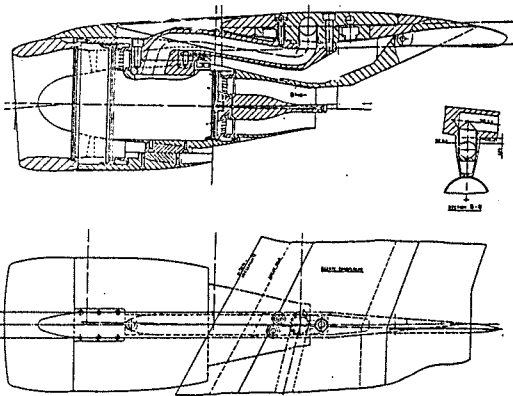
Ziel: Auf Basis dieser Ausgangssituation ist es das Ziel der Untersuchungen, das Gesamtsystem Flügel/Pylon/Triebwerk so zu optimieren, daß der geringere spezifische Kraftstoffverbrauch der Hochbypass-triebwerke in ein Maximum an Leistungsverbesserung des Gesamtflugzeugs umgewandelt werden kann.

Lösungsweg: Um die in diesem Zusammenhang auftauchende Frage nach der optimalen Gestaltung eines Hochauftriebssystems für Flugzeuge mit kurzgekoppelten Triebwerken zu untersuchen, wurden im Niedergeschwindigkeitskanal der DA erste Untersuchungen durchgeführt. Hierbei wurden an einem 2-motorigen Flugzeugmodell für eine konventionelle bzw. kurzgekoppelte Lage systematisch die Einstellungen von Vorflügel und Hinterkantenklappe variiert. Zur Trieb-

werkssimulation wurden neben Durchflußgondeln Druckluft-getriebene Modelltriebwerke (TPS) benutzt.

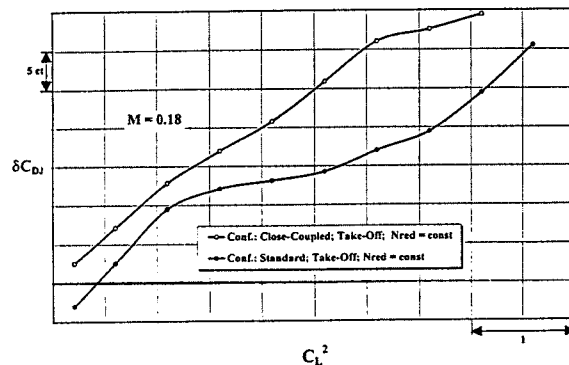
Ergebnis:

Das Ergebnis der Untersuchungen zeigt, daß eine kurzgekoppelte Anordnung von Hochbypasstriebwerken eine Anpassung des Hochauftriebssystems im Bereich der Triebwerksgondel erforderlich macht. Bei entsprechender Modifikation sind die aerodynamischen Verluste relativ gering. Der strahlinduzierte Widerstand steigt infolge Kurzkopplung an, wenn die Hinterkantenklappe in den Strahl eintaucht. Durch geeignete Maßnahmen kann dieser Effekt jedoch in vertretbarem Rahmen gehalten werden.



Flügel mit kurzgekoppeltem Triebwerk (TPS)

Änderung des strahlinduzierten Widerstandes bei Kurzkopplung



Literatur:

- [1] Burgsmüller, W./Hoheisel, H./De la Puerta, B.: "European Research in Cooperation on Jet/Airframe Integration"; DLR-Workshop on Aspects of Engine-Airframe Integration on Transport Aircraft, Braunschweig, März 1996, paper no.6
- [2] Burgsmüller, W./Hoheisel, H./ Kooi, J.W.: " Engine/Airframe Interference on Transport Aircraft with Ducted Propfans/The European Research Programme DUPRIN"; ICAS-Congress 1994, Anaheim, USA, paper-no. 94-3.7.1

Weiteres Vorgehen:

Die Versuche wurden anfänglich mit Eigenmitteln und später im Rahmen des BMBF-Programms "Hochauftriebskonzepte (HAK)" durchgeführt. Eine Fortsetzung ist im Rahmen von HAKII sowohl im DA-Kanal als auch am 4-motorigen Modell im DNW geplant.

Mitteilung

Projektgruppe Flügel großer Streckung
/Fachkreis

Ansprechpartner D. Coors , L. Türk

Institution Lehrstuhl und Institut für Luft- und Raumfahrt
RWTH Aachen

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

Thema Numerische Simulation des Aufrollvorgangs von Wirbelschichten

Ausgangssituation

Zur Reduzierung der Gefährdung von kleinen Flugzeugen durch die Wirbelsysteme vorausfliegender, großer Maschinen wird ein erheblicher räumlicher bzw. zeitlicher Mindestabstand zwischen den Flugzeugen eingehalten, innerhalb dessen sich die Wirbel abschwächen und aus einer gegebenen Flugbahn entfernen können. Dieser Mindestabstand schränkt die Start- und Landekapazität an Flughäfen stark ein, weswegen versucht wird, die Abstände auf das absolut notwendige Mindestmaß zu reduzieren. Hierfür sind zum einen genaue Kenntnisse über die Wirbeldynamik und Wirbelalterung notwendig. Zum anderen werden Kenntnisse über die Zusammenhänge zwischen der Auftriebsverteilung eines Flügels und dem entstehenden Wirbelsystem benötigt, um bei der Konstruktion neuer Flügel aerodynamisch günstige Konfigurationen mit vorteilhaften Wirbelsystemen entwickeln zu können.

Ziel

Ziel der Untersuchungen ist es, die Zusammenhänge zwischen der Auftriebsverteilung eines Flügels und dem entstehenden Wirbelsystem besser zu verstehen und die Auswirkungen der Wirbelsysteme auf nachfolgende Flugzeuge abzuschätzen. Dieses Wissen soll Empfehlungen für die Entwicklung zukünftiger Flügelkonfigurationen ermöglichen, um so zu Wirbelsystemen zu kommen, die schwächer als die bisherigen Systeme sind, sich schneller aus einer gegebenen Flugbahn entfernen und sich auch schneller auflösen, so daß die Mindestabstände zwischen Flugzeugen erheblich verringert werden können.

Lösungsweg

Für verschiedene theoretische Auftriebsverteilungen, wie sie sich zum Beispiel für Flügel mit Klappen oder Winglets ergeben, wurden die zweidimensionalen Vorticityverteilungen in der y,z -Ebene direkt hinter dem Flügel berechnet. Der Aufrollvorgang dieser „anfänglichen“ Vorticityverteilungen wurde mittels der 2D-Vorticity-Stromfunktions-Formulierung bis 30 Spannweiten hinter dem Flügel berechnet. Die entstehenden Wirbelstrukturen wurden untersucht und mittels verschiedener Größen wie Kernradius r_c , Zirkulation Γ , Schwerpunktslage y_s bzw. z_s , maximaler Geschwindigkeit und Trägheitsmoment T charakterisiert. Außerdem wurde das maximal auf einen im Nachlauf befindlichen Rechteckflügel wirkende induzierte Rollmoment als Maß für die Auswirkungen der Wirbelsysteme auf ein nachfolgendes Flugzeug berechnet.

Ergebnis

Die Untersuchungen ergaben, daß sowohl durch die Verwendung von Winglets als auch von Klappen die Zirkulation der einzelnen Wirbel im Flügelnachlauf relativ zum elliptischen Fall verringert werden kann (vgl. Abb. 1). Bei Verteilungen mit Klappen muß für den gleichen Auftrieb wie im elliptischen Fall die Gesamtzirkulation Γ_0 erhöht werden. Die Abschwächung der einzelnen Wirbel ergibt sich außerdem nur unter der Bedingung, daß kein Verschmelzen von Wirbeln auftritt. Weiterhin zeigte sich, daß bei Fällen mit mehreren Wirbelpaaren die Gesamtzirkulation Γ_0 fast zu 100% in den Wirbeln konzentriert wird (vgl. Abb. 2, Fall e $\rightarrow 3 \cdot 33\%$), während es bei Fällen mit einem Wirbelpaar nur etwa 70% sind (vgl. Abb. 2, Fall a). Die starke Konzentration der Zirkulation führt zusammen mit der erhöhten Gesamtzirkulation Γ_0 bei Fällen mit mehreren Wirbelpaaren dazu, daß sich die einzelnen Wirbel gegenüber dem elliptischen Fall weit weniger abschwächen, als es die Aufteilung von Γ_0 auf die einzelnen Wirbel erwarten läßt. Als Ursache für die unterschiedliche Konzentration von Zirkulation wurde die Notwendigkeit zur Erhaltung des Trägheitsmoments T während des Aufrollvorgangs identifiziert. Bei Fällen mit einem Wirbelpaar kann das Trägheitsmoment T nur durch eine großflächige Verteilung von Vorticity erhalten bleiben, während es bei Fällen mit mehreren Wirbelpaaren auch dann eingehalten werden kann, wenn die Zirkulation vollständig in den Wirbeln konzentriert wird. Entsprechend der reduzierten Zirkulation der einzelnen Wirbel war auch das auf einen nachfolgenden Flügel maximal wirkende Rollmoment sowohl bei den Fällen mit Winglets als auch bei den Fällen mit Klappen geringer als im elliptischen Fall (vgl. Abb. 3). Bei den Konfigurationen mit Klappen waren die Reduktionen des Rollmomentes jedoch geringer, als es die Struktur der einzelnen Wirbel erwarten läßt, da das Gesamtrollmoment durch Überlagerung der von jedem einzelnen Wirbel induzierten Rollmomente vergrößert wird.

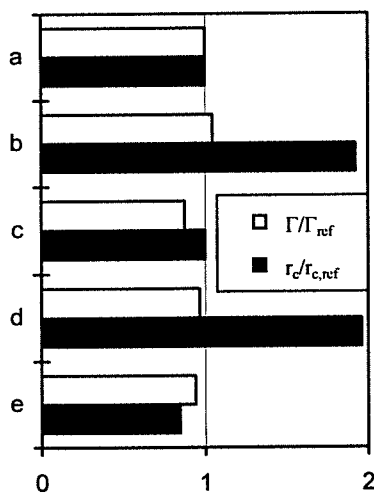


Abb. 1 Zirkulation Γ im Wirbel und Kernradius r_c ausgewählter Fälle relativ zum elliptischen Fall (ref) bei $x/s_{ref} = 8$

a - elliptische Verteilung; b - entlastete Flügelspitze; c - Winglet 0° ; d - 5 Winglets; e - Klappenflügel (3 gleiche Wirbel)

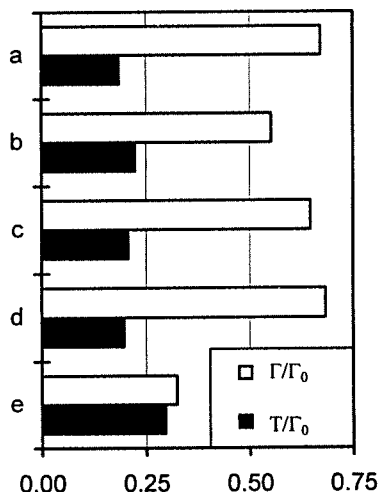


Abb. 2 Konzentration von Zirkulation Γ/Γ_0 und Trägheitsmoment T ausgewählter Fälle bei $x/s_{ref} = 8$

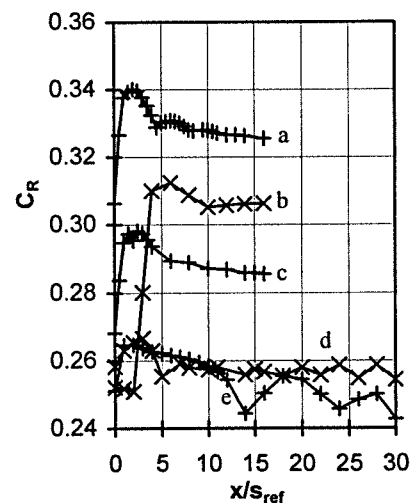


Abb. 3 Maximales induziertes Rollmoment auf nachfolgenden Flügel für ausgewählter Fälle

Literatur

Türk, L., Coors, D., „Numerical simulation of the vortex sheet roll-up behind wings with different lift distributions“, 10. DGLR-Fach-Symposium „Strömung mit Ablösung“, 11.-13. November 1996

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Georg Dargel

Institution: Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse: Hünefeldstr 1-5, 28199 Bremen

weitere Partner: Dr. E. Stanewsky, DLR, Göttingen
Prof. R. Bohning, Uni Karlsruhe

Thema: Widerstandsreduktion mittels Stoß-Grenzschichtkontrolle

Ausgangssituation:

Die Auslegung von transsonischen Laminarflügeln führt zu Druckverteilungen, die wegen des Wellenwiderstandsanstieges die Widerstandsgewinne durch die Laminarisierung begrenzen. Bei turbulenten Flügeln mit lokalen Reynoldszahlen von 50 Millionen und hohen Reiseflugmachzahlen weist der Wellenwiderstand im Off-Design-Bereich am Gesamtwiderstand einen erheblichen Anteil. Kräftige Stöße verursachen zusätzlich stoßinduzierte Ablösungen mit entsprechender Widerstandserhöhung.

Ziel:

Entwicklung von effizienten Stoßkontrolltechniken am Tragflügel zur Widerstandsreduktion.

Lösungsweg:

- Untersuchung von Stoßkontrolltechniken an Laminarprofilen und turbulenten Transsonikprofilen.
- Stoßkontrolltechniken: Aktive Stoßkontrolle (perforierte Profiloberfläche mit darunterliegender Kammer mit Absaugung), Grenzschichtbeeinflussung über Schlitzabsaugung, Stoßkontrolle mit Konturmodifikation ('Bump'), Kombination verschiedener Stoßkontrolltechniken.
- Verfahrenserweiterung zur numerischen Berechnung der Profil/Flügelströmung mit Stoßkontrolle.
- Überprüfung von Stoßkontrolltechniken an Profilen in Windkanalexperimenten.
- Übertragung einer effizienten Stoßkontrolltechnik auf den Tragflügel und Überprüfung im Windkanalexperiment.

Ergebnis:

Studien über verschiedene Stoßkontrollkonzepte /1,2/ zeigen, daß die Stoßkontrolltechnologie mit einem im Stoßbereich auf die Kontur aufgetragenen 'Bump' besonders an Laminarprofilen ein hohes Potential in der Widerstandsreduktion aufweisen, Fig 1. Im Rahmen des BMBF-Technologieprogramms 'Reduktion aerodynamischer Widerstand' findet eine Überprüfung dieser Stoßkontrollmaßnahme im ONERA T2 Windkanal statt.

Auch an einem Tragflügel mit turbulenten Profiltyp läßt sich gezielt der Widerstand durch den Bump reduzieren, wie erste Untersuchungen gezeigt haben /3/.

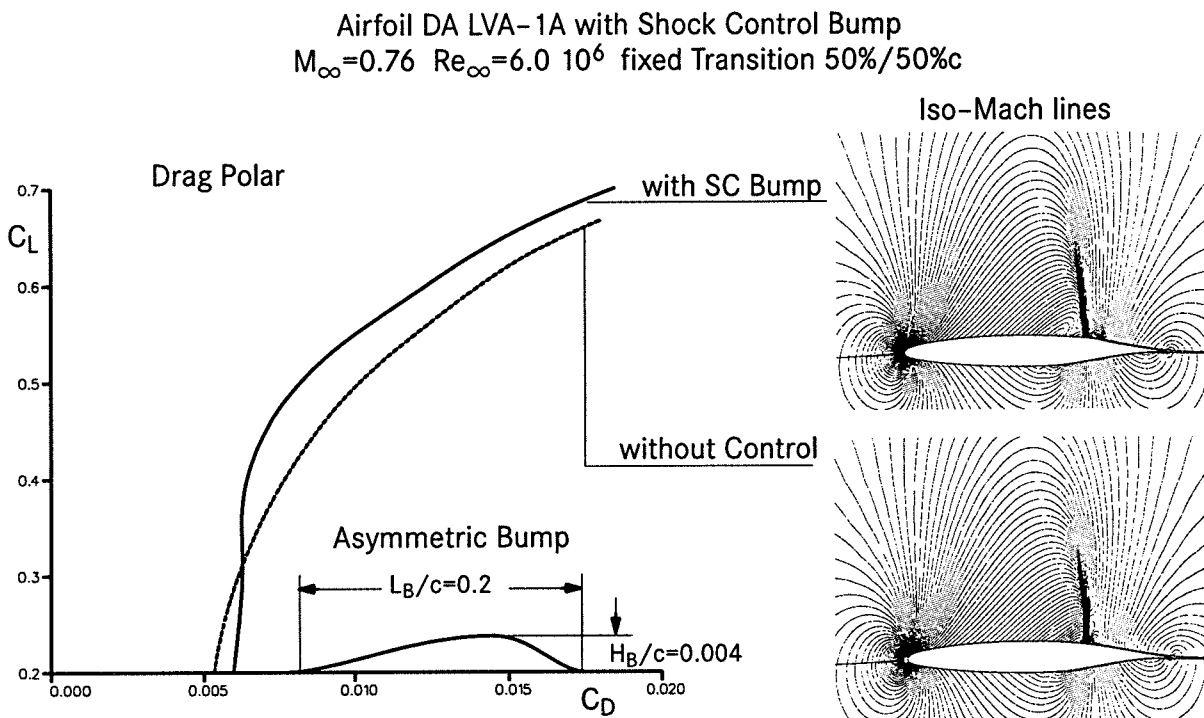


Fig 1: Widerstandsreduktion durch Stoßkontrolltechnik 'SC Bump' am Laminarprofil

Literatur:

- [1] Ashill,P.R.,Fulker,J.L.,Shires,A.: "A novel technique for controlling shock strength of laminar-flow aerofoil sections". DGLR-Bericht 92-06,1992
- [2] Dargel,G.: "Konzepte zur Stoßkontrolle an transsonischen Tragflügeln. Bisherige Ergebnisse und geplante Untersuchungen". DGLR-Fachausschuß "Experimentelle Aerodynamik", Fachausschußsitzung "Beeinflussung von Tragflügelströmungen", ILR-Mitteilung 311 (1996), TU Berlin
- [3] Gildemeister,L.,Dargel,G.,Hansen,H.: "Theoretische Grundsatzuntersuchung zum Thema "Adaptive Hautstrukturen" im Verdichtungsstoßbereich"., DGLR-Fachausschuß "Experimentelle Aerodynamik", Fachausschußsitzung "Beeinflussung von Tragflügelströmungen", ILR-Mitteilung 311 (1996), TU Berlin.

weiteres Vorgehen:

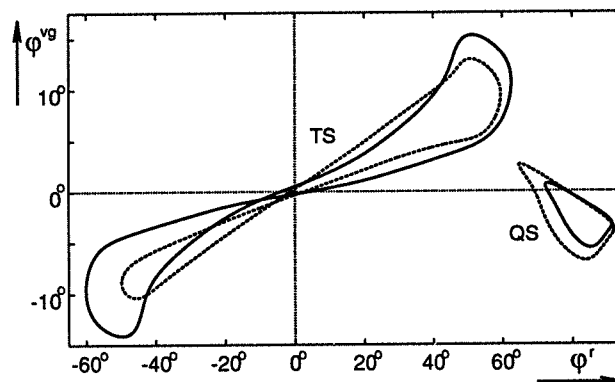
Untersuchung von Stoßkontrolltechniken an turbulenten Profilen und Übertragung auf den Tragflügel.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung
Ansprechpartner	Dr.-Ing. T. Ehret
Institution	Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen, Universität Karlsruhe (TH)
Adresse	Kaiserstr. 12 D-76128 Karlsruhe Tel.: (0721) 608 4181 Fax.: (0721) 696727 e-mail: hi14@rz.uni-karlsruhe.de
weitere Partner	Prof. P. Thiede, Dr. G. Schrauf, Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH Bremen; Dr.-Ing. J. Delfs, Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig
Thema	Verhalten instabiler Wellenpaketstörungen in kompressiblen Grenzschichten auf gepfeilten Laminartragflügeln.
Ausgangssituation	Lineare Stabilitätsuntersuchungen von technischen Strömungen werden in der Regel unter der Annahme monochromatischer Welleninstabilitäten durchgeführt. Bei dieser Annahme bleibt unberücksichtigt, daß in der Realität die Störungen nicht als unendlich ausgedehnte Wellen vorliegen, sondern eher lokal angeregt werden und sich als instabile Wellenpakete mit endlicher Ausdehnung weiterentwickeln. Weiterhin enthält die klassische Stabilitätsanalyse von Welleninstabilitäten keine Informationen zur Klassifizierung nach absolut- bzw. konvektiv instabilem Verhalten von Störungen. Diese Einteilung ist aber wesentlich bei der Auswahl von Verfahren zur Transitionsvorhersage. Denn es ist gezeigt worden [1], daß die klassische e^N -Methode im Falle des Vorliegens einer absoluten Instabilität prinzipiell versagt. Auch das Parabolisieren der Stabilitätsgleichungen ist in solchen Fällen problematisch.
Ziel	Beschreibung der Dynamik von instabilen Wellenpaketen in der dreidimensionalen, kompressiblen Grenzschicht eines gepfeilten Tragflügels. Klassifizierung der auftretenden Störungen (Tollmien-Schlichting- und Querströmungsinstabilitäten) nach absolut instabilem bzw. konvektiv instabilem Verhalten. Berechnung der technisch relevanten Wellenpaketanfachung.
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 Wellenpaketanfachung 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 Anfachung $\omega'(U, V)$ 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 Wellenpaketanfachung durch $g = \omega' / \sqrt{U^2 + V^2}$, deren Maximum ebenfalls die Richtung der stärksten Anfachung auszeichnet (vgl. [2]).

Ergebnis

Die Bewegungen der Wellenpakete können anhand der Wellenausbreitungsrichtung φ^r und der Ausbreitungsrichtung $\varphi^{vg} = \tan^{-1}(V/U)$ der Gruppengeschwindigkeit $v_g = (U, V)$ beurteilt werden. In der Abbildung ist hierzu für die jeweiligen Neutralkurven $\omega_i' = 0$ der Winkel φ^{vg} über dem Winkel φ^r aufgetragen. Es ist deutlich zu erkennen, daß der Winkel φ^{vg} , der die Ausbreitungsrichtung der Störenergie wiedergibt, für alle Wellenpakete bei recht kleinen Werten $|\varphi^{vg}| < 17^\circ$ bleibt. Dieses Ergebnis bedeutet anschaulich, daß die Störenergie sowohl im TS- als auch im QS-Fall nahezu stromab geschwemmt wird. Beim Instabilitätsbereich der TS-Wellen ist eine gewisse Proportionalität zwischen der Wellenausbreitungsrichtung φ^r und der Ausbreitungsrichtung der Störenergie φ^{vg} zu erkennen. Im QS-Fall steht die Ausbreitungsrichtung der Störenergie nahezu senkrecht auf der Richtung der Wellennormalen. Ein weiterer wesentlicher Unterschied im Stabilitätsverhalten der QS- und TS-Instabilitäten besteht hinsichtlich der Reaktion auf Änderungen des Schiebewinkels. Bei den TS-Instabilitäten verkleinert sich der von der Neutralkurve $\omega_i' = 0$ umschlossene instabile Bereich bei einer Erhöhung des Pfeilwinkels von $\Phi = 17^\circ$ auf $\Phi = 20^\circ$. Bei den QS-Instabilitäten hingegen wächst der instabile Bereich stark an, wenn der Schiebewinkel um 3° erhöht wird.



Neutralkurven $\omega_i' = 0$ im Wellenwinkeldiagramm. Durchgezogen: $\Phi = 17^\circ$, gestrichelt: $\Phi = 20^\circ$

Literatur

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

weiteres Vorgehen

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

Datum

14.03.1997

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. E.Elsholz, D. John

Institution Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse 28183 Bremen

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

Weitere Partner DLR-Braunschweig, SM-EA

Thema Netz-Modifikationstechniken für 3D Navier-Stokes-Netze.

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

Es befindet sich ein Netzmodifikationssystem in Entwicklung, das Veränderungen des Netzes wie auch der zugehörigen Lösung durch eindimensionale Interpolationstechniken ermöglicht. Diese Technik beinhaltet die spezielle Behandlung von Diskontinuitäten, um ungewolltes Überspringen der Interpolationspolynome zu vermeiden. Das System ist weitestgehend modular aufgebaut. Zunächst werden die interessierenden Bereiche, d.h. Teil eines Blockes oder mehrere zusammenhängende Blöcke, in den Arbeitsbereich eingelesen, auf den dann die sequentielle Anwendung von Verzerrungs-, Glättungs- oder Adaptionroutinen mit minimalem Steuerungsaufwand ermöglicht wird. Damit wird die angestrebte block-übergreifende Modifikation ermöglicht. Durch speziell anwählbare Ausgaberroutinen wird das Neuschreiben des modifizierten Netzes (und der mitbehandelten Lösung) sowie die Generierung von Graphik- (CFView) und ggf. Plotfiles sichergestellt.

AG STAB

Ergebnis

Der derzeitige Entwicklungsstand des Verfahrens wurde in [1] vorgestellt und die Einsetzbarkeit für einige Fragestellungen aus heutiger Sicht sowie für zu erwartende Anwendungen demonstriert. Zu nennen sind hier die Adaption eines Netzes an die Grenzschicht- und Nachlaufflächen eines Flügels, nachträgliche lokale Netzverdichtungen für eine Flügel/Rumpf/Leitwerkskonfiguration über mehrere Blöcke hinweg sowie die Netznachführung bei Formänderung aus simulierter Flügelelastizität bei einer Flügel/Rumpfkonfiguration, BILD 1.

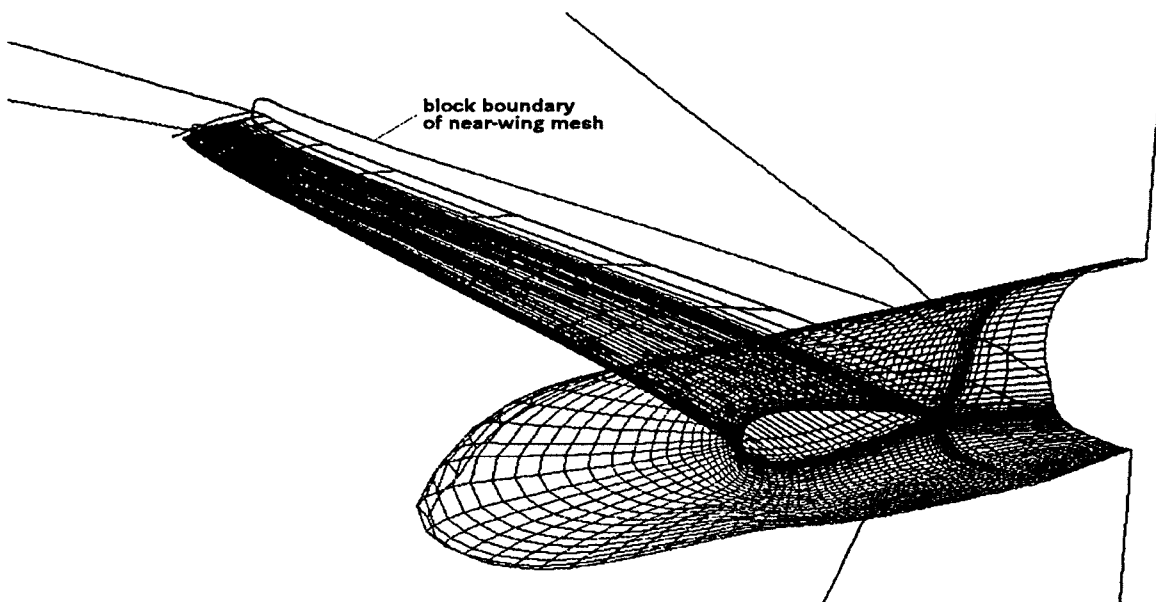


BILD 1: Flügeloberflächen- und Nachlaufnetz bei simulierter aeroelastischer Flügelverformung

Literatur

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

Weiteres Vorgehen

Das Verfahren wird weiterentwickelt, insbesondere sollen zusätzlich verbesserte Techniken für glattere Übergänge zwischen modifizierten und nicht modifizierten Netzteilen eingeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution:

Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig

Adresse:

Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

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

Weitere Partner:

Dipl.-Ing. Christoph Nebel

Thema:

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

Ausgangssituation:

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

Ziel:

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

Lösungsweg:

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

Ergebnis:

Im Berichtszeitraum wurde für eine generische Rumpf/Seitenleitwerk/Höhenleitwerks-Konfiguration eine umfangreiche Geometrieaufbereitung durchgeführt und die Verschneidung der Einzelteile berechnet. Bezüglich der anzuwendenden Netztopologie wurden Voruntersuchungen an Profilen vorgenommen. Diese führten zur Wahl einer H-Topologie für die gesamte Konfiguration. Das auf der Kontur der Konfiguration festgelegte algebraische Oberflächennetz ist in Bild 1 dargestellt.

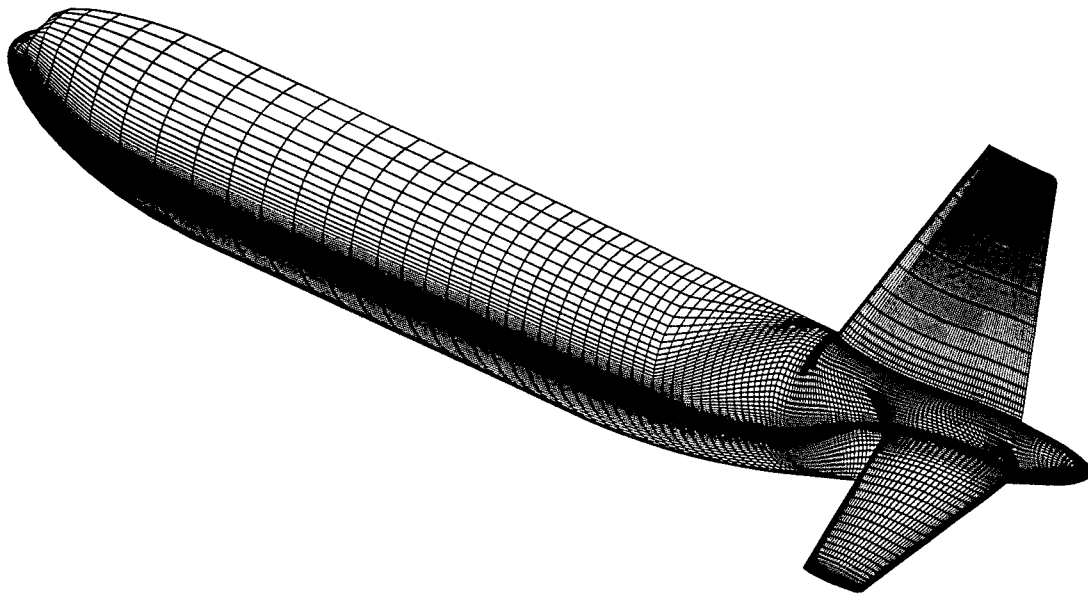


Bild 1: Algebraisches Oberflächennetz für eine generische Rumpf/Seitenleitwerk/Höhenleitwerks-Konfiguration.

Literatur:

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

Weiteres Vorgehen:

Nach der elliptischen Glättung des Oberflächennetzes wird ein algebraisches Raumnetz erzeugt und ebenfalls geglättet. Anschließend erfolgt die Erprobung des FLOWer Codes auf diesem Netz. Weitere Meilensteine sind die Anbindung des Rumpfheck/Leitwerks-Netzsegmentes an das Netz der Flügel/Rumpf-Kombination und Validierungsrechnungen für die Gesamtkonfiguration.

Datum:

26.03.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner R. Kiock, W. Puffert-Meißner

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2412

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Das ALVAST-Modell: Triebwerkssimulation an einem Transportflugzeug-Modell

Ausgangssituation:

MTU München hatte im Hinblick auf effizientere Flugzeugantriebe das CRISP-Triebwerk definiert. Die Frage der Interferenz dieses Ultra-Hochbypass-Triebwerks mit der Flugzeugzelle konnte auf theoretischem Wege nicht zufriedenstellend geklärt werden.

Ziel:

Die Interferenz neuer Antriebskonzepte mit einer Transportflugzeug-Konfiguration sollte experimentell untersucht werden.

Lösungsweg:

Vor ca. 15 Jahren wurde das ALVAST-Modell als Airbus-ähnliche Konfiguration von der DLR definiert [1]. Es kann heute als Halb- oder Ganzmodell in Reise- oder Hochauftriebskonfiguration (je ein typischer Start- bzw. Landefall) eingesetzt werden, siehe Bild 1 und 2. Mit der Gesamtspannweite von 3.4m ist es das größte Modell der DLR. Da turbinengetriebene Simulatoren am besten geeignet sind für Interferenzuntersuchungen, wurden bzw. werden z.Z. mehrere derartige Simulatoren konstruiert und gebaut:

- 6.4 Zoll Turbofansimulatoren (vergleichbar mit CFM 56)
- 7.8 Zoll VHBR-Simulatoren (sehr hohes Nebenstromverhältnis)
- 10 Zoll UHBR-Simulatoren (extrem hohes Nebenstromverhältnis [2], vergleichbar mit CRISP von MTU)

Bisher gab es 7 Windkanaleinsätze (NWG, DNW, DNW-NWB, DNW-LST) im Rahmen von DLR-eigenen Untersuchungen, DLR/NLR-Kooperationen und multinationalen Partnerschaften (DUPRIN I und II, [3]). Parallel zu diesen Experimenten wurden bzw. werden theoretische Untersuchungen durchgeführt.

weiteres Vorgehen:

Im Rahmen der multinationalen Partnerschaft ENIFAIR wird das Halbmodell mit je einem Simulator-typ bei kompressibler Strömung (S1MA) sowie das Ganzmodell mit zwei VHBR-Simulatoren im DNW untersucht werden.

Literatur:

- [1] Redeker, G.: *Modeldefinition für ein Verkehrsflugzeug im Rahmen des zukünftigen Programms ALFAST*, DLR IB 151-80/13 (1980).
- [2] Hoheisel, H.: *The Design of a Counter Rotating Ultra-High Bypass Fan Simulator for Windtunnel Investigations*, DLR FB 93-20 (1993).
- [3] Kiock, R.: *The ALVAST Model: Engine Simulation on a Transport Aircraft Model*, Proceedings: "Wind Tunnels and Wind Tunnel Test Techniques", 14-16 April 1997, Cambridge, UK, pp. 13.1 to 13.14.

Abbildungen:

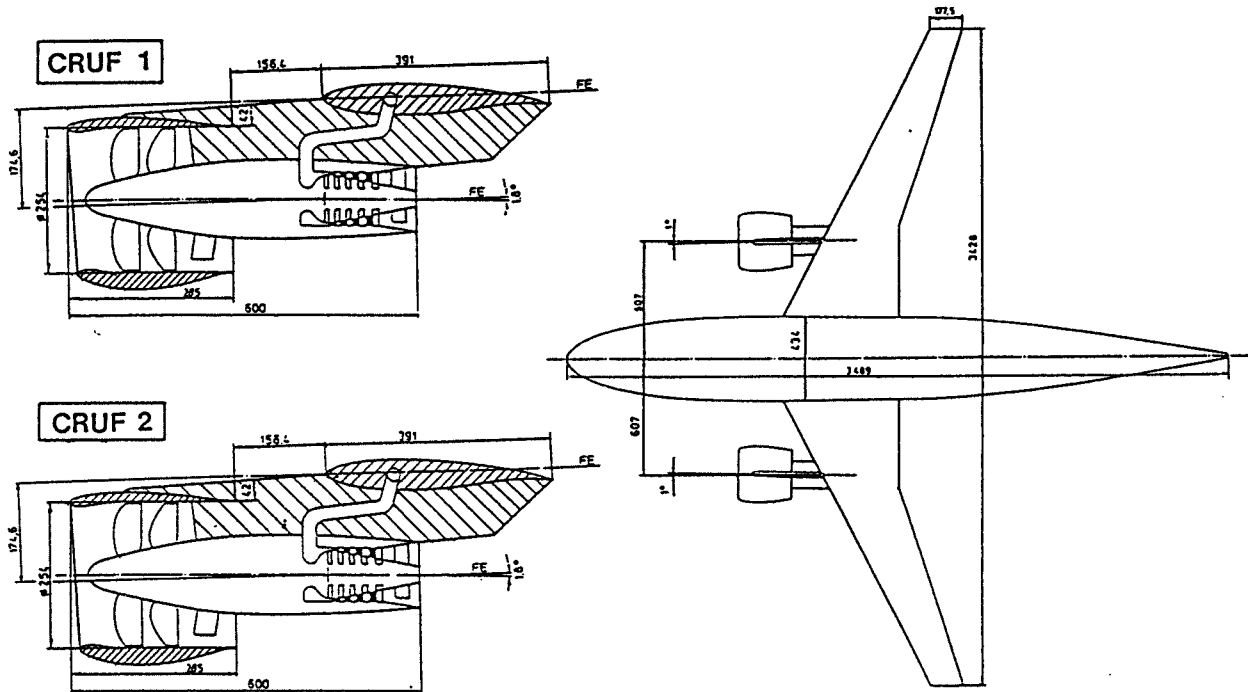


Bild 1: ALVAST-Ganzmodell mit zwei CRUF-Triebwerkssimulatoren

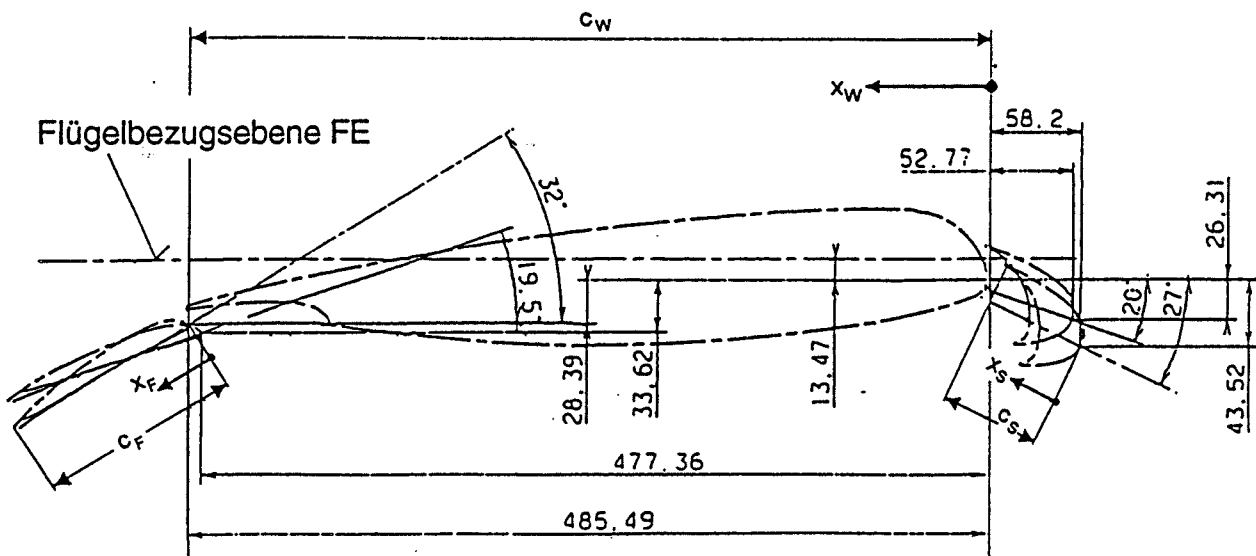


Bild 2: Profil der Hochauftriebskonfiguration im Schnitt D1, $y/s = 0.1806$

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner H. Köster, Dr. G. Wichmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2434

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner DRA, ONERA

Thema Untersuchungen an überkritischen Profilen und einem Verkehrsflugzeugflügel mit optimierter Hinterkante

Ausgangssituation

1989 wurden Arbeiten über ein neues Entwurfskonzept für überkritische Profile veröffentlicht. Dieses Konzept zeichnet sich dadurch aus, daß zum einen die Hinterkante des Profils eine endliche Dicke aufweist, was bei modernen überkritischen Profilen mit „rear-loading“ schon häufig der Fall ist, zum zweiten divergiert die Unterseite der Profilhinterkante gegenüber der Oberseite und zum dritten nimmt die konkave Krümmung der Unterseite zur Hinterkante hin sehr stark zu. Dabei darf die Hinterkantenstärke nicht zu groß werden, um den Zusatzwiderstand durch den Hinterkantenbasisdruck klein zu halten.

Daraufhin wurden 1991 von Airbus Industrie Untersuchungen von Profilen mit und ohne stark gewölbte Hinterkanten initiiert, die in Zusammenarbeit von DLR, DRA und ONERA durchgeführt wurden. Dazu wurden ausführliche theoretische Untersuchungen an einem konventionellen und zwei überkritischen Verkehrsflugzeugprofilen mit und ohne derartigen dicken und gewölbten Hinterkanten vorgenommen, die zeigten, daß bei Auftriebsbeiwerten, bei denen beträchtliche Überschallfelder vorhanden sind, die Profile mit gewölbten Hinterkanten wesentlich geringeren Wellenwiderstand lieferten. Um diese theoretischen Ergebnisse zu untermauern, wurden zwei Profilmodelle von zwei Airbusprofilen, die im Institut für Entwurfsaerodynamik vorhanden waren, mit und ohne diese gewölbten Hinterkanten im Transsonischen Windkanal Braunschweig (TWB) vermessen. Die erzielten experimentellen Ergebnisse bestätigten die gerechneten Vollauf.

Ziel

Um festzustellen ob auch bei einem dreidimensionalen Flügel ähnliche Widerstandsverminderungen zu erzielen sind, wurden diese Untersuchungen auf einen existierenden transsonischen Flügel A2 ausgedehnt.

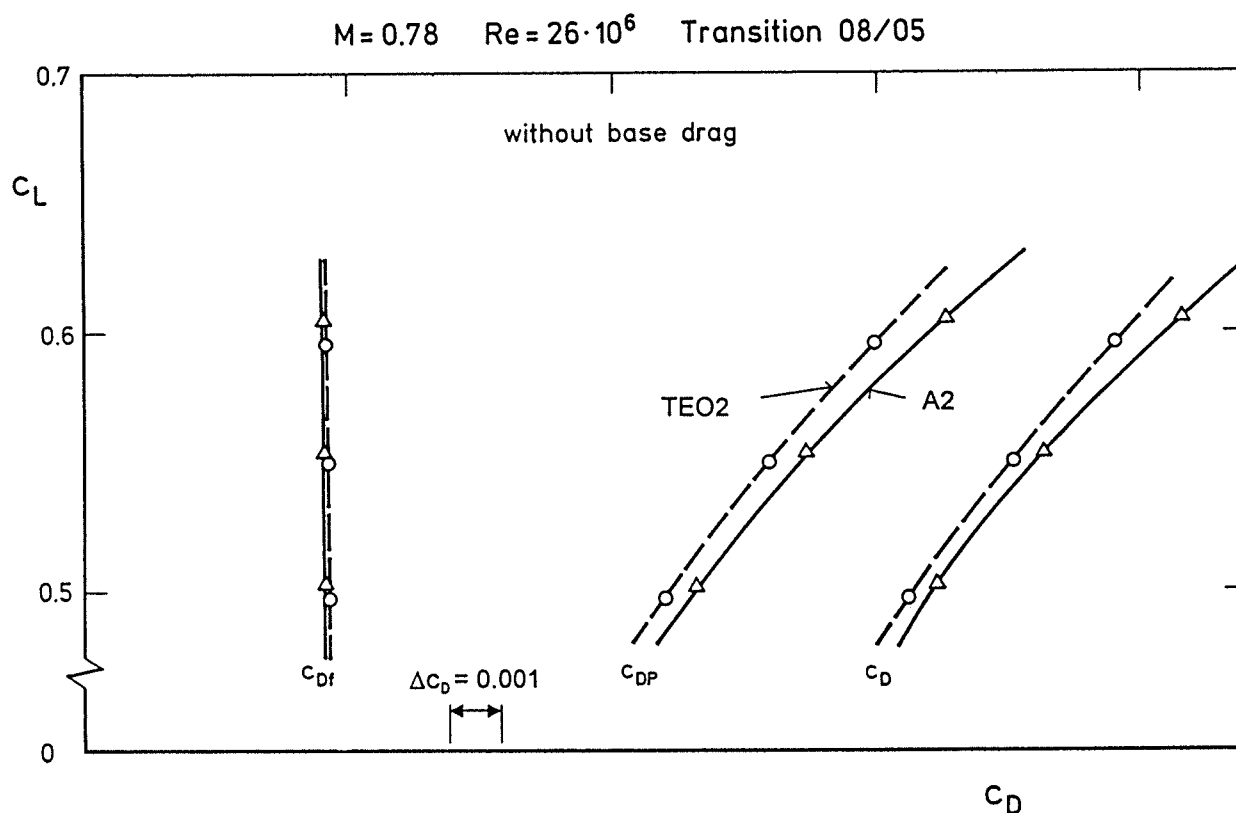
Lösungsweg

Dabei wurde so vorgegangen, daß für drei wesentliche Flügelschnitte die Geometrie der Hinterkante bezüglich Widerstandsverminderung unter Einhaltung einer vorgegebenen Grenze für die Nickmomentenzunahme von der ONERA optimiert wurde (TEO = Trailing Edge Optimization). Diese so erhaltenen Profile wurden dann zusammen mit den Ausgangsprofilen von der DLR, der DRA und der ONERA nachgerechnet. Da der Vergleich der Ergebnisse zeigte, daß die optimierten Profile die

erwarteten Verbesserungen aufwiesen, wurden diese Hinterkanten auf den Flügel übertragen und bei der DLR mit einem 3D-Euler-Verfahren, das mit einem 3D-Grenzschichtverfahren gekoppelt ist, nachgerechnet.

Ergebnis

Als wesentliches Ergebnis dieser Nachrechnung ergab sich, daß auch für den Flügel mit optimierter Hinterkante (TEO2 - Flügel) bei höheren Auftriebsbeiwerten die Ausdehnung der Überschallfelder und die Größe der Überschallmachzahlen auf der Flügelsaugseite merkbar vermindert wurden, was zu einer Reduzierung des Wellenwiderstandes und damit auch des Gesamtwiderstandes führte (Bild). Allerdings ist damit eine höhere Belastung im Bereich der Flügelhinterkante mit einer Erhöhung des Nickmomentes verbunden, was wiederum zu einem zusätzlichen Trimmwiderstand führen kann



Literatur

- Henne, P.A.; Gregg, R.D.: New Airfoil Design Concept. Journal of Aircraft, Vol. 28, pp. 300-311, 1991
- Köster, H.: Investigations of Airfoils with Cambered Trailing Edges. Deutscher Luft- und Raumfahrt-kongress 1993, 28. Sept. - 1. Okt. 1993, Göttingen. DGLR Paper 93-03-83.
- Radespiel, R.; Rossow, C.-C.; Swanson, R.C.: Efficient Cell-Vertex Multigrid Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Equations. AIAA-Journal, Vol. 28, No.8, (1990), pp 1464 - 1472.
- Stock, H.W.: Integral Method for the Calculation of Three-Dimensional laminar and Turbulent Boundary Layers. NASA TM 75320, (1978).
- Wichmann, G., Zhang Zhong-Yin: Calculation of Three-Dimensional Transonic Wing Flow by Interaction of a Potential and an Integral Boundary layer Method. DLR IB 129 - 89/12, (1989)

Weiteres Vorgehen

Ausdehnung der Untersuchungen auf eine Flügel-Rumpfkombination.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 Telefax: 0551-709-2829
weitere Partner	Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH DNW	
Thema	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmarrays am Hochauftriebsflügel im DNW	

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

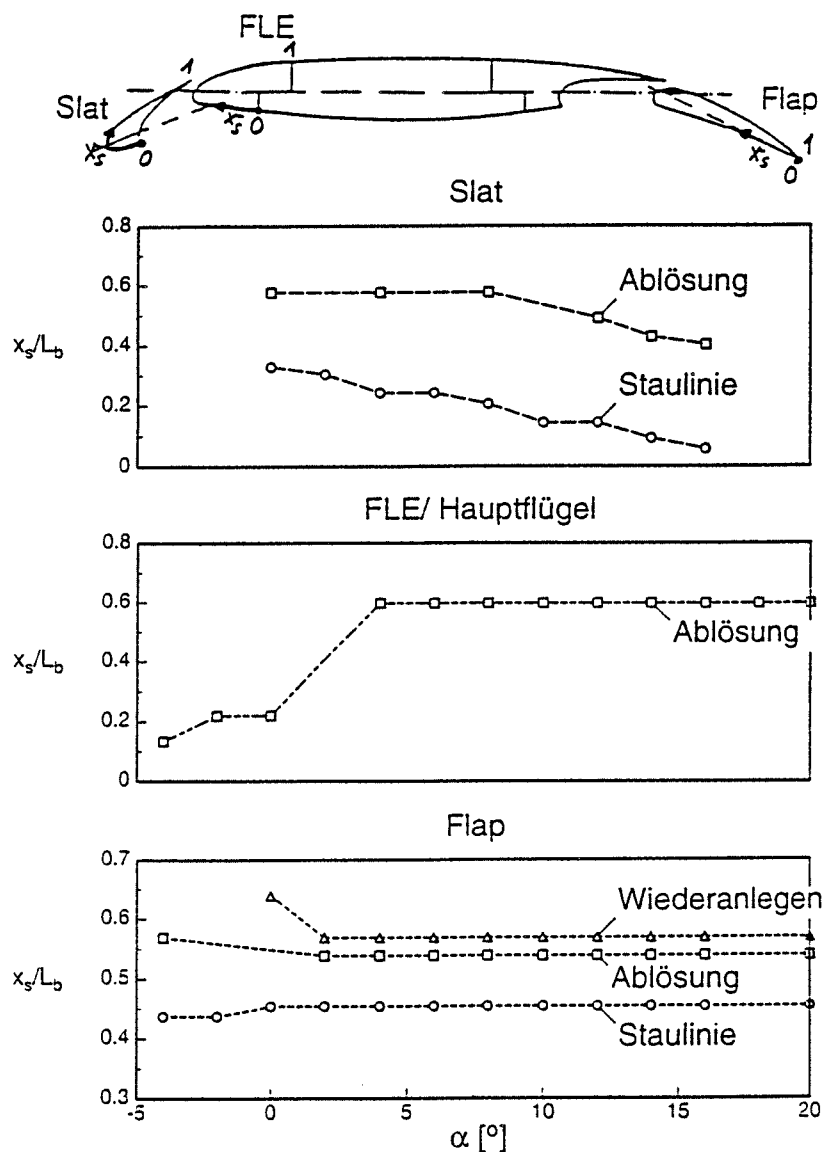
Als Meßverfahren wurde die Oberflächenheißfilmtechnik verwendet. In mehreren Meßkampagnen im DNW wurden an einem Airbusmodell in Landekonfiguration Heißfilmarrays am Slat (Vorflügel), im vorderen Bereich des Hauptflügels (Fixed Leading Edge) und an der Einfachspaltklappe (Flap) eingesetzt. Die Sensoren waren dabei in einem Schnitt am Innenflügel, d.h. zwischen Rumpf und Triebwerk angeordnet. Die Abstände der einzelnen Sensoren der Arrays betrugen 2.54 mm. Mit den im Rumpf des Modells angeordneten Konstant-Temperatur-Anemometern konnten jeweils 24 Sensoren gleichzeitig betrieben werden.

Durch Anwendung von Kreuzspektral- und Kreuzkorrelationsanalysen lassen sich die Lage von Ablöse- und Anlegelinien bestimmen. Dazu wird die Phasenumkehr der Signale über diese singulären Punkte (phase reversal phenomenon) benutzt.

Die Untersuchungen sind eingebunden in das Technologievorhaben Hochauftriebskonzepte der DASA Airbus.

Ergebnis

Als zusammenfassendes Ergebnis sind die aus den Heißfilmsignalen ermittelten Lagen von Stau-, Ablöse- und Wiederanlegelinien an den drei Elementen des Hochauftriebsflügels in Landstellung in Abhängigkeit des Modellanstellwinkels bei der Anströmmachzahl $Ma=0.2$ gezeigt.



Zusammengefaßte Darstellung der aus Heißfilmsignalen bestimmten Lage von Stau-, Ablöse- und Wiederanlegelinien an den drei Elementen des Hochauftriebsflügels bei $Ma=0.2$

Weiteres Vorgehen

Durchführung weiterer Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächenheißfilmmarrays an Hochauftriebsmodellen im DNW,
Vorbereitung von Flugversuchen zur Untersuchung der Grenzschicht am Hochauftriebsflügel des Airbus A320

Datum: 26.03.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ „Flügel großer Streckung“
Fachkreis

Ansprechpartner Erik Monsen

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2445

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Ralf Rudnik, Hans Bleecke, DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Thema Flexibilität und Effizienz eines Transportgleichungs-Turbulenzmodelles bei dreidimensionalen Strömungen

Ausgangssituation:

In der Vorhersage der aerodynamischen Leistung von Flugzeugen und Flugzeugkomponenten ist die Modellierung der viskosen, insbesondere turbulenten, Effekte von großer Bedeutung. Dabei sind algebraische Turbulenzmodelle in der industriellen Anwendung bei der Berechnung relevanter Probleme, wie z.B. Flügel-Rumpf-Konfigurationen, weit verbreitet. Allerdings sind die Anwendungsbereiche dieser Modelle sowohl von der physikalischen Modellierung als auch von der numerischen Handhabbarkeit begrenzt.

Ziel:

Eine verbesserte numerische Simulation von komplexen, industriell relevanten Konfigurationen auf leistungsfähige parallele Rechner, insbesondere ein Verfahren, daß hinsichtlich der Blockstruktur flexibel ist und hinsichtlich der Numerik effizient ist.

Lösungsweg:

Um dieses zu erreichen, ist einerseits eine möglichst allgemeingültige Beschreibung der Strömungsphysik notwendig und andererseits eine hohe Flexibilität in Bezug auf die Topologie des Rechengebietes. Das $k-\omega$ Zweigleichungs-Modell nach Wilcox bietet das Potential, diesen Anforderungen gerecht zu werden. In der Literatur wurde bereits mehrfach die Leistungsfähigkeit des Modells für anliegende und stark abgelöste Strömungen um Profile und Flügel demonstriert.

Basierend auf Erfahrungen, gewonnen aus dem DLR-CEVCATS-Code wurde das $k-\omega$ Modell im Rahmen des MEGAFLOW-Verbundvorhabens in den FLOWer-Code als das Standard-Zweigleichungs-Turbulenzmodell implementiert. Das Modell wurde so integriert, daß weitere im Rahmen des MEGAFLOW-Projekts entwickelte Modelle, effektiv integriert werden können. Ferner wurde eine punkt-implizite Behandlung der Quellterme der Turbulenzgleichungen implementiert, um die Effizienz zu steigern.

An Hand der F4 Flügel/Rumpf Konfiguration wurden Rechnungen auf einem Netz mit einem Block sowie auf dem selben aber in 16 Blöcke unterteilten Netz. Rechnungen mit dem algebraischen Baldwin-Lomax Modell wurde auch zur Vergleichszwecken durchgeführt. Der numerische Mehraufwand des $k-\omega$ Modells gegenüber algebraischen Ansätzen, gemessen an Rechenzeit und Speicherbedarf, wurde auch ermittelt.

Ergebnis:

Anhand der Einzel- und Mehrblockvariante desselben Netzes wurde gezeigt, daß das $k-\omega$ Modell, unabhängig von der Blockanzahl oder -struktur, identische Ergebnisse liefert (Bild 1). Mit dem Baldwin-Lomax Modell war das nicht der Fall. Bezüglich numerischer Effizienz brauchte das $k-\omega$ Zweigleichungs-Modell ca. 40% mehr Speicherplatz und ca. 50% mehr Rechenzeit gegenüber dem algebraischen Baldwin-Lomax Modell.

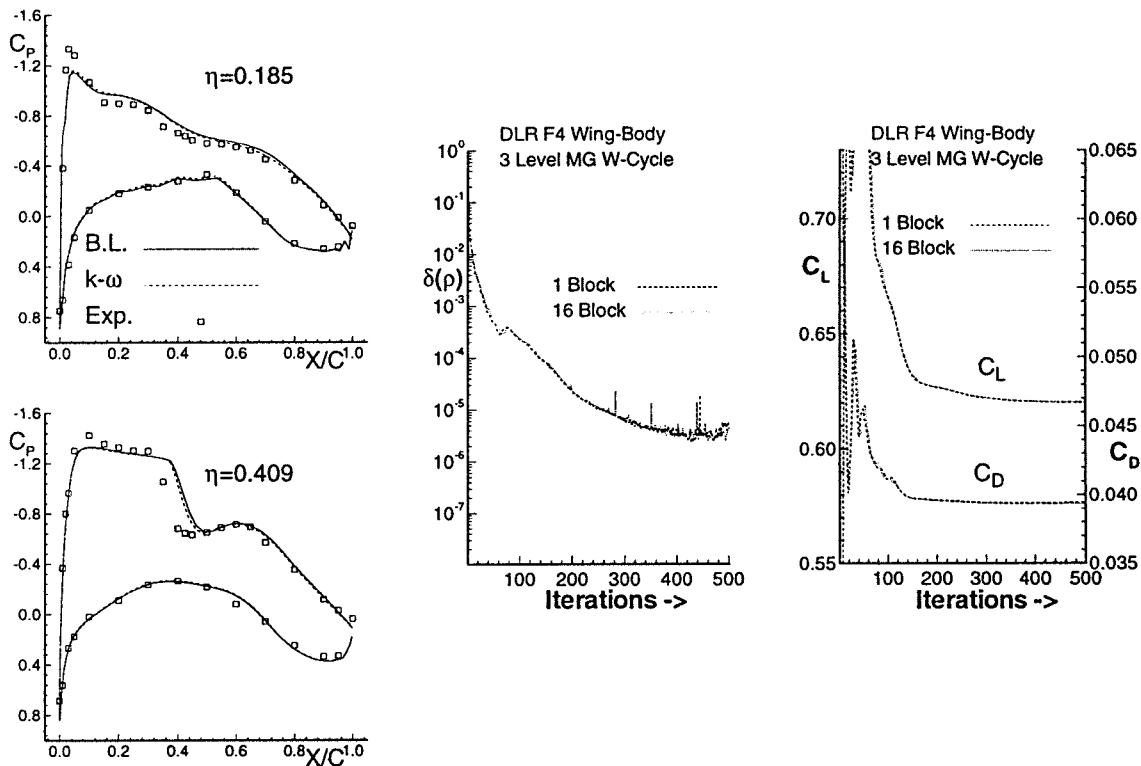


Bild 1 DLR F4 Flügel/Rumpf, $Ma=0.75$, $a=0.93^\circ$, $Re=3 \times 10^6$, Ergebnisse mit $k-\omega$ Modell

Literatur

- [1] Monsen, E.; Rudnik, R.; Bleecke, H.; Flexibility and Efficiency of a Transport-Equation Turbulence Model for Three-Dimensional Flow“, Tagungsband der AG STAB-Tagung, Braunschweig, Nov. 96

Weiteres Vorgehen

Im Rahmen des MEGAFLOW-Verbundvorhabens wird die DLR F6 Flügel/Rumpf/Pylon/Triebwerk Konfiguration unter Reiseflugbedingungen in der ersten Hälfte von 1997 mit dem $k-\omega$ Modell gerechnet.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

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

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2439

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner E. Monsen, Institut für Entwurfsaerodynamik

Thema Navier-Stokes Rechnung für die DLR-F6-Konfiguration

Ausgangssituation:

Bisher wurden Reibungseinflüsse bei der DLR-F6-Konfiguration (Flügel-Rumpf-Triebwerk-Pylon) durch Euler Rechnungen unter Berücksichtigung der Flügelgrenzschichtverdrängungsdicke [1] oder durch Navier-Stokes Rechnungen simuliert. Bei den Navier-Stokes Untersuchungen wurde allerdings nur die Flügelgrenzschicht aufgelöst [2].

Ziel:

Das Ziel ist eine numerische Vorhersage des Widerstands einer Flugzeugkonfiguration und deren Komponenten im Reiseflug und später auch in der Start- und Landephase. Ein besonderer Wert wird auf die Simulation von Triebwerksinterferenzeffekten gelegt. Für die Validierung der Ergebnisse stehen für die DLR-F6-Konfiguration Daten aus Windkanalexperimenten zur Verfügung.

Lösungsweg:

Es ist ein strukturiertes Rechennetz bestehend aus 55 Blöcken und ca. 3.2 Mio. Zellen mit MegaCads [3] generiert worden. Die einzelnen Komponenten (Rumpf, Flügel, Pylon, Triebwerk) sind in C-Topologien in Strömungs- und in O-Topologien in Spannweitenrichtung eingebettet. Diese Blöcke wurden in umschliessende H-Topologien integriert. Abb. 1 zeigt ein Ausschnitt aus dem Netz.

Erste Navier-Stokes Rechnungen mit FLOWer wurden unter Verwendung des Baldwin-Lomax Turbulenzmodells für die Anströmbedingungen $Ma=0.75$, $Re=3 \cdot 10^6$ und den beiden Anstellwinkel $\alpha=0.0^\circ$ und $\alpha=1.0^\circ$ durchgeführt. Die berechneten Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte sind im Vergleich zu den experimentellen Ergebnissen in Abb. 2 dargestellt.

Weiteres Vorgehen:

Im Rahmen des MegafLOW-Projekts ist eine detaillierte Untersuchung (Druckverteilungen, Grenzschichtauflösungen) vorgesehen, die auch die Verwendung des $k-\omega$ Turbulenzmodells beinhaltet. An der Verbesserung der Effizienz und Robustheit von FLOWer für komplexe Konfiguration dieser Art wird vom FLOWer-Team gearbeitet.

Literatur:

- [1] C.-C. Rossow, J.L. Godard, H. Hoheisel, V. Schmitt: *Investigations of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration*, AIAA Paper, 92-3097, 1992

- [2] O. Brodersen, C.-C. Rossow: *Calculation of Interference Phenomena For a Transport Aircraft Configuration Considering Viscous Effects*, Proc. of European Forum: Recent Developments and Applications in Aeronautical CFD, Bristol UK, 1993
- [3] O. Brodersen, M. Hepperle, A. Ronzheimer, C.-C. Rossow, B. Schöning: *The Parametric Grid Generation System MegaCads*, Proc. of 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Ed. B.K. Soni, J.F. Thompson, J. Häuser, P.R. Eiseman, NSF Eng. Research Center, Mississippi, 1996, 353-362

Abbildungen:

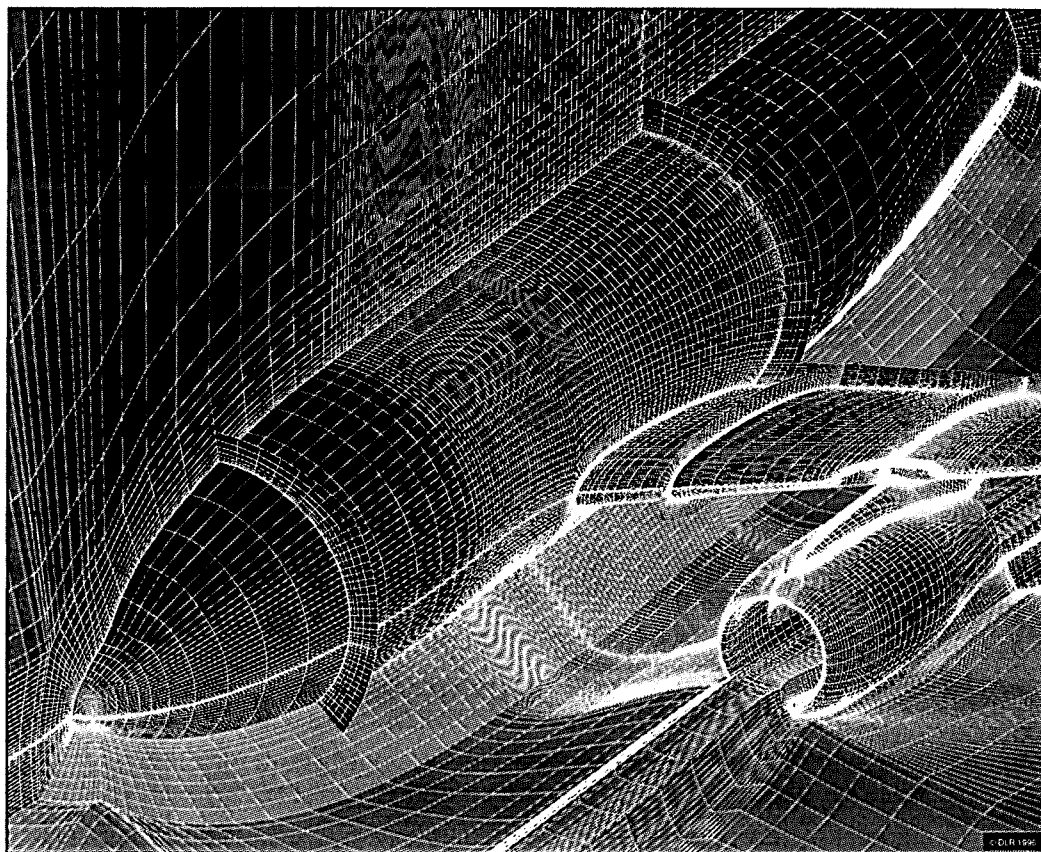


Abb 1: Navier-Stokes Rechnennetz für die DLR-F6-Konfiguration (Ausschnitt)

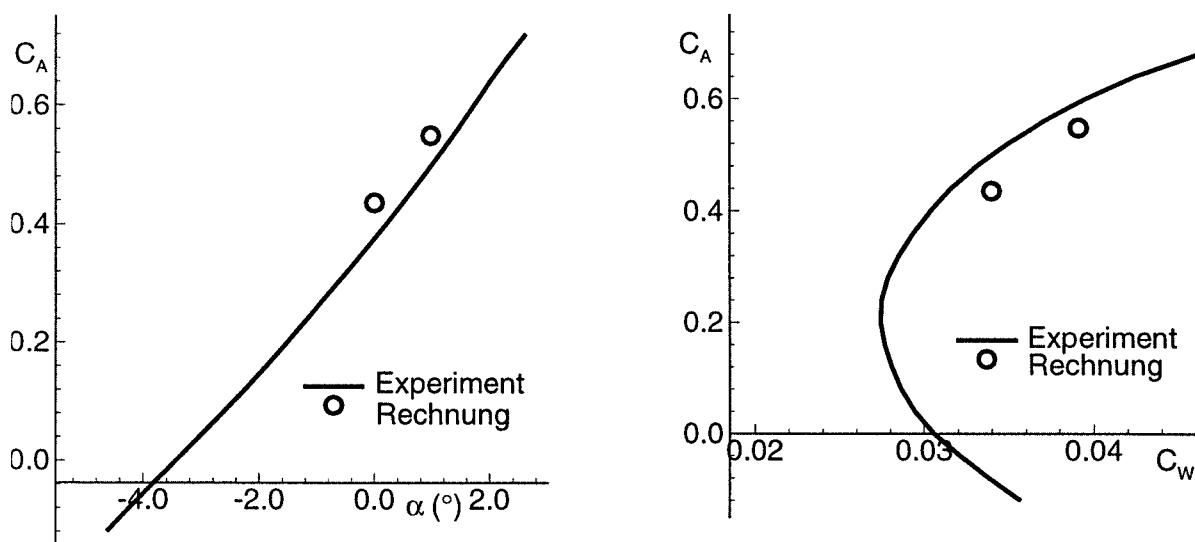


Abb 2: Berechnete Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte im Vergleich zu experimentellen Ergebnissen

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner C.-C. Rossow, R. Rudnik, E. Monsen

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2410

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner N. Kroll, Institut für Entwurfsaerodynamik

Thema Konvergenzbeschleunigung bei der Verwendung von Zweigleichungs-
- Turbulenzmodellen

Ausgangssituation:

Für Strömungen um ein Profil und eine Flügel-Rumpf Konfiguration sind Strömungsberechnungen mit dem DLR-FLOWer Code bei Verwendung eines Zweigleichungs-Turbulenzmodells in Kombination mit der Mehrgittertechnik zur Konvergenzbeschleunigung durchgeführt worden.

Ziel:

Durch gezielte Berücksichtigung der Quellterme in der Zeitintegration soll das explizite Runge-Kutta Zeitintegrationsverfahren im FLOWer-Code für die simultane Integration von Hauptströmungs- und Turbulenzgleichungen nutzbar gemacht werden.

Lösungsweg:

Die Integration der Turbulenzgleichungen durch die laminare Unterschicht hindurch ruft sehr große Quellterme in den Turbulenzgleichungen hervor, was zu einer hohen Steifigkeit des Gleichungssystems führt. Zur Relaxation der Steifigkeit wird ein punkt-implizites Verfahren für die Behandlung der Quellterme in das Basis-Runge-Kutta Verfahren eingeführt [1]. Durch die punkt-implizite Behandlung kann in den Turbulenzgleichungen die Zeitschrittbeschränkung aufgrund der Quellterme aufgehoben werden, und der maximale Zeitschritt für Hauptströmungs- und Turbulenzgleichungen wird nur noch durch die Bedingungen der Hauptströmung begrenzt. Damit können Hauptströmungs- und Turbulenzgleichungen simultan gelöst werden. Die simultane Lösung von Hauptströmungs- und Turbulenzgleichungen ermöglicht dann den Einsatz der Mehrgittertechnik.

Bild 1 zeigt für die Berechnung der Umströmung des Profils RAE2822 bei $Ma_\infty=0,73$; $\alpha=2,80^\circ$; $Re = 6.500.000$ einen Vergleich von Einzelgitter- und Mehrgitterkonvergenz. In Bild 2 ist der Konvergenzverlauf der Berechnung der Umströmung der DLR-F4 Flügel-Rumpf Konfiguration bei $Ma_\infty=0,75$; $\alpha=0,93^\circ$; $Re = 3.000.000$ auf einem Netz mit rund 800.000 Zellen dargestellt. Bereits nach 200 Mehrgitterzyklen ist eine Konvergenz der Gesamtbeiwerte erreicht.

Weiteres Vorgehen:

Untersuchungen der Leistungsfähigkeit für Mehrblocknetze und für Strömungen bei kleinen Anströmachzahlen.

Literatur:

- [1] Mavriplis, D.J.; Martinelli, L.: *Multigrid Solution of Compressible Turbulent Flow on Unstructured Meshes Using a Two-Equation Model*, NASA CR 187513, 1991

Abbildungen:

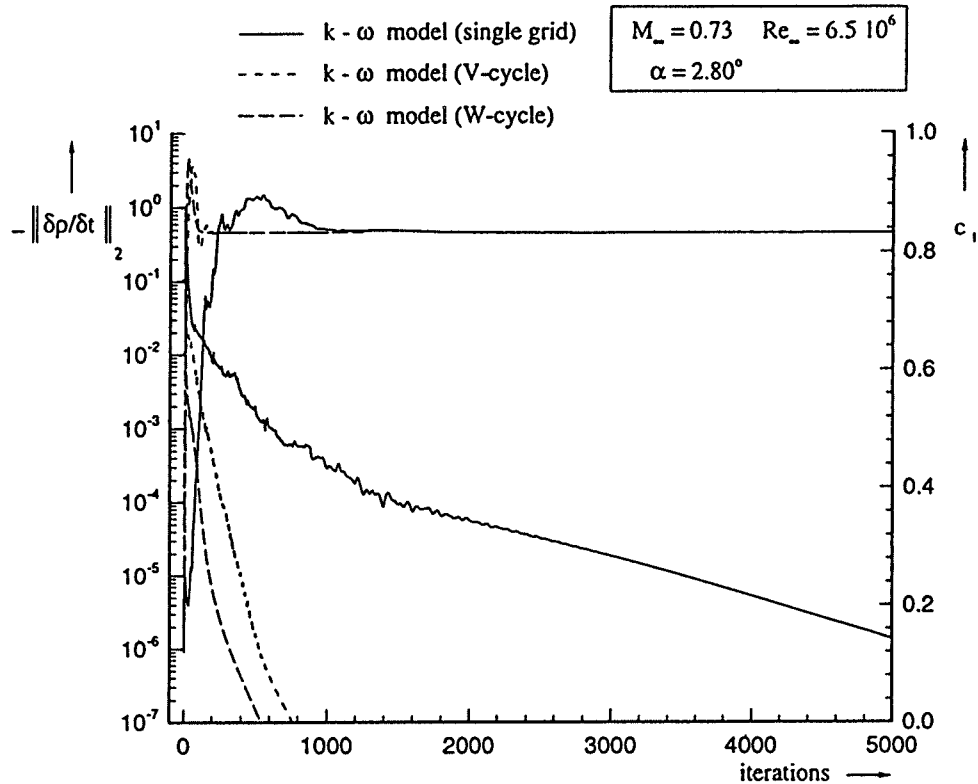


Abb 1: Vergleich von Einzelgitter- und Mehrgitterkonvergenz für das Profil RAE2822

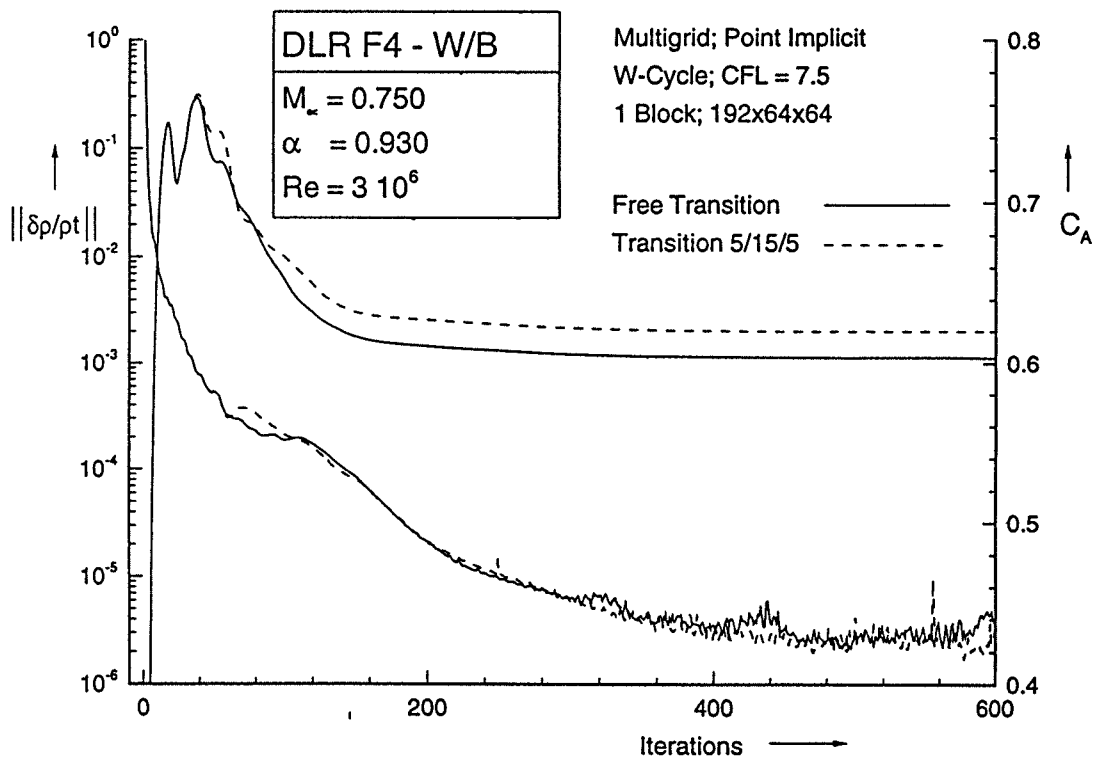


Abb 2: Konvergenzverlauf für die Strömungsberechnung der Flügel-Rumpf Konfiguration

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Thomas Streit, W.Bartelheimer, H. Bleecke, C.-H. Rohardt,

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2429

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner W. Wohlrath, Dornier Luftfahrt GmbH, D-82234 Wessling

Thema Entwurf eines Laminarflügels für ein Regionalflugzeug mit einem 3D - Entwurfsverfahren.

Ausgangssituation

Mit Hilfe von konventionellen Entwurfsmethoden ist ein laminarer Flügel für das Regionalflugzeug DO 328, entworfen worden [1]. Bis auf Gebiete, die sich in der Nähe des Rumpfes und des Triebwerkes befinden, wies der in [1] entworfene Flügel eine Strömung mit zufriedenstellend großen, laminaren Lauflängen auf.

Ziel

In dieser Arbeit wurde ein 3D-Entwurfsverfahren auf der Basis der Lösung der Euler-Gleichungen benutzt, um im rumpf- und triebwerksnahen Gebiet des Flügels den Bereich mit laminarer Grenzschicht zu vergrößern. Neben der Forderung nach möglich großen Lauflängen der laminaren Grenzschicht, mußte das Verfahren zusätzlich eine Reihe von geometrischen Bedingungen erfüllen, u.a. wurden die Verwindungsverteilung und die Flügeldicke im Bereich des Holmes, vorgeschrieben.

Lösungsweg

Es wurde das an der DLR entwickelte Entwurfsverfahren für transsonische Profile und Flügel auf der Basis der Lösung der Euler- / Navier-Stokes-Gleichungen benutzt [2]. Das Entwurfsmodul dieses Verfahrens ist eine Erweiterung der von Takanashi [3] entwickelten Entwurfsmethode. Der Unterschied zwischen der berechneten Druckverteilung einer gegebenen Geometrie und der vorgeschriebenen Zieldruckverteilung wird benutzt, um durch die Lösung der invers formulierten Potentialgleichung für den Fall kleiner Störungen, Geometriekorrekturen zu berechnen. Nachdem diese Korrekturen geglättet worden sind, werden sie auf die gegebene Geometrie aufgeschlagen. Dann wird um das Profil/Flügel lokal ein neues Rechnernetz erzeugt. Für die neue Geometrie erfolgt dann eine Nachrechnung um die neue Druckverteilung zu bestimmen. Durch Wiederholung dieser Prozedur wird eine Geometrie erzeugt, deren Druckverteilung gegen die Zieldruckverteilung konvergiert. In dieser Arbeit mußten die aerodynamischen wie geometrischen Randbedingungen konsistent in die Zieldruckverteilung eingebaut werden. Für ein subsonisches Regionalflugzeug bedeuten die Forderungen an die Grenzschichtstabilität, daß laminare Grenzschichten sowohl für den Schnellflug (Entwurfspunkt am unteren Rand der Laminardelle), sowie für den Steigflug (Entwurfspunkt am oberen Laminardellenrand) vor-

handen sein müssen. Ausgehend von der Druckverteilung des Vorentwurfs [1] wurde in mehreren Schritten, eine Zieldruckverteilung konstruiert die schließlich die Randbedingungen erfüllte.

Ergebnisse

Für die Nachrechnungsaufgabe wurde ein Euler Rechnetz der DO 328 erzeugt. Das Rechnetz hat insgesamt $3,13 \cdot 10^6$ Punkte aufgeteilt auf 36 Blöcke. Druckverteilungsergebnisse für den Steigflug $Ma_\infty = 0,28$ und den Schnellflug $Ma_\infty = 0,54$, werden in Abb.1 bzw. Abb.2, gezeigt. Verglichen werden die Vorentwurfsergebnisse mit den Entwurfsergebnissen dieser Arbeit. Insbesondere für die Schnitte, die sich nah an dem Gondel- und Rumpfbereich befinden, wurde ein verbesserter Druckgradient an den kritischen Regionen (obere Seite für den Steigflug und untere Seite für den Schnellflug) erzielt und die Saugspitzen wurden eliminiert. Eine Bestimmung der Transitionslinie mit dem Drela-Verfahren hat gezeigt, daß für die kritischen Flügelseiten der Bereich mit laminarer Grenzschicht vergrößert worden ist, insbesondere im Gondel- und Rumpfbereich. Außerdem wurde die Breite der Laminardelle vergrößert.

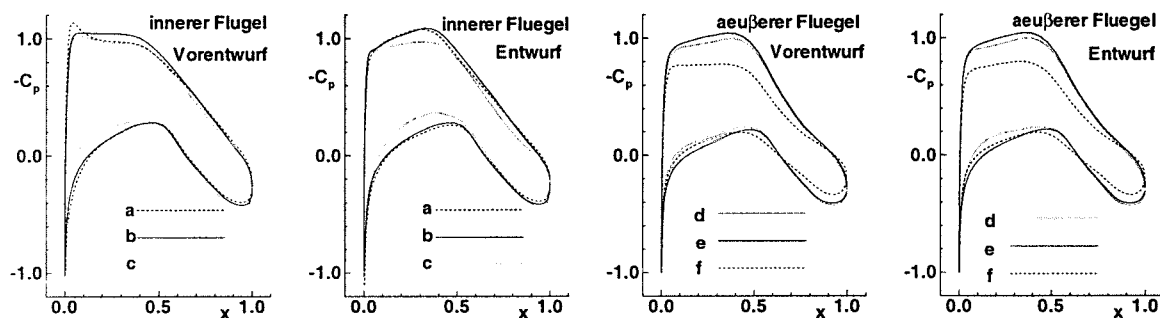
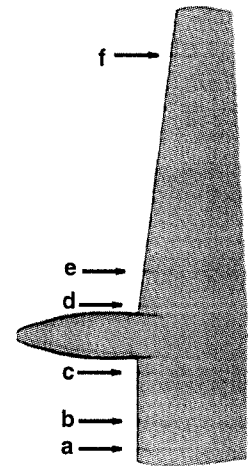


Abb. 1 Druckverteilungen für den Steigflug ($Ma_\infty=0,28$, $\alpha=2,6^\circ$) für ausgewählte Schnitte. Vergleich zwischen Ergebnissen des Vorentwurfs und Ergebnissen des neuen Entwurfs.

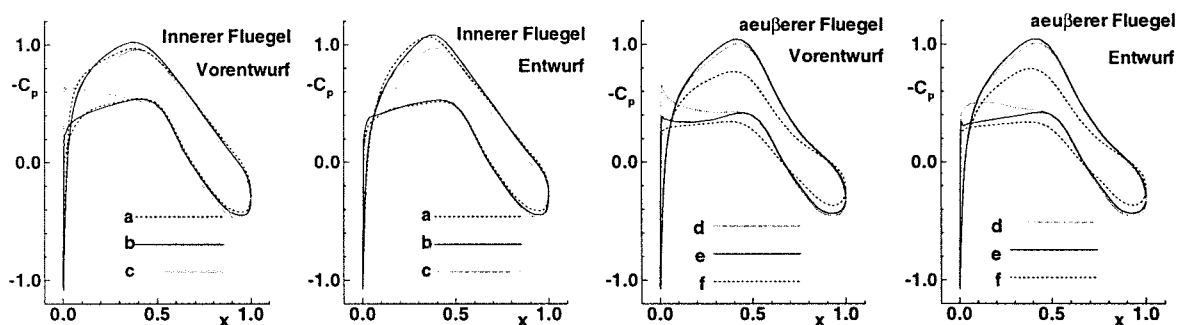


Abb. 2 Druckverteilungen für den Schnellflug ($Ma_\infty=0,54$, $\alpha=-0,5^\circ$) für ausgewählte Schnitte. Vergleich zwischen Ergebnissen des Vorentwurfs und Ergebnissen des neuen Entwurfs.

Literatur:

- [1] Wohlrath W. Vorentwurf eines Laminarflügels für die DO 328 als Technologieträger, Dornier Interner Bericht AV EV31-006/95 1995.
- [2] Bartelheimer W. Ein Entwurfverfahren für Tragflügel in transsonischer Strömung. Dissertation, TU Braunschweig, DLR-FB 1996.
- [3] Takanashi S. An Iterative Procedure for Three-Dimensional Transonic Wing Design by the Integral Equation Method. AIAA paper 84-2155, 1984.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. G. Wichmann, Dipl.-Ing. C.-H. Rohardt

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2443

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Numerische Untersuchung der Umströmung einer Rumpf/Canard-Konfiguration für ein Langstreckenflugzeug hoher Kapazität

Ausgangsposition

Im Rahmen der Entwicklung eines Langstreckenflugzeugs hoher Kapazität (UHCA) bei Airbus Industrie wird auch die Anwendung einer Drei-Flächen-Konfiguration mit einem Canard am Rumpfbug diskutiert. Industrielle Vorentwurfsstudien für zukünftige große Transportflugzeuge haben gezeigt, daß durch die Anwendung von Canards zusammen mit konventionellen Höhenleitwerken die Flugleistungen signifikant gesteigert werden können. Dabei ergeben sich vor allem Vorteile für den Startfall, bei dem der Canard den Auftriebsbeiwert der getrimmten Gesamtkonfiguration erheblich verbessert und damit bei gleicher Nutzlast einen kleineren Tragflügel oder höhere Abfluggewichte zuläßt. Zusätzlich kann durch einen Verzicht auf natürliche Längsstabilität Trimmwiderstand und damit bei gleicher Nutzlast Abfluggewicht eingespart werden und führt auch im Reiseflug zu erheblichen Leistungsgewinnen. Im Vergleich zu konventionellen Auslegungen werden deutliche Gewichts- und Widerstandsreduktionen erwartet.

Ziel

Im Vorlauf der Untersuchungen zur Ermittlung des Leistungspotentials einer derartigen Dreiflächen-Konfiguration wurde im Institut für Entwurfsaerodynamik der DLR im Rahmen einer Auftragsarbeit für Airbus Industrie eine Voruntersuchung zur Umströmung einer Rumpf/Canard-Konfiguration durchgeführt, die das Ziel hatte, die aerodynamische Durchführbarkeit einer derartigen Konfiguration besonders im hohen subsonischen Machzahlbereich nachzuweisen.

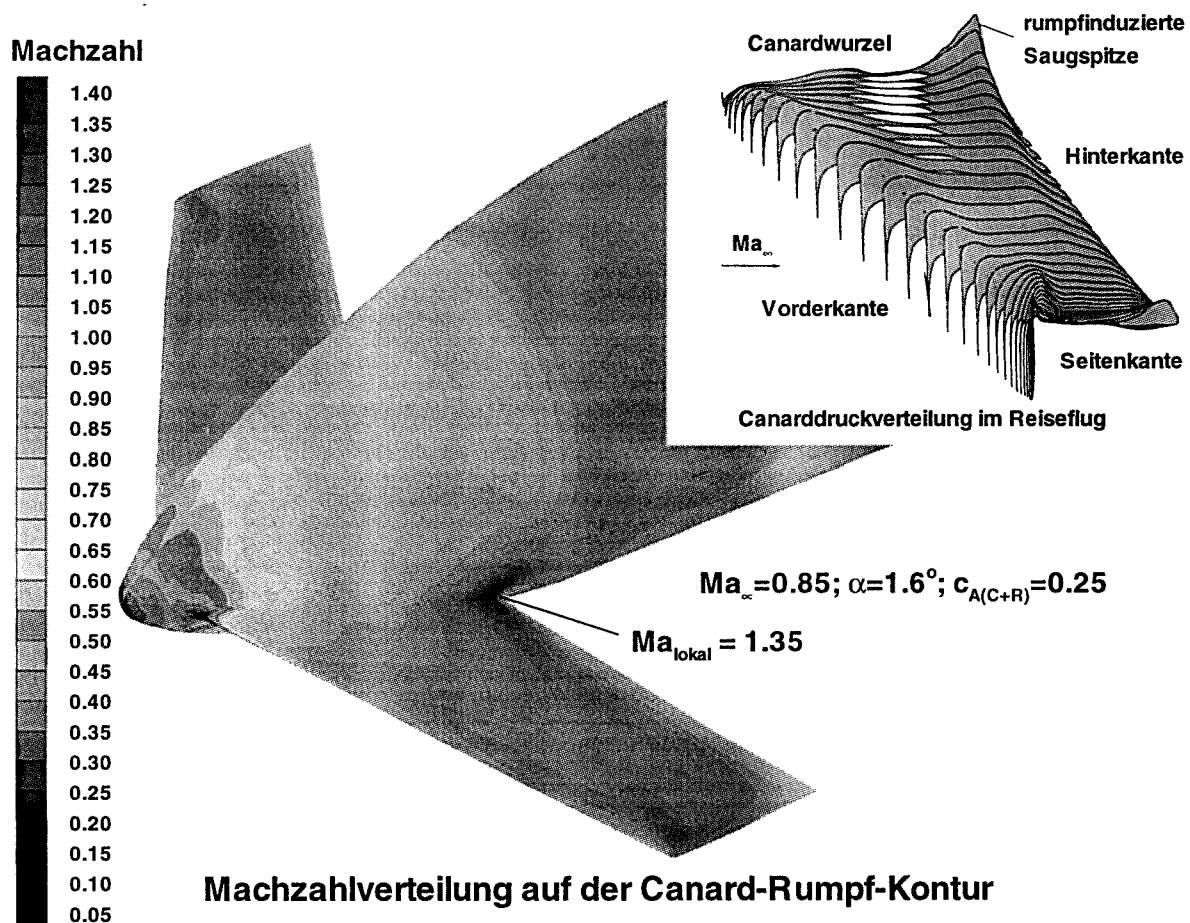
Lösungsweg

Die Untersuchungen wurden mit Hilfe des DLR Eulerverfahrens CEVCATS numerisch durchgeführt. Rumpfgeometrie und Canardgrundriß wurden von Airbus Industrie vorgegeben wie auch die geometrischen und aerodynamischen Auslegungsbedingungen. Die Studie wurde in zwei Teilen durchgeführt. Im ersten Teil wurde das Strömungsfeld des Rumpfbugs im Detail untersucht. Hierbei wurde ein Bereich der vorderen Rumpfkontur mit hohen Krümmungen entdeckt, der notwendigerweise geglättet werden mußte, um unakzeptable hohe Machzahlen mit Verdichtungsstößen auf der Rumpfoberfläche zu vermeiden. Weiterhin wies das berechnete Strömungsfeld des Rumpfes gerade in dem Bereich, in dem der Canard positioniert war, starke Abwindgeschwindigkeiten auf, aus denen schließlich negative Gesamtauftriebsbeiwerte im Entwurfspunkt der Konfiguration resultierten und so die Auslegungsbedingungen nicht erfüllt waren. Dieser Effekt mußte im weiteren Verlauf des Entwurfes durch spezielle Maßnahmen bei der Canardauslegung kompensiert werden, was im zweiten Teil der Studie geschah. Nach einer Reihe

von Entwurfsrechnungen konnte schließlich durch die endgültige Konfiguration der Nachweis erbracht werden, daß die von Airbus Industrie vorgeschriebenen Entwurfsbedingungen im Reiseflug wie im Off-Design erfüllt waren. Anhand von Oberflächenkonturlinien auf Rumpf und Canard wird im Vortrag detailliert auf die Machzahlverteilung und deren kritische Stellen eingegangen. Die Aussagen werden durch Druckverteilungsdarstellungen ergänzt und bestätigt (siehe Abbildung).

Ergebnis

Die Ergebnisse der vorgestellten numerischen Studie am Beispiel der untersuchten Rumpf/Canard-Anordnung zeigen, daß erfolgreiche Entwürfe von Rumpf/Canard-Konfigurationen für Drei-Flächen-Flugzeuge im Bereich hoher Unterschallmachzahlen möglich sind, ohne daß auftretende starke Verdichtungsstöße die Umströmung der Konfiguration unakzeptabel machen. Damit konnte die technische Durchführbarkeit derartiger Konfigurationen bei Anwendung auf ein zukünftige Langstreckenflugzeuge hoher Kapazität (UHCA) aus aerodynamischer Sicht nachgewiesen und die Untersuchung zum Leistungspotential von Dreiflächen-Gesamtkonfigurationen in Angriff genommen werden (DLR-Projekt „Dreiflächen-Flugzeug (3FF)“).



Literatur

Wichmann, G.; Rohardt, C.-H.: Numerical Investigation of the FLOW Around a Fuselage/Canard Configuration for a Long Range, Ultra High Capacity Aircraft. DLR IB 129 - 95/4, (1995).

Weiteres Vorgehen

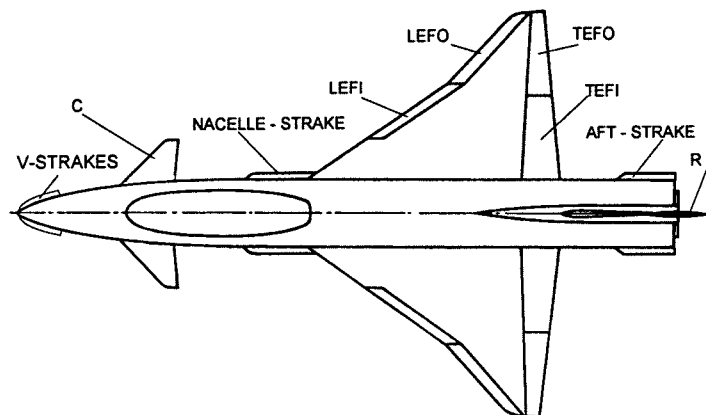
Theoretische und experimentelle Untersuchungen zum Leistungspotential von Dreiflächen-Gesamtkonfigurationen im Rahmen des DLR-Projektes „Dreiflächen-Flugzeug (3FF)“

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. Peter Hakenesch		
Institution	Daimler-Benz Aerospace AG		
Adresse	DASA LMT63 81663 München	Tel.: 089-607 -22291 Fax.: -29766 e-mail: peter.hakenesch@otn.lm.dasa.de	
Weitere Partner			
Thema	Adaptronische Wirbelsteuerung		
Ausgangssituation	Bei Flügeln mit großer Vorderkantenpfeilung können beim Schieben oder Rollen Instabilitäten im Schieberollmoment und/oder der Rolldämpfung bzw. der Rollanfachung infolge des einseitigen Aufplatzens von Wirbeln auftreten.		
Ziel	Ziel dieses Vorhabens ist es, Instabilitäten im Unter- und Transschall mit Hilfe einer adaptronischen Steuerung automatisch, d.h. ohne Eingriff des Piloten, zu verringern bzw. zu beheben. Darüber hinaus soll für zukünftige Entwürfe durch eine Verringerung der Seitenleitwerksfläche der Wellenwiderstand im Überschall sowie die Radarsignatur im Seitenaspekt reduziert werden. Hierzu sind die zur Seitensteuerung erforderlichen Giermomente und Seitenkräfte durch die im Rahmen der adaptronischen Wirbelsteuerung entwickelten Maßnahmen zu übernehmen.		
Lösungsweg	In einer ersten Phase soll der kritische Zustand erkannt und Strömungsmechanismen, die zu diesem kritischen Zustand führen, aufgeklärt werden. Geeignete Positionen für die Sensorik sind zu definieren. In einem weiteren Schritt sollen die Möglichkeiten untersucht werden, durch Beeinflussung der Wirbel zusätzliche Steuermomente zu erzeugen. Hierbei sind besonders die von der Rumpfnase ausgehenden Wirbel von Bedeutung, die für die Änderungen des Giermomentes bei höheren Anstellwinkeln verantwortlich sind. Diese Rumpfnasenwirbel können auch mit den Wirbeln des Hauptflügels bzw. des Entenleitwerks interferieren und komplexe Strömungsphänomene hervorrufen.		
Ergebnis	Zur Untersuchung der Möglichkeit die Seitenleitwerksfläche zu reduzieren wurden die Auswirkungen unterschiedlich langer Nasenstrakes, die symmetrisch als auch asymmetrisch im vorderen Rumpfnasenbereich angebracht waren, analysiert. In der Längsbewegung unterscheiden sich symmetrische als auch asymmetrische Anordnungen sowie Nasenstrakes unterschiedlicher Länge nur unwesentlich von der Basiskonfiguration ohne Strakes. Bei der Seitenbewegung zeigt sich, daß bei Anstellwinkeln von $\alpha > 35^\circ$ durch das Anbringen eines einseitigen Nasenstrakes Seitenkräfte und Giermomente erzeugt werden können, die noch über der Wirkung eines um 30° ausgeschlagenen Seitenruders liegen. Diese Wirksamkeit des asymmetrischen Nasenstrakes bleibt bis zu einem Anstellwinkel von $\alpha = 75^\circ$ erhalten. Dies ist von besonderer Bedeutung, da das konventionelle Seitenruder bei Anstellwinkeln von		

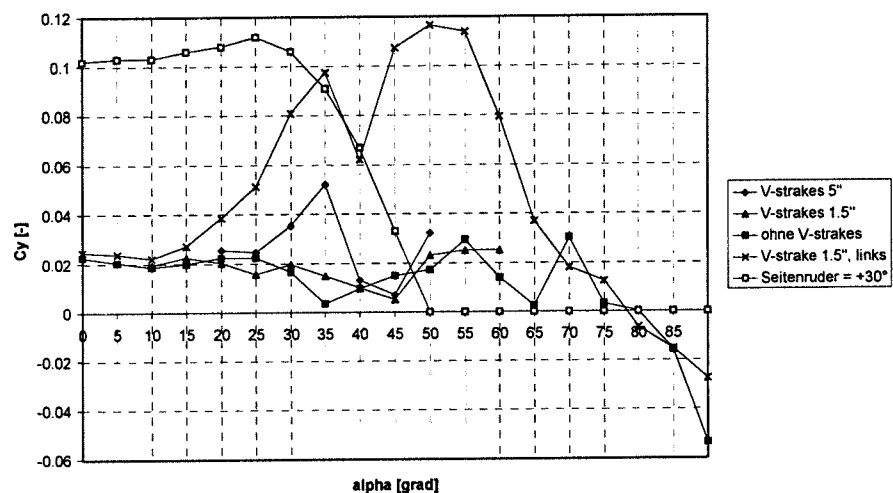
$\alpha > 50^\circ$ seine Wirkung vollkommen verliert. Dem gegenüber weist der asymmetrische Nasenstrake bei Anstellwinkeln von $\alpha < 20^\circ$ nur eine sehr geringe Wirkung auf.

X31 Windkanalmodell: Klappenbezeichnungen



$C_y(\alpha)$, V-strakes- Einfluß

$\beta = 0^\circ$
 $\delta_{LEF} = -40^\circ / -32^\circ$
 $\delta_{TEF} = 0^\circ / 0^\circ$
 $\delta_C = -40^\circ$
 $\delta_R = 0^\circ$



Literatur

Actuated Forebody Strake Controls for the F-18 High-Alpha Research Vehicle
D.G.Murri, G.H.Shah, D.J.DiCarlo, T.T.Trilling
Journal of Aircraft, May - June, 1995

The Unsteady Characteristics of the Flow Over an F/A 18 at High Alpha
S.M.Klute, D.P.Telionis
AIAA 96-824

Weiteres Vorgehen

Die zweite Phase beschäftigt sich mit möglichen Abhilfemaßnahmen, die später automatisch über die Adaptronik gesteuert werden sollen. Als besonders erfolgreich hat sich bis jetzt die Erzeugung eines zusätzlichen Wirbels erwiesen, der das Aufplatzen des Hauptwirbels durch Energiezufuhr verzögert.

Abschließend soll eine Adaptronikbox konfiguriert werden, um die Grundlagen für spätere Tests und Validierung im Flug zu schaffen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. U. Herrmann; Dipl.-Ing. M. Orlowski		
Institution	DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon:	0531/295- 2835
		Telfax:	0531/295-2320
weitere Partner	-		
Thema	Aerodynamische Optimierung von Überschallverkehrsflugzeugen		
Ausgangssituation	Neue Überschallverkehrsflugzeuge werden gegenüber der Concorde erhebliche technologische Verbesserungen aufweisen müssen, um wirtschaftlich, ökologisch akzeptabel und erfolgreich sein zu können. Die dazu notwendigen aerodynamischen Verbesserungen gegenüber der Concorde werden allgemein als ca. 30%ige Steigerung der Überschallgleitzahl (von ca. 7,5 auf 10) angegeben. Arbeiten zur aerodynamischen Optimierung von Überschallverkehrsflugzeugen konzentrieren sich üblicherweise auf die Optimierung der Tragflächen von Konfigurationen. Um die aerodynamische Leistungsfähigkeit weiter steigern zu können, soll hier für einen bereits optimierten Flügel der Rumpf bei Reiseflugbedingungen im Überschall optimiert werden. Die Studie bleibt auf die Steigerung der Gleitzahl beschränkt, da ein kalibriertes Gesamtentwurfsverfahren derzeit fehlt und Aussagen zu Schwerpunkt und Stabilität von Konfigurationen und damit zu Nickmomenten Forderungen nicht möglich sind.		
Ziel	Durch Optimierung des Rumpfes eines generischen Überschallverkehrsflugzeuges soll das dadurch zusätzlich erreichbare aerodynamische Verbesserungspotential der Gesamtkonfiguration im Überschallreiseflug aufgezeigt werden.		
Lösungsweg	Der Entwurf generischer Rumpfe von Überschallverkehrsflugzeugen wird in dieser Studie durch die Variation von fünf Parametern durchgeführt. Bild 1 zeigt in einer Übersicht die gewählten Rumpfp Parameter: die Länge der vorderen und hinteren konischen Rumpfkappen, den Rumpfradius, den Winkel zwischen Rumpf und Flügel sowie die horizontale und vertikale Flügelposition. Die Sensitivitäten der einzelnen Parameter sind mit dem DLR Eulerschema untersucht. Wichtigste Randbedingung ist ein konstantes nutzbares Volumen des Rumpfes für 250 Passagiere. Der turbulente Reibungswiderstand ist mit der Größe der umspülten Oberfläche (Analogie zur ebenen Platte) abgeschätzt. Die drei sensitivsten Rumpfp Parameter sind für die Optimierung gewählt.		

Ergebnis

Die Polaren der Ausgangskonfiguration und des optimierten generischen Überschallverkehrsflugzeuges zeigt **Bild 2** für den Reiseflug ($Mach=2$, $\alpha=3^\circ$, $Re=145 \cdot 10^6$). Die gewählten (sensitivsten) Variablen: die Länge der Rumpfkappen, des Winkels zwischen Rumpf und Flügel, sowie der relativen horizontalen Lage des Flügels sind innerhalb von 20 Iterationen vom Optimierer so variiert, daß sich eine Verbesserung der Gleitzahl von ca. 9,5% ergibt. Für einen festen Rumpfdurchmesser von 3,5m erhöht der Optimierer die Länge der Rumpfkappen (und verkürzt entsprechend der Randbedingung konstanten Rumpfvolumens den zylindrischen Teil des Rumpfes) und den Winkel zwischen Rumpf und Flügel. Ferner wird der Flügel horizontal so verschoben, daß minimaler Wellenwiderstand aufgrund der Volumenverteilung der Konfiguration entsteht. Die optimierte Konfiguration erzielt über einen weiten Anstellwinkelbereich höhere Gleitzahlen als die Ausgangskonfiguration. Abschließend sind die aerodynamischen Leistungen beider Konfigurationen mit Navier-Stokes Rechnungen untersucht. Dabei ist festgestellt, daß die Ausgangskonfiguration etwas zu pessimistisch und die optimierte Konfiguration etwas überbewertet wurde. Dennoch wird das Ergebnis der Optimierung voll bestätigt und der Gleitzahlzuwachs durch die Optimierung des Rumpfes zu 6% bestimmt.

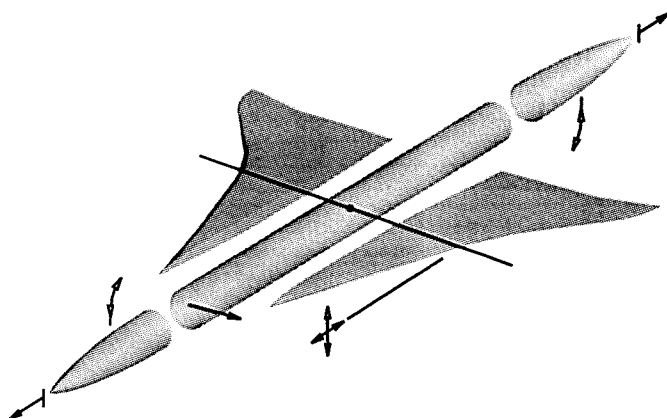


Bild 1 Parameter des generischen Rumpfes: Front- und Heckkappenlänge, Rumpfradius, Rumpfanstellwinkel, horizontale und vertikale Flügelposition.

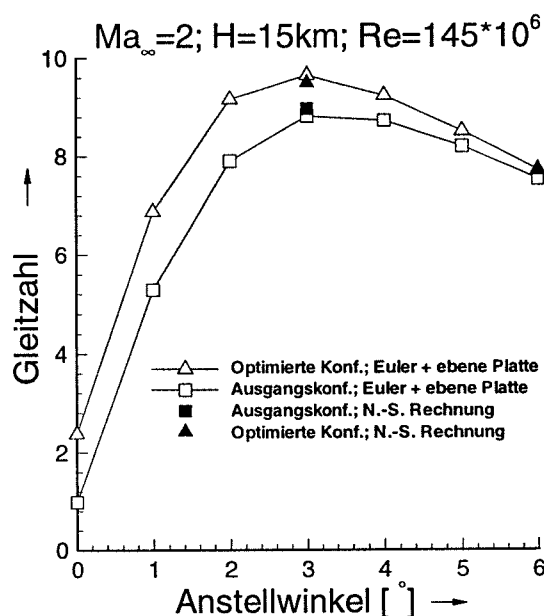


Bild 2 Polare der Ausgangs- und optimierten Konfiguration, sowie Nachrechnung mit DLR-Navier-Stokes Verfahren.

Literatur

- [1] Herrmann, U.; Orlowski, M.: Numerical Optimization Study for a Supersonic Aircraft; 10. DGLR / AG STAB Symposium; wird veröffentlicht, 1997.
- [2] Orlowski, M.; Herrmann, U.: Aerodynamic Optimization of Supersonic Transport Configurations; ICAS-96-4.3.3, Sorrento, Italy, 1996.

Weiteres Vorgehen Weiterführung der Arbeiten mit Berücksichtigung von konfigurativen Nickmomentenforderungen und Erweiterung der Klasse der zu untersuchenden Konfigurationen in Richtung „blended body“.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Dr.-Ing. U. Herrmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295- 2835

Telfax: 0531/295-2320

weitere Partner -

Thema Widerstandsanalyse einer Überschallverkehrsflugzeugkonfiguration (ATSF-1) im Über- Trans- und Unterschall mit Hilfe des DLR Navier-Stokes Verfahrens

Ausgangssituation Innerhalb des EU-Projektes EUROSUP (Reduction of wave and lift dependent drag for supersonic transport aircraft) berechnet die DLR als einziger Partner reibungsbehaftete numerische Strömungslösungen für die im Projekt gewählte Konfiguration. Im ersten Schritt des Projektes werden zur Kalibrierung der Methoden aller beteiligten Partner numerische Strömungslösungen für die im Windkanal vermessene ATSF-1 Konfiguration generiert und mit Meßergebnissen verglichen.

Ziel Ziel ist die Verwendbarkeit des 3D Navier-Stokes Codes der DLR für Widerstandsanalysen komplexer Konfigurationen zu zeigen. In weiteren Projekten soll dieses Werkzeug für die aerodynamische Entwicklung künftiger Überschalltransportflugzeuge eingesetzt und weiter verbessert werden.

Lösungsweg Die vorgegebene Konfiguration wurde diskretisiert und ein Raumnetz generiert. Für alle Anströmbedingungen sind numerische Simulationen durchgeführt und die Ergebnisse mit Windkanalresultaten verglichen worden. Numerische Simulationen sind auf je drei unterschiedlich feinen Netz durchgeführt um numerische Einflüsse identifizieren und untersuchen zu können.

Ergebnis Die Oberflächendiskretisierung der Konfiguration ATSF-1 ist in **Bild 1** gezeigt. Das Raumnetz besteht aus 112, 96 und 208 Zellen in Längs-, Normalen und Umfangsrichtung. Die zu untersuchenden Anströmbedingungen sind:

M=2.	M=0.95	M=0.25
$\alpha=4.25^\circ$; $Re=10.3 \cdot 10^6$	$\alpha=4.17^\circ$; $Re=6.96 \cdot 10^6$	$\alpha=12.1^\circ$; $Re=7.73 \cdot 10^6$
$\alpha=6.27^\circ$; $Re=10.3 \cdot 10^6$	$\alpha=6.11^\circ$; $Re=6.96 \cdot 10^6$	$\alpha=14.1^\circ$; $Re=7.73 \cdot 10^6$

Den Vergleich der errechneten (pro Machzahl zwei Anstellwinkel und drei Netzfeinheiten c: grob; m: mittel; f: fein) und gemessenen Widerstandspola-

ren zeigt **Bild 2**. Für alle Machzahlen sind auf dem feinen Netz hervorragende Übereinstimmung zu den experimentellen Resultaten gefunden. Jedoch ist festzustellen, das die Genauigkeit der Widerstandsvorhersage bei Vergrößerung der Netze und mit sinkender Machzahl abnimmt.

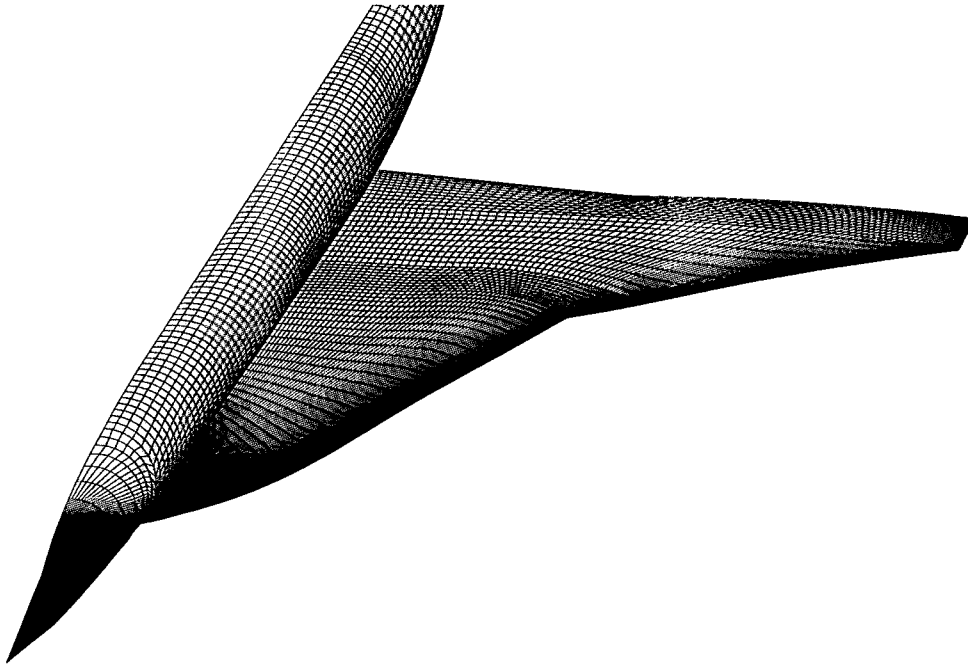


Bild 1 Oberflächendiskretisierung der ATSF-1 Überschalltransportflugzeugkonfiguration.

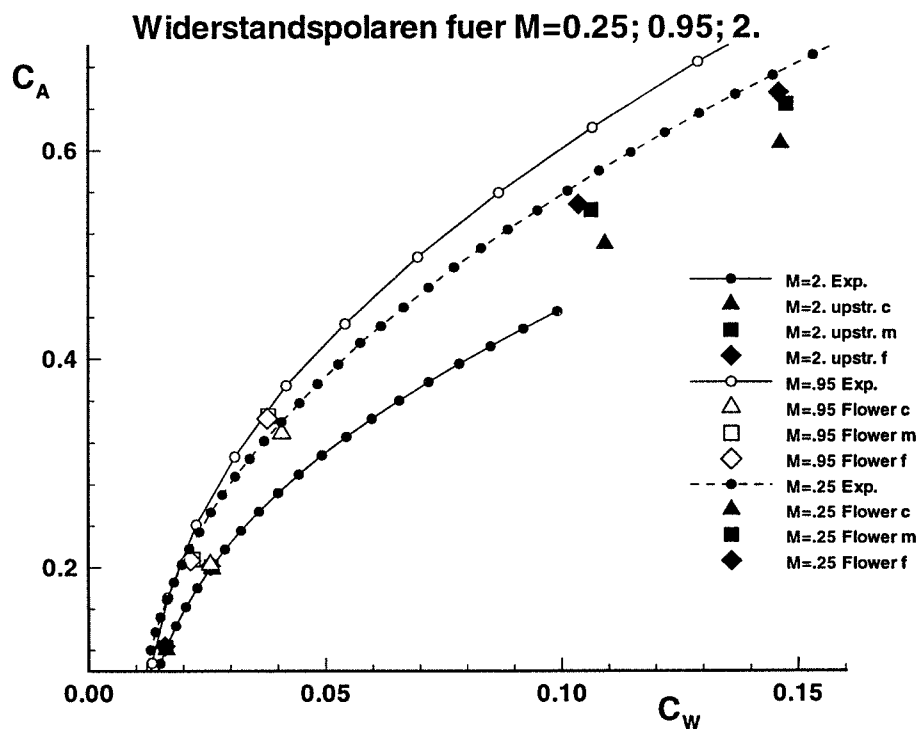


Bild 2 Widerstandspolaren der ATSF-1 Konfiguration für je zwei Anstellwinkel pro Machzahl.

Literatur -

Weiteres Vorgehen Beurteilung der von anderen Partnern widerstandsoptimierten neuen Konfigurationen innerhalb EUROSUP.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner:

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution:

Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig

Adresse:

Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

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

Weitere Partner:

Dipl.-Ing. Ralf C. Blaschke

Thema:

Aerodynamische Untersuchungen an Wellenreitern im Niedergeschwindigkeitsbereich

Ausgangssituation:

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

Für die Berechnung des Strömungsfeldes steht der Euler-Navier-Stokes Code FLOWer (Version 113) zur Verfügung.

Ziel:

An dem Windkanalmodell sollen im Niedergeschwindigkeitsbereich umfangreiche Untersuchungen durchgeführt werden. Dabei soll eine Datenbasis für die Validierung des FLOWer - Codes und für das Verständnis der Strömungsphysik erarbeitet werden.

Lösungsweg:

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

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

Ergebnis:

Bild 1 zeigt die Geometrie $\zeta(\eta)$ in zwei Querschnitten des Wellenreiters ($\xi = 0.29$ und $\xi = 0.75$) sowie die zugehörige Druckverteilung auf der Kontur bei $\alpha = 14.2^\circ$. Die Messungen zeigen im Außenbereich des Flügels die Wirkungen des Vorderkantenwirbels und des zugehörigen Sekundärwirbels. Bei diesem Anstellwinkel wird die Rumpfkante von oben nach unten umströmt, und es kommt dort zu einer Strömungsablösung, die zu einem Rumpfwirbel führt. Die gemessene Druckverteilung zeigt die zugehörigen Unterdrücke.

Zum Vergleich sind Ergebnisse einer Euler-Rechnung eingetragen, welche die typischen Unterschiede gegenüber den Messungen im Bereich von Primär- und Sekundärwirbel zeigen. Bei der vorliegenden Rechnung mit 129 Netzpunkten längs der Kontur in einem Schnitt $\xi = \text{const.}$ wird die Rumpfkante ebenfalls von oben nach unten umströmt, aber eine Strömungsablösung findet nicht statt. Die gerechnete Druckverteilung zeigt die zugehörigen Unterdrücke. Um die Rumpfablösung zu simulieren, sind Navier-Stokes-Rechnungen durchzuführen.

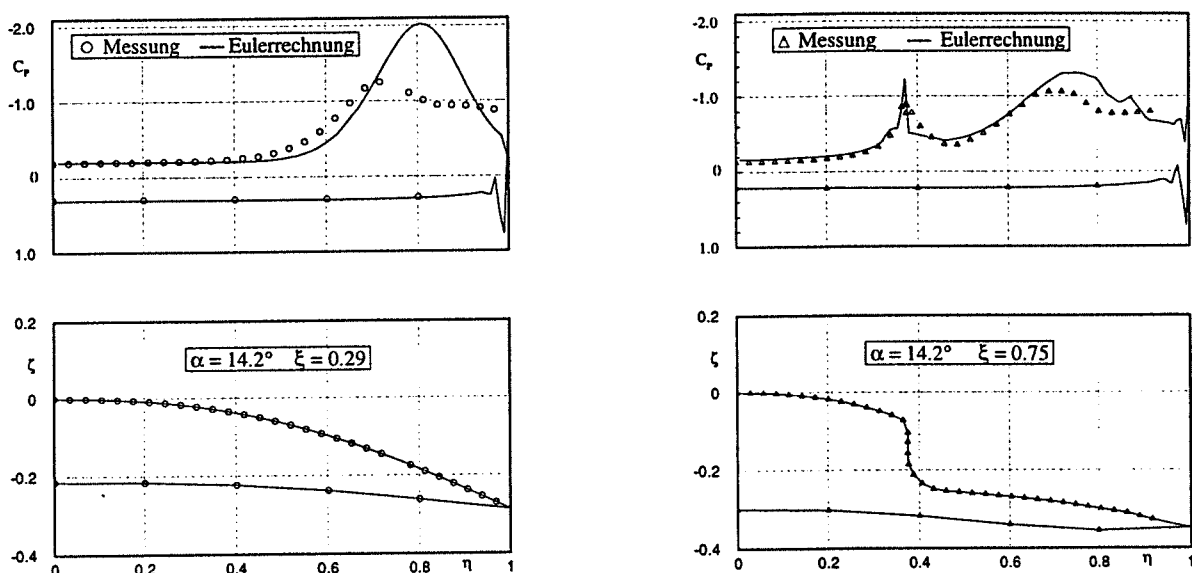


Bild 1: Geometrie und Druckverteilungen in zwei Schnitten quer zur Anströmung ($\xi = 0.29$ und $\xi = 0.75$). Vergleich von Euler-Rechnung mit Messungen.

Literatur:

- [1] T. Eggers, H. Sobieczky, K. B. Center: Design of advanced waveriders with high aerodynamic efficiency. AIAA Paper 93-5141, 1993.
- [2] D. Hummel: Zur Umströmung scharfkantiger schlanker Deltaflügel bei großen Anstellwinkeln. Z. Flugwiss. 15 (1967), S. 376 - 385.
- [3] D. Hummel: Untersuchungen über das Aufplatzen der Wirbel an schlanken Deltaflügeln. Z. Flugwiss. 13 (1965), S. 158 - 168.

Weiteres Vorgehen:

Es werden weitere Messungen zur Ermittlung des Grenzschichtzustandes auf der Konturoberseite durchgeführt. Mit einer Fünf-Loch-Sonde erfolgen Strömungsfeldmessungen.

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

Datum:

26.03.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner:

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution:

Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig

Adresse:

Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

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

Weitere Partner:

Dipl.-Ing. Jörg Müller

Thema:

Numerische Berechnung der instationären Deltaflügelumströmung

Ausgangssituation:

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

Ziel:

- a) Es sollen zunächst bei *stationären Anströmbedingungen* die instationären Vorgänge beim *Wirbelaufplatzprozeß* untersucht und analysiert werden.
- b) Nachfolgend werden die instationären Strömungsvorgänge am *schwingenden Deltaflügel* untersucht, wobei der Flügel *harmonische Nickbewegungen* (Starrkörperbewegungen) um verschiedene Anstellwinkel ausführen soll.

Lösungsweg:

1. Vorab wurden einige stationäre Validierungsrechnungen auf einem gegebenen C-O-Netz (D. Strohmeyer, DLR Braunschweig [1]) mit dem stationären Euler-Code FLOWer113 durchgeführt.
2. Es sollen weitere stationäre Validierungsrechnungen auf einem eigenen, verbesserten Rechennetz folgen, und zwar sowohl mit FLOWer113 als auch mit FLOWer114.
3. Parallel dazu sind erste instationäre Euler-Rechnungen mit FLOWer114 geplant, um die aufgeplatzte Wirbelströmung bei stationärer Anströmung zeitrichtig nachzurechnen.
4. Abschließend soll mit FLOWer114 die instationäre, harmonische Nickbewegung des VFE-Deltaflügels untersucht werden. Die numerischen Ergebnisse sollen dabei mit den experimentellen Daten von Th. Löser, DLR Braunschweig, [2] validiert werden.

Ergebnis:

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

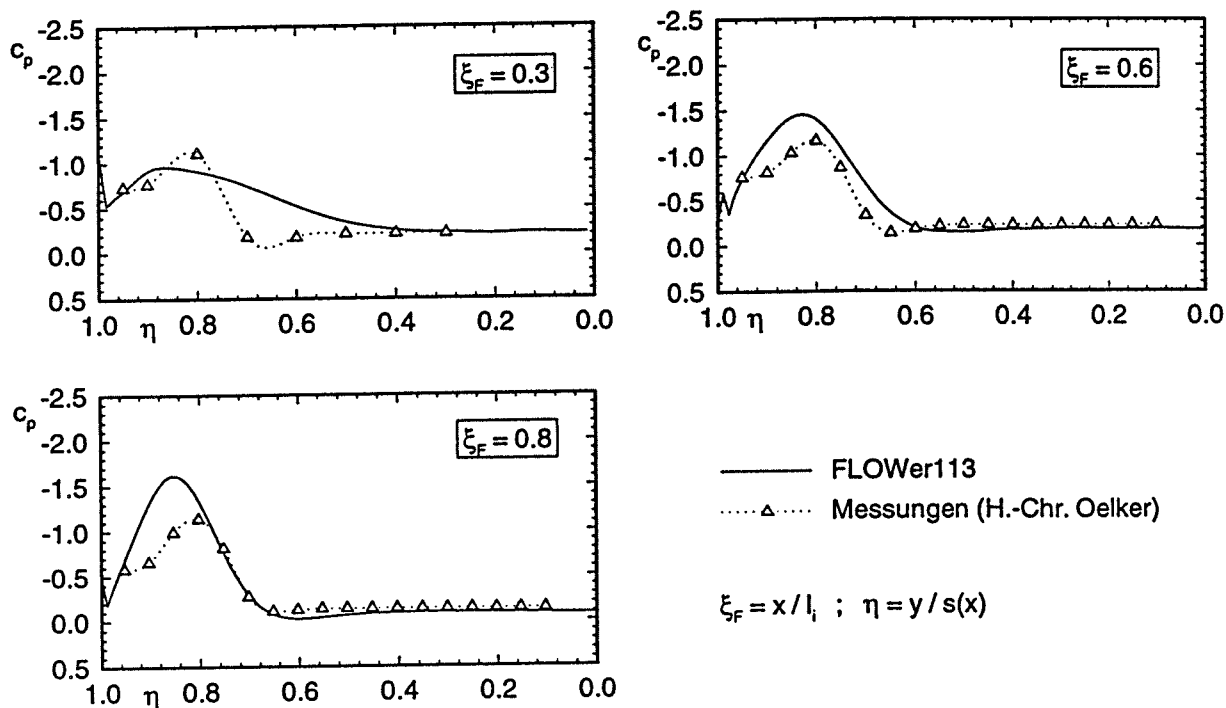


Bild 1: Druckverteilungen auf der Flügeloberseite in verschiedenen Schnitten quer zur Anströmung ($\xi_F = 0,3; 0,6; 0,8$) im Vergleich mit Meßergebnissen von H.-Chr. Oelker [3]; $\alpha = 10^\circ$.

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

Literatur:

- [1] D. Strohmeier, M. Orlowski, J. M. A. Longo, D. Hummel, A. Bergmann: An Analysis of Vortex Breakdown Predicted by the Euler Equations. ICAS, Sorrento 1996.
- [2] Th. Löser: Dynamic Force and Pressure Measurements on an Oscillating Delta Wing at Low Speeds. DLR Braunschweig, IB 129-96/9 (1996).
- [3] H.-Chr. Oelker: Aerodynamische Untersuchungen an kurzgekoppelten Entenkonfigurationen bei symmetrischer Anströmung. Dissertation TU Braunschweig 1990. ZLR-Forschungsbericht 90-01 (1990).

Weiteres Vorgehen:

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

Datum:

26.03.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	VISSTRO		
Ansprechpartner	Dr. Ing. Moustafa Abdel-Maksoud Dr.-Ing. Florian Menter		
Institution	SVA Potsdam ASC GmbH		
Adresse	Staudenfeldweg 12 D-83624 Otterfing	Telefon Telefax e-mail	(08024) 905415 (08024) 905417 fm@ascg.de
Thema	Numerische Berechnung der viskosen Strömung um einen rotierenden Propeller im Nachlaufeld eines Schiffes.		
Ausgangssituation	Die numerische Simulation des Strömungsfeldes um Schiffspropeller beruht momentan nahezu ausschließlich auf potentialtheoretischen Berechnungsverfahren. Diese haben eine Vielzahl von Unzulänglichkeiten, wie die Notwendigkeit von Annahmen bezüglich der Ablösung sowie der Limitierung auf gleichförmige Anströmung. Einer der Hauptgründe für den geringen Einsatz von Navier-Stokes Verfahren in diesem Gebiet ist die Komplexität der Gittergenerierung um Schiffspropeller. Für die Strömung um Propeller in paralleler Anströmung, wie sie im Wasserkanal stattfindet, ist es notwendig, die Periodizität der Strömung in Umfangsrichtung zu berücksichtigen. Dies, zusammen mit der starken Verwindung und der komplizierten Formgebung moderner Propeller, führt zu einem sehr hohen Aufwand bei der Gittererzeugung. Ferner erfordert die Strömungsberechnung in stark rotierenden Koordinatensystemen ein robustes Berechnungsverfahren mit einer Genauigkeit zweiter Ordnung, um die in vielen Fällen kleine Axialgeschwindigkeit (im Verhältnis zur Umfangsgeschwindigkeit) mit einer vertretbaren Zahl von Gitterpunkten berechnen zu können. Die Berechnung der Wechselwirkung zwischen Schiff und Propeller wird zusätzlich erschwert durch die räumliche Enge des Propellers hinter dem Schiff, der Notwendigkeit alle Blätter des Propellers berücksichtigen zu müssen, sowie der Koppelung zwischen dem ortsfesten Koordinatensystem des Schiffs und dem rotierenden System des Propellers. Aus diesen Gründen sind bisher keine Navier-Stokes Berechnungen diese Problems, trotz hoher technischer Relevanz, bekannt geworden.		
Ziel	Die Ziele des Vorhabens sind im wesentlichen wie folgt: • Semi-automatische Gittergenerierung um Schiffspropeller in paralleler Anströmung (Simulation des Versuchs im Wasserkanal) • Berechnung von konventionellen und "high-skew" Propellern im gesamten Leistungsbereich (Auslegungspunkt und "off-design")		

- Gittergenerierung für die gekoppelte Berechnung von Schiff und Propeller.
- Berechnung der Wechselwirkung und Vergleich mit experimentellen Ergebnissen.

Lösungsweg

Die semi-automatische Gittergenerierung basiert auf der programmgesteuerten Gittergenerierungsoftware **TASCgrid** von ASC. Es wurden Templates erstellt, die die Erzeugung von Propellergittern in Rahmen von wenigen Stunden ermöglichen.

Es wurden ferner ein Gitter für die gekoppelte Berechnung von Schiff und Propeller erzeugt. In einem ersten Schritt wird die Koppelung durch eine quasi-stationäre Berechnung des Propellers berücksichtigt. Die Annahme ist, daß die instationäre Effekte hinreichend langsam verlaufen um für jede Stellung des Propellers zum Schiff eine ausgebildete Strömung zu erreichen.

Ergebnisse

Für den Fall der Umströmung von Propellern ohne Wechselwirkung mit dem Schiff, wurden Gitter für verschiedene Typen von Propellern erzeugt. Für einen "high-skew" Propeller (s. Bild 1) wurden Berechnungen über den gesamten Einsatzbereich durchgeführt. Die Ergebnisse für den Schubbeiwert sind ebenfalls in Bild 1 zu sehen. Die Übereinstimmung mit den experimentellen Daten ist außergewöhnlich gut. Dies trifft auch für den Drehmomentenbeiwert zu. Detaillierte Vergleiche mit den Experimenten (Strömungsfelddaten) wurden bisher noch nicht durchgeführt.

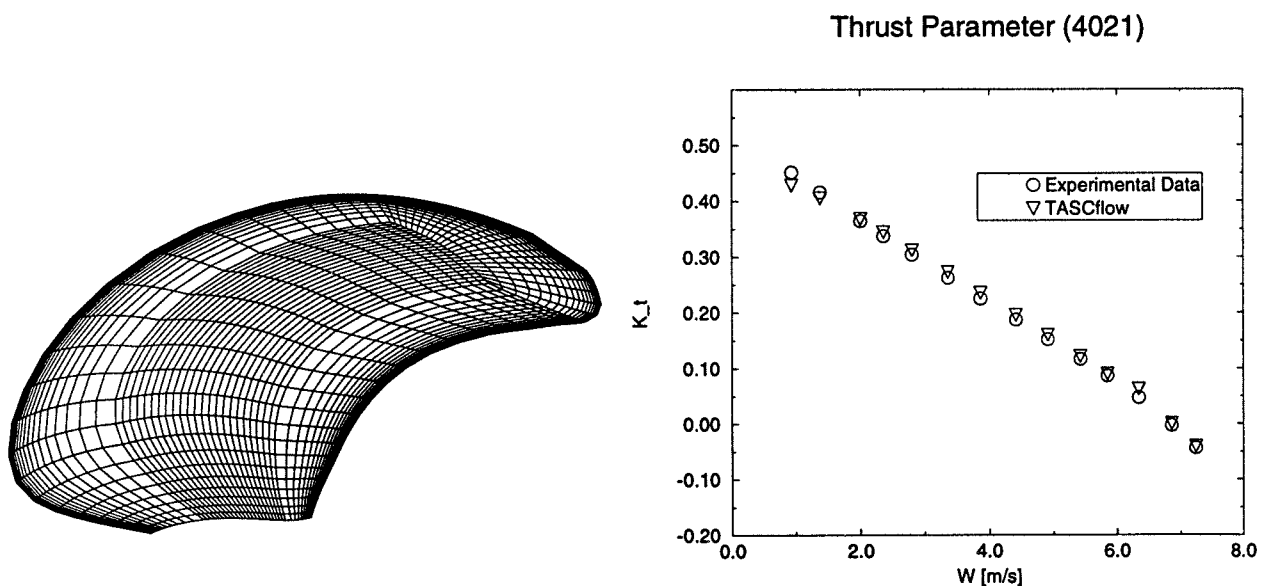


Abbildung 1: "High-Skew" Propeller mit Schubbeiwert

Mitteilung

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

Ergebnis:

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

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

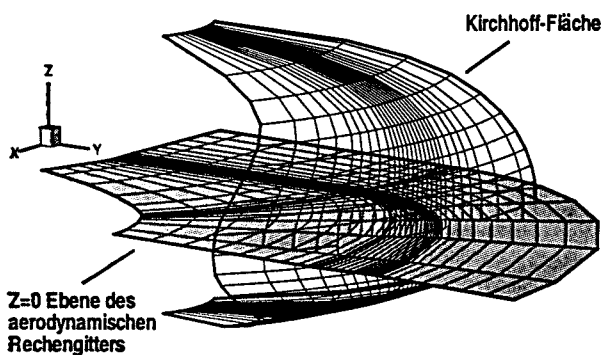


Bild 1: Kirchhoff-Fläche und horizontaler Schnitt durch das aerodynamische Rechengitter

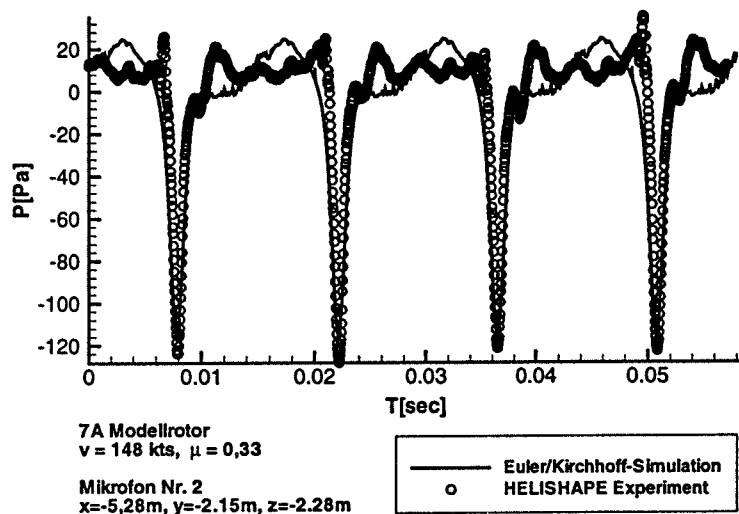


Diagramm 1: Vergleich von berechnetem und gemessenem Drucksignal beim Beobachter

Literatur:

[1] F. Farassat and M. K. Meyers, Extension of Kirchhoff's Formula to Radiation from moving Surfaces, JSV 1988, 123(3), p.451-460

weiteres Vorgehen:

Kurzfristig soll die Rechenleistung des bestehenden Computerprogramms überprüft und evtl. verbessert werden. Im langfristigen Interesse steht die Anwendbarkeit des Verfahrens auf Lärm durch Blatt-Wirbel-Wechselwirkung (BVI).

Datum:

15. 5. 1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe	Rotoraerodynamik und Aeroakustik		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. B. Buchtala, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Fon	0711/685-3443
		Fax	0711/685-3438
		E-mail	buchtala@iag.uni-stuttgart.de
Partner	Eurocopter Deutschland (ECD)		
Thema	Gekoppelte Berechnung der Dynamik und Aerodynamik von Drehflüglern		

Ausgangssituation

Ein bei ECD existierendes Rechenverfahren zur Stabilitätsanalyse von Drehflüglern (STAN) soll durch eine verbesserte Berechnung der Rotorblatsumströmung aufgewertet werden.

In STAN wird gegenwärtig die Blattelementtheorie zur Berechnung der Aerodynamik herangezogen. Die Blattelementtheorie ist ein rein zweidimensionales Verfahren. Um wichtige physikalische Eigenschaften wie Instationarität und Dreidimensionalität der Strömung, transsonische Effekte, Einflüsse der Coriolis- und Zentrifugalkräfte sowie des Blattnachlaufs adäquat zu erfassen, wird die Blattelementtheorie durch ein Verfahren zur numerischen Lösung der Euler-Gleichungen ersetzt. Ein solches Verfahren zur reibungsfreien Berechnung der Rotorumströmung steht mit dem am IAG entwickelten Programm INROT zur Verfügung. Das Programm berücksichtigt derzeit nur starre Rotorblätter mit vorgegebener Bewegung und kann die instationären Vorgänge am vorlaufenden Blatt beim Vorwärtsflug zeitecht wiedergeben.

Ziel

Gesamtziel des Vorhabens ist es, durch die gekoppelte Berechnung der Dynamik und Aerodynamik von Drehflüglern ein verbessertes Werkzeug zur Auslegung und Nachrechnung derselben zu schaffen.

Lösungsweg

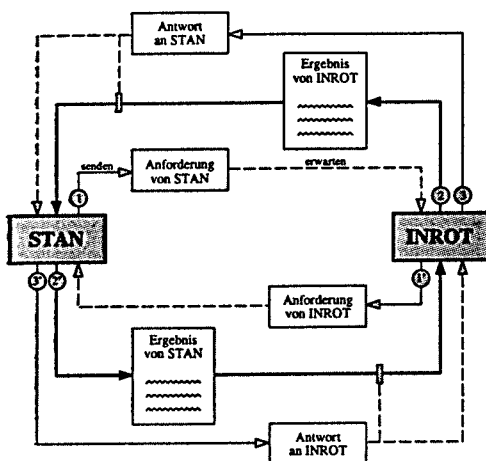
Zur Realisierung des Vorhabens wird zunächst ein vereinfachtes Modell der Blattdynamik mit den Freiheitsgraden elastischer Schlag, Schwenk- und Torsionsbewegung erarbeitet und in STAN implementiert.

Im nächsten Schritt werden geeignete Schnittstellen zwischen STAN und INROT definiert und programmtechnisch umgesetzt. Über diese Schnittstellen werden die beiden Programmsysteme gekoppelt. Die Koppelschnittstellen sollten modular aufgebaut sein, um auch in Zukunft eine möglichst freie Wahl der Berechnungsmethode der Blattaerodynamik zu ermöglichen.

Aus Gründen der Rechenzeiterparnis wird für die Kopplung in der Entwicklungsphase der Einzelblatt-Euler-Löser mit einem externen Nachlaufmodell versehen.

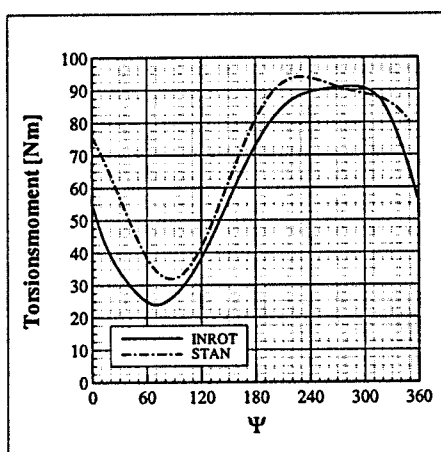
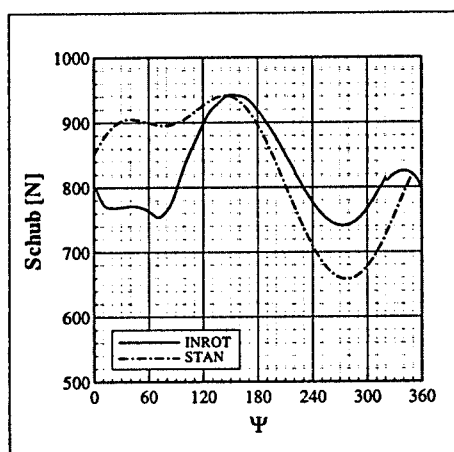
In einem weiteren Schritt kommt der Euler-Löser für Mehrblattrotoren zum Einsatz. Durch die Verwendung überlappender Rechengitter können mehrblättrige Rotoren in beliebiger Bewegung analysiert werden. Der Nachlaufeinfluß ist dabei immanenter Lösungsbestandteil.

Ergebnis



Die Strömung-Struktur-Kopplung erfolgt über sogenannte *Partitioned Procedures*. Jeder Programmteil löst die ihm zugrundeliegenden Erhaltungsgleichungen wie bisher. Die veränderten Randbedingungen werden nun jedoch von dem jeweils anderen Programmcode vorgegeben. In der Abbildung links ist die Programmsynchronisation und der Datenaustausch schematisch dargestellt.

Die untenstehende Abbildung zeigt einen Vergleich der Kraft- und Momentenkurve von INROT und STAN bei einem Hubschrauber im Horizontalflug. Es ist deutlich zu erkennen, daß sich aufgrund der Dreidimensionalität des Strömungsfeldes Unterschiede in den Kurvenverläufen ergeben.



Literatur

Buchtala, B.: *STAN Programmbeschreibung. Theoretische Grundlagen zur Berechnung des Hauptrotors*. Interner Bericht, Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart, August 1996.

Piperno, S., Farhat, C., and Larrouturou, B.: *Partitioned Procedures for the Transient Solution of Coupled Aeroelastic Problems. Part I: Model Problem, Theory and Two-Dimensional Application*. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, vol. 124, no. 1-2, pp 79-112, June 1995.

Stangl, R., Wagner, S.: *Euler Method to Calculate the Flow around a Helicopter Using a Chimera Technique*. 52nd American Helicopter Society Forum, pp 453-462, Washington D.C. 1996.

Weiteres Vorgehen

- Untersuchungen zur Konvergenz des vollgekoppelten Rechenverfahrens
- Erweiterung des Verfahrens auf Mehrblattrotoren
- Vergleich der aerodynamischen Modelle Einzelblatt- und Mehrblatt-Euler-Löser

Mitteilung

**Projektgruppe /
Fachkreis**

Drehflügler und Rotoren

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. Karl-Heinz Hierholz, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution

Institut für Aero- und Gasdynamik (IAG)
Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711 / 685 3435
Telefax: 0711 / 685 3538
hierholz@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner

Thema

Simulation der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung am Hubschrauberrotor

Ausgangssituation

Drehflügler stellen insbesondere im Vorwärtsflug ein komplexes, aerodynamisch-dynamisch gekoppeltes System dar. Diese Wechselwirkung bestimmt maßgeblich die Flugmechanik des Hubschraubers. Bislang verfügbare Simulationsverfahren können das gekoppelte Problem nicht mit ausreichender Genauigkeit beschreiben, da diese entweder in der Aerodynamik oder der Dynamik mit stark vereinfachten Modellen arbeiten.

Ziel

Ziel der Arbeit ist die voll gekoppelte Simulation der Rotordynamik und Aerodynamik eines elastischen Hubschrauberrotors im Vorwärtsflug.

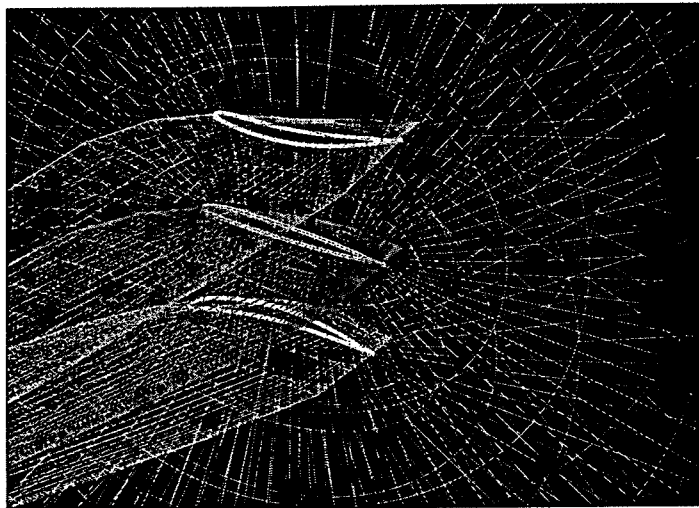
Lösungsweg

Zur Beschreibung der kompressiblen, instationären und transsonischen Strömung um elastische Rotorblätter wird das 3-D Finite-Volumen Euler-Verfahren INROT mit Chimera-Technik mit mehreren strukturdynamischen Modellen unterschiedlicher Modellierungsgenauigkeit gekoppelt. Die Beschreibung der Strömung mit den Euler-Gleichungen und der Strukturbewegung mit den Bewegungsgleichungen erfolgt über einer Formulierung im Zeitbereich. Die Lösung des gekoppelten Problems wird mit einer „staggered procedure“ gefunden, die beiden Felder werden gestaffelt in der Zeit integriert. Nach jedem Zeitschritt werden Verformungen und Geschwindigkeiten aus der Strukturdynamik sowie Oberflächenkräfte aus der Aerodynamik ausgetauscht.

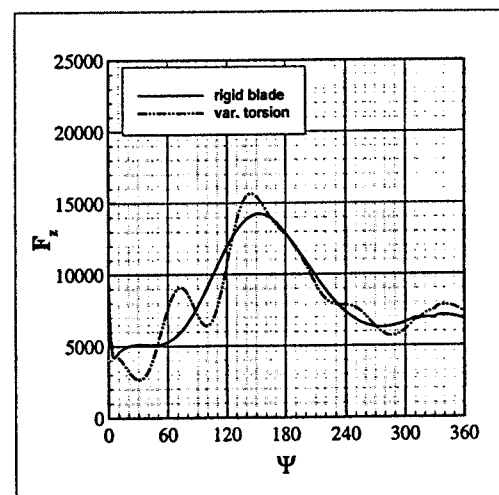
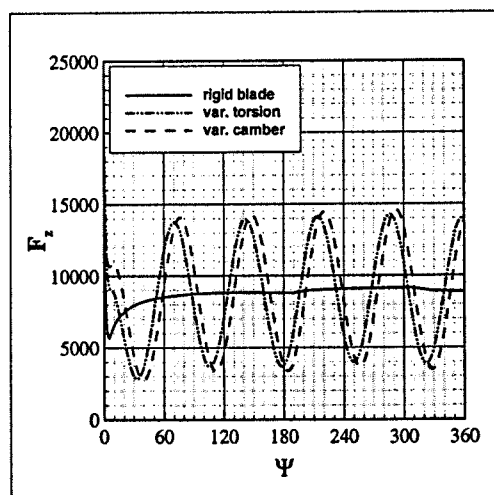
Im ersten Schritt muß das CFD-Verfahren um die Fähigkeit zur Berechnung der instationären Strömung um beliebig bewegte und verformte Rotorblätter erweitert werden. Die sonst übliche Eulersche Beschreibung des Strömungsfeldes ist hier nicht mehr ausreichend, da sich der physikalische Rand des Gebietes bewegt. Eine dynamische Netznachführung und die angepaßte Formulierung der diskretisierten Gleichungen für dynamische Netze wird notwendig. Im nächsten Schritt wird ein geeignetes Modell zur Beschreibung des strukturdynamischen Rotorverhaltens ausgewählt und implementiert. Im dritten Schritt muß die Kopplungsprozedur entwickelt, implementiert und das Gesamtverfahren validiert werden.

Ergebnis

Ein effizienter algebraischer Gitterverformungsalgorithmus zur Berechnung der inneren Gitterpunkte zu jedem Zeitschritt bei vorgegebenen neuen Positionen der Randpunkte wurde entwickelt. Der 3-D Algorithmus ist ausreichend robust und flexibel, um allgemeine und große Verformungen zu bewältigen.



Erste Berechnungen mit vorgegebener Verformung des Rotorblattes für den Schweb- und Vorwärtsflug wurden durchgeführt. Das Diagramm unten links zeigt die z-Komponente der aerodynamischen Gesamtkraft eines Blatt über dem Umlaufwinkel für den Schwebeflug. Im Fall 1 ohne Schlag-, Schwenk- oder elastische Bewegung des Rotorblattes wird eine stationäre Lösung erreicht, Fall 2 stellt denselben Rotor mit einer zusätzlichen Tip-Torsion von $\pm 4^\circ$ in der 5. Harmonischen bei festgehaltener Blattwurzel dar. Im Fall 3 wird statt einer Tip-Torsion eine variable Tip-Profilwölbung von $\pm 3,5\%$ bei festgehaltener Blattwurzel angesetzt. Das Diagramm unten rechts zeigt dieselbe Kraftkomponente für den Hubschrauber im getrimmten Vorwärtsflug und mit einer harmonischen Tip-Torsion von $\pm 4^\circ$.



Literatur

Guruswamy, G.P.; Byun, C.: "Direct coupling of Euler flow equations with plate finite element structures" AIAA Journal, Vol.33 No.2, 1995, pp. 375-377

Piperno, S.: "Two-dimensional Euler aeroelastic simulations with interface matching relaxation", Numerical Methods in engineering 1996, John Wiley & Sons Ltd.

Stangl, R.; Wagner, S.: "Euler Simulation of a Helicopter Configuration in Forward Flight using a Chimera Technique." Presented at the American Helicopter Society 52nd Annual Forum, Washington, D.C, June 1996.

weiteres Vorgehen

Auswahl und Implementierung des strukturdynamischen Modells, Kopplung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis

Ansprechpartner Martin Kuntz

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2447

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Aeroakustische Simulation von Rotoren und Propellern mit Euler/Kirchhoff-Verfahren

Ausgangssituation

Die aeroakustische Simulation von Rotoren und Propellern mit hohen Drehgeschwindigkeiten erfordert die Anwendung von Verfahren, welche die auftretenden nichtlinearen Effekte berücksichtigt. Im Nahfeld kann die Druckstörung direkt mit einem aerodynamischen Navier-Stokes/Euler-Verfahren berechnet werden, die Ausweitung des Rechengebietes bis ins Fernfeld ist jedoch zu aufwendig. Deshalb wird die Nahfeldaerodynamik an das Kirchhoff-Verfahren zur Berechnung der Schallausbreitung zum Fernfeld gekoppelt. Für langsamdrehenden Drehflügler sind die nichtlinearen Effekte vernachlässigbar und die lineare Schallausbreitung wird direkt von der Blattoberfläche aus mit dem Verfahren der linearen akustischen Analogie simuliert.

Ziel

Für die aeroakustische Simulation von Rotoren und Propellern ist ein Konzept zu erstellen, welches verschiedene aerodynamische und akustische Verfahren enthält. Mit diesem Programmsystem soll ein weites Spektrum von Anwendungsfällen berechnet werden und durch Vergleich der Anwendungsbereich der einzelnen Verfahren beurteilt werden.

Lösungsweg

Das Programmkonzept sieht getrennte aerodynamische und akustische Programme mit definierten Schnittstellen vor. Die bisher eingebundenen aerodynamischen Programme FLOWer (Navier-Stokes/Euler) und LBS (Lifting Surface Methode) werden um Output-Module erweitert. Die erzeugten Daten dienen dann als Eingabedaten der verschiedenen akustischen Verfahren, die im Programm APSIM (Acoustic Prediction System based on Integral Methods) zusammengefaßt sind. Zu diesen Verfahren gehört bisher die Methode der linearen akustischen Analogie (Monopol- und Dipollärm, Formulierung nach Farassat I und IA) und der Kirchhoff-Methode mit rotierender und nichtrotierender Integrationsfläche (siehe [1] und [2]). Durch eine modulare Struktur (siehe Abb. 1) ist der Umfang des Programmes reduziert und die Wartbarkeit erheblich erleichtert. Desweiteren ist durch einen einheitlichen Ein- und Ausgabestandard der Vergleich von Ergebnissen bei Nutzung unterschiedlicher Methoden vereinfacht.

Ergebnis

Als Beispiel der aeroakustischen Berechnung des Hochgeschwindigkeitslärms von Hubschrauberrotoren im Vorwärtsflug ist für den AH-1/OLS-Rotor die Drucksignatur für ein Mikrophon in der Rotor-ebene in 3.44 Radien Entfernung gezeigt (siehe Abb. 2). Die aerodynamische Lösung ist mit FLOWer im Euler-Modus erzielt und für die akustische Auswertung ist zum einen die Kirchhoff-Methode mit nichtrotierender Integrationsfläche (Lage bei 1.2 Rotorradien Entfernung) angewendet, zum anderen wurde die Summe von Monopol- und Dipollärm berechnet. Das Ergebnis zeigt, daß bei der Berechnung der Fernfeldakustik das Euler/Kirchhoff-Verfahrens im Gegensatz zur linearen akustischen Analogie die nichtlinearen Effekte im Strömungsfeld berücksichtigt. Dabei ist der numerische Aufwand im Vergleich zur direkten Simulation mit dem Euler-Verfahren erheblich geringer.

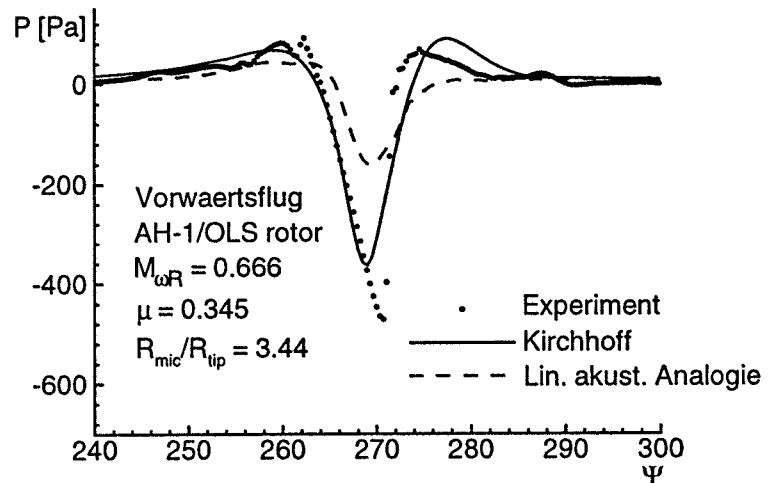
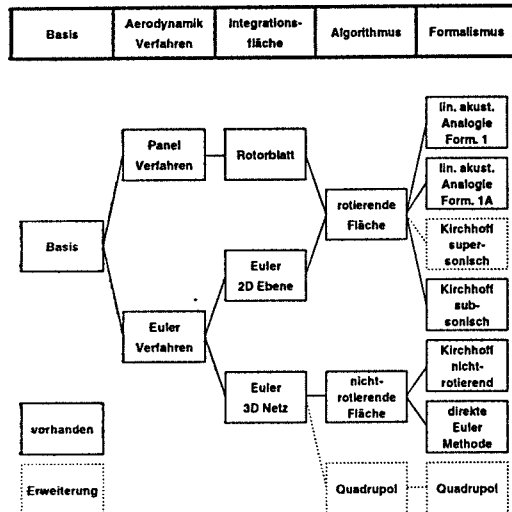


Abb. 1: Struktur des aeroakustischen Programmes APSIM

Abb. 2: Drucksignatur für AH-1/OLS Rotor im Vorwärtsflug, Vergleich Kirchhoff-Verfahren und Verfahren der linearen akustischen Analogie

Literatur

- [1] Kuntz, M., Lohmann, D., Lieser, J., Pahlke, K.: *Comparisons of Rotor Noise Predictions obtained by a Lifting Surface Method and Euler Solutions using Kirchhoff Equation*, CEAS/AIAA 95-136, 1995
- [2] Kuntz, M.: *Rotor Noise Predictions in Hover and Forward Flight Using Different Aeroacoustic Methods*, AIAA 96-1695

Weiteres Vorgehen

Das aeroakustische Programmkonzept ist für Rotoren im Schwebeflug und Vorwärtsflug bereits erfolgreich angewendet. Für die Zukunft ist eine Anwendung und Validierung für Propelleraeroakustik geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Math. K. Pahlke, cand. mach. T. Schwarz

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2443

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Ein zeitgenaues dreidimensionales 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 überlappender Netze.

Ziel:

Entwicklung eines dreidimensionalen Euler-Verfahrens zur Berechnung der instationären Strömungsfelder um Hubschrauberkonfigurationen bestehend aus Hauptrotor und Rumpf im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug, wobei das Wirbelfeld als Teil der Lösung bestimmt wird.

Lösungsweg:

Die Logik des Chimärenverfahrens wurde dahingehend erweitert, daß allgemeinere Netzsysteme behandelt werden können (beliebige Überlappung einer beliebigen Anzahl von Generationen). Durch die Einführung eines impliziten Zeitschrittverfahrens (Dual-Time-Stepping) ([1.], [2.]) wurden die Voraussetzungen dafür geschaffen, auch feine Netze mit vertretbarem Rechenaufwand verwenden zu können [3].

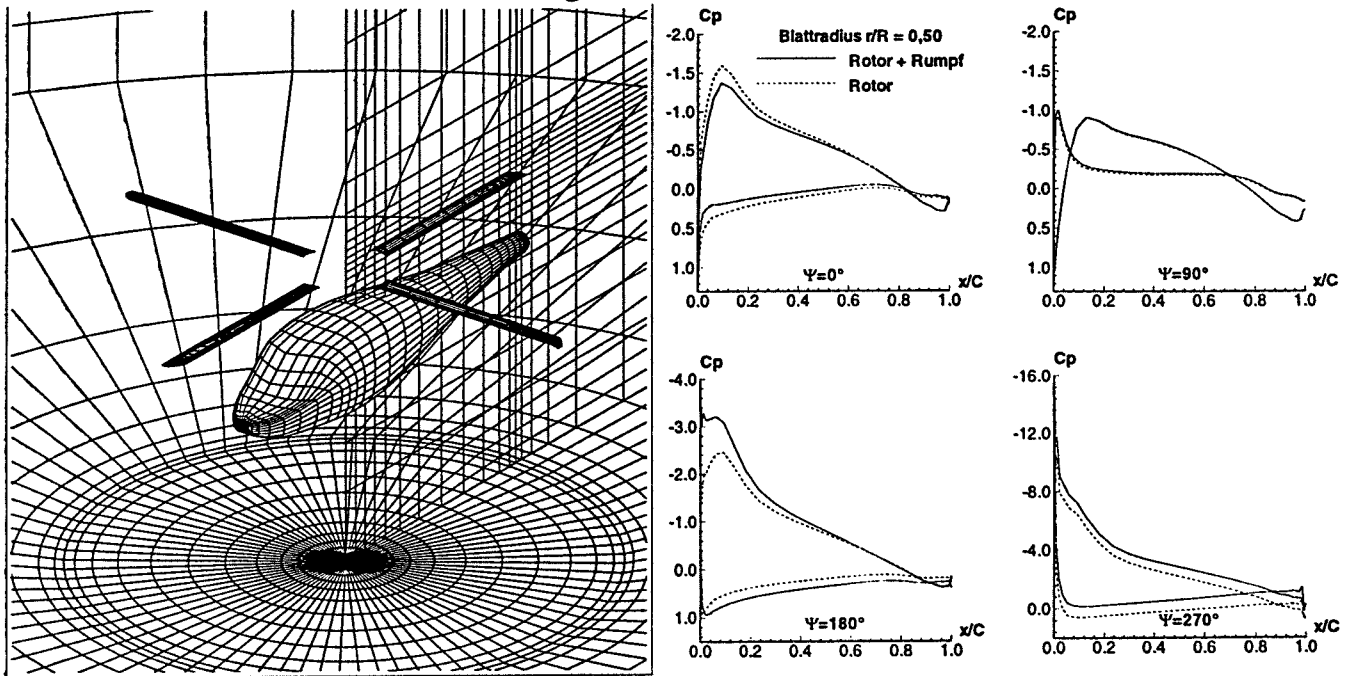
Ergebnis:

Es sollte zunächst gezeigt werden, daß mit dem somit vorliegenden Verfahren Rotor-Rumpf-Umströmungen instationär berechnet werden können. Deshalb wurde ein Testfall ausgewählt, dessen Rotor schon einmal als isolierter Rotor mit demselben Verfahren berechnet wurde. Als Rumpf wurde eine Geometrie gewählt, die dem Rumpf des Dauphin-Hubschraubers ähnelt, weil dieser Rumpf eine einfache Umströmung erwarten ließ. Für die Rotor-Rumpf-Berechnung wurde die Trimmung des isolierten Rotors unverändert übernommen. Dadurch werden Einflüsse durch eine unterschiedliche Trimmung ausgeschlossen.

Es wurde ein algebraisches Hintergrundnetz mit $80 \times 40 \times 60$ Zellen erzeugt, welches die gesamte Konfiguration enthält. Um die Rotorblätter wurden algebraische quasi-zweidimensionale Kindnetze mit $56 \times 18 \times 37$ Zellen erzeugt, die in das Hintergrundnetz eingebettet wurden. Das Rumpfnetz besteht aus drei Blöcken ($16 \times 9 \times 16$, $64 \times 9 \times 16$ und $16 \times 9 \times 16$ Zellen). Dieses Netz wurde ebenfalls in das Hintergrundnetz eingebettet. In der linken Bildhälfte sieht man das Hintergrundnetz und die Oberflächennetze für den Rumpf und die Blätter. Die rechte Bildhälfte zeigt Druckverteilungen bei $r/R=0.50$ für die Rechnung mit und ohne Rumpf für 4 azimuthale Positionen. Der Einfluß des Rumpfes ist deutlich

zu erkennen ($\psi = 0^\circ, 180^\circ, 270^\circ$). Für das vorlaufende Blatt $\psi = 90^\circ$ ist der Einfluß erwartungsge-
 maß klein, weil sich hier die Geschwindigkeiten aufgrund der Rotation und der Fluggeschwindigkeit zu
 recht großen Werten addieren. Die zusätzlichen induzierten Geschwindigkeiten durch den Rumpf sind
 hier relativ klein und deshalb ohne größeren Einfluß. Den deutlichsten Effekt sieht man für $\psi = 180^\circ$.
 Hier ergibt sich eine Erhöhung des effektiven Anstellwinkels, wie man sie auch aus experimentellen
 Untersuchungen kennt [4].

7AD Modell Rotor im Vorwärtsflug mit Auftrieb:



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

Literatur:

- 1) Jameson, A. 'Time dependent calculation using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings.' AIAA-Paper 91-1596, 1991.
- 2) Heinrich, R.; Pahlke, K.; Bleecke, H. 'A Three Dimensional Dual-Time Stepping Method for the Solution of the Unsteady Navier-Stokes Equations.' Royal Aeronautical Society, Unsteady Aerodynamics, 17 - 18 July 1996, London UK, Paper No. 5, 12 pages.
- 3) Boniface, J.-C. ; Pahlke, K. 'Calculations of Multibladed Rotors in Forward Flight Using 3-D Euler Methods of DLR and ONERA.' 22nd European Rotorcraft Forum, Paper 58, Brighton, UK, 17.-19. September, 1996.
- 4) Beaumier, P.; Costes, M.; Gavériaux, R. 'Comparison between FP3D Full Potential Calculations and S1 Modane Wind tunnel Test Results on Advanced Fully Instrumented Rotors.' 19th European Rotorcraft Forum, Cernobbio, Como, Italy, 1993.

weiteres Vorgehen:

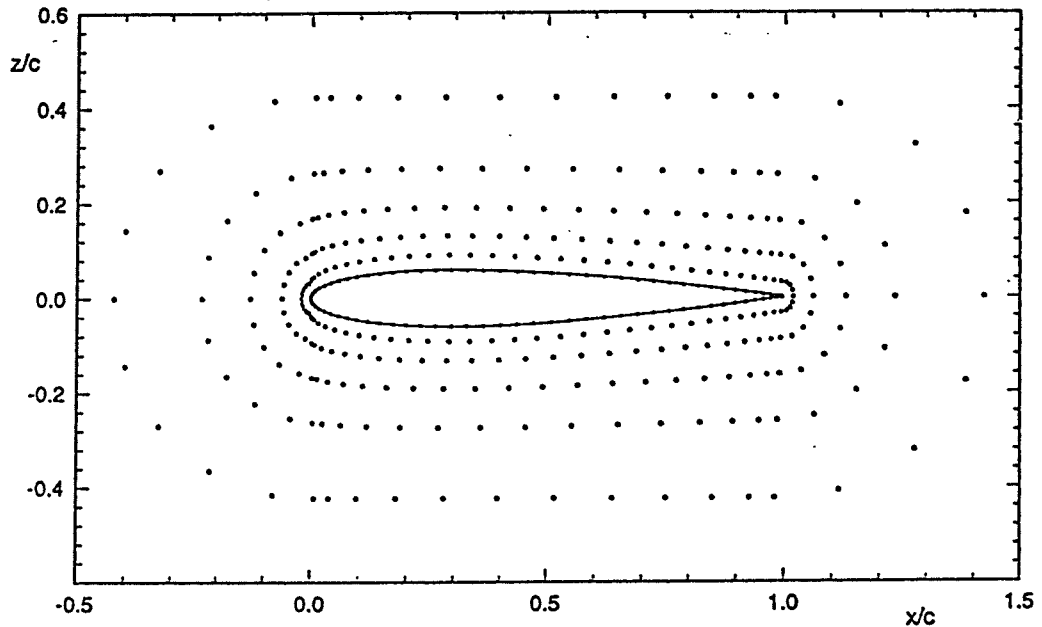
Die Behandlung der Chimären-Ränder ist derart zu formulieren, daß die Konservativität des Verfahrens auch über diese Ränder hinweg erhalten bleibt. Der Chimären-Algorithmus soll auf reibungsbehaftete Strömungen angewendet werden.

Mitteilung

Projektgruppe	Rotoraerodynamik und Aeroakustik		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. B. Uhl, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Fon Fax E-mail	0711/685-3443 0711/685-3438 uhl@iag.uni-stuttgart.de
Partner			
Thema	Verwendung der Dual-Reciprocity-Methode zur Berechnung kompressibler Rotorumströmungen		
Ausgangssituation	Panel-Methoden stellen schnelle und einfache Werkzeuge im Frühstadium des aerodynamischen Entwurfsprozesses dar. Sie geben detaillierte Informationen über die Druck- und Geschwindigkeitsverteilung einer inkompressiblen, anliegenden Strömung. Das Strömungsfeld wird dabei als inkompressibel und reibungsfrei betrachtet. Es wird mathematisch durch die Laplace-Gleichung des Geschwindigkeitspotentials beschrieben, und die äquivalente Integralgleichung ermöglicht die Berechnung allein durch eine Oberflächendiskretisierung des umströmten Körpers. Die Panel-Methoden wurden in den letzten Jahren derart erweitert, daß auch nichtlineare Effekte in der vollständigen Potentialgleichung berücksichtigt werden können. Um nichtlineare Problem zu lösen, wird die Potentialgleichung als Poisson-Gleichung angeschrieben, mit einem nichtlinearen Quellterm auf der rechten Seite. Die entsprechende Integralgleichung enthält nun aber zusätzlich zu den Oberflächenintegralen ein Volumenintegral, welches durch diskrete Feldquellen im Raum berechnet werden muß [1].		
Ziel	Im Vergleich zu linearen Panelverfahren steigt der Rechenaufwand aufgrund der Feldintegration drastisch an. Durch Verwendung der Dual-Reciprocity-Methode [2] kann das Volumenintegral jedoch auf Oberflächenintegrale zurückgeführt werden. Dadurch entfällt die Raumdiskretisierung und der Hauptvorteil der Randelementverfahren, die Dimensionsreduzierung, bleibt bestehen. Ziel der Arbeit ist es, die Dual-Reciprocity-Methode, wie sie von Theurer [3,4] für die Profilmströmung angewendet wurde, auf dreidimensionale Strömungen zu erweitern.		
Lösungsweg	Die Dual-Reciprocity-Methode stellt eine Verallgemeinerung des Superpositionsprinzips von homogener Lösung und Partikularlösung dar, wobei die Partikularlösung der Poisson-Gleichung durch eine Reihe von Partikularlösungen, in diskreten Punkten, approximiert wird. Die Partikularlösungen sind durch Interpolationsfunktionen gegeben. Summiert über sämtliche Partikularlösungen stellen sie eine Approximation des Quellterms der Poissongleichung dar. Wendet man das Dual-Reciprocity-Verfahren auf den so approximierten Quellterm an, läßt sich das damit verbundene Volumenintegral auf entsprechende Oberflächenintegrale zurückführen.		

Ergebnis

Eine Erweiterung von 2-D auf 3-D ist in Arbeit. Das Verfahren hängt wesentlich von der Wahl einer geeigneten Interpolationsfunktion ab. Da die Dual-Reciprocity-Methode bisher ausschließlich im Zweidimensionalen und für begrenzte Integrationsgebiete angewendet wurde, lassen sich die verwendeten Interpolationsfunktionen in den dreidimensionalen Fall nicht übernehmen. Zur Zeit laufen intensive Untersuchungen zur Wahl dieser Interpolationsfunktionen.



Diskrete Punktverteilung im Raum

Literatur

- [1] Röttgerman A.: *Eine Methode zur Berücksichtigung kompressibler und transsonischer Effekte in Randelementverfahren*, Dissertation, Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Stuttgart, 1994
- [2] Partridge, P.W., Brebbia, C.A. und Wrobel, L.C.: *The Dual Reciprocity Boundary Element Method*, Computational Mechanics Publications, Southampton, Boston, 1992
- [3] Theurer, R. und Wagner, S.: *Inviscid Transonic Flow Computation Using the Dual Reciprocity Method*, Boundary Element Technology XI, ed: Ertekin, Brebbia, Tanaka and Shaw, Computational Mechanics Publications, Southampton, 1996
- [4] Theurer R.: *Ein erweitertes Randelementverfahren zur Berücksichtigung nichtlinearer Effekte in der Aerodynamik*, Dissertation, Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Stuttgart, 1997

weiteres Vorgehen

- Anwendung des Verfahrens auf translatorische Tragflächenumströmung.
- Erweiterung für rotatorische Strömungsfälle.
- Einbau von künstlicher Viskosität zur Untersuchung transsonischer Strömungen

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler und Rotoren

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

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

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

weitere Partner: Universität Stuttgart
Institut für Statik und Dynamik der Luft- und Raumfahrtkonstruktionen
Institut für Flugzeugbau

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

Ausgangssituation:

Mit dem Icare 2 wurde das erste eigenstartfähige, menschtragende Solarflugzeug von der Fakultät Luft- u. Raumfahrttechnik der Uni Stuttgart entwickelt und gebaut. Dieses praxistaugliche Solarflugzeug erhielt beim Berblinger Wettbewerb der Stadt Ulm 1996 den ersten Preis. Um einen guten Propellerwirkungsgrad zu erreichen, wurde ein möglichst großer und niedrig belasteter Propeller entworfen, so daß das Antriebssystem von Icare 2 im Heck des Flugzeugs integriert werden mußte. Bei dem Motor handelt es sich um einen speziell entwickelten Synchronmotor, welcher von zwei Wechselrichtern gespeist wird. Der Propeller wurde mit einem Verfahren auf Basis der Blattelement-Theorie entworfen /1/.

Die Untersuchungen der Propeller-Leitwerk-Kombination werden am Böenwindkanal des IAG durchgeführt. Die Abmessungen und Anströmgeschwindigkeiten des Böenwindkanals ermöglichen eine Vermessung des Antriebssystems in Originalgröße in den Auslegungspunkten von Icare 2.

Ziel:

Da über Propeller-Leitwerk-Interferenzen nur sehr wenig Literatur bekannt ist, sollen bei dieser Arbeit die Auswirkung der Leitwerksumströmung auf die Leistungsdaten und den Wirkungsgrad des Propellers untersucht werden und mit den Auslegungsrechnungen verglichen werden. Ebenso soll der Einfluß des Propellers auf die Leitwerksumströmung, speziell auf die instationäre Anstellwinkeländerung des Höhenleitwerks, welche vorab in /2/ berechnet wurde, verifiziert werden.

Aufgrund des völlig neuen Antriebssystems und der bei den Prüfstandsversuchen im Windkanal erstmals eingesetzten Verstellnabe sollen neben den aerodynamischen Erkenntnissen auch Betriebserfahrungen mit dem Antrieb gesammelt werden.

Lösungsweg:

Für die Vermessung des Icare 2-Antriebs wurde ein Prüfstand konstruiert, welcher aus einem Seitenleitwerk und der Aufnahme für das im Leitwerk integrierte Antriebssystem besteht. Desweiteren ist es möglich, das Höhenleitwerk des Solarflugzeuges am Prüfstand zu befestigen. Das Drehmoment und die Schubkraft werden mit Hilfe von Dehnungsmeßstreifen bestimmt, welche auf den Speichen eines Meßrades aufgebracht sind. Das Meßrad stellt die

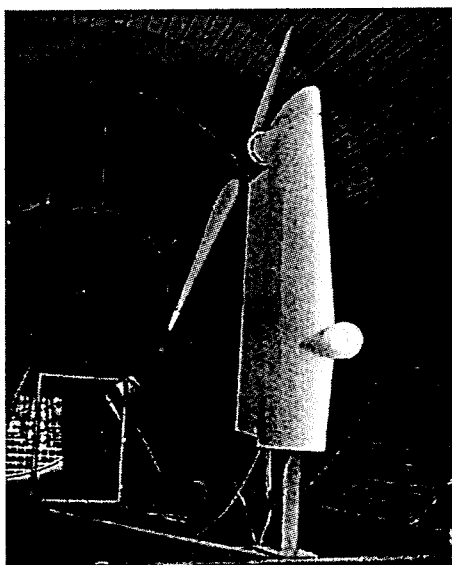
Verbindung zwischen dem rotierenden und dem festen System dar. Aus dem Drehmoment und der Drehzahl kann die Wellenleistung, aus dem Propellerschub und der Anströmgeschwindigkeit die Strahlleistung berechnet werden. Um die elektrische Eingangsleistung des Antriebs zu bestimmen, werden die an den Wechselrichtern anliegende Spannung und der von ihnen aufgenommene Strom gemessen. Sämtliche Meßwerte werden zeitgleich mit einem PC erfaßt und ausgewertet.

Um den Einfluß des Leitwerknachlaufs auf den Propellerwirkungsgrad zu ermitteln, sollen die Messungen sowohl mit als auch ohne Höhenleitwerk durchgeführt werden. Gleichzeitig werden Schub und Drehmoment instationär gemessen.

Der Einfluß des im Heck integrierten Propellers auf die Leitwerksumströmung soll mit Methoden der Strömungssichtbarmachung visualisiert werden.

Ergebnis:

Erste Messungen haben die angestrebten Motorwirkungsgrade (Wirkungsgrad von Wechselrichter und Motor) von bis zu 92% bestätigt. Bei diesen Messungen, welche im Standfall (Anströmgeschwindigkeit $u=0$) durchgeführt wurden, sind die gemessenen Werte für den Standschub rund 5% größer als in /1/ berechnet, die gemessenen Wellenleistungen sind dagegen um 10-12% größer. Mit diesen ersten Erkenntnissen ist ein etwas schlechterer Propellerwirkungsgrad zu erwarten.



Literatur:

- /1/ J.Arnold: "Entwurf des Propellers für ein bemanntes Solarflugzeug", Diplomarbeit IAG (1995)
- /2/ D.Leinhos: "Programmierung eines Propellermoduls zur Untersuchung der Leitwerksumströmung unter Einfluß eines Heckpropellers", Studienarbeit, IAG (1995)

Weiteres Vorgehen:

Aufnahme und Auswertung der Meßdaten für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten und Blattanstellwinkel, instationäre Messungen von Drehmoment und Schub, Sichtbarmachung der Leitwerksumströmung mit Wollfäden

Datum: 15.05.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügler und Rotoren

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

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG)
Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Tel 0711/685-3423
Fax 0711/685-3438
E-mail zerle@iag.uni-stuttgart.de

Thema Anwendung des Prinzips retardierter Potentiale
in der Rotor aerodynamik

Ausgangssituation

Zur Berechnung komplexer Rotorströmungen wird am Institut ein Wirbelgitterverfahren mit schrittweiser, freier Nachlauferzeugung weiterentwickelt. Prinzipiell handelt es sich dabei um ein Panelverfahren mit einer Quell- und Dipolbelegung auf den Rotorblättern endlicher Dicke und einer reinen Dipolbelegung auf den sich im Strömungsfeld frei bewegenden Nachlaufwirbelschichten. Dieses Verfahren wurde in letzter Zeit zur Berechnung von Blatt- Nachlaufwirbelinterferenz, sogenannter 'starker' BVI weiterentwickelt. Besonders in manchen Sinkflugsituationen (z.B. 6° Sinkflugpfad) kommt es zu direkten Kontakten zwischen den Rotorblättern und den Wirbelkernen der Blatt nachläufe. Dies ist mit erheblicher Lärm- und Vibrationserzeugung verbunden und ist somit ein wesentliches Forschungsgebiet.

Die Berücksichtigung der begrenzten Schall- und Informationsausbreitungsgeschwindigkeit im gesamten Strömungsfeld, durch das Prinzip der 'Retardierten Potentiale' in Verbindung mit der Berechnung frei entwickelter Nachlaufwirbel, liefert wichtige Aufschlüsse über die Zusammensetzung der an einem Beobachtungspunkt im Raum wahrgenommenen Druck- und Schalldruckverläufe.

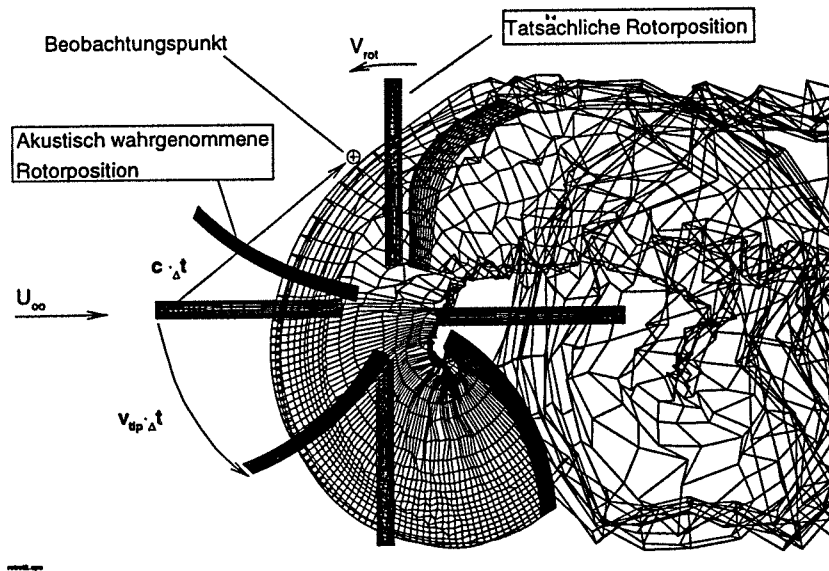
Ziel

Untersuchung der Mitwirkung einzelner Rotorblätter eines Mehrblattrotors bei der Entstehung von BVI - Lärm. Darstellung der an einem Beobachtungspunkt im Raum zu einem bestimmten Zeitpunkt akustisch wahrgenommenen Rotorposition und deren Lage bezüglich der Nachlaufwirbel.

Lösungsweg

Im hier angewandten Wirbelgitterverfahren wird der Gesamttrotor schrittweise weiter bewegt und erzeugt an den Blatthinterkanten (KUTTA - Bedingung) zu jedem Zeitschritt eine neue Nachlaufreihe, welche mit der bilanzierten Dipolstärke der Blatthinterkantenpanels belegt wird. Speichert man nun zu jedem Zeitschritt die geometrische Position der Panelknotenpunkte zusammen mit dem aktuellen Zeitpunkt im luftfesten Koordinatensystem, so läßt sich z.B. im Nachbereiter (Postprocessing) der Weg - Zeitverlauf eines jeden Knotenpunktes der panelierten Blattoberfläche zu jedem Zeitpunkt rekonstruieren. Anhand dieses Weg - Zeitverlaufes eines vorgegeben Auswertepunktes (geometrischer Ort) und einer gegebenen Auswertezeit kann nun unter Berücksichtigung der Schalllaufzeit die individuelle 'Sendeposition' eines jeden Paneleckpunktes

Ergebnis



Literatur

Weiteres Vorgehen

95

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rumpfe Meßtechnik	
Ansprechpartner	Dr. S. Adam, Dr. F.-R. Grosche	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2277 Telefax 0551 / 709-2829
weitere Partner	Dr. K.-A. Bütefisch, DLR Göttingen DASA LM, Ottobrunn	

Thema

Luftdatensystem für hohe Anstellwinkel (AADS - Advanced Air Data System)

Ausgangssituation

Die Bestimmung der Luftdaten während des Fluges stellt insbesondere bei hohen Anstell- oder Schiebewinkeln ein großes Problem dar, für das bislang keine befriedigenden Lösungen existieren. Die Umströmung von rumpfähnlichen Körpern ist bei hohen Anstellwinkeln von großräumigen Ablösegebieten gekennzeichnet, die mit zunehmendem Anstellwinkel zunächst stationär symmetrisch, stationär unsymmetrisch und schließlich instationär unsymmetrisch sind. Für technisch relevante Reynoldszahlen handelt es sich hierbei in der Regel um turbulente Strömungen, die aufgrund der instationären Ablösungen starke Druckschwankungen an den umströmten Oberflächen verursachen. Für die Ausbildung der unterschiedlichen Wirbelsysteme im Ablösegebiet ist neben den Anströmdaten (Anstellwinkel, Reynolds-, Machzahl) die Geometrie unmittelbar an der Nase sehr wesentlich.

Ziel

Im Rahmen des AADS-Projektes (AADS: Advanced Air Data System) werden in Zusammenarbeit mit der Fa. DASA die Möglichkeiten für ein fortschrittliches Luftdatensystem für hohe Anstellwinkel untersucht, bei dem aus lokalen Werten des statischen Drucks an der umströmten Rumpfspitze und mit Hilfe spezieller Algorithmen die Anströmdaten bestimmt werden.

Parallel dazu werden innerhalb der DLR Göttingen in Zusammenarbeit mit der Fa. DASA grundlegende Arbeiten zu einem optischen System (Optical ADS) durchgeführt.

Hinsichtlich AADS werden verschiedene Konzepte eines auf Druckbohrungen an der Flugzeugnase basierenden Systems untersucht. Ziel ist es, aus einer möglichst geringen Anzahl von Druckbohrungen an einer geeigneten Sonde - auch bei extremen Flugmanövern - alle relevanten Anströmdaten am Flugzeug eindeutig und genau zu bestimmen. Hierzu sind zum einen die Form der Sonde - mit oder ohne Strakes - und zum anderen die Positionierung und Anzahl der Druckbohrungen im Hinblick auf die verwendeten Algorithmen zu optimieren.

Darüber hinaus sollen bezüglich der Steuerung der Rumpf-Wirbelsysteme bei hohen Anstellwinkeln die Mechanismen untersucht werden, die zur Ausbildung der unterschiedlichen Wirbelkonfigurationen führen. Hierbei soll insbesondere die Möglichkeit zur kontrollierten Beeinflussung der Vorkörperwirbel durch Strakes betrachtet werden.

Lösungsweg

In Experimenten werden die unterschiedlichen Effekte der verschiedenen Einflußparameter an Sonden betrachtet, mit denen ein AADS realisiert werden kann, zum anderen an generischen Konfigurationen, mit denen detailliert einzelne Effekte wie der Einfluß von Strakes und der Geometrie auf das Ablöseverhalten und die Dynamik der entstehenden Wirbelsysteme untersucht werden.

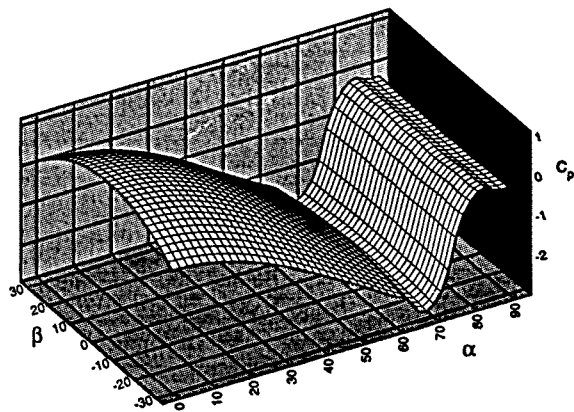
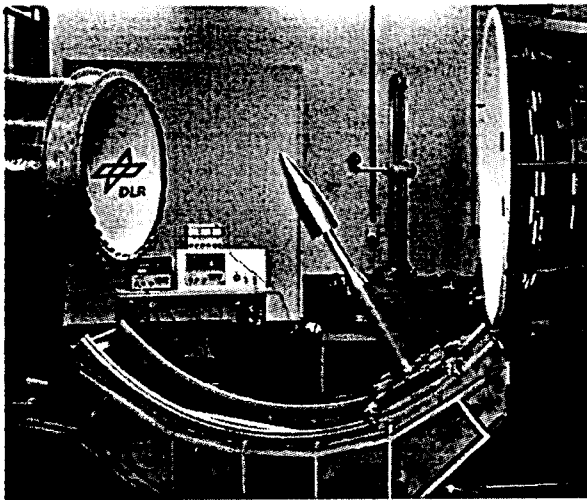


Bild 1: AADS-Paraboloidsonde im 1-Meter-Niedergeschwindigkeits-Windkanal Göttingen (1MG) bei Anstellwinkel $\alpha = 60^\circ$ (links); c_p -Verlauf der Druckbohrung an der Nase der Sonde über dem Anstell- und Schiebewinkel α , β (rechts).

Der Einfluß von Störungen in Windkanalexperimenten und die hohe Sensitivität der abgelösten Strömungsgebiete gegenüber kleinen Änderungen der Randbedingungen machen es sinnvoll, auch numerische Untersuchungen durchzuführen.

Ergebnis

Die bisherigen Arbeiten beschäftigten sich im wesentlichen mit experimentellen Untersuchungen. Hierzu wurden zunächst im 1MG (1-Meter-Windkanal Göttingen) umfangreiche Untersuchungen durchgeführt, bei denen für zwei unterschiedliche Sonden systematisch Anstell- und Schiebewinkel sowie die Reynoldszahl variiert und stationäre und dynamische Druckdaten aufgenommen wurden. Diese Daten dienen als Grundlage zur Auswahl von geeigneten Druckbohrungen sowie für die Entwicklung von Algorithmen, mit denen aus den Druckdaten die Luftdaten bestimmt werden.

Bild 1 zeigt den typischen Verlauf des gemittelten c_p -Wertes einer Bohrung an der Nase einer Paraboloidsonde bei unterschiedlichen Anstell- und Schiebewinkeln. Mit wachsendem Anstellwinkel α kommt es zunächst zu einem kontinuierlichen Absinken von c_p , dann jedoch, bei etwa 60° aufgrund einer grundlegenden Änderung des Strömungsfeldes (Ausbildung eines impulsarmen Totwassergebietes hinter der Sonde) zu einem rapiden Anstieg, hinter dem ein nahezu konstantes Druckniveau erreicht wird.

Die anschließenden Untersuchungen im TWG konzentrierten sich auf die Erfassung stationärer Druckwerte bei 5 verschiedenen Machzahlen zwischen $M=0.5$ und 1.2 für eine Sonde mit Strakes. Mit den Strakes wird angestrebt, definierte Ablöselinien zu erhalten, um somit einerseits Differenzdrücke an den Strakes zur Bestimmung der Luftdaten zu verwenden und andererseits das sich an einem Flugzeugrumpf ausbildende Wirbelsystem zu kontrollieren und somit im Flug zusätzlich die Gierstabilität bei hohen Anstellwinkeln zu gewährleisten. Im TWG wurden vorwiegend Kompressibilitätseffekte auf die Druckwerte untersucht, wobei gezeigt werden konnte, daß sich keine grundlegenden Änderungen der ermittelten Druckverläufe in Abhängigkeit der Anströmwinkel ergeben.

Literatur

Rom, J.:
High Angle of Attack Aerodynamics, Springer-Verlag, New York, 1992.

weiteres Vorgehen

In Fortsetzung der erzielten Resultate sind 1997 Experimente zum dynamischen Verhalten bei schwingender Sonde im NWB (Niedergeschwindigkeits-Windkanal Braunschweig) geplant, bei denen die instationären Drucksignale der Bohrungen aufgezeichnet werden. Weiterhin sind, ausgehend von den vorliegenden Daten, experimentelle und numerische Untersuchungen an generischen Geometrien zum Ablöseverhalten nahe der Nase und dessen Beeinflussung durch Strakes geplant, um eine Optimierung der Sensorform zu erreichen.

Mitteilung

Projektgruppe	Stumpfe Körper / Rümpfe
Ansprechpartner	Dr. Jochen Brechling
Institution	Technische Universität Dresden; Inst. Strömungsmechanik Niedergeschwindigkeitswindkanal 01062 Dresden, Tel./Fax (0351) 4579 258 / 298

Thema

Windkanalmessung instationärer Bugdruckwellen um Lokomotivköpfe

Ausgangssituation

Das durch Fahrzeuge während der Fahrt aufgebaute Druckfeld ist zumindest für hohe Geschwindigkeiten ein wichtiges Gestaltungskriterium für die äußere Karosserieform. Besonders beim Entwurf von Triebwagen und Lokomotiven wird mittels Windkanalversuchen versucht, die Kopfform zu optimieren.

Die gebräuchlichen Windkanalaufbauten liefern entweder das Druckfeld in einer durch andere Hindernisse unbeeinflussten Umströmung - Messung des Drucks meist mittels einer Fünfloch-Kegelsonde - oder die Druckverteilung auf einer parallel angeordneten Seitenwand großer Länge. Beide Aufbauten entsprechen einer quasistationären Originalströmung und erfassen die instationären Besonderheiten z.B. der Begegnung zweier Züge nicht.

Ziel

Der Versuchsaufbau soll die unmittelbare Messung der instationären Druckverläufe im Windkanal gestatten.

Lösungsweg

In der Windkanalmeßstrecke wird neben dem Modell - Arbeitsmodell einer Elektrolokomotive im Maßstab 1:20, 150 mm breit, 220 hoch, 900 lang - ein um eine Achse rotierender Meßflügel angeordnet, der in seiner unteren Stellung als räumlich begrenztes Hindernis wirkt. Der Meßflügel bzw. dessen Achse wird durch einen drehzahlregelbaren Getriebemotor angetrieben. Die Drehzahl kann stufenlos bis 3.5 Umdrehungen / Sekunde eingestellt werden. Bei einem Radius bis Mitte Meßflügel = 1.08m ist die max. Umfangsgeschwindigkeit $u = 24 \text{ m/s}$. Der seitliche Abstand zwischen Modellseitenwand und Flügel wurde auf 25 mm eingestellt¹. Zur Darstellung der Druckverläufe wird die Winkelstellung des Meßflügels verwendet ($\varphi = 0$ senkrecht nach unten, Mitte Meßflügel dann vor vorderstem Punkt des Modells).

Ergebnis

Die instationären Messungen beschränkten sich auf die Druckverteilung auf der Modelloberfläche (für Druckmessungen im rotierenden System fehlte die Ausrüstung). Dafür waren 4 Bohrungen angebracht. Die zugehörigen Drucksensoren (PEWATRON) wurden mit kurzen - 120 mm - Schläuchen im Modell angeordnet, da eine hohe zeitliche Auflösung - angestrebt wurde 1 ms - gefordert werden muß. Die Bohrung 1 lag auf der Mitte des Übergangs Vorderfront - Seitenwand, die anderen Bohrungen ca. 20, 35, 55 mm weiter stromab. Alle in den Bildern gezeigten Druckverläufe sind auf den Zuströmstaudruck bezogen.

Die Funktionen $p_i(\varphi)$ für den stationären Fall zeigt Bild 1. Es ist zu sehen, daß bei Stellungen des Meßflügels weit entfernt vom Modell ($\varphi < -30^\circ$, $\varphi > 30^\circ$) bei Bohrung 1 der Unter-

¹Um ein großes und leicht auswertbares Meßsignal zu erhalten; Dem realen Eisenbahnbetrieb entspricht ein größerer Abstand.

druck am größten ist und stromab kleiner wird. Die Anwesenheit des Meßflügels staut die Strömung auf, der Unterdruck wird erheblich kleiner. Die Vorder- und die Hinterkante unmittelbar neben einer Meßstelle ergibt eine zusätzliche Druckerhöhung.

Eine instationäre Druckaufnahme zeigt Bild 2. Es ist zu erkennen, daß sich der Verlauf grundsätzlich ändert. Der langsame Druckanstieg verschwindet, vielmehr beginnt die Schwankung mit einem Druckabfall. Die instationäre Funktion $p_4(\varphi)$ hat einen vollständig anderen Verlauf. Die Funktion $p_1(\varphi)$ wurde für einige u aufgenommen (Bild 3). Von diesen entspricht nur diejenige für u = Zuströmgeschwindigkeit der Realität 'Vorbeifahrt an stehendem Hindernis'. Es ist zu erkennen, daß der Anstieg des Drucks mit steigendem u immer später einsetzt und der Gradient $\partial p / \partial \varphi$ immer größer wird.

Zusammenfassend sei festgestellt, daß mit dem vorgestellten Aufbau die instationären Effekte sehr deutlich gemessen werden können. Zukünftig soll der Versuchsstand auf die Messung der Druckverteilung auf dem rotierenden Flügel erweitert werden.

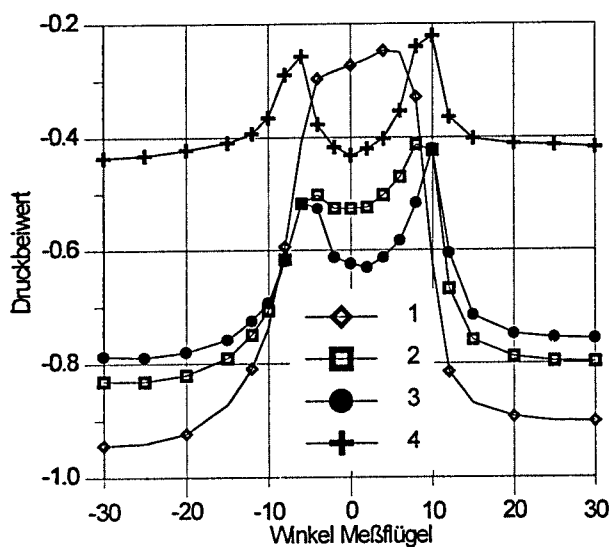


Bild 1; Stationär, $c=22.5$ m/s, $u=0$

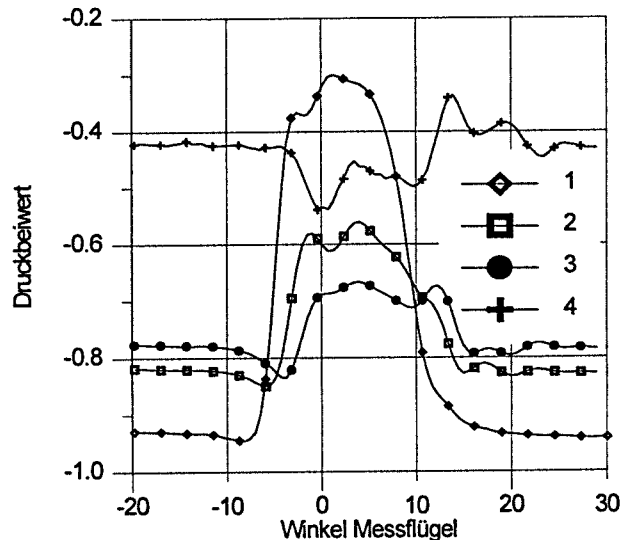


Bild 2; Instationär, $c=22.5$ m/s, $u=20.6$ m/s

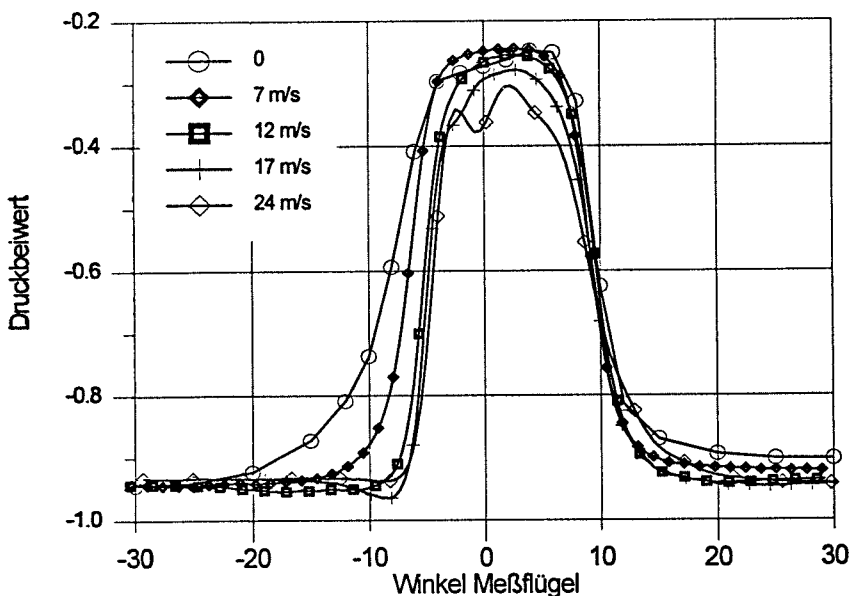


Bild 3; Druckverlauf für $c=22.5$ m/s, Parameter u

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Frank Boller

Institution: Bodenseewerk Gerätetechnik GmbH

Adresse: Alte Nussdorferstr.
88662 Überlingen

Telefon: 07551/89-6999
Telefax: 07551/89-2351
e-mail: boller@fk.bgt.de

weitere Partner: ICEM Technologies
Dr.-Ing. Reimund Steberl
Hannover

Telefon: 0511/9848-819
Telefax: 0511/9848-810

Thema: Hybride Netze für CFD-Rechnungen

Ausgangssituation: Mit der seit Anfang 1997 vorhandenen Programmversion 4.1.5 des CFD-Codes Rampant können auf hybriden Netzen sowohl Navier Stokes- als auch Euler-Lösungen erzielt werden. Unter hybriden Netzen sind für zweidimensionalen Berechnungen die Kombination aus Dreiecks- und Vierecks-Zell-Elementen zu verstehen. Für dreidimensionale Berechnungen können Tetraeder, Hexaeder, Prismen und Pyramiden miteinander kombiniert werden (Abb. 1). Hybride Netze, bestehend aus Tetraederrzellen und Prismen (in Wandnähe), können zum gegenwärtigen Zeitpunkt schon mit dem kommerziellen Gittergenerator ICEM CFD erzeugt werden.

Ziel: Flugkörper stellen aufgrund ihrer komplexen Oberflächengeometrie mit z.B.: Wirbelgeneratoren, Hauptflügeln, Leitwerken, Triebwerkseinläufen, Kabelkanälen, Verbindungssteckern und Befestigungshaken eine mit blockstrukturierten Gittern äußerst schwierig zu vernetzende Konfigurationen dar. Insbesondere ist z.B. die Blockanbindung der Befestigungshaken eine große Herausforderung mit entsprechendem Arbeitszeitaufwand. Das Ziel sollte daher sein, die Netzgenerierung durch ein hybrides Netz mittels Kombination aus allen Zelltypen ohne evtl. Einbußen bei der Ergebnislösungsgüte zu vereinfachen und zu beschleunigen. Für die Berechnung der reibungsdominierten Grenzschicht soll der wandnahe Bereich mit Prismen- oder mit Rechteck-Elementen vernetzt werden. Der Rest des Berechnungsgebietes soll mit Tetraeder-Elementen vernetzt werden.

Lösungsweg: Aufbauend auf der hybriden Vernetzung für zweidimensionale Berechnungen sollen Algorithmen und Verfahrensweisen entwickelt werden, womit alle Zelltypen auch für dreidimensionale Anwendungen zu kombinieren sind. Es sollen primär schon vorhandene Gittergeneratoren erweitert werden. Ein erster Schritt ist die Generierung eines hybriden Netzes aus Tetraeder- und Prismen-Elementen mit ICEM CFD. Eine Version zur Generierung von hybriden Netzen aus Tetraeder- und Hexaederelementen, welche verbunden sind über eine Schicht von Pyramidenelementen, befindet sich zu Zeit in Entwicklung. An Hand von zunächst einfachen Testkonfigurationen sollen prinzipielle Untersuchungen bzgl. Gittergenerierung, Lösungseigenschaften, Qualität der Lösung usw. stattfinden.

Ergebnis: Erste Euler- und Navier Stokes-Lösungen auf einem hybriden Gitter zeigen ähnliche Konvergenzeigenschaften wie die entsprechenden Lösungen auf einem blockstrukturierten

Gitter. Ein Beispiel für die hybride Vernetzung zeigt Abb. 2. Zu sehen ist die Vernetzung der Symmetrie-Ebene, der Flugkörperoberfläche und des Ausströmrandes. Das Netz wurde hinsichtlich des Druckgradienten (Verdichtungsstöße und Expansionsfächer) adaptiert. Abb. 3 zeigt einen Ausschnitt der Vernetzung aus dem Bereich des Nasenkegels. Anhand des Schnittes durch die Symmetrieebene ist der mit Prismen-Elementen vernetzte wandnahe Bereich der Grenzschichtströmung zu sehen. Ausgehend von diesen Prismen-Elementen erstrecken sich die Teraeder-Elemente bis zu dem Fernfeldrand.

Bilder:

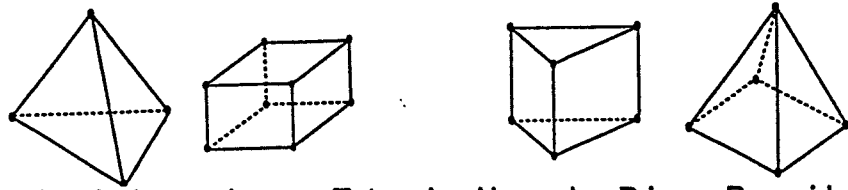


Abb. 1: Zell-Typen für dreidimensionale Anwendungen: Tetraeder, Hexaeder, Prisma, Pyramide

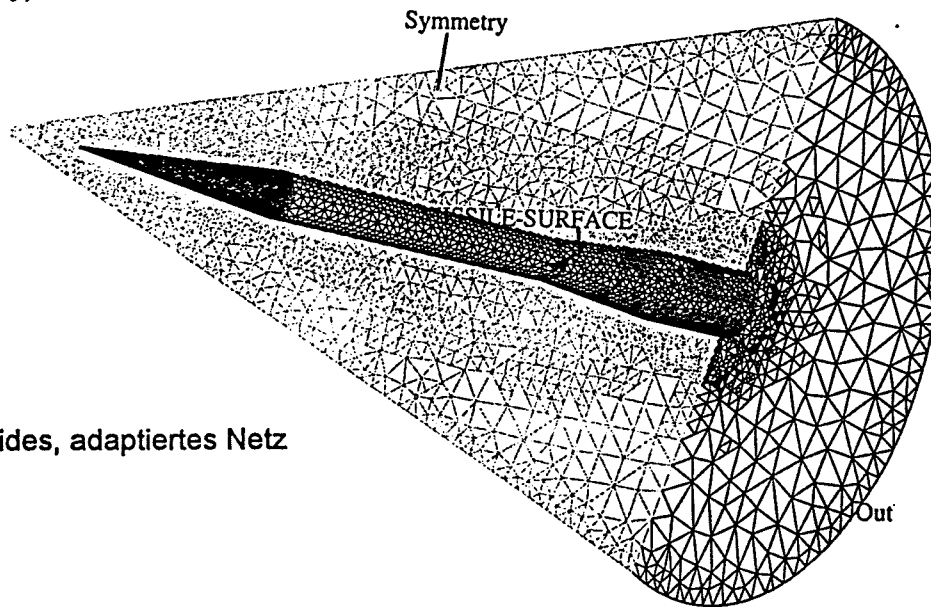


Abb. 2: Hybrides, adaptiertes Netz

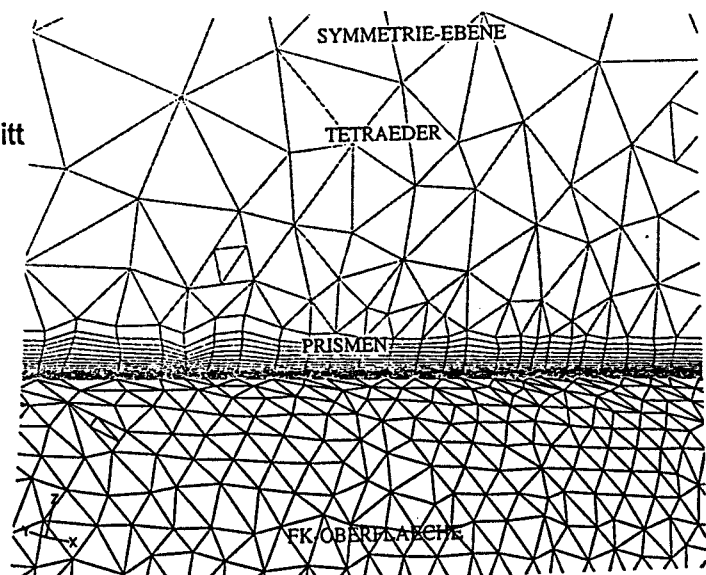


Abb. 3: Hybrides, adaptiertes Netz, Ausschnitt

Weiteres Vorgehen: Die CFD-Rechnungen auf hybriden Netzen sollen anhand von analytischen und experimentellen Referenzlösungen validiert werden.

Datum: 09.04.1997

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 e-mail:
----------------	-----------------------------	--

weitere Partner DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik
DASA-LFK

Thema

Strahlinterferenz am Rumpf eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers im Über- und Hyperschall

Ausgangssituation

Zur Zeit ist es noch nicht möglich, das Strömungsfeld eines Querschubstrahls mit numerischen Verfahren richtig zu beschreiben oder es mit allen Einflußparametern im Windkanal zu simulieren.

Ziel

Erfassung der wichtigsten Einflußgrößen und deren Simulation zumindestens in Teilbereichen; Validierung von Rechenverfahren.

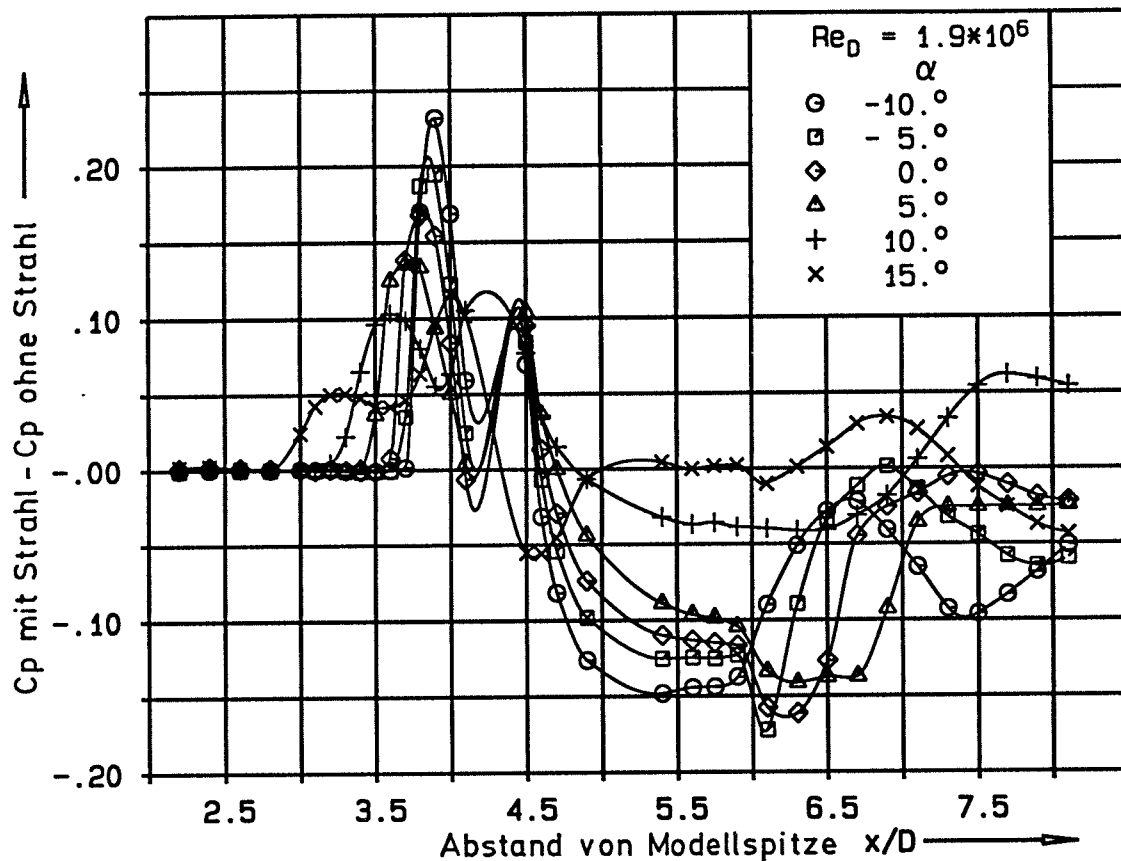
Lösungsweg

Messung der durch einen Querschubstrahl erzeugten Druckänderung an der Oberfläche einer Kegel-Zylinder-Kegel-Konfiguration.

Der Querschubstrahl wird zunächst mit Kaltluft simuliert bei Strahldruckverhältnissen p_{0D} / p_{∞} bis 300. Die Untersuchung wird bei den Machzahlen $Ma = 2,8$ und $6,0$ durchgeführt. In einem ersten Schritt wird der Einfluß der Reynoldszahl gemessen.

Ergebnis

Erste Ergebnisse liegen von Messungen im Trisonikkanal TMK bei zwei unterschiedlichen Reynoldszahlen vor.



Interferenz eines Querschubstrahls auf die Druckverteilung an einer Kegel-Zylinder-Kegel-Konfiguration. Machzahl $Ma = 2,8$, Strahldruckverhältnis $p_{0D} / p_\infty = 300$, Längsschnitt $\varphi = 150^\circ$, verschiedene Anstellwinkel

Literatur

weiteres Vorgehen

Es ist geplant, den Einfluß weiterer Parameter wie etwa das Ausblasemedium zu untersuchen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Geropp, Dr.-Ing. M. S. Kim

Institution Universität-GH-Siegen, Institut für Fluid- und Thermodynamik

Adresse Paul-Bonatz-Str. 9-11 Telefon (0271) 7404683
57068 Siegen Telefax (0271) 7402666
e-mail: kim@iftnet.ift.mb.uni-siegen.de

weitere Partner Dr.-Ing. J. Odenthal, Dipl.-Ing. Th. Eberz

Thema Kreiszyylinderumströmung mit Bodeneinfluß

Ausgangssituation

In letzten Jahren wurde eine Drei-Zonen-Methode zur Berechnung der Körperumströmung mit Totwasser entwickelt. Hierbei wird das Strömungsfeld in eine reibungsfreie Außenströmung, eine anliegende Grenzschichtströmung und eine Totwasserströmung aufgeteilt. Dabei spielt das Totwassermodell eine wichtige Rolle. Für die Modellierung des Totwassers bodennaher Körperumströmung werden genaue Informationen über die Nachlaufströmung benötigt. In der Literatur fehlen jedoch detaillierte Messungen, die für die Modellierung verwendet werden könnten.

Ziel

Es sollen systematische Untersuchungen zur Problematik der bodennahen Körperumströmung durchgeführt werden. Hierbei werden die Meßgrößen so gewählt, daß die Meßergebnisse nicht nur für die Totwassermodellierung sondern auch für die Validierung der Rechenergebnisse verwendet werden können.

Lösungsweg

Die Messungen wurden in einem institutseigenen Windkanal Göttinger Bauart mit offener Meßstrecke und einem Luftstrahlquerschnitt von 1 m x 1 m durchgeführt. Es wurde ein Kreiszyylindermodell aus Aluminium mit dem Durchmesser $D=65$ mm und der Spanweite $l=670$ mm ($L/D=10,3$) vermessen. Zur Gewährleistung der Zweidimensionalität der Strömung wurde das Modell auf beiden Seiten durch zwei Endscheiben berührungslos begrenzt. Das Modell war an einer 6-Komponenten-Windkanal befestigt, mit der aerodynamischen Kräfte und Momente direkt aufgenommen wurden. Am Modellmittelschnitt wurden 36 Druckbohrungen angebracht. Zur Kontrolle der Zweidimensionalität wurden außerdem je 12 Druckbohrungen an zwei in der Nähe der Ränder liegenden Schnitten angebracht. Die Geschwindigkeitsverteilung der Nachlaufströmung wurde mit einer zweikanaligen LDA-Anlage bestimmt. Zunächst wurde die Zweidimensionalität der Strömung untersucht. Dies geschah durch die Druckmessungen an den 3 Schnitten und die Geschwindigkeitsmessung quer zur Anströmung. Durch Strömungsvisualisierung mit Hilfe der Rauchdrahttechnik wurde das LDA-Meßgitter für die Nachlaufströmung festgelegt. Danach folgten Kraftmessung, Druckmessung sowie Geschwindigkeits- und Turbulenzmessung. Zum Abschluß wurde die Druckmessung an den Totwasserrändern anhand einer Serschen Sonde durchgeführt. Alle Messungen wurden für 3 Bodenabstände ($h/D=0,2, 0,5, 1,0$) und zwei Bodentypen (ruhend, bewegt) sowie 3 Reynoldszahlen wiederholt.

Ergebnis

Die LDA-Messungen zeigen, daß die Länge des Totwasser mit abnehmendem Bodenabstand zunimmt. Bei gleichem Bodenabstand verlängert der bewegte Boden das Totwassergebiet. Der Widerstand wird

AG STAB

mit abnehmendem Bodenabstand kleiner, im untersuchten Reynoldszahl-Bereich ändert er sich kaum. Der bewegter Boden hat einen großen Einfluß auf den Auftrieb, jedoch nicht auf den Widerstand.

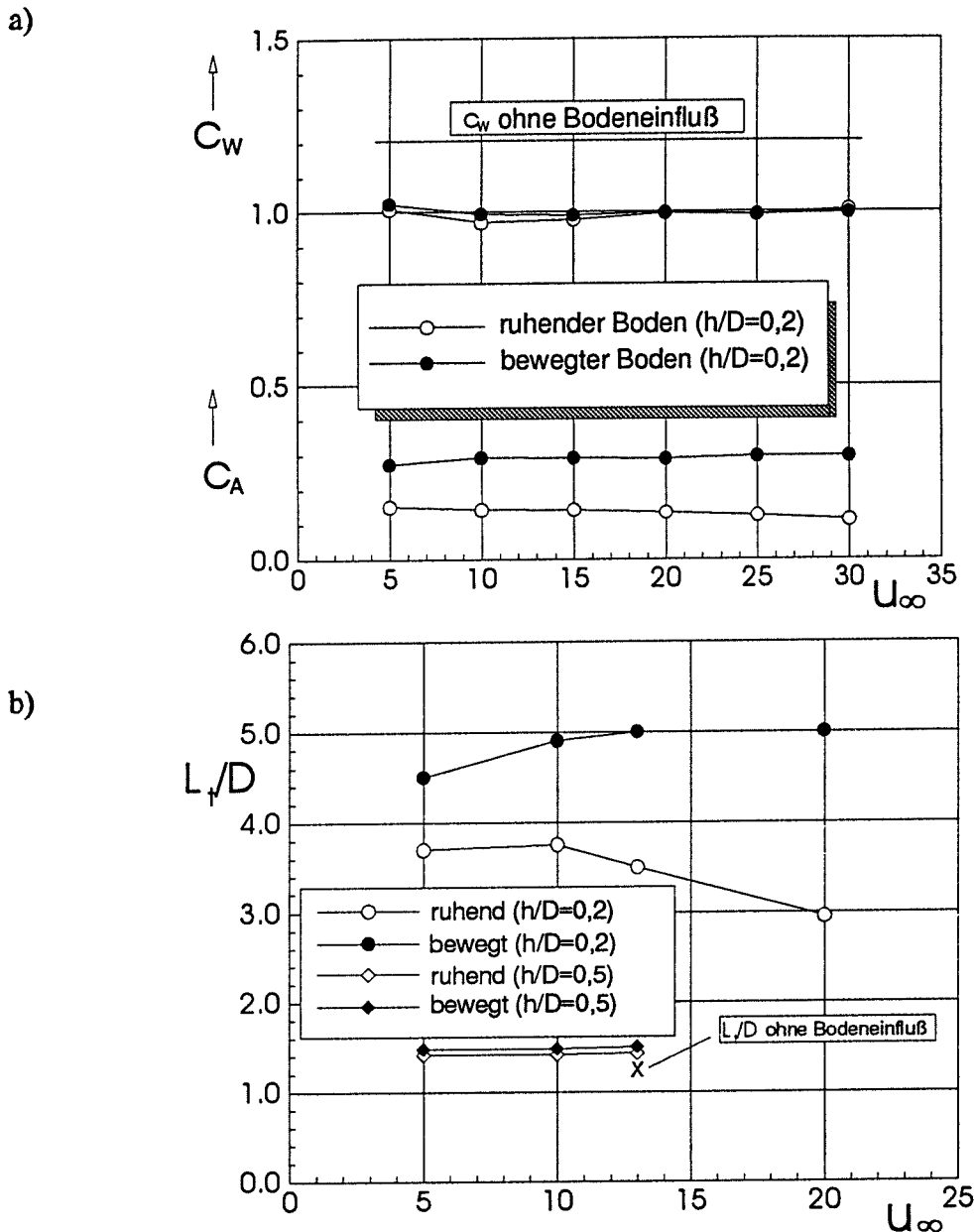


Bild: a) C_w - und C_A -Wert in Abhängigkeit von der Anströmgeschwindigkeit ($h/D=0,2$)
b) Länge des Totwassers in Abhängigkeit von der Anströmgeschwindigkeit

Literatur

- [1] Geropp, D.; Kim, M.S.: "Zonenmethode zur Berechnung ebener Körperumströmungen mit Totwasser und Bodeneinfluß" Archiv of Appl. Mech. 65 (1995), S. 270-278
- [2] Kim, M.S.; Geropp, D.: "LDA-Untersuchungen des Nachlaufes hinter einem wandnahen Kreiszylinder", 5. Fachtagung der GALA "Lasermethoden in der Strömungstechnik", Berlin 11.-13. September (1996)

Weiteres Vorgehen

Die Messungen werden mittels weiterer ebener Modelle ergänzt. Die Meßergebnisse werden für die Modellierung des Totwassers eingesetzt. Mehrere Berechnungen mit der Zonenmethode und einem Navier-Stokes-Programm werden durchgeführt. Die Ergebnisse werden mit den Meßwerten verglichen.

Mitteilung

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

AG STAB

Lösungsweg

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

Ergebnis

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

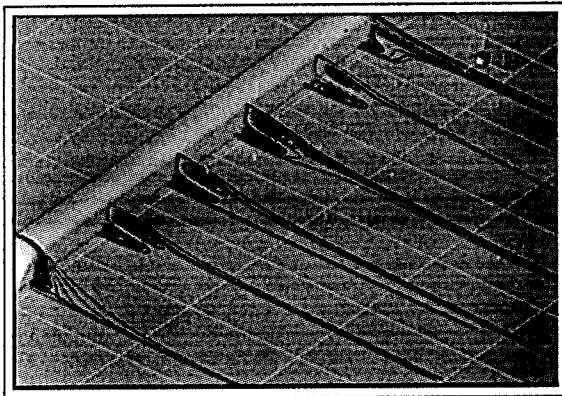


Abb. 1: Stromlinien in verschiedenen x -Ebenen bei 90° Seitenwind

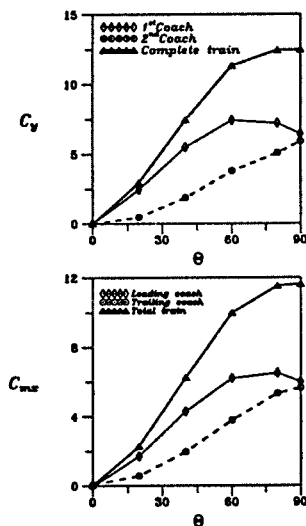


Abb. 2: Einfluß des Windwinkels auf den Seitenkraftbeiwert (oben) und den Rollmomentenbeiwert (unten)

Literatur

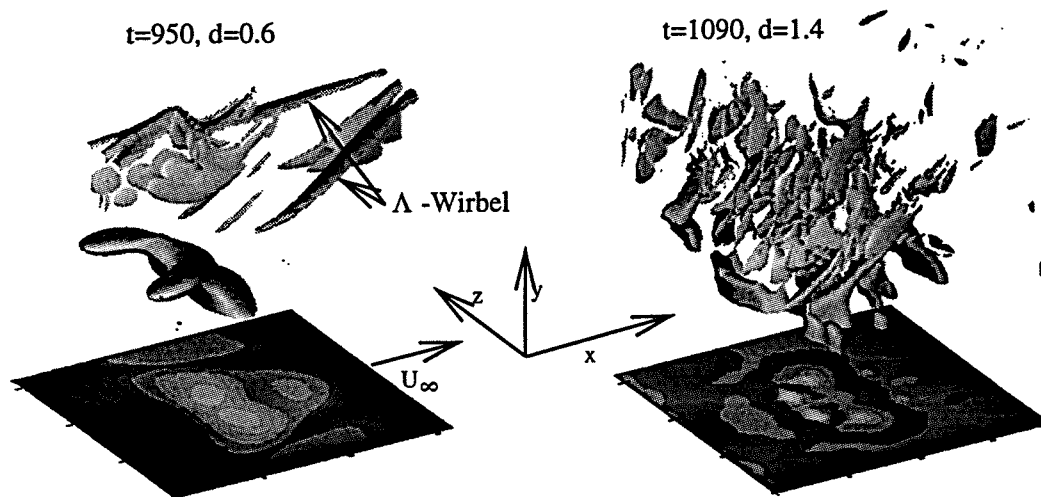
- [1] T. Chiu, "Prediction of the aerodynamic loads on railway train in a cross wind at large yaw angles using an integrated two- and three-dimensional source/vortex panel method", *J. Wind Engineering and Industrial Aerodynamics* 57, pp. 19-39, (1995).
- [2] W. Khier, M. Breuer, F. Durst, "Numerical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

weiteres Vorgehen

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

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. habil. P.Költzsch
Institution	Technische Universität Dresden
Adresse	Institut für Technische Akustik 101062 Dresden
	Telefon 0351/ 463 4463 Telefax 0351/ 463 7091
Thema	Numerische Untersuchung der Schallabstrahlung einer transitionalen Grenzschicht
Ausgangssituation	Über den Zusammenhang des Geschwindigkeitsfeldes und des Wanddruckfeldes existieren nur lückenhafte Kenntnisse. Insbesondere ist nicht bekannt, ob aus den Mustern des Wanddruckes auf Elementarstrukturen im Geschwindigkeitsfeld geschlossen werden kann, und welche Strukturen Schall abstrahlen.
Ziel	Erkenntnisse über den Zusammenhang zwischen strukturellen (räumlichen und zeitlichen) Merkmalen des Geschwindigkeitsfeldes und der Struktur des Wanddruckfeldes inkompressibler, wandnaher Strömungen, Beitrag zur Berechnung der Wirkungskette Scherströmung - Schall, Wichtung der akustischen Quellgrößen hinsichtlich des Beitrages der einzelnen Quellgrößen
Lösungsweg	Die Druckerzeugung elementarer Wirbelstrukturen auf einer überströmten Oberfläche wird theoretisch untersucht. Parallel werden die Strukturen im Geschwindigkeitsfeld und Wanddruckfeld aus numerischen Simulationen verglichen. Die Schallabstrahlung der Strömung wird mit Hilfe der Lighthill-Analogie berechnet.
Ergebnis	Es wird ein Zusammenhang zwischen der Divergenz des LAMBSchen Vektors $\vec{L} = \vec{v} \times (\vec{\nabla} \times \vec{v})$ und dem Wanddruckfeld hergeleitet. Die Auswertung der Simulationsdaten zeigt, daß Gebiete mit niedrigem Wanddruck unter Wirbeln liegen, wo die $\text{div}(\vec{L})$ groß ist. Die akustische Aktivität ist zur Zeit des Zusammenbruchs der Λ -Wirbelstruktur am größten, in der vollturbulenten Grenzschicht wird weniger Schall erzeugt. Die Tollmien-Schlichting-Wellen erzeugen praktisch keinen Schall. Für die Schallabstrahlung sind hauptsächlich stromparallele Wandschubspannungs-Dipolquellen verantwortlich.



Isoflächen der Divergenz des LAMB-Vektors $d = \text{div}(\vec{L})$ über dem Wanddruck. Beim Wanddruck bedeuten helle Grautöne hohen Druck, dunkle Grautöne niedrigen Druck. Zur Zeit $t = 950$ beginnt die Λ -Wirbel-Struktur zusammenzubrechen, bei $t = 1090$ sind die großräumigen Strukturen schon weitgehend aufgelöst und die Schallerzeugung ist am größten.

Literatur

- M. Rose: Modell zur Berechnung der Schallabstrahlung des Transitionsbereiches einer Plattengrenzschicht, in "Fortschritte der Akustik", DAGA 94, 1994
- M. Rose und A. Wilde: Schallabstrahlung transistionaler Strömungsgrenzschichten niedriger MACH-Zahl, in "Fortschritte der Akustik", DAGA 95, 1995
- M. Wang, S. K. Lele und P. Moin: Computation of sound radiation due to local laminar breakdown in a low Mach number boundary layer, in "Flow acoustics: a technology audit", Ecole Centrale de Lyon - France, 1994

weiteres Vorgehen

Es ist geplant, eigene, dreidimensionale Simulationen durchzuführen, bei denen die Schallproduktion während der Strömungssimulation berechnet wird. Damit sind genauere, quantitative Aussagen über das akustische Verhalten der transistionalen Grenzschicht möglich. Weiterhin werden in diesem Zusammenhang die Ergebnisse diskutiert, die verschiedene Quelltermdarstellungen liefern.

MITTEILUNG

Projektgruppe/

Fachkreis STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE

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

Institution Lehr- und Forschungsgebiet Aerodynamik des Fluges

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

weitere Partner Mugurel STANCIU, Marian PURCARU. Telefax 0241/8888-173

Thema

The Three - Dimensional Visualization of the Qualitative Analysis of the Behaviour of Quadratical, Elliptical and Hyperbolic Algebraic Equations and Its Applications to Aerodynamics.

Ausgangssituation

Some original spectral solutions for the three - dimensional partial - differential equations (PDE) of the compressible boundary layer over flattened flying configurations as in [1-3] are used. If $\eta = (x_3 - Z(x_1, x_2)) / \delta(x_1, x_2)$ is a new variable and the spectral form of the velocity components u , v and w in the boundary layer

$$u = u_e \sum_{i=1}^N u_i \eta^i, \quad v = v_e \sum_{i=1}^N v_i \eta^i, \quad w = w_e \sum_{i=1}^N w_i \eta^i,$$

are introduced in the impulse equations, an equivalent system of quadratical algebraic equations (QAE) in the variables u_i , v_i and w_i is obtained. Hereby u_e , v_e and w_e denote the velocity components at the edge of the boundary layer which can be obtained from an outer non - viscous flow.

Ziele

These equivalent QAE are here used for the determination of the critical points of the PDE of the compressible boundary layer and to study the qualitative analysis of the behaviour of the PDE of the compressible boundary layer in the vicinity of these critical points. For this purpose the free term of the QAE is systematically varied. The critical point is a black point if the equivalent QAE is elliptical and a saddle point if this QAE is hyperbolic. These points are related to the detachment and to the bifurcation lines.

Lösungsweg

We consider the following system of QAE for which $\delta_N = |A_{ij}^{(k)}| \neq 0$

$$F_k \equiv \sum_{i=1}^N \left[\sum_{j=1}^N A_{ij}^{(k)} X_i X_j + 2A_{i,N+1}^{(k)} X_i \right] + A_{N+1,N+1}^{(k)} = 0 \quad (k = 1, 2 \dots N).$$

After the translation and the rotation each QAE takes the canonical form :

$$F_k \equiv \sum_{i=1}^N \lambda_i^{(k)} X_i'^2 + a^{(k)} = 0 \quad (a^{(k)} = \Delta_{N+1} / \delta_N).$$

Hereby, $\Delta_{N+1} = |A_{ij}^{(k)}|$ is the great determinant of the QAE, X_i' are the canonical coordinates obtained after the translation and rotation, $\lambda_i^{(k)}$ are the eigenvalues of the QAE obtained from the equation $A - \lambda E = 0$ and E is the unitary matrix. If all eigenvalues $\lambda_i^{(k)}$ have the same sign, the equation is elliptical. If one or more eigenvalues $\lambda_i^{(k)}$ are of opposite signs, the equation is hyperbolic. The QAE with three variables ($N=3$) are now considered. When $a = a^{(k)}$ increases between $-\infty$ and a_c the elliptical equations are visualized in form of coaxial ellipsoids, which shrink when a increases. For $a = a_c = 3.068$ they degenerate in one point as in the cuts in (Fig. 1a-c). For $a > a_c$ the collapse occurs. If $b =$

$a^{(k)}$ increases between $-\infty$ and $b = b_c = 0.875$, the hyperbolical QAE are visualized in form of coaxial hyperboloids with two sheets, located inside their asymptotical double cone (ASDC) are shrinking and approaching their common ASDC. For $b = b_c$ the hyperboloid degenerates in its ASDC and a saddle point occurs. If $b > b_c$ increases the hyperboloids are jumping, have one sheet, are located outside of their ASDC, expand and remove from their ASDC, as in the cuts in (Fig. 2a-c).

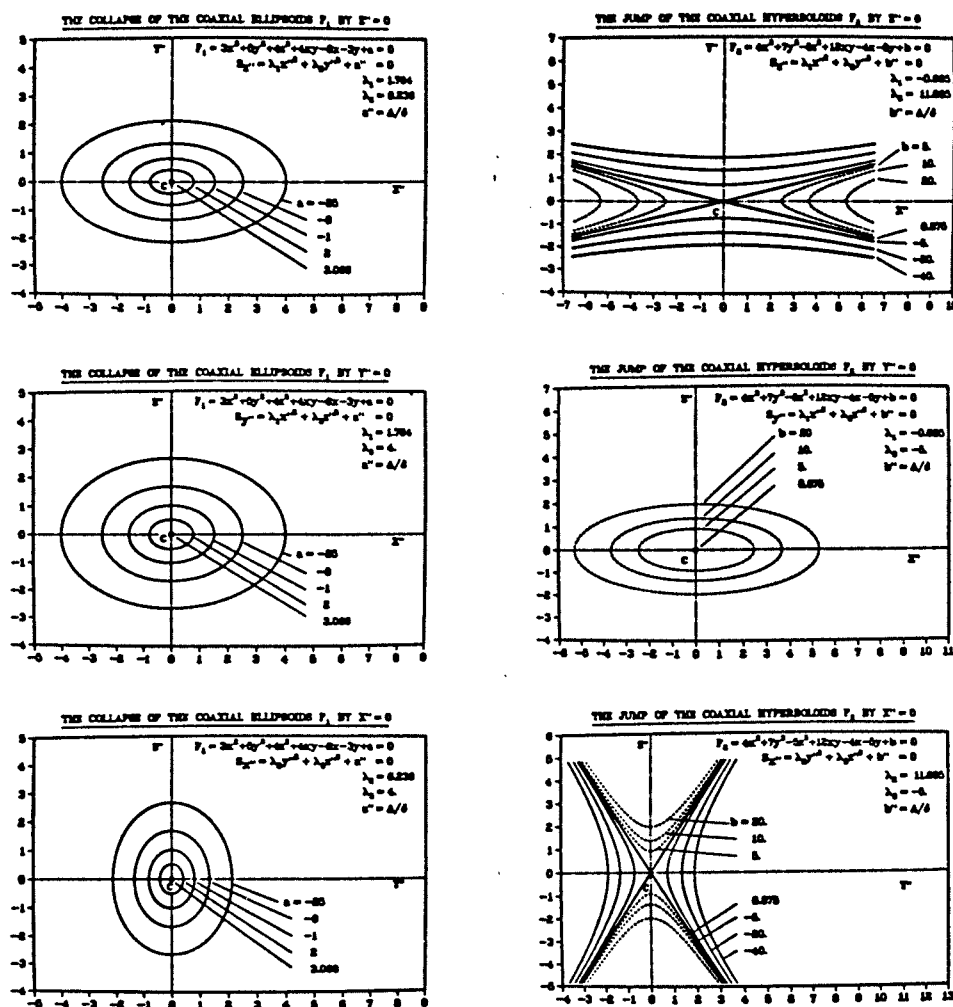


Fig. 1a-c, Fig. 2a-c

Ergebnis

The asymptotical behaviours of elliptical QAE are similar for $N=2$ and $N=3$ but, for hyperbolical QAE this behaviour for $N=3$ is more complex as for $N=2$. The hyperboloids are changing from two to one sheet in spite of the hyperbolas which preserve the two sheets, after the jumping.

Literatur

1. NASTASE, A.: Viscous Computation and Design of Optimal Configurations in Supersonic Flow. Proc. of the 19. ICAS Congress, Anaheim 1994, Vol. 3.
2. NASTASE, A.: Spectral Solutions for the Computation of the Three-Dimensional, Compressible Boundary Layer. DGLR-Bericht 94-04, 1994, Göttingen.
3. NASTASE, A.: Anwendung von Spektralen Lösungen für die Qualitative Analyse der Dreidimensionalen Kompressiblen Grenzschicht-Gleichungen auf den Fliegenden Konfigurationen. Mitteilung 1995, AG STAB.

Weiteres Vorgehen

The coupling of the detachment and bifurcation lines and the critical lines of the elliptical and hyperbolical equivalent QAE, due to the variation of the linear coefficients shall be also studied.

Mitteilung

Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe
Ansprechpartner: Dr. K. W. Naumann
Institution: Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis ISL
Adresse: PF 1260, D-79574 Weil a. Rh.
Tel: (33)-389-69-5044
Fax: (33)-389-69-5002

Thema:

Steuerung von Höchstgeschwindigkeits-Projektilen mittels seitlich austretender Gasstrahlen. Übersicht zu den bisher insgesamt durchgeführten Untersuchungen.

Ausgangssituation:

Für Höchstgeschwindigkeitsprojekte und -Flugkörper ist die Steuerung mittels seitlich austretender Strahlen interessant, weil sie a) kurze Reaktionszeit mit b) einfacher und aerothermisch unempfindlicher äußerer Form verbindet.

Die Topologie des Wechselwirkungsfeldes schien gut bekannt zu sein, es fehlten jedoch Messungen der nutzbaren oder parasitären Kraft, die vom Wechselwirkungs-Strömungsfeld auf die von diesem beaufschlagte Körperoberfläche ausgeübt wird.

Die Kenntnis dieser Kraft ist notwendig zur effektiven Flugbahnbeeinflussung.

Die Nutzbarmachung dieser Kraft kann die Gesamteffektivität der Steuerung verbessern.

Ziel:

Detaillierte Untersuchung und Beschreibung der Wechselwirkung zwischen seitlich austretendem Strahl und Höchstgeschwindigkeits-Querströmung hoher (troposphärischer) Dichte.

Untersuchung des Einflusses, den die Art des verwendeten Strahlgases hat, durch Einsatz von Festbrennstoff-Treibsätzen für „heiße“, und verschiedenen inerten Gasen für „kalte“ Strahlen.

Bestimmung der aerodynamischen Kraft (Wechselwirkungskraft), die vom Wechselwirkungs-Strömungsfeld auf die beaufschlagte Körperoberfläche ausgeübt wird. Ermittlung derjenigen Anordnungen, die ein optimales Zusammenwirken von Strahlschub und Wechselwirkungskraft hervorrufen.

Lösungsweg:

Untersuchungen im ISL-Stoßkanal „B“ bei Strömungsbedingungen, die den Flug bei $Ma = 4$ - 6 in der 500 hPa- Druckfläche der Atmosphäre duplizieren.

Hinsichtlich der Seitenstrahlen Variation von Düsenform, Düsenanordnung, Gasart.

Experimente:

1) Ermittlung der Wechselwirkungskraft durch Messung der Beschleunigung von kurzfristig freifliegenden Modellen (Millisekundenmessung aerodynamischer Kräfte), welche mit seitlich ausblasenden Treibstrahlen ausgerüstet sind.

2) Visualisierung des Wechselwirkungs-Strömungsfeldes mittels verschiedener Methoden: Differentialinterferometrie, Visualisierung des Streulichts von im Gas mitgeführten Partikeln im Laser-Lichtschnitt, Aufnahme von Bildserien.

Ergebnis:

Die Stärke der Wechselwirkungskraft hängt nur wenig von der Art des Strahlgases ab. Die Art des Strahlgases und die Form der Düse beeinflussen die Zeit, die vergeht bis zum Erreichen eines quasistationären Zustands, also konstanter Wechselwirkungskraft. Die Strahl-Anströmungswechselwirkung ist stark turbulent, unabhängig von der Art des Strahlgases.

Überschallstrahlen von $Ma = 3 - 4$ werden mittels eines schrägen Verdichtungsstoßes umgelenkt, und verbleiben dabei im Überschall.

Über einer ebenen Platte wirkt bei den untersuchten Bedingungen die Wechselwirkungskraft gleichsinnig der Strahlkraft.

Literatur:

- | | |
|---------------|--|
| ISL R 117/85 | K. W. Naumann & J. Srulijes; „Die Flugbahnsteuerung mittels seitlich austretender Strahlen. Literaturübersicht“, 1985 |
| ISL CO 227/92 | K. W. Naumann, H. Ende, G. Mathieu, A. George; „Millisecond aerodynamic force measurement with side-jet model in the ISL shock tunnel“; AIAA-J. Vol. 31, Nr. 6, p. 1068-1074, 6/1993; AIAA 92-3963, 17th Aerospace ground Testing Conf., 1992 |
| ISL PU 315/93 | K. W. Naumann, H. Ende, G. Mathieu, A. George; „Experiments on interaction force of jets in hypervelocity cross-flow in a shock tunnel“; AGARD-CP-534, 72nd FDP-Meeting „Computational and Experimental Assessment of Jets in Cross-Flow“, 1993 |
| ISL PU 320/93 | K. W. Naumann, H. Ende, G. Mathieu, A. George; „Shock tunnel experiments and approximative methods on hypervelocity side-jet control effectiveness“; AIAA 93-1929, 29th Joint Propulsion Conference, 1993 |
| ISL PU 335/93 | K. W. Naumann, H. Ende, G. Mathieu, A. George; „Further developments on the ISL millisecond aerodynamic force measurement technique“; 19th Int. Symp. on Shock Waves, 1993 |
| ISL PU 312/94 | K. W. Naumann, H. Ende, G. Brom, L. Bobin; „Experimentelle Untersuchung der Geschoßlenkung durch einen Querstrahl“ (franz.); 28. Koll. über Angewandte Aerodynamik, 1991

K. W. Naumann, H. Ende, G. Mathieu, A. George; „Millisecond Aerodynamic Force Measurement Using a Free-flying Side-Jet model with Built-In Gas Reservoir. Shock Waves, Vol. 1, 20th ISSW, Pasadena, Ca, USA; Eds.: Sturtevant, Shepherd, Homung; World Scientific Pub., 1996 |
| ISL PU 332/96 | K. W. Naumann, H. Ende, A. George, G. Mathieu; „Shock-Tunnel Experiments on Lateral Jet Interaction. Methods and Results. AIAA 96-2690, 32nd Joint Propulsion Conference, 1996 |

Weiteres Vorgehen:

Erweiterung der Datenbasis durch Untersuchungen mit weiteren Gasarten und Gasmischungen bei verschiedenen Düsenformen und -Anordnungen. Zeitaufgelöste Untersuchung der Ausbildung des Strahl-Querströmungs-Wechselwirkungsfelds.

Datum: 10.4.1997

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe
Ansprechpartner: Professor Dr. W. Rodi, Dr.-Ing. J. Fröhlich
Institution: Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe
Adresse: Kaiserstraße 12, 76128 Karlsruhe
Telefon: (0721) 608-3535
Telefax: (0721) 608-2202
E-mail: Rodi@bau-verm.uni-karlsruhe.de

Weitere Partner: EDF, Chatou, Frankreich

Thema: Large-Eddy Simulation der Strömung um stumpfe Körper

Ausgangssituation:

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

Ziel:

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

Lösungsweg:

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

Ergebnis:

Der LES Code LESOCC wurde zur Berechnung der Strömung um einen quadratischen Zylinder bei $Re = 22.000$ eingesetzt, und die Ergebnisse wurden mit ebenfalls am Institut durchgeführten Experimenten verglichen. In diesem Fall tritt periodische Wirbelablösung und die Ausbildung einer Kármánschen Wirbelstraße auf, was vom Rechenprogramm realistisch simuliert wird. Bild 1 vergleicht berechnete und gemessene Stromlinien zu einem bestimmten Zeitpunkt innerhalb einer Ablöseperiode. Die berechnete Ablösefrequenz und der mittlere Widerstandsbeiwert stimmen gut mit den gemessenen Werten überein. Auch andere Details wurden realistisch simuliert; allerdings nähert sich in der Rechnung die Geschwindigkeit im Nachlauf zu schnell der Außengeschwindigkeit an, was vermutlich auf die Verwendung eines zu groben Gitters im fernen Nachlauf zurückzuführen ist, was in weiteren Rechnungen geklärt wird.

Als zweites Beispiel werden Rechnungen der Strömung um einen wandgebundenen Würfel in einer ausgebildeten ebenen Kanalströmung vorgestellt - ein Modell für ein Gebäude in einer Windgrenzschicht. Trotz der einfachen Geometrie ist die 3D Strömung hier sehr komplex, was die in Bild 2 dargestellten Stromlinien in Wandnähe deutlich machen. Dieses Bild vergleicht berechnete Stromlinien in Wandnähe mit den Linien aus einem Anstrichexperiment. Insgesamt stimmen die Rechnungen sehr gut mit den Messungen überein, und zwar viel besser als Rechnungen, die mit verschiedenen Varianten des k- ϵ Turbulenzmodells durchgeführt wurden.

Inzwischen wurden auch Rechnungen für die Strömung um einen Kreiszylinder bei $Re = 3.900$ durchgeführt und vor allem mit entsprechenden Rechnungen des Center for Turbulence Research in Stanford verglichen.

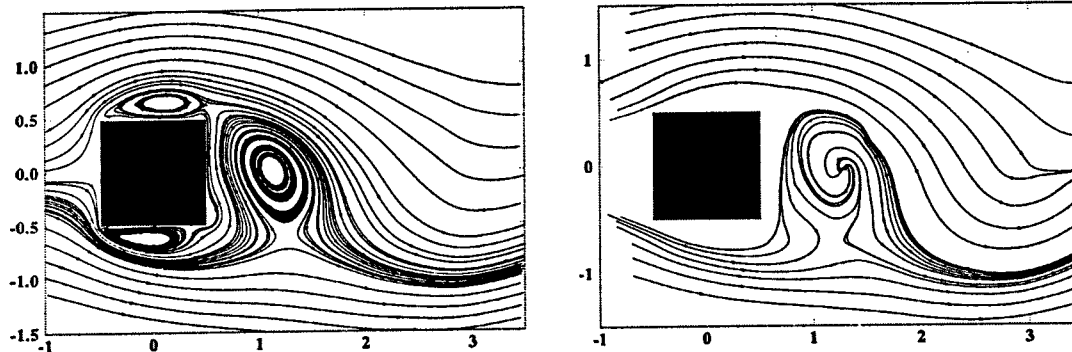


Bild 1: Instationäre Wirbelablösung an quadratischem Zylinder; Stromlinien zu vergleichbaren Zeitpunkten: links LES Rechnung, rechts Experiment

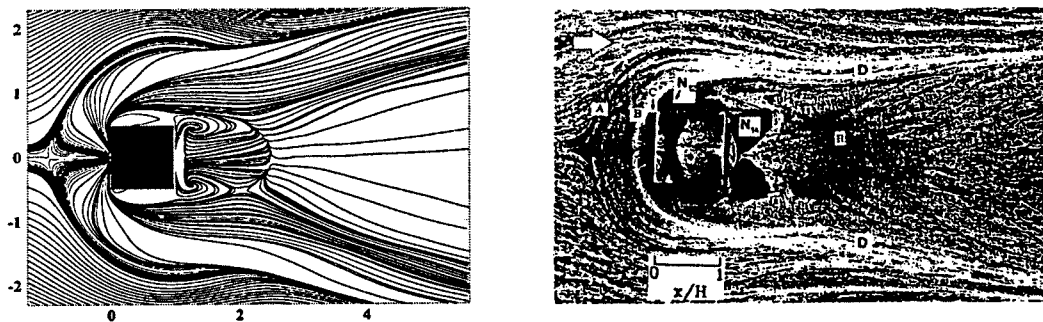


Bild 2: Strömung um wandgebundenen Würfel; Stromlinien in Wandnähe: links LES Rechnung, rechts Experiment

Literatur:

1. Breuer, M., Pourquié, M.: "First experiences with LES of flows past bluff bodies", in: Engineering Turbulence Modelling and Experiments 3, W. Rodi and G. Bergeles (eds.), 177-186, Elsevier, 1996.
2. Breuer, M., Rodi, W.: "Large-eddy simulation of complex turbulent flows of practical interest", in: Flow Simulation with High-Performance Computers II, E.H. Hirschel (ed.), Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 52, 258-274, Vieweg, 1996.
3. Rodi, W., Ferziger, J.H., Breuer, M., Pourquié, M.: "Status of large-eddy simulation: Results of a workshop", to appear in J. Fluids Eng., 1997.

Weiteres Vorgehen:

Im Rahmen eines deutsch-französischen Gemeinschaftsprojekts werden zusammen mit der EDF in Chatou LES Rechnungen der Strömung um Kreiszylinder verschiedenster Konfigurationen (auch mit ankommender Scherströmung, endlicher Höhe) durchgeführt. Dabei sollen Feinstrukturmodelle und Wandapproximationen weiterentwickelt und getestet werden. Begleitend dazu werden am Institut Experimente in einem Wasserkanal durchgeführt.

Datum: 24.3.1997

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. E.Schülein

Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2803

Telefax: 0551/709-2811

e-mail: Erich.Schuelein@dlr.de

weitere Partner

Thema: Hyperschallflugkörper in Nachlaufströmungen

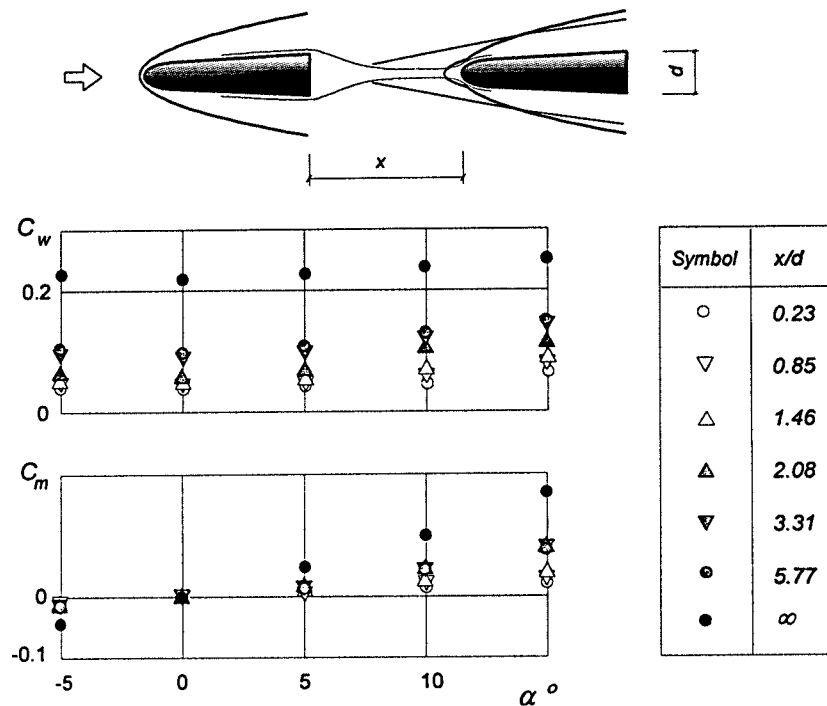
Ausgangssituation: Das Problem der Flugstabilität und der Steuerbarkeit von Hochgeschwindigkeitsflugkörpern in Nachlaufströmungen stellt sich bei schnellen Schußfolgen und Tandemgeschossen. Die Kompliziertheit der Aufgabe und die vielen Parametern, die diese Interferenz beeinflussen, sprechen für umfassende experimentelle Untersuchungen dieses Phänomens.

Ziel: Experimentelle Untersuchung des Einflusses der Nachlaufströmung des Vorfliegers auf die Flugstabilität und die Eigenschaften der Umströmung des Nachfliegers.

Lösungsweg: Die Untersuchungen wurden im Rohrwindkanal der DLR in Göttingen bei $M_\infty = 5$ und $Re_{1\infty} = (5 - 45) \times 10^6 \text{ m}^{-1}$ durchgeführt. Es wurde der Einfluß der Nachlaufströmung des Vorfliegers auf die Flugstabilität und die Erwärmung des Nachfliegers mit verschiedenen Meß- und Visualisierungsverfahren (Kraftmessungen, Wärmeübergangsmessungen, Differentialinterferometrie, Schatten- und Ölanstrichaufnahmen) untersucht.

Ergebnis: Die Ergebnisse zeigen einen starken Einfluß des Vorfliegers auch bei maximalen Abständen zwischen den beiden Flugkörpern im untersuchten Bereich von bis zu 6 Körperdurchmessern. Dieser Einfluß wird hauptsächlich durch eine Verminderung des Widerstandsbeiwertes C_w und des Nickmomentbeiwertes C_m charakterisiert (Bild), der mit zunehmendem Anstellwinkel des Nachfliegers α oder kleinerem Abstand x/d deutlicher wird. Es wurde kein wesentlicher Einfluß der Reynoldszahl im untersuchten Re_L - Bereich $((1 - 9) \times 10^6)$ festgestellt, obwohl die Beeinflussung der Strömungszustände an Hyperschallflugkörpern durch starke Wechselwirkungen zwischen Verdichtungsstößen und der Grenzschicht bzw. Nachlaufströmung zu erwarten ist. Damit verbundene lokale Änderungen im Druck und der Temperatur, sowie die Ablöseeffekte

an der Oberfläche des Nachfliegers hängen jedoch weitgehend vom Charakter der Vorfliegergrenzschicht ab.



C_w - und C_m - Verhalten des Nachfliegers bei $M_\infty = 5$ und $Re_{1\infty} = 32 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$

Literatur: Schüle, E.: Untersuchungen an Hochgeschwindigkeitsflugkörpern in Nachlaufströmungen. DLR-IB, 1997, in Vorbereitung.

weiteres Vorgehen: Eine vollständige Analyse der gewonnenen Daten mit Veröffentlichung eines Forschungsberichts. Außerdem sollen auch weitere gezielte Untersuchungen dieses Phänomens vorgenommen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dr. F. P. Bertolotti (+), Dr. H. Bieler (*)

Institution: (+) DLR-Göttingen
(*) Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse: (+) Bunsenstr. 10; D-37073 Göttingen **Tel:** 0551-709-2294 **Fax:** -2446
(*) D-28183 Bremen **Tel:** 0421-538-3232 **Fax:** -2910

weitere Partner: Teilnehmer des DFG-Schwerpunktprogrammes "Transition"

Thema: Stability Analysis of two- and three-dimensional Boundary Layer
Flows with varied Wall Temperatures

Ausgangssituation:

One of the first studies of the effect of local heating on transition was performed in 1987 by Landrum and Macha. They used a NACA 0012 airfoil with a heated nose. Their results are inconclusive, however, because over most of the chord there was an adverse pressure gradient, whose strong destabilizing effect overshadowed the more delicate effects of heating. They observed only a slight change in the transition location. In contrast, the results of Maestrello and Nagabushana were more impressive. With high amounts of heating at the leading edge of a flat plate, they could relaminarize a fully turbulent boundary layer at a position significantly downstream of the heating strip. However, Maestrello's results are limited to two-dimensional flows. Experimental work by Dovgal, Levchenko and Timofeev in Novosibirsk confirmed the stabilizing effect of localized heating in 2D flows, but also showed that the effect of heating in 3D flows is no longer beneficial. Their results for the two-dimensional boundary-layer were reproduced in the numerical investigations of Masad.

Ziel: Impact of wall heating / wall cooling on Laminar Flow Control (LFC) Techniques

Lösungsweg: Linear stability calculations with different wall temperatures for several x/c locations and different strip length's.

Ergebnis:

In Fig. 1a we show the N factor for a TS wave at frequency $F=30$ (where $F=2 \times 10^6 \pi f v / L^2$) for the four heating cases plus the reference case without any heating. The difference between the amplitude in the reference case and the case D shows the stabilizing effect of localized heating in a flow without relative cooling along at the wall. The cause of this stabilizing effect is not yet understood. The difference between the amplitude in case D and C indicates the additional stabilizing effect that heat transfer at the wall brings.

Case A displays the strongest stabilizing effect. The N factor is just about halved. The stabilizing effect of local heating, case A, on all unstable TS-wave frequencies is visible through the reduction in size of the neutral stability curve, as shown in Fig. 1b. Heating has no stabilizing effect in the trailing part ($x/c > 0.5$) because there the flow is inflectional there, prior to laminar separation.

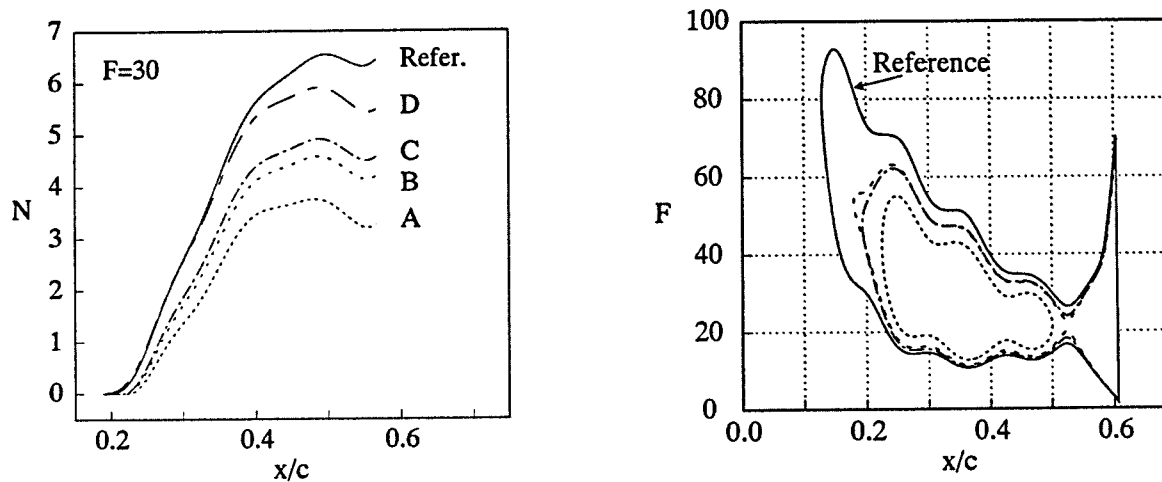


Fig. 1: (a) N-factors for the four heating cases. (b) neutral stability curves, $\Phi=30$.

Literatur:

1. Landrum D.B. Influence of a heated leading edge on boundary layer growth, stability, and transition.
Macha J.M., AIAA Paper 87-1259, 1987.
2. Bieler, H. Einfluß lokaler Heizung auf die Stabilität dreidimensionaler Grenzschichtströmungen.
Bertolotti, F.P. Presented at 7. STAB-Workshop; 14.-16.11.1995; Göttingen.
3. Bertolotti, F. P. Stability Analysis of two- and three-dimensional Boundary Layer Flows with varied Wall
Bieler, H. Temperatures
Presented at 10. DGLR/STAB-Symposium; 1996; Braunschweig.

weiteres Vorgehen:

Our investigation into the effect of heating strips on the stability of a 2-dimensional boundary-layer flow over a nacelle at Mach 0.56 has shown that the amplitude of Tollmien-Schlichting waves can be strongly reduced. The heating strips, thus, may offer an alternative form of control to suction for hybrid-laminar-flow designs, provided a "free" source of heat is available. This has to be checked in more detail.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Laminarhaltung und Transition		
Ansprechpartner:	Guido Dietz, Alexander Meijering		
Institution:	RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut		
Adresse:	Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 52062 Aachen	Telefon: Telefax: e-mail:	(0241)-80 5426 (0241)-8888 257 guido@aia.rwth-aachen.de alex@aia.rwth-aachen.de
weitere Partner:	Stefan Hein, Dr. Uwe Dallmann, DLR Göttingen, Institut für Strömungsmechanik		
Thema:	Numerische Untersuchung der Grenzschichtinstabilitäten an einer stumpfen ange- stellten ebenen Platte in Überschallströmung		
Ausgangssituation:	Zur Vermeidung hoher Wärmelasten sind Über-/Hyperschall Flugkonfiguration im allgemeinen stumpf ausgebildet und induzieren in Überschallanströmung einen ab- gelösten Verdichtungsstoß. Die damit einhergehende Entropieschichtung stromab des Stoßes beeinflusst die Grenzschicht und damit ihre Stabilität und die Transi- tionslage. Der stumpfe Kegel, der als eine Näherung für die Transitionsphänomene an einen Deltaflügler betrachtet werden kann, wurde bereits ausführlich in Insta- bilitätsexperimenten und numerisch untersucht. Die stumpfe ebene Platte oder der stumpfe Keil, als andere Näherung, wurde bisher noch weniger intensiv betrachtet.		
Ziel:	Untersuchung des Einflusses einer Entropieschicht auf das Transitionsverhalten an einer stumpfen, angestellten ebenen Platte bei Anströmung mit Mach-Zahlen zwis- schen 2,0 und 2,5 sowie Reynolds-Zahlen von 9 bis 12 Millionen pro Meter.		
Lösungsweg:	Die Grundströmung wurde durch Integration der vollständigen Navier-Stokes Glei- chungen mit einem expliziten Runge-Kutta Verfahren simuliert. Die dissipativen Terme sind mit zentralen Differenzen, die konvektiven Terme mit einer modifizier- ten Advection Upstream Splitting Method diskretisiert. Die zeitliche und räumliche Genauigkeit des Verfahrens ist von 2. Ordnung. Die Stabilität der Grenzschicht- strömung wurde in Zusammenarbeit mit der DLR Göttingen nach der linearen Theorie sowohl in lokaler, paralleler als auch in nichtlokaler, nichtparalleler Formu- lierung mit dem NOLOT-Code der DLR Göttingen und der KTH/FFA Stockholm analysiert. Die Ergebnisse der numerischen Simulation der Grenzschicht einer scharfen ebenen Platte ohne Anstellung wurden mit ähnlichen Lösungen für kompressible Strömun- gen verglichen. Die Geschwindigkeits- und Temperaturprofile in der Grenzschicht sowie deren Ableitungen zeigten eine gute Übereinstimmung. Mit vergleichenden Stabilitätsanalysen dieser Daten wurde die Eignung des Verfahrens der Grund- strömungssimulation für Instabilitätsuntersuchungen aufgezeigt. Für die untersuch- ten Anströmbedingungen kann an der stumpfen Platte eine stabilisierende Wirkung der Entropieschicht gegenüber ähnlichen Grenzschichten mit gleichen Mach- und Reynolds-Zahlen am Grenzschichtrand festgestellt werden. Eine Verringerung der Mach-Zahl sowie eine Erhöhung des Anstellwinkels haben auf der Luvseite der Platte eine destabilisierende Wirkung. Ebenfalls destabilisierend ist die Druckver- teilung im Bereich des Übergangs von der halbkreisförmigen Nase zur Platte. Für die dominierenden Frequenzen hat der Vergleich von den Resultaten lokaler, paral- leler zu denen nichtlokaler, nichtparalleler Stabilitätsanalysen einen geringen Un- terschied gezeigt. Im weiteren Verlauf der Untersuchungen sind Instabilitätsexperimente an der nu- merisch betrachteten Konfiguration geplant, die sowohl Grundströmungsdaten als auch Massenstromfluktuationsspektren in der Grenzschicht bereitstellen sollen.		

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	St. Hein, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2427 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	EUROTRANS-partners: research organizations: CERT/ONERA, CIRA, DRA, FFA, IST (University of Lisbon) industrial companies: DASA, SAAB, Dassault Aviation, Alenia	

Thema

BRITE/EURAM project EUROTRANS — EUROpean program on TRANSition prediction.
Nonlocal Transition Analyses with NOLOT/PSE.

Ausgangssituation

Up to now, the classical local linear stability theory in combination with the e^N -method, which provides a semi-empirical transition criterion, is the only physically motivated method for transition prediction that is still feasible for industrial application. However, the limitations and shortcomings of this method have clearly been pointed out within ELFIN I and ELFIN II, where the Fokker 100 free-flight experiments have been analysed. For instance, there are various strategies for integrating the N-factor and it could not be clarified which strategy is the most appropriate one for swept wing flows. Moreover, within ELFIN II, surface curvature effects were treated in the framework of a local theory. The usefulness of this approach is questionable, however, since curvature effects and the neglected nonlocal nonparallel effects due to boundary-layer growth are of the same order. The aspired goals of the ELFIN projects, i.e. to clarify problems concerning the interpretation of the N-factor data and to reduce the scattering of the N-factor values at the observed transition location by including surface curvature effects into the analysis, were not reached.

Ziel

Nonlocal instability theory has successfully been used for transition prediction on transonic wings with and without suction in research-oriented applications already. From DLR's point of view, the main objective of this project now is to demonstrate its potential also for industrial application. Moreover, the usefulness of linear nonlocal instability analyses will be assessed by comparing results with those of nonlinear nonlocal calculations (NOLOT/PSE).

Lösungsweg

EUROTRANS is subdivided into two tasks. In Task 1, both classical local stability theory and a simplified transition prediction method will be used to analyse some HLFC wind tunnel experiments. Moreover, coupling procedures between Navier-Stokes computations and classical stability theory will be developed. However, DLR-Institut für Strömungsmechanik, Göttingen is involved in Task 2 only. In Task 2, Fokker 100 flight experiments and selected wind-tunnel experiments will be reconsidered using both linear and nonlinear nonlocal theory. Hence, wing surface curvature terms are consistently treated together with nonlocal nonparallel terms and in nonlinear investigations N-factors are no longer needed for transition prediction.

Ergebnis

In a first step, a common interface had to be defined and implemented into the codes. Furthermore, most of the partners also had to extend their boundary-layer codes in order to compute additional data required for nonlocal instability analyses. These modifications have been checked by comparing the results between the different partners. Satisfactory agreement could be achieved. Once more it became obvious that a well-resolved wall-normal velocity component, which is necessary for nonlocal instability investigations, requires higher downstream resolution in the boundary-layer calculations. Finally, the literature on nonlocal nonparallel theory based on parabolized stability equations (PSE) has been summarized.

Literatur

Hein, S.; Nies, J.; Dallmann, U.:
Nonlocal transition prediction. State-of-the-art report.
EUROTRANS TR-01, June 1996

weiteres Vorgehen

One of the ELFIN test cases will be reconsidered using linear nonlocal theory. The results of the different partners will be compared.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	St. Hein, J. Nies, A. Stolte, Dr. H. Bippes Dr. Th. Lerche, Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2427 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	GARTEUR–AG27 partners: research organizations: CERT/ONERA, DRA, FFA industrial companies: BAe, DASA	

Thema

GARTEUR AG27, Action Group on transition on airfoils and infinite swept wings with regard to nonlocal instability investigations.

Ausgangssituation

The main objective of the GARTEUR AG14, Action Group on local approaches, was to assess the capabilities of the classical e^N –method. DLR Göttingen did not participate in this Action Group, however. Four test cases were selected for which detailed experimental information on laminar–turbulent transition are available. Two transonic two–dimensional and two low–speed quasi–three–dimensional boundary–layer flows were considered. Comparisons between spatial and temporal theory, comparisons between different strategies of N-factor calculation on swept wings were performed and effects of suction, wall curvature and wall temperature were studied. These analyses clearly pointed out the capabilities and limitations of the classical e^N –method. In some cases, for example, the measured transition location was found in a region where the disturbances are linearly stable.

Ziel

The goal of this new Action Group is not only to improve the classical transition prediction methods, which are up to now based on local linear instability theory, but also to achieve a better understanding of the transition process.

Lösungsweg

Within GARTEUR AG27, again four experiments have been selected as test cases:

- The DLR swept flat plate experiment with controlled excitation of steady and unsteady disturbances will be studied. Due to well–defined initial conditions in this low–speed fundamental experiment, a detailed comparison with the experimental data is possible, which will provide a deep insight into the nonlinear processes.
- Measurements on an infinite swept wing with suction performed in the ONERA F2 low–speed wind tunnel have been selected. The model is designed in order to allow to investigate different possible transition mechanism: pure crossflow instability, mixed crossflow/Tollmien–Schlichting (TS) instability and pure TS instability.
- Wind–tunnel experiments by DRA on an infinite swept wing at transonic speed will be considered.
- The DNS simulation of the DLR swept flat plate experiment performed at FFA under conditions different from the first test case will be used as the fourth test case. Detailed comparison between DNS and nonlinear nonlocal theory are planned.

These test cases will be studied in detail using both linear and nonlinear nonlocal theory based on the parabolized stability equations. The work will partly be shared between the different partners.

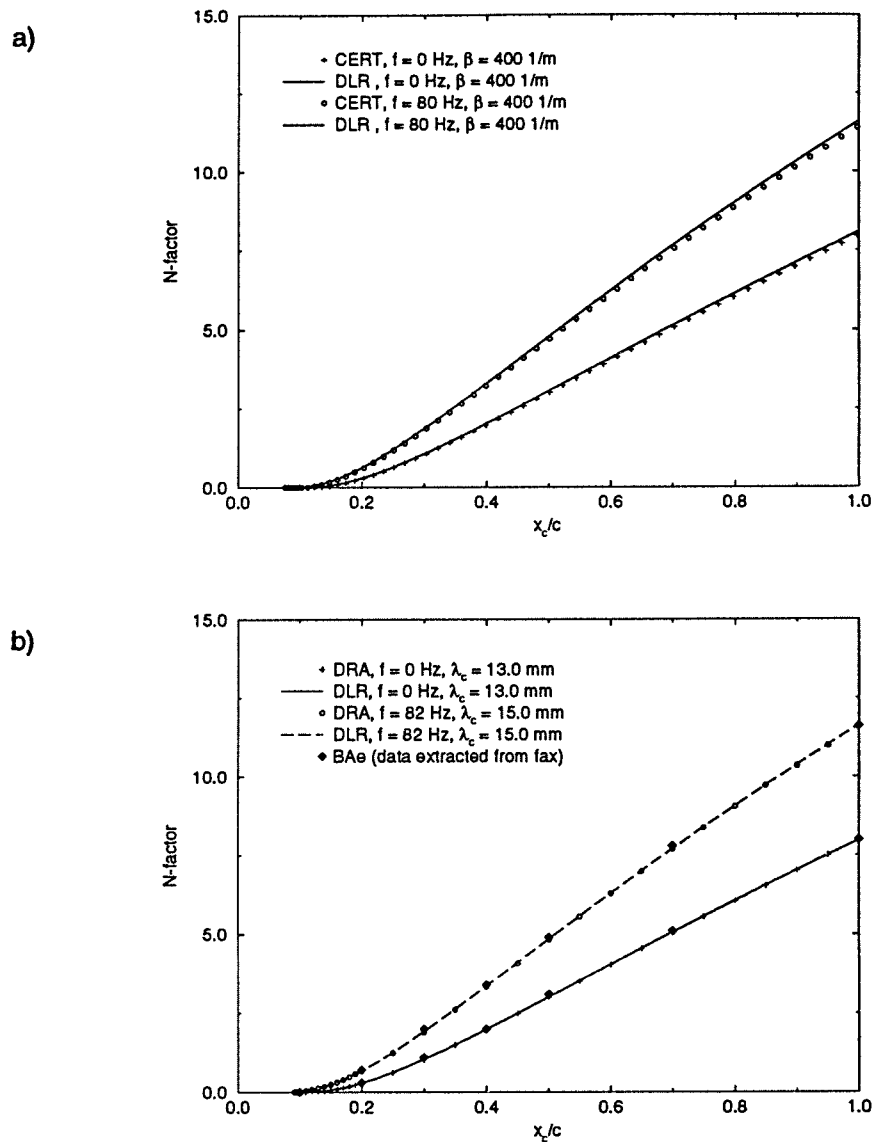


Figure 2: Comparison of the results of local linear theory for the DLR swept flat plate experiment. All partners used their own boundary-layer data, respectively.

Ergebnis

As a first step boundary-layer calculations and linear local instability investigations have been performed. Comparisons between the partners confirmed that both the boundary-layer data and the results from local linear instability theory are in good agreement. For the DLR test case, detailed nonlinear analyses results have been obtained already.

Literatur

weiteres Vorgehen

Having shown that there is agreement between the different partners also for the linear and non-linear nonlocal instability results, it is planned to start with detailed analyses of the four test cases. At DLR, linear nonlocal instability investigations on the ONERA test case are on the way.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin, Dr. G. Höhler	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10	Telefon: 0551-709-2259
	37073 Göttingen	-2408 Telefax: 0551-709-2829
weitere Partner	DLR, SM-EA Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH DFG-SPP Transition, Themenkreis IV: "Transitionsmeßtechnik für Flugversuch und Windkanal"	
Thema	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

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

Ergebnis

Im Rahmen des BRITE/EURAM-Projektes ELFIN II kamen Heißfilmsensoren bei zwei Untersuchungen zur Hybridlaminarisierung im S1-Windkanal der ONERA zum Einsatz.

An einem großen Modell einer Treibwerksgondel (Länge ca. 2.5 m, Durchmesser ca. 1.6 m) mit Grenzschichtabsaugung im vorderen Bereich war ein Heißfilmarray im Gebiet der erwarteten Transition angebracht. Das Array bestand aus 15 zwischen $x/L = 0.56$ und 0.75 hintereinander angeordneten Sensoren. Die Strömung im Bereich der Sensoren war teilweise durch Turbulenzkeile von Oberflächenstörungen vor dem Array gestört, wodurch Aussagen über die Transition erschwert werden.

Am ELFIN II-Halbmodell mit Absaugung wurden neben einigen Einzelsensoren zwei speziell entworfene Heißfilmarrays eingesetzt. Ein ALT-Array mit acht Sensoren befand sich oberhalb des Gaster-Bumps an der Flügelnase. Es diente zur Überprüfung der Wirksamkeit des Gaster-Bumps, der die Anlegelinientransition (ALT) an der Flügelvorderkante verhindern soll. Bei dem gewählten Aufbau war die Beobachtung der Transition in diesem Bereich mit der Infrarotthermographie nicht möglich. Mit einem weiteren Array aus fünf Sensoren, das sich hinter dem Absaugebereich bei $x/L = 0.4$ im erwarteten Transitionsgebiet befand, wurden die auftretenden Instabilitätsformen (Tollmien-Schlichting- und Querströmungsinstabilität) untersucht.

Bei diesen Messungen wurde erstmalig das weiterentwickelte Konstant-Temperatur-Anemometersystem eingesetzt und damit erfolgreich erprobt.

Literatur

W. Kühn, J. Strahmann, G. Höhler, A. Quast: Measuring techniques for A320 fin reference and HLF flight tests, 2nd European Forum on Laminar Flow Technology, June 10-12, 1996, Bordeaux

W. Kühn, G. Höhler, A. Quast: Meßtechnische Problemstellungen bei der Anwendung der Hybridlaminartechnik, 10. DGLR-Fach-Symposium Strömungen mit Ablösung, 11.-13. 11. 1996, Braunschweig

Weiteres Vorgehen

Auswertung der ELFIN II-Windkanaluntersuchungen innerhalb des EU-Programms HYLDA, Vorbereitung und Durchführung der Heißfilmmessungen am Seitenleitwerk mit Absaugung des Airbus A320 (Fin-HLFT)

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

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. Bisher sind nur zweidimensionale Simulationen von laminaren Ablöseblasen an Tragflügeln mit relativ hoher Anfangsamplitude der Störungen bekannt (z.B. Gruber, 1987). Kenntnisse über die Stabilitätseigenschaften im Wiederanlegebereich von Ablöseblasen, die einsetzende Dreidimensionalität beim Grenzschichtumschlag und deren Rolle beim Wiederanlegen der Grenzschicht fehlen aber weitestgehend.

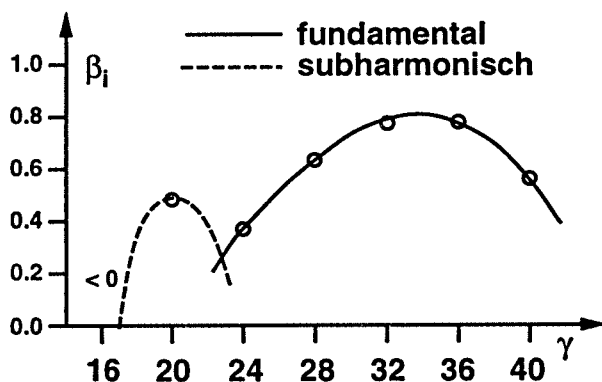
Ziel Durch die direkte numerische Simulation (DNS) von Grenzschichten an Tragflügeln mit laminarer Ablöseblase soll das Verständnis für die physikalischen Vorgänge verbessert und durch Vergleiche mit der Stabilitätstheorie und mit Experimenten abgesichert werden. Damit soll ein Beitrag zu einem tieferen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

Lösungsweg An einer ebenen Platte wird am oberen Rand die Geschwindigkeitsverteilung vorgeschrieben, die im Experiment gemessen oder die der Potentialströmung des simulierten Profils entspricht. Unterschiedliche, sich ergänzende Vorgehensweisen werden verfolgt. Zum einen wird das selbsterregte Verhalten von Ablöseblasen in reinen 2-D DNS bei möglichst niederem Störhintergrund ($< 10^{-11}$, weit unterhalb realer Strömungen) untersucht, um möglicherweise vorhandene absolute oder globale Instabilitäten nachweisen zu können. Zum anderen werden gezielte Kombinationen von 2-D und 3-D Störmoden analog zum Vorgehen von Rist (1994) untersucht. Dort wurde durch einen plötzlichen Druckanstieg in einer Blasiusgrenzschicht eine laminare Ablöseblase erzeugt. Jetzt wird eine Grenzschicht untersucht, wie sie sich im Ablösebereich eines Tragflügels einstellt (größere Reynoldszahl, stärkerer Druckanstieg). Die Druckverteilung entstammt einem Experiment am IAG, in dem die selbsterregte Störungsentwicklung in einer Ablöseblase sehr genau vermessen wurde. Vergleiche zwischen Experiment und Simulation und begleitende Untersuchungen mit der linearen und der Sekundärinstabilität sollen Aufschlüsse über den selbsterregten Grenzschichtumschlag in Ablöseblasen an Tragflügelprofilen liefern.

Ergebnis

Die DNS mit sehr niederem Störhintergrund (2-D Fall) zeigt ein langsames Pulsieren der Ablöseblase. In einer laminaren Phase (auch der Wiederanlegebereich ist laminar) wächst die Blase langsam an, bis sie sich schließlich einschnürt und einzelne Wirbel abgehen. Dabei breiten sich schallartig Störungen im gesamten Integrationsgebiet aus, die schließlich zur Entstehung von Tollmien-Schlichting Wellen weit vor der Blase führen. Diese werden in der Ablöseblase so stark angefacht, daß sie bis in den nichtlinearen Amplitudenbereich anwachsen. Sie beeinflussen die Ablöseblase und führen schließlich zu ihrem Verschwinden. Die TS-Wellen schwimmen stromab und verlassen das Integrationsgebiet. Der Kreis schließt sich mit der laminaren Phase.

Simulationen einer Tragflügelgrenzschicht mit gezielter Anregung einer TS-Welle mit mäßiger Amplitude ($\approx 10^{-5}$) und von 3-D Störungen sehr kleiner Amplitude (angeregter Fall, Maucher 1997) führen zu einem in anderen Strömungen noch nicht beobachteten zeitlichen Wachstum der 3-D Störungen innerhalb der Ablöseblase. Dort erreicht die TS-Welle eine sehr große Amplitude ($> 20\%U_\infty$) so daß es sich dabei vermutlich um einen Mechanismus der Sekundärinstabilität handelt. Wie in der klassischen Sekundären Instabilitätstheorie (nach Herbert) gibt es auch im hier vorhandenen Fall einer zeitlichen (= absoluten) Sekundäranfächung subharmonische und fundamentale Anfächung. Je nach Schräglaufwinkel sind die 3-D Moden subharmonisch (kleinerer Schräglaufwinkel, ca. 45°) oder fundamental angefacht.



Anfachsungsrate β_i der absoluten Sekundärinstabilität über der Querwellenzahl γ :

für $\gamma \leq 16$: keine zeitliche Anfächung,

$\gamma = 20$, Schräglaufwinkel ca. 45° : subharmonische Anfächung,

$\gamma \geq 24$: fundamentale Anfächung.

Literatur

Gruber, K. (1987), Numerische Untersuchungen zum Problem der Grenzschichtablösung, 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

Maucher, U., Rist, U., Wagner, S. (1997), Secondary Instabilities in a Laminar Separation Bubble, „STAB-Symp., Braunschweig, 1996“, NNFM (eingereicht)

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 zum Pulsieren der Blase führt.

Angeregte DNS sollen zeigen, ob eine Abhängigkeit zwischen der Art der zeitlichen Sekundäranfächung (subharmonisch bzw. fundamental) und der sich daraus entwickelnden Turbulenz besteht, oder ob sich nach Erreichen nichtlinearer 3-D Amplitude ein einheitlicher turbulenter Zustand einstellt. Weiterhin sollen Parallelen und Unterschiede zu den in den Prinzipuntersuchungen in der verzögerten Blasiusgrenzschicht beobachteten Instabilitätsmechanismen, speziell dem dort beobachteten Zusammenbruch der (konvektiven) Sekundärinstabilität bei Sättigung der 2-D Welle, in der Tragflügelgrenzschicht untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	A. Pöthke, Dr. H. Bippes	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2455 Telefax 0551 / 709-2829
weitere Partner	Dr. U. Dallmann	

Thema

Transition in dreidimensionalen Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen

Ausgangssituation

Das derzeit in der Entwurfsaerodynamik fast ausschließlich angewandte Transitionskriterium, das ϵ^n -Kriterium, basiert auf der lokalen linearen Stabilitätstheorie. Der Einfluß der äußeren Bedingungen wird durch einen empirisch bestimmten Grenzwert für die berechnete integrale Anfachung der instabilsten Störmoden, den ϵ^n -Faktor, erfaßt. Da dieser jedoch nicht nur die äußeren Bedingungen berücksichtigt sondern auch alle Fehler bei der Berechnung des Störungswachstums miteinschließt, ist er großen Streuungen unterworfen. Eine der Ursachen liegt in der Vernachlässigung der Oberflächenkrümmung. Diese zu erfassen bedarf es experimenteller Daten.

Ziel

Zur Verbesserung der Transitionsvorhersage für dreidimensionale Grenzschichten über gekrümmten Oberflächen soll die Entwicklung der Querströmungsinstabilität und deren Einfluß auf den Umschlagsprozeß an der konvexen Oberseite eines schiebend angeordneten Flügelprofils untersucht werden. Diese Entwicklung verläuft in einem weiten Bereich nichtlinear und ist damit stark von den Anfangsbedingungen abhängig. Die Experimente sollen die Entwicklung entsprechend verallgemeinerter Stabilitätsberechnungsverfahren unterstützen und überprüfen.

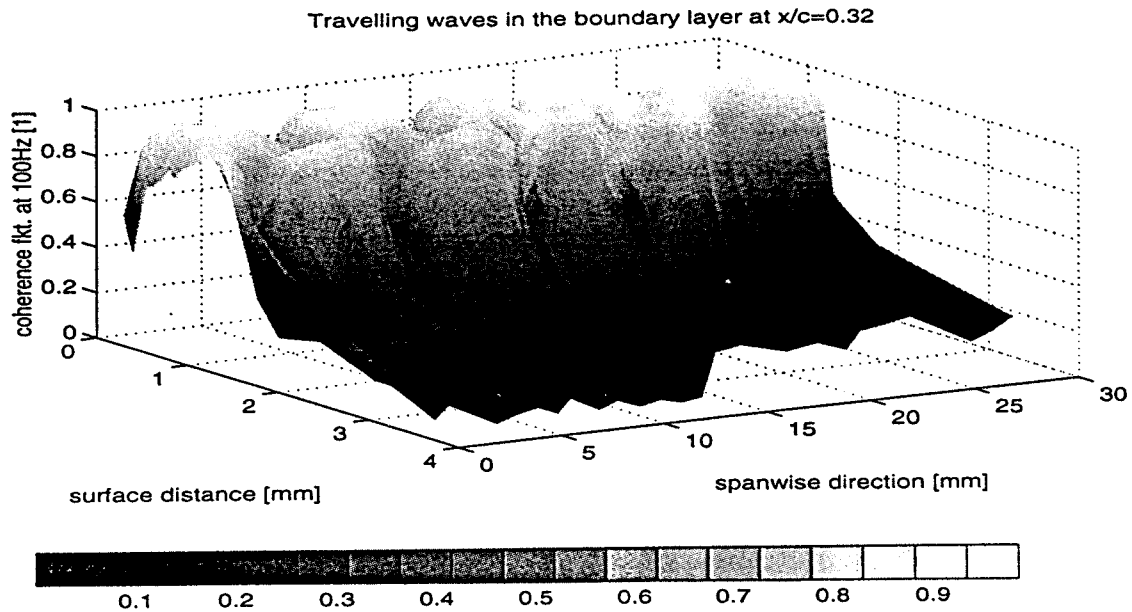
Lösungsweg

Um eine realistische Vergleichsmöglichkeit mit der Theorie zu schaffen und um den Einfluß der Querströmungsinstabilität gut beobachtbar zu machen, müssen die Experimente unter idealisierten Bedingungen durchgeführt werden. Das bedeutet hier eine unendlich schiebende Geometrie und ein kleiner negativer Anstellwinkel des untersuchten Flügelprofils. Zur Beschreibung der Entwicklung der Instabilität ist das gesamte instationäre Strömungsfeld zu vermessen. Charakteristiken der Instabilitäten lassen sich dann aus der Analyse des Störströmungsfeldes und mittels Korrelationsuntersuchungen gewinnen.

Ergebnis

Die Auswertung der stationären Störströmung ergab einen langen Bereich exponentiellen Anwachsens. Der Anstieg des N-Faktors ist im Bereich kleiner Störampplituden in guter Übereinstimmung mit den numerischen Berechnungen. Das Sättigungsniveau der stationären Instabilitäten liegt mit 7 Prozent der Geschwindigkeit am Grenzschichtrand deutlich niedriger als an ebenen Oberflächen.

Die Anfachung der instationären Störungen ist abhängig von ihrer Frequenz. Sie bildet ein breites Maximum für Frequenzen zwischen 100 und 700 Hz. In diesem Bereich ist der Anstieg des N-Faktors größer als im stationären Fall. Störungen mit Frequenzen außerhalb dieses Bereichs werden deutlich schwächer verstärkt. Betrachtet man nur den Anteil der in Querströmungsrichtung räumlich korrelierten Störungen in der Strömung, was mit der Vorstellung von Instabilitätswellen übereinstimmt, dann wird die Frequenz von 500 Hz am stärksten angefacht. Betrachtet man dagegen die im Signal enthaltenen spektralen Komponenten der Geschwindigkeiten, so wächst der Bereich um 120Hz am stärksten.



Wellen breiten sich in der Grenzschicht vornehmlich in einem Abstand von der Oberfläche des Profils aus, der vom Maximum der Querströmungskomponente bis zum Wendepunkt im Querströmungsprofil reicht. Seine Breite hängt stark von der Frequenz der betrachteten Welle ab. Wellen hoher Frequenz breiten sich besser lokalisiert aus als tieffrequente.

Die Richtung und der Betrag des Vektors der Phasengeschwindigkeit der Wellen konnte bisher nur in einem schmalen Frequenzband um 100 Hz und nur für eine Tiefenposition bestimmt werden. In diesem Bereich bestätigt sich aber die Erwartung, wonach die Wellen sich im wesentlichen in Querströmungsrichtung ausbreiten.

Trotz der geringeren Sättigungsamplitude im Vergleich zu ebenen Oberflächen wurde eine schon sehr früh einsetzende Wechselwirkung zwischen den stationären Störungen der zeitlich gemittelten Strömung und der Ausbreitung von Wellen in der Grenzschicht festgestellt.

Literatur

Deyle, H.; Bippes, H.:

(1996) Disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer and its dependence on environmental conditions. J. Fluid Mech. 316, 73-113

Lerche, T.:

(1996) Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im laminar-turbulenten Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht. Dissertation zum Dr.Ing. an der Universität Hannover

weiteres Vorgehen

Korrelationsuntersuchungen der Störgeschwindigkeitskomponenten werden Aufschluß über typische Längenskalen von instationären Strukturen der Grenzschicht geben.

Weiterhin wird der Zusammenbruch der laminaren Grenzschichtströmung im Bereich reiner Querströmungsinstabilität und im Bereich der Koexistenz von Querströmungs- und Tollmien-Schlichting-Instabilität untersucht.

Die Qualität der dann zur Verfügung stehenden Ergebnisse wird entscheiden, ob ein aktiver Störerzeuger eingesetzt wird, um gezielt instationäre Störungen in die Flügelgrenzschicht einbringen zu können.

Datum: 11. März 1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: H. Riedel

Institution: DLR/Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2432

Telefax: 0531/295-2320

e-mail:

weitere Partner: Rolls-Royce, Derby

Thema: Vergleich von Euler Rechnungen mit Flugversuchsergebnissen für eine Triebwerksgondel mit Grenzsichtlaminarhaltung durch Formgebung

Ausgangssituation:

Bei dem aerodynamischen Entwurf der Triebwerksgondel mit Laminarhaltung durch Formgebung für den DLR Flugversuchsträger VFW614/ATTAS mußte auf die Berücksichtigung des Pylons verzichtet werden [1].

Ziel:

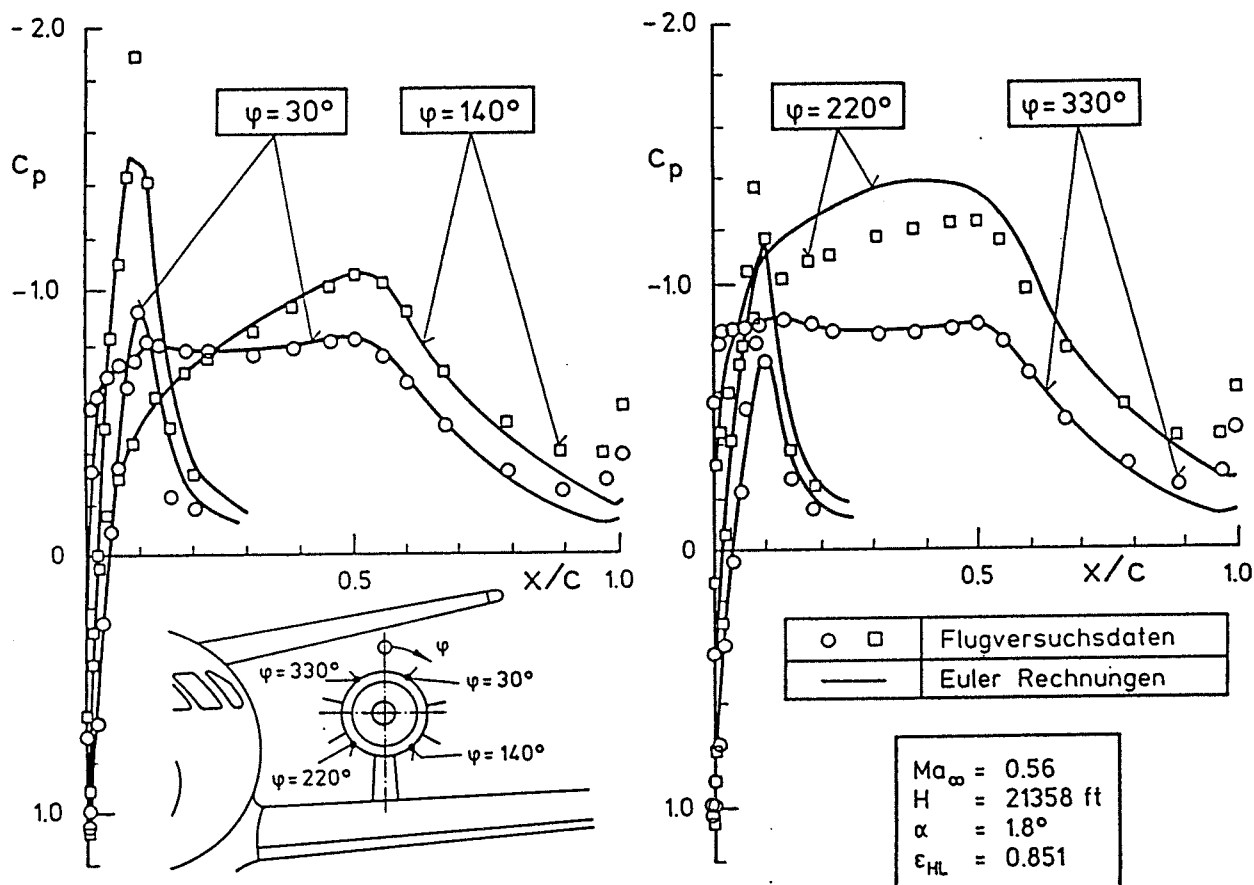
Einbeziehung des Pylons für die Nachrechnung der im Flugversuch gemessenen statischen Druckverteilung auf der Triebwerksgondel

Lösungsweg:

Anwendung des DLR Euler Verfahrens CEVCATS zur Berechnung der statischen Druckverteilung auf der Triebwerksgondel auf der Grundlage einer Flügel-Rumpf-Pylon-Triebwerksgondelkonfiguration der VFW614/ATTAS. Vergleich von den Euler Rechnungen mit den Flugversuchsergebnissen.

Ergebnis:

Das Bild zeigt für den maximalen Reiseflugzustand die Verteilung des statischen Druckbeiwerts C_p auf der Mantelstromverkleidung der Laminar-gondel in vier Längsschnitten nach Rechnungen mit dem Euler Verfahren CEVCATS im Vergleich mit Flugversuchsergebnissen. Aus dem Vergleich ist zu erkennen, daß in Bereichen, in denen Reibungseinflüsse noch keine Bedeutung erlangt haben, die Übereinstimmung von den Euler Rechnungen und den Flugversuchsergebnissen gut ist. Für den Längsschnitt $\varphi = 220^\circ$ ist die Abweichung der Euler Rechnungen von den experimentellen Ergebnissen einer örtlichen Strömungsablösung auf der vorderen Innenbordseite des Pylons am Übergang zur Gondel zuzuschreiben [1].



Literatur:

- [1] Riedel, H. Comparison of Euler Calculations with Flight Measurements
 Ronzheimer, A. of the Static Pressure Distribution on a Natural Laminar
 Sitzmann, M. Flow Nacelle
 DLR-Mitteilung 96-01, 14-1 - 14-17 (1996)

- [2] Ronzheimer, A. Interference Phenomena of Upper-Wing Mounted Engines
 Rudnik, R. DLR-Mitteilung 96-01, 12-1 - 12-14 (1996)

Brodersen, O.
 Rossow, C.-C.
 weiteres Vorgehen:

Klärung, ob der beobachtete Unterschied zwischen den Ergebnissen der Euler Rechnungen und den Meßwerten im Gebiet des Triebwerkseinlaufhalses ($x/c = 0.1$) im pylonnahen Bereich der Gondel ($\varphi = 140^\circ$ und $\varphi = 220^\circ$) auf eine dortige ungenügende Feinheit des Rechennetzes zurückzuführen ist.

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 Detektion von Tollmien-Schlichting Wellen im Freiflugversuch mit
Oberflächenheißfilmfolien

Ausgangssituation

Ausgangspunkt der Untersuchungen sind die in den Jahren 1989 bis 1993 bei der DLR durchgeführten Hitzdrahtuntersuchungen auf dem Flugversuchsträger LFU 205 zur Detektion von Tollmien-Schlichting-Wellen. Es zeigte sich, daß sich die primären Instabilitäten nicht, wie ursprünglich angenommen, als kontinuierliche Wellenzüge mit geraden Wellenfronten, einer Wellennormalen parallel zur Strömungsrichtung und einer verhältnismäßig großen, spannweitenigen Erstreckung ausbreiten, sondern vermutlich vielmehr das Erscheinungsbild von relativ eng gefaßten, lokalisierbaren Störungen (Wellenpaketen) mit großen schräg laufenden Anteilen haben.

Ziel

Ziel ist es, die räumliche Struktur und Ausbreitung der Wellenpakete unter technisch relevanten Bedingungen (d.h. in einer Tragflügelgrenzschicht im Freiflug) bei natürlicher und erzwungener Anregung (unterkritische Einzelrauigkeiten) durch Messungen zu bestimmen. Hierbei sollen vor allem die an den Wellenpaketen beteiligten Tollmien-Schlichting Instabilitäten hinsichtlich ihrer Frequenzen, Wellenlängen, Ausbreitungsrichtungen, Amplituden sowie ihres Wachstums untersucht werden womit sich eine Datenbasis von Anfangswerten (primäre Instabilität !) für Transitionsvorhersageverfahren der nächsten Generation bereitstellen läßt.

Lösungsweg

Zur Zeit erscheint die Oberflächenheißfilmsensorik als die am besten geeignete Technik zur Lösung der gestellten Aufgabe und zwar aus den folgenden Gründen:

- 1) Theoretische Vorüberlegungen und Versuche mit Einzelsensoren an der LFU 205 haben gezeigt, daß die Empfindlichkeit von Heißfilmen ausreichend groß ist, die von den Tollmien-Schlichting Wellen ausgelösten Fluktuationen der Wandschubspannungen zu detektieren. Vergleichende Messungen mit einem direkt über dem Heißfilm angeordneten Hitzdraht ergaben außerdem, daß die Zeitsignale beider Sensoren das gleiche Frequenzspektrum besitzen. Darüberhinaus zeigt sich der typische Phasensprung im Zeitsignal, wenn der Hitzdraht außerhalb der Grenzschicht positioniert wird (Bild 1). Heißfilme liefern also die im Rahmen der gestellten Aufgabe erforderlichen Informationen ebensogut wie Hitzdrähte.
- 2) Weitere Versuche mit zwei in Strömungsrichtung hintereinander angeordneten Heißfilmen, deren Abstand kleiner war als die kleinste theoretisch zu erwartende Wellenlänge der Tollmien-Schlichting Instabilitäten, ergaben eine sehr gute Korrelierbarkeit der Signale. So lassen sich mit-

tels eines Kreuzspektrums, Bild 2, aus den Zeitschrieben klar die am Signal beteiligten Frequenzen und die ihnen zuzuordnenden Phasendifferenzen (und damit Wellenlängen) ermitteln.

- 3) Derzeit ist es möglich, bis zu 64 Heißfilme gleichzeitig zu betreiben. Damit lassen sich Heißfilmarrays auslegen, die mit Sensoren in ausreichender Dichte so belegt sind, daß einerseits Korrelationen der Sensorsignale untereinander möglich sind und andererseits Störungen über einen längeren Weg stromab verfolgt werden können.

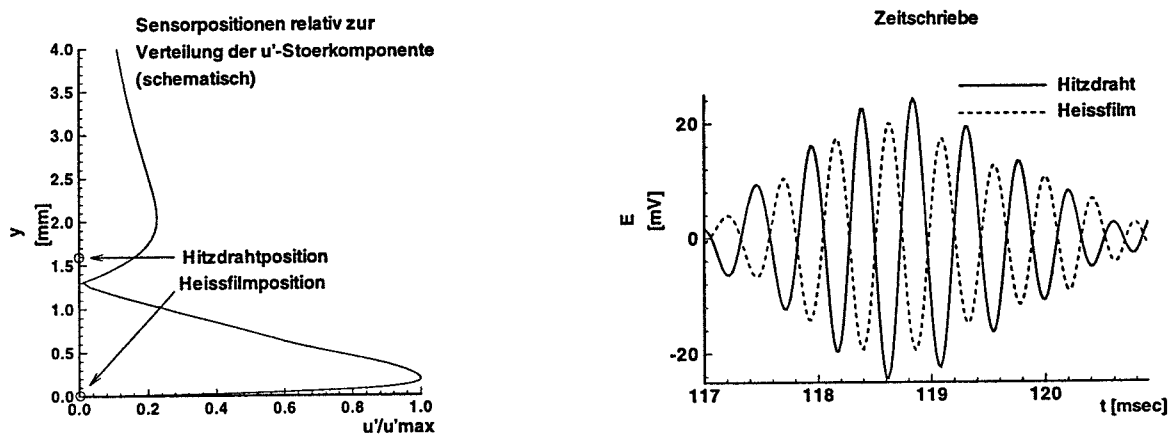


Bild 1: Vergleich zwischen Hitzdraht und Heißfilmsignal

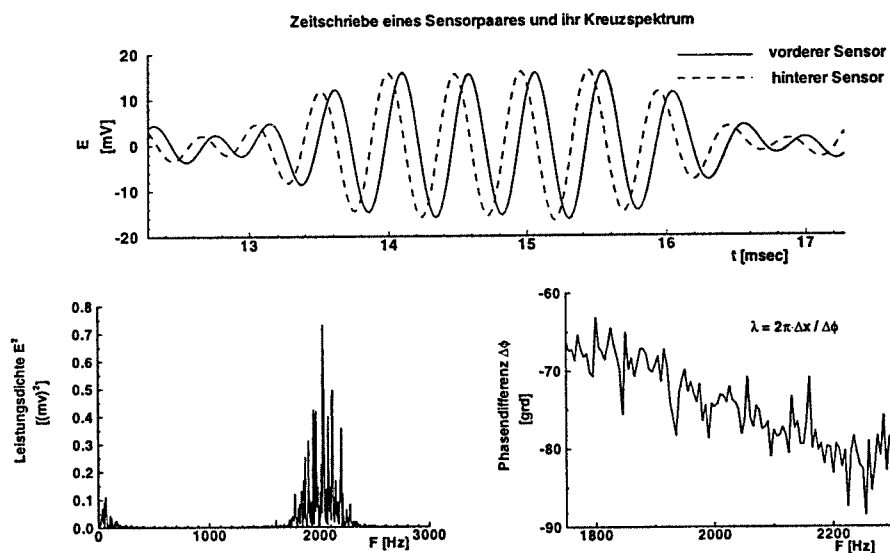


Bild 2: Ermittlung der Wellenlänge von TS-Wellen mittels Kreuzspektrum

weiteres Vorgehen

Derzeit werden Freiflugmessungen mit Multi-Sensor-Heißfilmfolien (64 Sensoren) vorbereitet. Neben den Heißfilmen werden auch wieder Hitzdrähte eingesetzt werden. Während der Meßflüge soll zur Kontrolle stets auch die Lage des Einsetzens der Turbulenz mittels Infrarottechnik beobachtet werden. Als Grundlage für theoretische Vergleichsrechnungen (lineare Stabilitätsanalyse, nichtlokale, nichtlineare Methoden, numerische Simulation) werden parallel ebenso die jeweilige Druckverteilung sowie die Anströmbedingungen gemessen.

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: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Bernhard Stahl

Institution: DLR, Abteilung SM-WK-KKK

Adresse: Linder Höhe
D-51147 Köln

Telefon: 02203/601 2297
Telefax: 02203/695 961
e-mail: Bernhard.Stahl
@dlr.de

Thema: Detektion des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags bei tiefen Temperaturen.

Ausgangssituation: Im Kryo-Kanal Köln wurden am Laminarprofil NLF(2)-0415 Infrarotmessungen zur Detektion des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags durchgeführt. Dabei wurde bei Umgebungstemperatur und der Machzahl $Ma=0.3$ ein Temperaturanstieg nach erfolgter Transition von 0.6K gemessen. Im Kryobetrieb des Kanals ist der Einsatz der Infrarot-Thermographie nicht möglich. Es soll daher bei abnehmender Gastemperatur untersucht werden, bis zu welcher Grenztemperatur der Temperaturanstieg mit Thermoelementen gemessen werden kann.

Ziel: Messung des Grenzschichtumschlags am Laminarprofil NLF(2)-0415 der DLR mit wandbündig eingebauten Thermoelementen.

Lösungsweg: Um den Einsatz von Thermoelementen zur Detektion der Transition zu erproben, wurden Vorversuche an einer ebenen Platte durchgeführt. Hierzu wurden 9 Thermoelemente wandbündig in einer ebenen Scotchply Platte eingeklebt. Um die Transition in der Grenzschicht hervorzurufen, war stromab der ersten drei Thermoelementen eine Transitionsfixierung angeordnet. Während des Kanalbetriebs war die ebene Platte in der Meßstrecke des KKK montiert und wurde bis 100K abgekühlt.

AG STAB

Ergebnis:

Wie die Ergebnisse bei Umgebungstemperatur zeigen, beträgt der Temperaturanstieg hinter der Transitionsfixierung 0.3K und stimmt mit dem Wert aus einer Wärmebilanzrechnung gut überein. Bei abnehmender Gastemperatur wird der Temperaturanstieg zunehmend kleiner und ist bei 200 K gerade noch zu erkennen.

Um analoge Messungen am Laminarprofil NLF(2)-0415 durchführen zu können, wurden nach Bild 1 16 Thermoelemente wandbündig in die Profiloberfläche eingeklebt. Mit diesen Sonden soll in den anstehenden Messungen nachgewiesen werden, bis zu welcher Grenztemperatur die Transitionslage am Laminarprofil bestimmt werden kann. Im Gegensatz zur ebenen Platte ist am Laminarprofil eine tiefere Grenztemperatur zu erwarten, da die Lauflänge der laminaren Grenzschicht wesentlich größer ist.

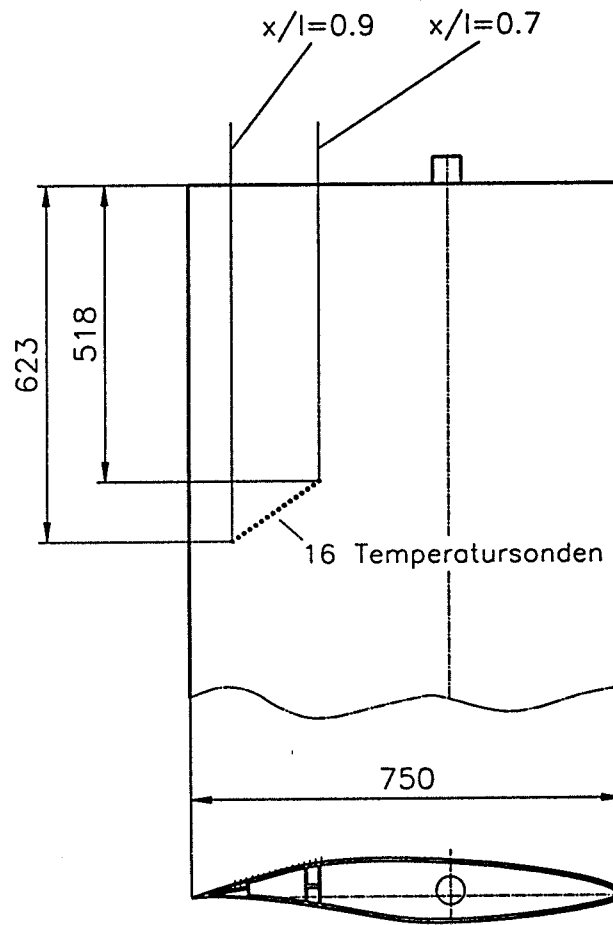


Bild 1: Anordnung der Temperatursonden am Laminarprofil NLF(2)-0415

Literatur:

Becker, W., Kronen, R., Stahl, B.:
Druckmessungen und Infrarotmessungen am Laminarprofil
NLF(2)-0415 im Kryokanal Köln der DLR.
DLR-IB-39114-96A08

Datum:

Mai 1997

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. C. Stemmer, Dr.-Ing. H. Bestek, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3429

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner

S. Fühling (RWTH Aachen), M. Baumann, J. Suttan (TU Berlin)
P. Erb (TH Darmstadt), H. Lienhard, S. Becker (Universität Erlangen)

Thema

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

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

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

Ergebnis

In Bild 1 ist das Instabilitätsgebiet für einen Flugfall ($U_\infty=41,6$ m/s; $\alpha=0^\circ$ an der Anstellwinkelsonde) dargestellt. Die äußerste Linie stellt die Indifferenzkurve dar, die innerste Linie repräsentiert eine Anfachungsrate von $\alpha_i = -3,0$.

Stromab der verwendeten Punktstörquelle bei $x/c = 0,27$ ist für die Störfrequenz von $f=1000$ Hz demnach mit einer starken linearen Anfachung zu rechnen. Dies bestätigt das Ergebnis der Simulation (siehe Bild 3). Die verschiedenen Fouriermoden $(1,k)$ im Frequenz-Querwellenzahlspektrum erfahren entsprechend ihrer zugehörigen Querwellenzahl γ unterschiedliche Anfachung. Wellen mit geringen Schräglaufwinkeln (kleines k) erfahren eine Anfachung, die nahe an der Anfachung der 2-D TS-Welle liegt. Mit immer größerem Schräglaufwinkel nimmt die Anfachung ab und ab einem Winkel von $\approx 65^\circ$ ($k \geq 16$) tritt Dämpfung auf. Wellen geringen Schräglaufwinkels werden bei der Störung durch eine Punktstörquelle mit einer höheren Anfangsamplitude generiert als zweidimensionale Wellen. Schräglaufende Wellen geringen Schräglaufwinkels dominieren die Transition bei der punktförmigen Störungseinleitung. In Bild 2 sind die Wandwirbelstärke- (rechts) und die Wanddruckverteilung (links) dargestellt, die einen Vergleich mit den entsprechenden Meßmethoden der Projektpartner erlauben. Die gebogenen Wellenfronten der Störungsentwicklung stromab der Punktstörquelle sind erkennbar. Weitere Strukturen (λ -Wirbel) können identifiziert werden.

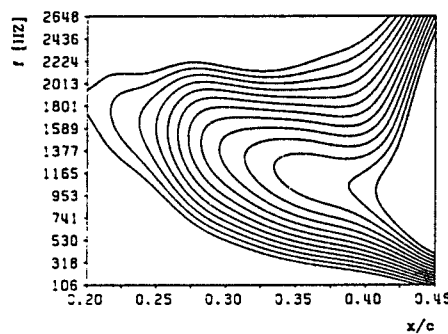


Bild 1: Stabilitätsdiagramm

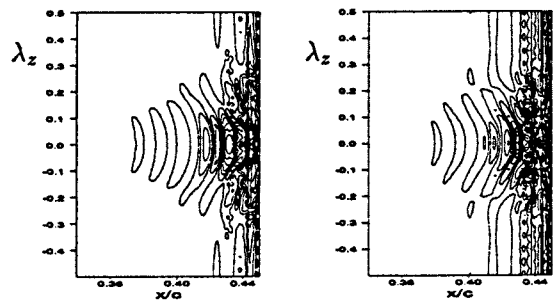


Bild 2: Wandschubspannungsverteilung und Wanddruckverteilung

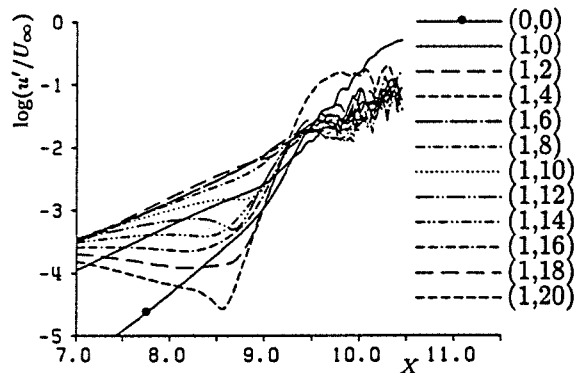


Bild 3: Amplitudenverteilung der Fouriermoden $(1,k)$ für die harmonische Punktstörquelle ($c=20$)

Literatur

[1] J. Suttan, M. Baumann, S. Fühling, P. Erb, S. Becker, W. Müller, C. Stemmer: In-flight Research on Laminar-Turbulent Transition. In *2nd European Forum on Laminar Flow Technology*, June 10-12, 1996, Bordeaux, France, pp. 10.18-10.41.

weiteres Vorgehen

In weiteren Untersuchungen werden mögliche Szenarien für die natürliche Transition mit Hilfe von Modellstörungen durchgespielt. Neben einzelnen schräglaufenden Wellenpaaren ($\pm\gamma$) und Kombinationen von schräglaufenden und 2-D TS-Wellen sollen auch ein Gemisch von Wellen verschiedener Schräglaufwinkel und Störfrequenzen auf ihren Einfluß auf die Transitionslage wie auch den Transitionstyp näher betrachtet werden. Ein Vergleich mit Linearer und Sekundärer Stabilitätstheorie wird durchgeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. W. Würz, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart	
Adresse	Paffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon: (0711) 6853424 Telefax: (0711) 6853438
weitere Partner		
Thema	Experimentelle Untersuchungen zur Störungsanfachung in anliegenden Grenzschichten und Ablöseblasen	
Ausgangssituation	Zur Bestimmung der Umschlagslage an Tragflügelprofilen wird weitgehend die e^n -Methode verwendet. Im Vergleich mit Windkanalmessungen zeigen berechnete Polaren (XFOIL) z.T. erhebliche Abweichungen von den gemessenen Werten (Bild 1). Dies wird oft auf die Unsicherheit im anzusetzenden n -Faktor zurückgeführt (Werte von $n=7-15$ werden zu einer besseren Korrelation benutzt). Gleichzeitig besteht nur geringe Kenntnis über die Umschlagsentwicklung unter „natürlichen“ Bedingungen, d.h. ohne gezielte Störungseingabe mit einer dominanten Frequenz. Besonders zum Umschlag in laminaren Ablöseblasen liegen kaum detaillierte Messungen vor.	
Ziel	Genauere Kenntnis der Umschlagsentwicklung in anliegenden, verzögerten Grenzschichten und laminaren Ablöseblasen. Von besonderem Interesse ist dabei die Entwicklung unter „natürlichen“ Bedingungen, d.h. mit einem breiten Band von Tollmien-Schlichting Frequenzen, die eine selektive Anfachung und Dämpfung durchlaufen. Vergleich der Störungsanfachung mit der linearen Stabilitätstheorie mit dem Ziel, Rückschlüsse in Bezug auf die Umschlagsvorhersage mit e^n -Methoden ziehen zu können.	
Lösungsweg	Im Laminarwindkanal des IAG wurden detaillierte Hitzdrahtmessungen an einer verzögerten Grenzschicht ($H_{12} \cong 2.8$) und einer laminaren Ablöseblase ($H_{12max} \cong 6$) durchgeführt. Der Windkanal ist aufgrund seines Turbulenzgrades ($Tu < 0.02\%$) sowie des Frequenzspektrums (keine meßbaren Amplituden $> 200\text{Hz}$, TS-Frequenzen bei ca. 1000Hz) ideal geeignet. Durch speziell abgestimmte, rauscharme Filter und Meßtechnik konnte eine sehr hohe Auflösung erreicht werden. Das meßbare Amplitudenverhältnis A_{max}/A_{min} beträgt ca. 1800 ($n \cong 7.5$). Typischerweise wurden 30 Meßpunkte pro Grenzschichtprofil aufgenommen, die Schwankungsamplitude einer Frequenzanalyse unterzogen und damit Eigenfunktionen für die TS-Frequenz bestimmt. Die Ermittlung von Anfachungsraten α_i erfolgt dann entlang der Maxima der gemessenen Eigenfunktion für die jeweilige Frequenz. Die theoretischen Anfachungsraten werden anhand der gemessenen Grenzschichtprofile, bzw. anhand von Grenzschichtprofilen aus einem Finite-Differenzenverfahren, mit einem Orr-Sommerfeld-Solver berechnet.	

Ergebnisse

Die gemessenen Eigenfunktionen der TS-Frequenz zeigen für die verzögerte Grenzschicht ein größeres Maximum auf Höhe des Wendepunktes des Grenzschichtprofils, als nach der linearen Theorie zu erwarten ist. Genauere Analysen zeigen, daß dieses Maximum auf einen Anteil von schräglaufenden TS-Wellen zurückzuführen ist. Die Häufigkeit der TS-Wellen über dem Schräglaufwinkel entspricht dabei in etwa einer Gauss-Funktion. Die gemessenen Anfachungsraten sind in Übereinstimmung mit der linearen Stabilitätstheorie (Bild 2).

Um dies qualitativ nachzuweisen wurde das Windkanalmodell mit 15 Elektret-Mikrofonen bestückt, die hinter Druckerbohrungen mit 0.3mm Durchmesser und in 6mm spannweisem Abstand ($\approx 1/2\lambda_{TS}$) angebracht waren. Die Mikrofone wurden bei der TS-Frequenz ($\approx 1\text{kHz}$) kalibriert, bedingt durch die Einbauart konnte allerdings kein linearer Frequenzgang erreicht werden. Die Zeitsignale wurden mit 240kHz Summenabtastrate digitalisiert und mit Hilfe einer Oberflächendarstellung visualisiert (Bild 3). Die TS-Wellen sind über die gemessenen Wanddrücke ab $0.1\%\text{RMS}_{TS}/U_\delta$ gut sichtbar. Es zeigte sich die erwartete zufällige Verteilung von TS-Wellen mit einer großen Erstreckung in Spannweitenrichtung und kleinen Schräglaufwinkeln γ bis ca. 15° . Einzelne TS-Wellen mit großen Schräglaufwinkeln konnten im linearen Bereich nicht beobachtet werden.

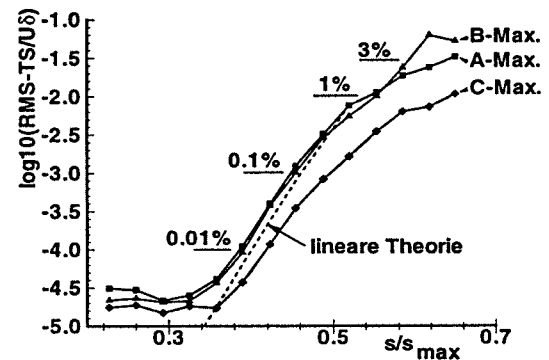
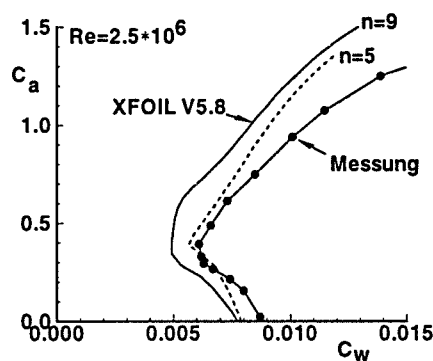
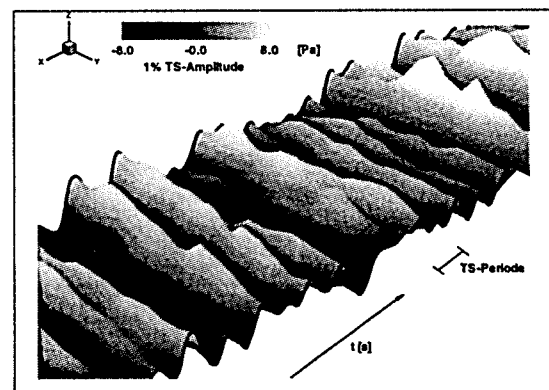


Bild 1: Vergleich gemessene - berechnete Profilpolare

Bild 2: gemessene Amplituden für die TS-Frequenz

Bild 3: Wanddruckmessung mit Mikrofonen



Literatur

Würz, W. (1995), Dissertation Universität Stuttgart
Wubben, F.J.M. (1991) Report LR-604 TU-Delft

weiteres Vorgehen

Experimentelle Untersuchungen zur Rezeptivität anliegender und abgelöster 2-dimensionaler Grenzschichten. Untersucht werden soll der Einfluß von Oberflächenstörungen (vor- und zurückspringende Stufe, wellige bzw. raue Wand) auf die Umsetzung langwelliger Außenstörungen, Schall und Turbulenz in der Anströmung, in kurzwellige Tollmien-Schlichting Wellen

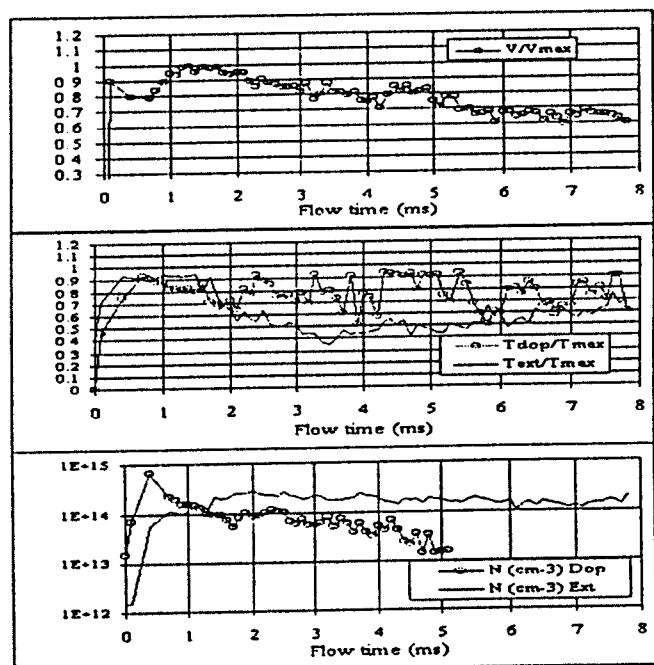
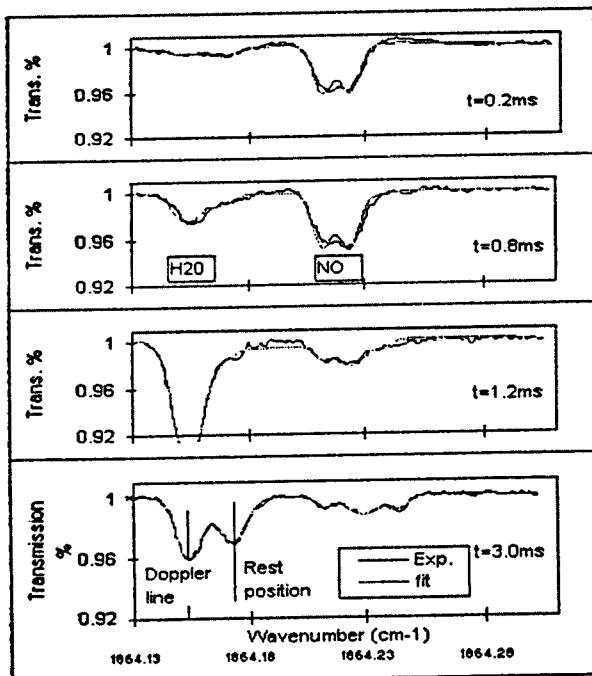
MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechspartner	Walter H. Beck		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	Telefon Telefax Email	0551 7092470 0551 7092870 walter.beck@dlr.de
Weitere Partner	Dr A. Mohamed, ONERA, LAERTE, Palaiseau.		
Thema	Charakterisierung der freien Anströmung des Hochenthalpiekanals Göttingen HEG.		
Ausgangssituation	Um die beim atmosphärischen Wiedereintritt wichtigen aerothermodynamischen Phänomene besser zu verstehen, werden Messungen im HEG an skalierten und generischen Modellen durchgeführt. Weiteres Ziel ist es auch, numerische Modellierungen durch Messungen im Kanal zu validieren, so daß diese Berechnungen auch für den Flug angewendet werden können. Wie bei jedem Windkanal ist eine Charakterisierung der freien Anströmung eine wichtige Voraussetzung für brauchbare Versuche mit Modellen. Im HEG, durch die extrem hohe Temperaturen im Düsenreservoir und die teils eingefrorene Gaszustände in der Düse, die zu einem Testgas im Nichtgleichgewichtszustand führen, reichen die üblichen Druck- und Temperaturmessungen nicht mehr aus.		
Ziel	Die freie Anströmung des HEG's soll charakterisiert werden, vor allem mit Hilfe moderner optischen Methoden.		
Lösungsweg	Infrarot-Diodenlaser-Absorptionsmessungen (DLAS) sind am HEG durchgeführt worden. Die Wellenlänge dieser Laser können sehr rapide geändert werden, so daß es in der kurzen HEG-Meßzeit (1 ms) möglich ist, die Absorptionslinie eines natürlich vorhandenen Testgaskomponenten (hier Stickoxid NO) abzutasten. Von den gewonnenen Linienprofilen können Temperaturen (Dopplerverbreiterung) und NO-Dichten (integrale Fläche) als Funktion der Zeit ermittelt werden. Wenn weiterhin der Laserstrahl unter einem Winkel zur Strömungsrichtung steht, ist es möglich, durch die Wellenlängenverschiebung der Absorptionslinie (Dopplerverschiebung) eine Strömungsgeschwindigkeit zu bestimmen. Hier wird ein Laser bei		

5 μm und mit einer Wellenlängenabtastrfrequenz von 10 kHz unter einem Winkel von 53° zur HEG-Strömung durch die HEG-Meßstrecke geführt. (Die DLAS-Apparatur wurde von LAERTE/ONERA gebaut und schon erfolgreich an anderen Windkanälen verwendet [1].)

Ergebnis

Eine DLAS-Messung wurde am HEG bei Bedingung I (39 MPa, 21 MJ/kg) durchgeführt. In den gemessenen Spektren (siehe Bild unten links) tauchen Absorptionslinien von NO (statisch (ext) und strömend (Dop)) und H_2O auf. Die NO-Linienformen können berechnet werden, mit Fitparameter Geschwindigkeit V , NO-Dichte N und Temperatur T . Der Zeitverlauf dieser Werte, normiert auf den maximalen Wert V_{max} und V_{max} , wird in dem Bild unten rechts gezeigt; Zeit=0 entspricht der erste Anstieg des Druckes (Ankunft des Gases) in der Meßstrecke. Während des für die strömungsphysikalischen Auswertung verwendeten Fensters von ca. 2 - 3 ms sind die Zeitverläufe konstant (obwohl die Werte für $T_{\text{dop}}/T_{\text{max}}$ streuen).



Literatur

[1] Mohamed AK et al, Tunable diode laser measurements on nitric oxide in a hypersonic wind tunnel, AIAA paper 95-0428 (1995).

Weiteres Vorgehen

Da nur ein HEG_Versuch möglich war, sind weitere Messungen geplant.

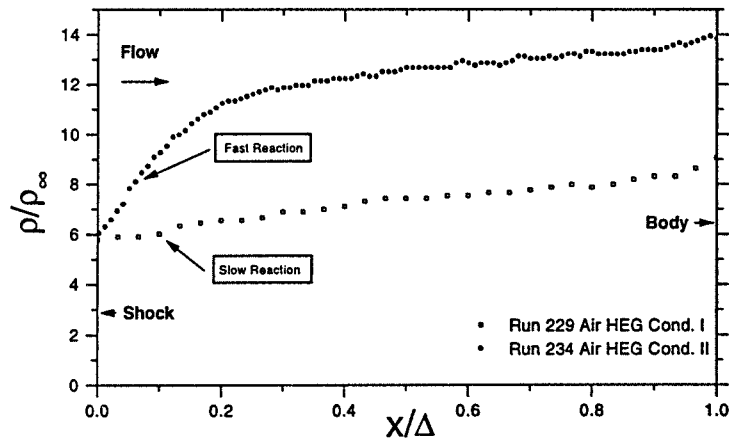
Datum

April 1997

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechspartner	Walter H. Beck, Martin Carl		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	Telefon Telefax Email Email	0551 709-2470 / 2858 0551 709-2870 walter.beck@dlr.de martin.carl@dlr.de
Weitere Partner			
Thema	Einfluß von Realgaseffekten auf die Wechselwirkung von Stoßwellen; Messungen am Hochenthalpiekanal Göttingen HEG		
Ausgangssituation	Raumgleiter, die in die Erdatmosphäre eintreten, sind extremen Belastungen ausgesetzt. Die wissenschaftliche Untersuchung der Strömungsbedingungen beim Wiedereintritt ist Forschungsthema am Hochenthalpiekanal in Göttingen (HEG). Der Bereich, welcher untersucht wird, simuliert Flughöhen von etwa 60 bis 100 km Höhe. Hinter den auftretenden starken Stoßwellen finden chemisch Reaktionen statt, welche das Strömungsfeld beeinflussen. Der Einfluß der Chemie auf die Wechselwirkung von Stoßwellen wirft verschiedene neue Fragestellungen auf.		
Ziel	Die Wechselwirkung von Stoßwellen in perfekten Gasen wurde von Edney (1968) untersucht. Diese Untersuchungen sollen nun unter besonderer Berücksichtigung des Einflusses der Chemie auf die Wechselwirkung von Stoßwellen fortgesetzt werden.		
Lösungsweg	Mit Hilfe einer einfachen Modellgeometrie bestehend aus einem Keil (Keilwinkel = 10°) und einem Zylinder (Radius=45mm) wird eine Wechselwirkung zwischen einer schwachen und einer starken Stoßwelle erzeugt. Als Anströmbedingung werden die beiden Hochenthalpiebedingungen des HEG verwendet ($h_0 \approx 20\text{MJ/kg}$, $Ma \approx 9$, $p_{0\text{ Cond. I}} \approx 40\text{MPa}$ und $p_{0\text{ Cond. II}} \approx 90\text{MPa}$). Eine Versuchsreihe bestehend aus 25 Versuchen soll durchgeführt werden. Für alle Versuche werden holographische Interferogramme aufgezeichnet. Weiterhin stehen Druck- und Temperaturmessungen auf der Zylinderoberfläche zur Verfügung. Von besonderem Interesse sind die Edney Typ III und Typ IV Wechselwirkungen.		
Ergebnis	Am ersten Trippelpunkt, wo der schwache Keilstoß auf den starken Bugstoß des Zylinders trifft, entstehen, durch die unterschiedliche Stoßstärke der beiden Stöße, hinter den Stoßwellen verschiedene		

Relaxationslängen und chemische Zusammensetzungen und damit auch verschiedene Krümmungen der Stromlinien. Erste Ergebnisse der Meßreihe verdeutlichen dies. In der folgenden Abbildung ist eine reine Zylinderströmung für die beiden Versuchsbedingungen dargestellt. Aufgetragen ist der Verlauf der Dichte auf der Staupunktsstromlinie (Δ ist der Stoßabstand). Hinter dem starken Bugstoß ist die Reaktionsrate für Bedingung II höher. Grund hierfür ist die höhere Stoßfrequenz zwischen den Molekülen (Bed. II besitzt eine größere Dichte der freien Anströmung). Das führt zu einer schnelleren Relaxation der Strömung.



Die Meßreihe wurde aufgenommen. Nun wird sie hinsichtlich der Einflüsse der Chemie ausgewertet. Ein weiteres Phänomen das bei der Messung auftrat, waren instationäre Effekte bei der Edney Typ IV Wechselwirkung; auch diese werden weiter untersucht.

Literatur

B. Edney, 1968 Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speeds in the Presence of an Impinging Shock. FFA Report 115.

D. Kastell, M. Carl and G. Eitelberg, 1996 Phase step holographic interferometry applied to hypervelocity, non-equilibrium cylinder flow. Experiments in Fluids 22 (1996) pp57-66.

Weiteres Vorgehen

Am Beispiel einer reinen Zylinderströmung ist zunächst gezeigt worden, daß der HEG in der Lage ist, Hochenthalpieeffekte hervorzurufen. Die gewonnenen Meßergebnisse müssen nun ausgewertet werden. Die bisherigen Messungen wurden mit Luft durchgeführt, geplant sind nun weitere Messungen mit Stickstoff.

Datum

April 1997

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechspartner	Georg Eitelberg, Walter H. Beck		
Institution	DLR ,Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	Telefon Telefax Email	0551 709 2339/2470 0551 709 2800/2870 georg.eitelberg@dlr.de walter.beck@dlr.de
Weitere Partner	ESA		
Thema	Einfluß von Realgaseffekte auf Wärmeübergangsmessungen an Kugeln unterschiedlicher Durchmesser und mit verschiedener Beschichtungen im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG).		
Ausgangssituation	Beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre in Höhen zwischen 50 und 100 Kilometer wird ein Raumgleiter extremen Bedingungen ausgesetzt. Der Bugstoß ist sehr stark und die Wärmeübergänge, besonders um den Staupunkt, sind sehr hoch. Die Rolle von Realgaseffekte (z.B. Dissoziation der Luft hinter dem Stoß, Rekombinationsreaktionen in Expansionsfächern und in der Grenzschicht, und katalytische Reaktionen auf der Oberfläche) bei diesen Phänomenen werden noch nicht richtig verstanden.		
Ziel	Mit Hilfe von Modellen einfacherer Geometrien (Kugeln) sollen diese Phänomene im HEG untersucht werden.		
Lösungsweg	Ein Meßrechen, bestückt mit Kugeln mit Durchmesser 20, 40 80 und 160 mm, wurde im HEG mit Testgas Luft und bei den Bedingungen I (39 MPa, 21 MJ/kg) und III (46 MPa, 13 MJ/kg) getestet. Manche Kugeln wurden mit Gold und Platin (2 µm Schichtdicke) beschichtet, um den Einfluß katalytischer Effekte zu untersuchen. Wärmeübergänge sind am Staupunkt und bei verschiedenen Winkeln mit Hilfe von koaxiale Thermoelemente gemessen worden und die Werte mit verschiedenen empirischen/numerischen Korrelationen verglichen worden.. Weiterhin sind die Stoßlagen und -abstände durch eine Sichtbarmachung mit holographische Interferometrie und Schlierenaufnahmen untersucht worden.		

Ergebnisse

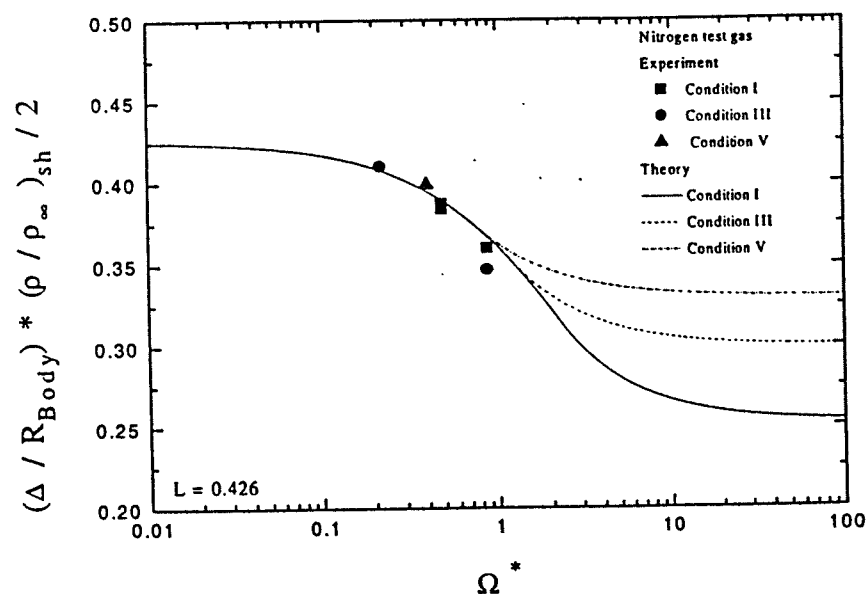
Gemessene Wärmeübergänge q stimmen am besten mit der bekannten und gängigen Korrelation von Fay und Ridell [1] ein:-

	q (MW/m ²) (I)	q (MW/m ²) (III)
Fay/Ridell 1	14.9	9.9
Fay/Ridell 2	17.0	10.9
Fay/Ridell 3	16.6	10.7
Experiment	16.2	11.1

1. Eingefrorene Grenzschicht, nicht-katalytisch; 2. Wie 1, katalytisch;
3. Grenzschicht im Gleichgewicht. Kugeldurchmesser 20 mm.

Die erwartete Abhängigkeit von q mit Kugelradius, $q \propto r^{-1/2}$, wird bei allen unbeschichteten und mit Gold beschichteten Kugeln gemessen. Hier wäre eine eingefrorene Grenzschicht und keine katalytischen Effekte anzunehmen. Lediglich mit (sauberen) Pt beschichteten Kugeln wurden erhöhte q gemessen, das auf eine katalytische Wirkung von Pt deutet.

Eine Analyse der Stoßabstände Δ als Funktion des Kugelradius R deutet auf Nichtgleichgewichtseffekte hinter den Stößen. Folgendes Bild zeigt Stoßabstand (normiert mit Kugelradius und Dichtesprung über den Stoß) geplottet gegen einen Reaktionsparameter Ω , der den Vergleich einer Reaktions- mit einer Strömungsgeschwindigkeit bildet ($\ll 1$ - gefroren; ~ 1 - Nichtgleichgewicht; $\gg 1$ - Gleichgewicht):-



Literatur

- [1] Fay JA and Ridell FR Theory of Stagnation point heat transfer in dissociated air J. Aeronaut. Sciences 25(2), 73-85 (1958).
- [2] Eitelberg G Spheres tests in the HEG DLR-IB 223-96 A 54 (1996).

Weiteres Vorgehen

Weitere kontrollierte Messungen mit beschichteten Modellen sind erforderlich. Zusätzlich müssen optische Methoden eingesetzt werden, um die freie Anströmung und die Gaszustände hinter den Stößen zu charakterisieren.

Datum

April, 1997.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner H. Esch

Institution	DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz
--------------------	---

Adresse Linder Höhe, D-51140 Köln **Telefon:** 02203/601-2345
Telefax: 02203/601-2085
e-mail:

weitere Partner IRS

Thema

Datenbasis für Rückkehrkapsel Colibri

Ausgangssituation

Für eine Konzeptionsstudie waren die aerodynamischen Beiwerte mit relativ einfachen Rechenverfahren bestimmt worden.

Ziel

Schaffung einer aerodynamischen Datenbasis für die Durchführung flugmechanischer Rechnungen.

Konfigurationsoptimierung.

Lösungsweg

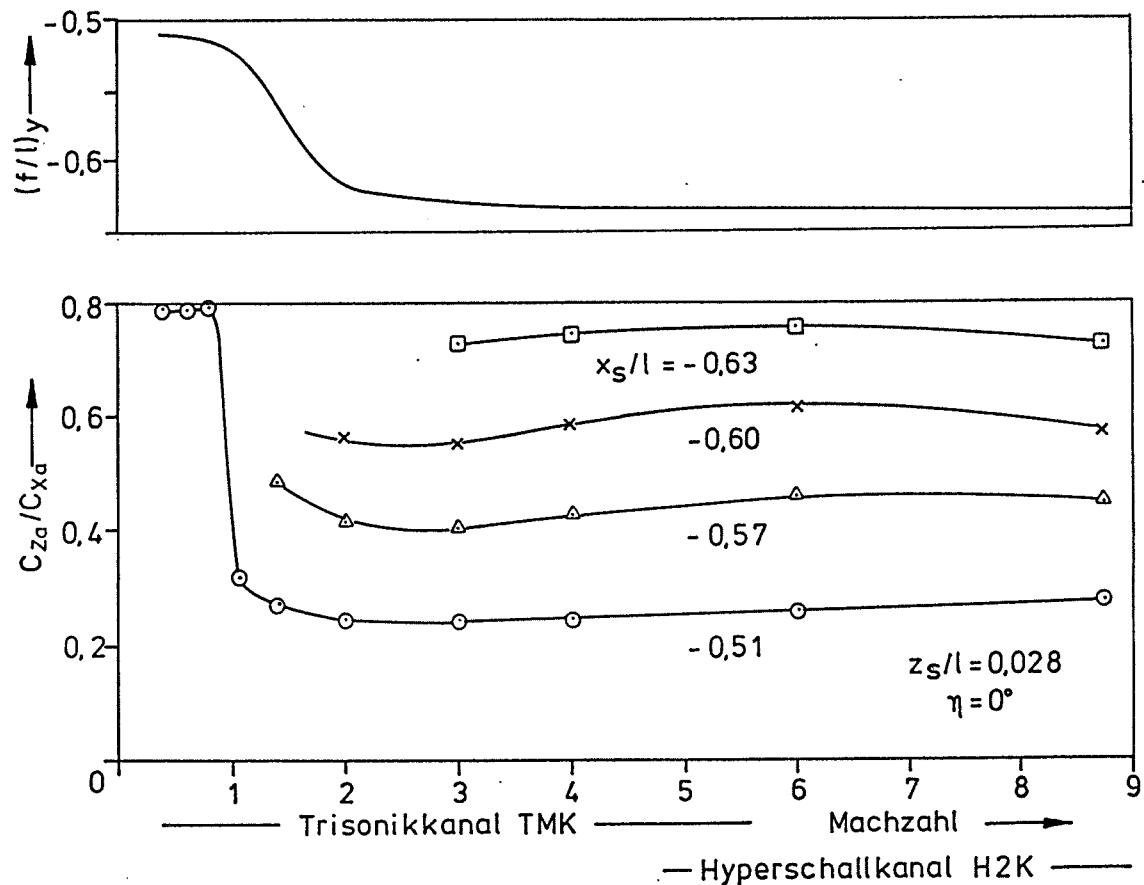
Messung der aerodynamischen Beiwerte in den Windkanälen TMK und H2K.

Es wurde ein einfaches Modell im Maßstab 1:13,8 hergestellt, mit dem mehrere Testkampagnen durchgeführt wurden. Zusätzlich wurde an einem weiteren Modell der Einfluß von Geometrievariationen untersucht.

AG STAB

Ergebnis

Die statische Stabilität wird in erster Linie durch die Seitenbewegung bestimmt. Der Luftkraftangriffspunkt liegt im Hyperschall und mittleren Überschall bei 63% der Kapsellänge und wandert ab einer Machzahl $Ma = 2$ nach vorne bis auf etwa 50% im unteren Transschall. Je nach Schwerpunktlage d.h. je nach Durchführung des letzten Abschnitts der Wiedereintrittsbahn werden unterschiedliche Trimmwinkel $\alpha_{Cm=0}$ und damit unterschiedliche reziproke Gleitzahlen erreicht. Eine Entscheidung über die Wahl des Schwerpunktes kann nur unter Berücksichtigung des Gesamtsystems erfolgen.



Abstand des Angriffspunktes der Seitenkraft von der Modellnase $(f/l)y$ und reziproke Gleitzahl C_{Za}/C_{Xa} bei verschiedenen Rücklagen des Schwerpunktes x_s/l

Literatur

weiteres Vorgehen

Es ist geplant, Detailuntersuchungen zur Ablösung an der Heckklappe und zur Temperaturverteilung in der Struktur durchzuführen.

Datum 13.3.1997

AG STAB

Mitteilung

Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr. Volker Hannemann

Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon (0551)-709-2384
Telefax (0551)-709-2446

weitere Partner: —

Thema:

Numerische Simulation von Stoß - Stoß - Wechselwirkungen in reagierenden Hyperschallströmungen [2]

Ausgangssituation:

Der im Institut für Strömungsmechanik der DLR in Göttingen entwickelte DLR- τ -Code ist ein adaptives Finite-Volumen-Verfahren zur Berechnung kompressibler Strömungsfelder auf unstrukturierten Netzen. Eine zeitgenaue 2d-Variante ist erweitert worden für Stickstoffströmungen im chemischen und thermischen Nichtgleichgewicht. Verschiedene physikalische Modelle sind zu diesem Zweck eingebaut und getestet worden. Da die experimentellen Daten bisher nicht zu einer eindeutigen Entscheidung zwischen den Modellen geführt haben, sind die physikalisch plausibelsten für die weiteren Untersuchungen kombiniert worden [3],[2]. Als einfache Testgeometrie diente in Anlehnung an Experimente im HEG ein Zylinder, mit dessen Kopf- welle ein durch einen Keil erzeugter, schräger Stoß wechselwirkt.

Ziel:

Analyse von Druck- und Wärmelasten, die von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen in Hochenthalpieströmungen auf der Oberfläche eines Zylinder hervorgerufen werden.

Lösungsweg:

Es wurden mehrere hochauflösende Simulationen durchgeführt und die dabei auftretenden Strömungsfelder untersucht. Variiert wurde ein Geometrieparameter h , der die relative Lage des Zylinders zum einfallenden Stoß beschreibt. Besonderes Interesse galt jenen Fällen, bei denen die größten Druck- und Wärmelasten auftraten.

Ergebnis:

Mit der Höhe h des einfallenden Stoßes ist der Typ der Wechselwirkung [1] von Typ III bei $h = 0.0$ bis zum Typ IVa bei $h = 0.3$ variiert worden. Im Rahmen der hier betrachteten Fälle ist dabei mit wachsendem h eine Zunahme der Instabilität des Strömungsfeldes zu beobachten. Während sich bei der Typ III Wechselwirkung eine stationäre Lösung berechnen läßt, weist bereits der Übergangstyp III-IV bei $h = 0.1$ instabile Scherschichten auf. Der Typ IV bei $h = 0.2$ zeigt ein periodisches Schwingen des gesamten Stoßsystems mit einer Frequenz von ungefähr 66 kHz und Amplitudenschwankungen der maximalen Druck- und Wärmestrombeiwerte von 30% beziehungsweise 50%. Bei der Typ IVa Wechselwirkung treten ähnliche relative Schwankungen auf, jedoch bei wesentlich geringeren Maximalwerten. Innerhalb des berechneten Zeitraumes konnte für den Typ IVa kein periodischer Mechanismus identifiziert werden, da die Instabilität des Überschallstrahles zu viele Varianten aufzeigt.

Während bei den Typen III und IVa ein moderater Anstieg der Druck- und Wärmelasten zu verzeichnen ist, sind bei den dazwischen liegenden Wechselwirkungen erhebliche Steigerungen gegenüber der Strömung ohne Wechselwirkung vorhanden (siehe Abbildungen 1 und 2).

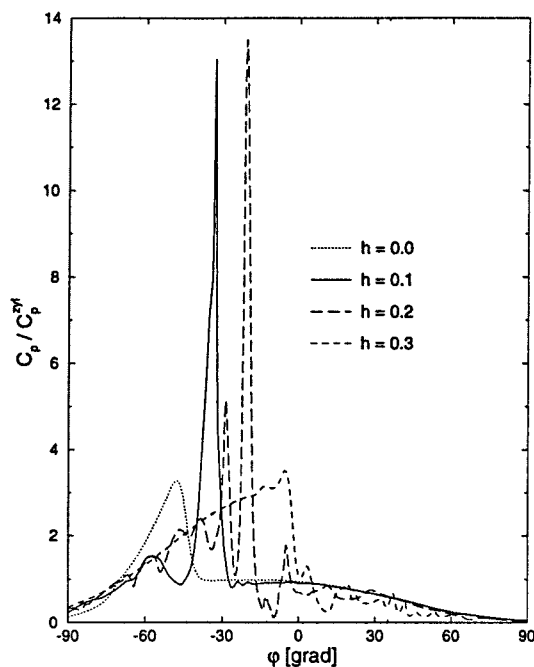


Abbildung 1: Normierter Druckbeiwert

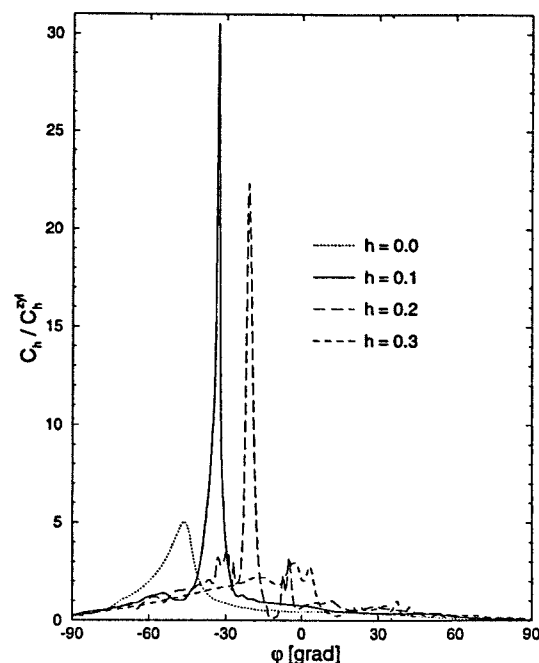


Abbildung 2: Normierter Wärmestrombeiwert

Als Beispiel für eine hochaufgelöstes Strömungsfeld sind in Abbildung 3 die Stromlinien und Machzahlisolinien in einem Teilbereich der in Abbildung 4 skizzierten Wechselwirkung gezeigt. Dieses Strömungsfeld entsteht beim Übergang zwischen einer Typ III und einer Typ IV Wechselwirkung.

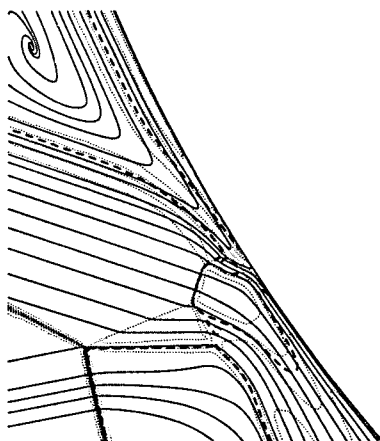


Abbildung 3: Ausschnitt: Stromlinien (durchgezogen) und Mach-Zahl-Isolinien

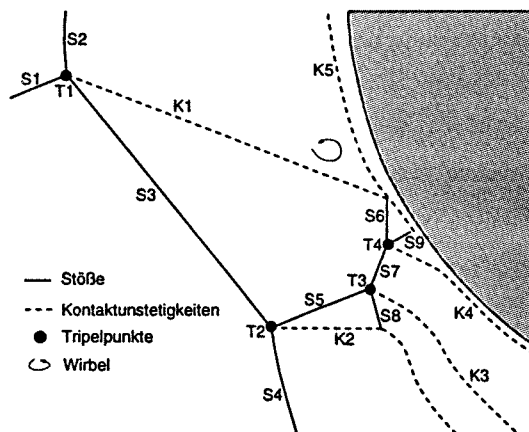


Abbildung 4: Prinzipskizze der Wechselwirkung

Weiteres Vorgehen: —

Literatur:

- [1] B. EDNEY - Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speeds in the Presence of an Impinging Shock, *Aeronautical Research Institute of Sweden, Flygtekniska Försöksanstalten Report 115, (1968)*
- [2] V. HANNEMANN - Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen unter Berücksichtigung von chemischen und thermischen Nichtgleichgewichtseffekten. *Dissertation - Universität Göttingen (1996), auch DLR Forschungsbericht, DLR-FB 97-07, (1997)*
- [3] A. KLOMFASS - Hyperschallströmungen im thermodynamischen Nichtgleichgewicht. *Dissertation, RWTH Aachen, Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik, Verlag Shaker, (1995)*

Mitteilung

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

Thema

FESTIP — Future European Space Transportation Investigation Programme. Technology developments in Aerothermodynamics for reusable launch vehicles.

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

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

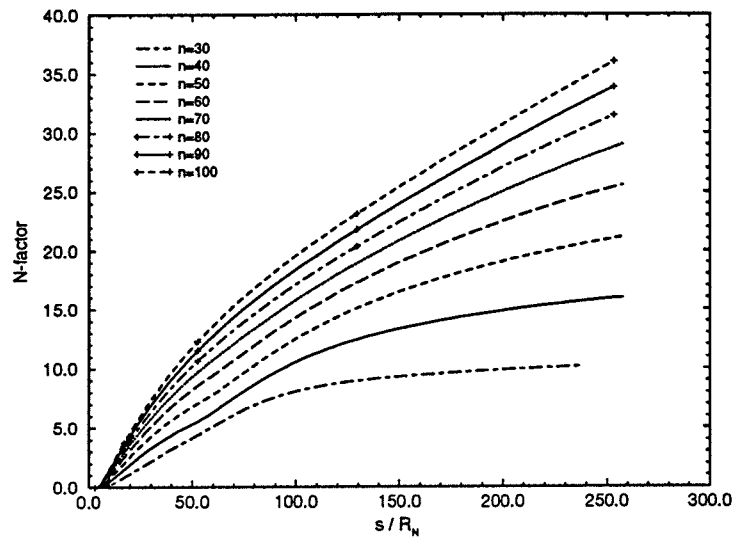
For the numerical investigations linear local parallel stability theory as well as linear and nonlinear nonlocal nonparallel theory based on parabolized stability equations (PSE) were used. Navier-Stokes codes provided the necessary basic-flow data. In theory, blunt cone cases were considered only.

Ergebnis

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

The effects of boundary-layer nonparallelism and the upstream history of the disturbance on the disturbance growth rate were studied by comparing results from local parallel and nonlocal nonparallel theory. The influence of the nonlocal nonparallel terms on the growth rate of two-dimensional second modes was found to be almost negligible. Three-dimensional first modes were destabilized by nonlocal nonparallel effects, however. The N-factor calculations for the blunt cone cases provided very high N-factor values for first-mode instabilities. Those for second modes were significantly lower. Moreover, amplified second modes were found far downstream only. Hence, for the blunt cone cases considered here, the numerical results indicate that laminar-turbulent transition will be dominated by first-mode instabilities. Note, that the cones investigated in theory were much longer than the model used in experiment. This might be the reason why for the blunt cone cases transition was not observed in experiment.

a)



b)

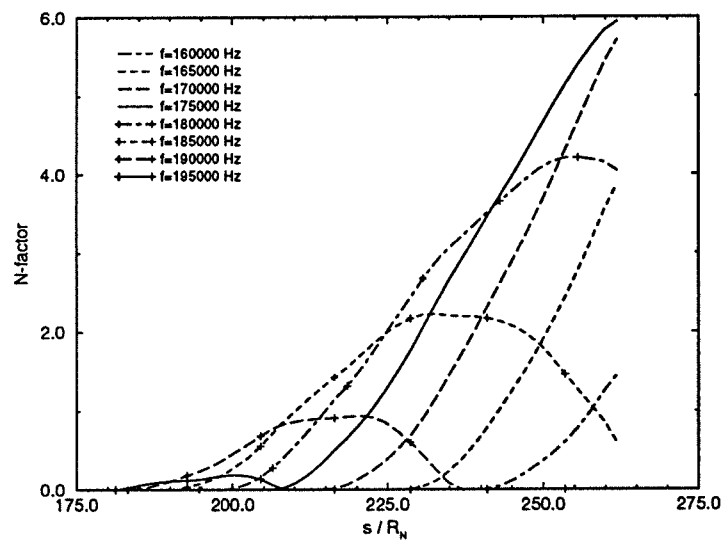


Figure 1: N-factors from nonlocal, nonparallel theory for a blunt cone at $Ma=5$ without angle of attack as a function of the arclength s along the cone surface
a) for first-mode instabilities of $f = 5\text{kHz}$ and various numbers of waves in azimuthal direction n .
b) for two-dimensional second-mode instabilities of different frequencies.

Literatur

Hein, S.; Herberg, T.; Kufner, E.; Wendt, V.; Dallmann, U.:
Final Report on FESTIP WP 5210. DLR-IB in preparation.

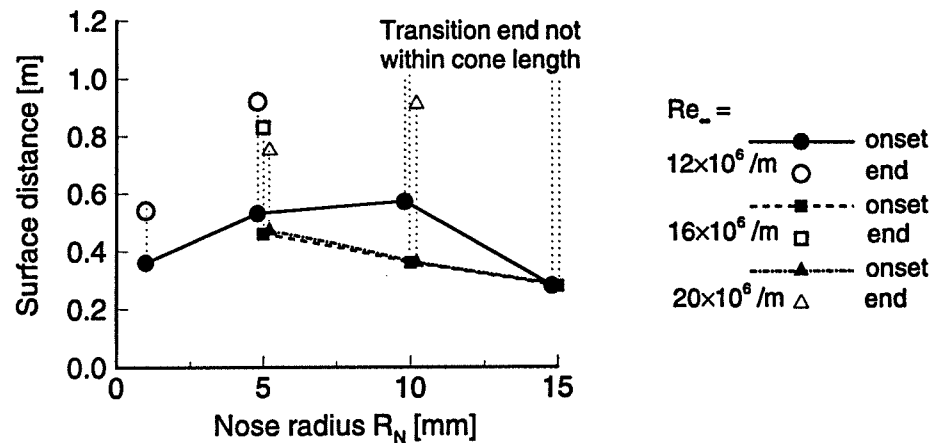
weiteres Vorgehen

Dependent on DLR's participation in FESTIP 2.

Mitteilung

- Projektgruppe/
Fachkreis:** Hyperschall / Physikalische Grundlagen
(Schwerpunkt: Laminar-turbulente Transition)
- Ansprechpartner:** Dr. A. Henckels, 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
e-mail andreas.henckels@dlr.de
- weitere Partner:** RWTH Aachen
- Thema:** Transitionserkennung im Hochgeschwindigkeitsbereich mittels IR-Thermographie
- Ausgangssituation:** Die Transitionslage hat einen entscheidenden Einfluß auf die Auslegungsparameter schnell fliegender Fluggeräte und bestimmt evtl. die Realisierungsmöglichkeit neuer Konzepte. Auch für die Interpretation der im Windkanal gemessenen Beiwerte von Modellkonfigurationen ist die genaue Kenntnis der Transitionslage von großer Wichtigkeit.
- Ein modernes FPA (Focal Plane Array) IR-System mit hoher Temperaturauflösung und sehr guter Bildschärfe eröffnet hier ideale experimentelle Möglichkeiten. Jedoch wird die Visualisierung der mit der Grenzschichttransition verbundenen Temperaturänderung auf der Oberfläche durch die hohe innere Temperaturleitung herkömmlicher, aus Metall gefertigter Windkanalmodelle erschwert.
- Ziel:** Ziel ist die Untersuchung über die Einsatzmöglichkeit der FPA-IR-Thermographie zur Visualisierung der Transitionslage auf Windkanalmodellen insbesondere im hohen Geschwindigkeitsbereich.
- Lösungsweg:** Bei unterschiedlichen Mach - und Reynoldszahlen sollen Versuche an Kegel-Modellen in den Windkanälen H2K, TMK und VMK der DLR in Köln-Porz durchgeführt werden, bei denen mittels FPA-IR-Thermovision die sich einstellende Wandtemperaturverteilung gemessen bzw. Transitionslagen visualisiert werden.

Ergebnis:



Im Hyperschallkanal H2K wurden bei Mach 6 die Oberflächentemperaturen auf einem Teflon-Kegelmodell mittels IR-Thermographie gemessen und daraus die Wärmeübergänge bestimmt. Die Abbildung zeigt für drei unterschiedliche Reynoldszahlen und verschiedene Nasenradien des Kegels die ermittelten Transitionslagen und die Ausdehnung der Transitionsbereiche.

Literatur:

Müller, L.; Henckels, A.; *Visualization of High-Speed Boundary Layer Transition with FPA Infrared Technique*. Angenommener Beitrag für den Tagungsband „Notes on Numerical Methods“ des 10. DGLR/AG STAB-Symposiums in Braunschweig 1997, erscheint im Vieweg-Verlag.

weiteres Vorgehen:

In den Windkanälen VMK, TMK und H2K sind Tests geplant, um

- die Einsatzmöglichkeiten dünnwandiger Metallmodelle zur Transitionsvisualisierung zu überprüfen,
- die Eignung gering temperaturleitender Kunststoffbeschichtungen und Folien für die Transitionsvisualisierung zu untersuchen,
- mittels Kurzzeitmeßtechnik die Temperaturverteilung unmittelbar nach Kanalstart, d.h. bei noch geringer Wärmeeindringtiefe in das Modell zu erfassen,
- durch Anheben bzw. Absenken der Modelltemperatur vor dem Versuch den Temperaturunterschied zwischen Oberflächenbereichen laminarer bzw. turbulenter Grenzschicht zu vergrößern.

Datum:

18. März 1997

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschallaerothermodynamik

Fachkreis:

Ansprechpartner: Neven Lang, Markus Jacobs

Institution: RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut

Adresse: Wüllnerstraße zw. 5 u. 7
52062 Aachen

Telefon: (0241)-80 5426

Telefax: (0241)-8888 257

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

weitere Partner: Dr. W. Limberg

Thema: Visualisierung und Messung des Geschwindigkeitsfelds um die Hyperschallkonfiguration ELAC 1

Ausgangssituation: Die Hyperschallkonfiguration ELAC 1 wurde im Rahmen des Sonderforschungsbereichs SFB 253 entwickelt. An diesem Modell wurden bislang intensive numerische wie auch experimentelle Untersuchungen durchgeführt. Es handelt sich um ein „lifting-body“-Konzept in der Form eines Deltaflügels mit gerundeten Vorderkanten. Der Pfeilwinkel beträgt $\varphi = 75^\circ$. Der Querschnitt in Spannweitenrichtung setzt sich aus zwei Halbellipsen zusammen, die Leitwerke setzen bei $\frac{x}{L} = 0.8$ V-förmig mit einem Flächenwinkel von 65° an. Die Integration der Oberstufe sowie die Steuerbarkeit von ELAC 1 ist unter anderem Ziel der derzeitigen Studien.

Ziel: Ziel ist die experimentelle Bestimmung der Wirbellagen bei abgelöster laminarer und turbulenter Strömung mit Hilfe eines Laser-Lichtschnittverfahrens bei Überschallanströmung sowie die Messung der Geschwindigkeitsverteilung auf der Lee-seite des Modells.

Lösungsweg: Die Bestimmung der Wirbellagen erfolgte durch Strömungsvisualisierung mit Hilfe der Vapour-Screen-Methode. Dabei wird durch die Verwendung von feuchter Luft im Expansionsbereich der Lavaldüse des Trans- und Überschallwindkanals des Aerodynamischen Instituts die Kondensation der Luftfeuchtigkeit erreicht. Die auskondensierten Wassertröpfchen werden durch einen Laser-Lichtschnitt beleuchtet. Im Bereich eines Wirbels folgen die Tröpfchen der Strömung nicht in den Wirbelkern, da sie durch Zentrifugalkräfte zum Rand des Wirbels abtransportiert werden. Mit diesem Verfahren konnten Primär-, Sekundär- und Scherschichtwirbel bei Variation von Anstellwinkel und Mach-Zahl in verschiedenen Querschnitten sichtbar gemacht werden ($Ma = 1.34 - 2.5$, $\alpha = 6^\circ - 15^\circ$, $\frac{x}{L} = 0.3, 0.66, 0.9, 0.95, 1$). Berechnungsergebnisse zeigen eine sehr gute Übereinstimmung mit den ermittelten Lagen der Wirbelkerne.

Zur Integration der Oberstufe wurde die Strömung zwischen den Leitwerken ebenfalls detailliert untersucht. Dabei konnte eine abgelöste Strömung an der Innenseite des Leitwerks sowie eine geänderte Ausbildung des Primärwirbels durch die Vorderkantengeometrie beobachtet werden.

Der Einfluß von turbulenter und laminarer Strömung war ein weiterer Untersuchungsschwerpunkt. Die Ausbildung des Wirbelsystems wurde bei Anstellwinkeln von $\alpha = 6^\circ$ und 9° sowie Mach-Zahlen von $Ma = 2 - 2.5$ betrachtet. In Verbindung mit Ölanstrichverfahren wurde festgestellt, daß turbulente Strömung eine verzögerte Ablösung in Verbindung mit einem flacheren Wirbelsystem zur Folge hat.

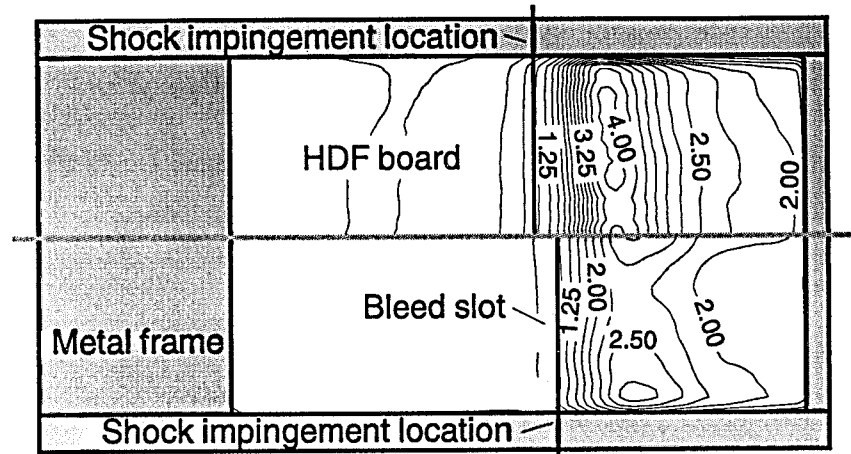
Die Geschwindigkeitsmessungen wurden mit Hilfe der Particle-Image-Velocimetry im Niedergeschwindigkeitskanal durchgeführt. Bei dieser Meßtechnik werden von der Strömung mitbewegte Streulichtpartikel in einer zweifach gepulsten Laserlichtschnittebene beleuchtet, welche durch ein Objektiv auf einen hochauflösenden Film abgebildet wird. Durch die so entstandene Doppelabbildung der Partikel läßt sich über eine schrittweise Auswertung der Aufnahme mit Autokorrelation die Geschwindigkeitsverteilung ermitteln. So wurde bei einer Anströmgeschwindigkeit von $u_\infty = 10 \frac{m}{s}$ ($Re = 2 \cdot 10^5$) und einem Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ die Geschwindigkeitsverteilung an ELAC 1 vermessen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	D. Schulte / Dr. A. Henckels		
Institution	DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz		
Adresse	Linder Höhe D-51147 Köln	Telefon Telefax email	02203/601-2628 o. 2627 02203/601-2344 dirk.schulte@dlr.de
weitere Partner	Kooperation mit dem DFG-Sonderforschungsbereich 253 der RWTH Aachen		
Thema	Reibungseffekte in Hyperschall-Einläufen		
Ausgangssituation	Bei Hyperschall-Fluggeräten stellt der Triebwerkseinlauf eine wesentliche und in der Auslegung kritische Baugruppe dar. Hier führt die Ablösung der Grenzschicht infolge auftretender Stöße zu Verlusten im Gesamtwirkungsgrad des Einlaufsystems. Ferner erzeugen Görtlerwirbel, die sich durch die konkave Krümmung der wiederanlegenden Ablöseblase ausbilden, hohe Wärmelasten auf die Wände. Eine Möglichkeit zur Reduzierung solcher stoßinduzierter Effekte stellt die Absaugung der Grenzschicht dar.		
Ziel	Ziel ist die Verbesserung der Charakteristik von ebenen Hyperschall-Einläufen mittels Beeinflussung des Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungsvorganges entweder durch Bestimmung optimaler Absaugeparameter oder durch möglichst günstige Wandkonturgebung.		
Lösungsweg	Aufbauend auf vorangegangenen Untersuchungen im Rahmen des SFB 253 [1] werden mit Hilfe eines Finite-Elemente Navier-Stokes-Strömungslösers Windkanalmodelle zur Untersuchung der Beeinflussungsmöglichkeiten von Stoß/Grenzschicht-Interaktionen mittels Absaugung ausgelegt. Prinzipmodelle mit variabler Absaugespaltbreite und variablem Spaltwinkel werden in systematischen Versuchsreihen im Hyperschall-Windkanal H2K der DLR in Köln-Porz untersucht. Zur Diagnostik steht dabei neben Schlierenoptik sowie Druckmesstechnik ein modernes Focal-Plane-Array Infrarot-Thermografie-System zur Verfügung. Begleitend werden mit Hilfe des 2D-FEM-Verfahrens Strömungssimulationen für die verschiedenen im Experiment untersuchten Konfigurationen durchgeführt und mit den experimentell ermittelten Ergebnissen verglichen [2, 3].		

Ergebnis

Bei den Experimenten sowie bei den numerischen Simulationen zeigt sich eine starke Abhängigkeit der Absaugwirkung von der Position des Stoßauftreffpunktes bzgl. des Absaugespalt. Bei optimaler Positionierung läßt sich die Ablöseblase erheblich verkleinern, wodurch auch die Ausbildung der Görtler-Wirbel reduziert wird. Dadurch nimmt die gesamte Wärmelast stromab der Wechselwirkung gegenüber dem Fall ohne Absaugung deutlich ab, auch die Temperaturen am Absaugespalt bleiben gering.



Die Abbildung zeigt die aus IR-Thermografie-Aufnahmen berechneten Stantonzahl-Verteilungen auf der Plattenoberfläche für den Fall ohne Absaugung (obere Bildhälfte) sowie den Fall mit Absaugung unmittelbar vor dem Stoßauftreffpunkt (untere Bildhälfte).

Literatur

- [1] Henckels, A.; Kreins, A. F.; Maurer, F.: *Experimental Investigation of Hypersonic Shock / Boundary-Layer Interaction*. Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Vol. 17, No. 2 (1993), pp. 116-124
- [2] Schulte, D.; Henckels, A.: *Studie zur Anordnung der Absaugung bei stoßinduzierter Ablösung einer Hyperschall-Grenzschicht*. Interner DLR-Bericht IB-39113-96A07 (1996)
- [3] Schulte, D.; Henckels, A.; Schell, I.: *Boundary Layer Bleed in Hypersonic Inlets*. Angenommener Beitrag für den Tagungsband zum 10. DGLR/AG STAB-Symposium, erscheint in der Vieweg-Reihe 'Notes on Numerical Fluid Mechanics'

weiteres Vorgehen

Numerische und experimentelle Prinzipuntersuchungen zu den Themen:

- Wirkung der Absaugung bei großen Druckgradienten
- Beeinflussung der Stoß / Grenzschicht-Interaktion durch Oberflächenformgebung
- Seitenwandeinfluß

Die erarbeiteten Ergebnisse fließen in die Modifikation eines DLR-Einlaufmodells ein, an dem schließlich die Wirkungsgradverbesserung im Windkanal nachgewiesen wird.

Datum

18.03.1997

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing W. Staudacher

Institution: Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** 089 / 6004 2389
D-85577 Neubiberg **Telefax:** 089 / 6004 4092
e-mail: Dieter.Olejak@UniBw-Muenchen.de

Weitere Partner: -----

Thema: Nichtintrusive Untersuchungen am Ablösegebiet einer Anlaufstrecke/Rampe-Konfiguration

Ausgangssituation:

Der Ausbau der am TWM vorhandenen LDA-Meßtechnik ermöglicht die Erfassung von Rückströmgebieten sowohl in der horizontalen als auch in der vertikalen Komponente des 2D-Meßsystems. Dadurch können sowohl Ablöselinie als auch Anlegelinie einer stoßinduzierten Ablösung an einer Anlaufstrecke-Rampe-Konfiguration mit einer sehr hohen Genauigkeit lokalisiert werden (Umkehr der Strömungsrichtung). Die Ergebnisse werden mit Druckmessungen, schlierenoptischen Aufnahmen sowie Wandanstrichverfahren verglichen.

Ziel:

Aufzeigen des Zusammenhanges zwischen Machzahl, Reynoldszahl und Ausdehnung des Ablösegebietes mittels der genannten Methoden. Die Ergebnisse können neben der Beurteilung von Klappenwirksamkeiten im Überschall auch zur Validierung numerischer Rechenverfahren herangezogen werden.

Lösungsweg:

Die untersuchte Konfiguration besteht aus einem Anlaufblech (1265 mm Länge) zur Erzeugung einer Grenzschicht mit anschließender Rampe (24°).

Meßmethoden: Laser-Doppler-Anemometer, Schlierenoptik, Druckmessungen

Machzahlbereich: 2.3-2.9

Reynoldszahl: 29E6 - 51E6 [1/m]

AG STAB

Ergebnis:

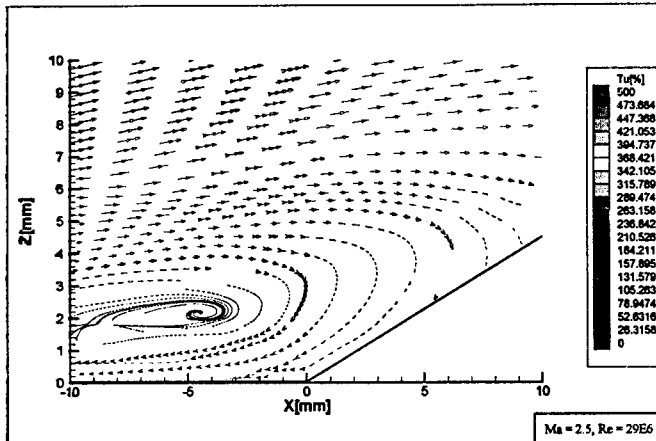


Abb.1: Turbulenzverteilung im Rampenknicke bei $Ma = 2,5$ und $Re = 29E6$

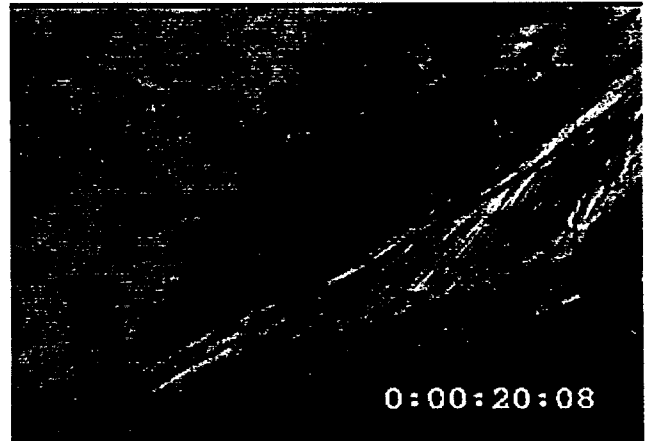


Abb.2: Schlierenaufnahme des Strömungsfeldes bei $Ma = 2,5$ und $Re = 29E6$

Die Abbildungen sollen als Beispiele die Ergebnisse der unterschiedlichen Untersuchungsmethoden dokumentieren. Die Graphik mit der Turbulenzverteilung enthält als zusätzliche Information die Richtungsvektoren der Stromlinien. Schlierenaufnahmen wurden sowohl vom gesamten Strömungsfeld, als auch ausschnittsweise an interessanten Stellen (Stoßfuß, Ablöseblase) angefertigt.

Literatur: ---

weiteres Vorgehen:

Die dreidimensionale Ausdehnung des Ablösegebietes in spannweitiser Richtung des Modells soll mittels LDA für eine Mach-Reynoldszahlkombination untersucht werden, um Aufschluß über die Struktur der Seitenwandablösung zu erhalten. Des weiteren werden Druckmessungen über den gesamten möglichen Bereich von Mach- und Reynoldszahl an einem Modell mit einer großen Anzahl von Druckbohrungen durchgeführt. Die Reynoldszahl wird dabei nicht nur über den Vorkammerdruck variiert, sondern auch über die Länge der Anlaufstrecke.

Datum: 11.06.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

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

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

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

weitere Partner Dr.-Ing. J.M.A. Longo, Dr.-Ing. R. Radespiel

Thema Untersuchung des Grundrißeinflusses auf die Aerodynamik von Wellenreitern für TSTO-Missionen

Ausgangssituation

Seit Ende der 80er Jahre wird weltweit intensiv an einer neuen Generation von Orbitaltransportsystemen gearbeitet. Gegenüber einstufigen Konzepten weisen zweistufige Systeme (TSTO - Two Stage To Orbit) eine geringere Sensibilität gegenüber den Entwurfsparametern auf. Gesamtentwurfsuntersuchungen zeigen, daß der Gleitzahl und der Längsstabilität der hypersonischen Unterstufe eine entscheidende Bedeutung zukommt [1]. Aufgrund ihrer vergleichsweise hohen Gleitzahl stellen Wellenreiter daher eine realistische Alternative zu konventionellen Unterstufen dar [2].

Ziel

Untersuchung des Grundrißeinflusses auf das Gleitzahl- und Neutralpunktverhalten von Wellenreitern für TSTO-Missionen im Geschwindigkeitsbereich $Ma_\infty = 0.3 \dots 6.0$.

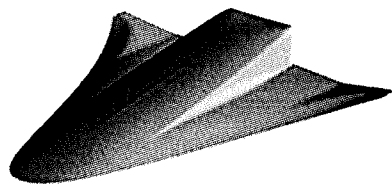
Lösungsweg

Basierend auf Grundrißstudien an ebenen Platten wurden von der DLR-F8 Wellenreiterkonfiguration zwei Varianten abgeleitet, WR-12-GD-EXP-A und WR-25-GD-EXP-A, **Bild 1**. Beide Varianten weisen einen Kombinationsgrundriß (gotischer Vorkörper / Deltaflügel) unterschiedlicher Streckung und eine im Nasenbereich aufgedickte Oberseite auf, **Bild 2**. Die Aerodynamik der Wellenreiter wurde im untersuchten Geschwindigkeitsbereich mit dem DLR Eulercode CEVCATS simuliert. Reibungseffekte wurden unter Berücksichtigung der Flugreynoldszahlen nach der Theorie der Reibung turbulenter Strömung an ebenen Platten abgeschätzt.

Ergebnis

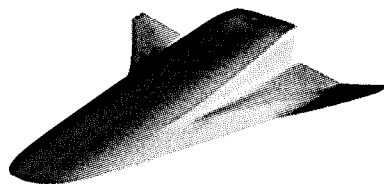
Im Unter- und Transschall weist die Konfiguration WR-25-GD-EXP-A infolge der größten Streckung das höchste Gleitzahlmaximum auf, **Bild 3a**. Trotz annähernd gleicher Streckung ist das Gleitzahlmaximum von WR-12-GD-EXP-A gegenüber DLR-F8 niedriger. Ursache ist der Einfluß des Vorkörperwirbels auf die Auftriebsverteilung, der zu stärkeren Abweichungen von der elliptischen Auftriebverteilung führt. Im Überschall nähern sich die Gleitzahlkurven an und fallen im Hyperschall zusammen, da hier der Einfluß der Unterseite auf die aerodynamischen Beiwerte dominiert.

Hinsichtlich der Neutralpunktlage im Unter- und Transschall ist zu beobachten, daß sich der Neutralpunkt umso weiter nach hinten verlagert, je mehr der gotische in den Kombinationsgrundriß geändert wird, **Bild 3b**. Dieses Verhalten ist auf den Einfluß der unterschiedlichen Streckungen und damit Auftriebsanstiege von Vorkörper und Deltaflügel zurückzuführen. Im Über- und Hyperschall ist die Neutralpunktlage aufgrund des dominierenden Unterseiteneinflusses näherungsweise konstant.



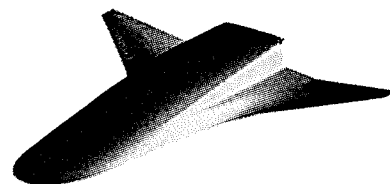
DLR-F8

$Ma_{Ent.} = 12$
 $A_{Ref.}/l^2 = 0.37$
 $\Lambda = 1.15$
 $x_S/l = 0.62$



WR-12-GD-EXP-A

$Ma_{Ent.} = 12$
 $A_{Ref.}/l^2 = 0.31$
 $\Lambda = 1.11$
 $x_S/l = 0.62$



WR-25-GD-EXP-A

$Ma_{Ent.} = 25$
 $A_{Ref.}/l^2 = 0.31$
 $\Lambda = 1.64$
 $x_S/l = 0.64$

Bild 1 Untersuchte Wellenreiterkonfigurationen

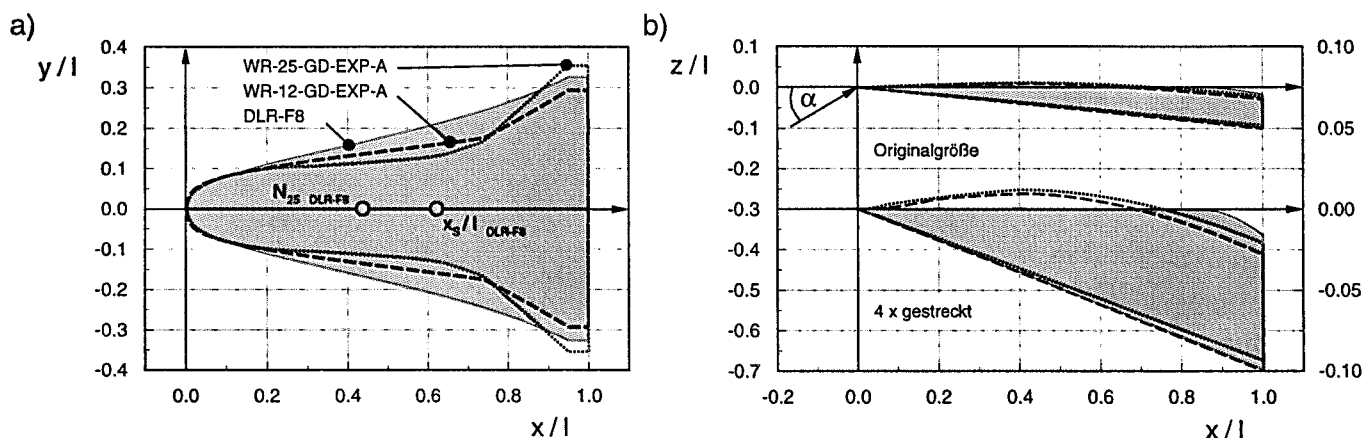


Bild 2 Vergleich von Grundriß (a) und Mittelschnitt (b) der untersuchten Wellenreiterkonfigurationen

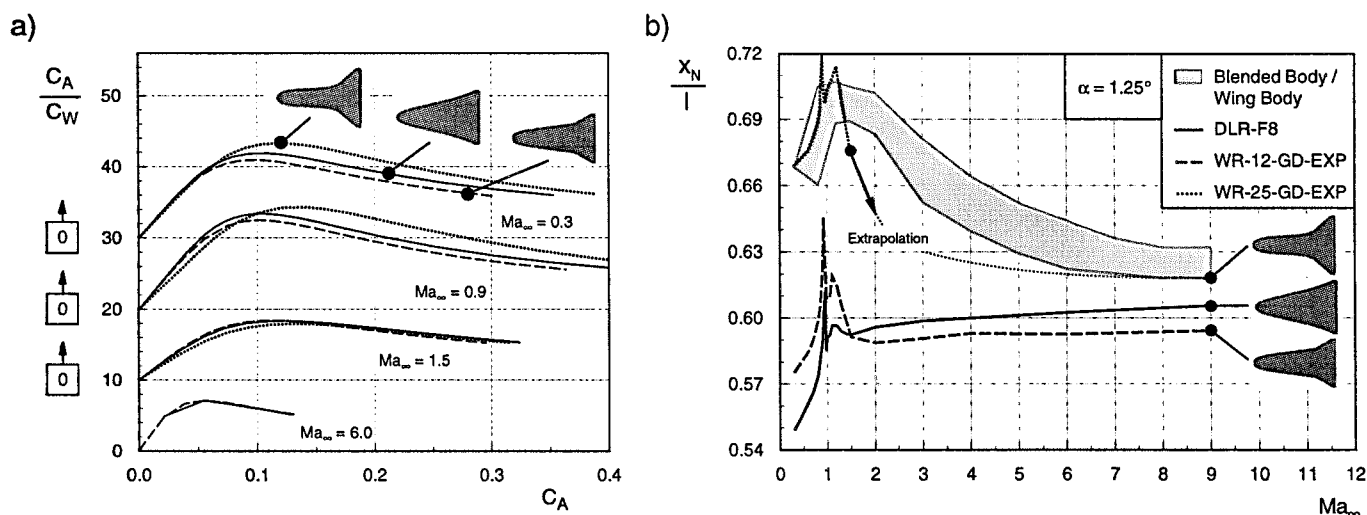


Bild 3 Einfluß des Wellenreitergrundrisses auf die Gleitzahl (a) und Neutralpunktlage (b)

Literatur

- [1] 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.
- [2] Strohmeyer, D.; Eggers, Th.; Heinze, W.; Bardenhagen, A.: Planform Effects on the Aerodynamics of Waveriders for TSTO Missions. AIAA-Paper 96-4544, 1996.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner: Dr. Fabio P. Bertolotti

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2294

0551-709-2446 (Fax)

email: fabio.bertolotti@dlr.de

weitere Partner: Dr. J. Kendall (Jet Propulsion Laboratory, Pasadena, Ca.)

Thema

We investigate, both theoretically and experimentally, the process of laminar-turbulent transition in a boundary layer exposed to free stream turbulence.

Ausgangssituation

It is well known that free-stream turbulence can accelerate the laminar-to-turbulent transition process. Experimental work has shown that both low frequency (Klebanoff modes) and high frequency (Tollmien-Schlichting waves) appear in the boundary layer exposed to free-stream turbulence. Unfortunately, there exists no theory in the literature that can satisfactorily explain the appearance of either the low frequency or the high frequency disturbances.

Ziel

Our goal is to construct a reliable and accurate theoretical model for the appearance of the Klebanoff modes in a Blasius boundary layer.

Lösungsweg

The theoretical model is composed of three parts:

1. The free-stream turbulence (FST) that exists in the test-section of wind-tunnels is typically less than 1% amplitude (w.r.t. the free stream velocity). Thus, the FST satisfies the Navier-Stokes equations linearized about a uniform mean-flow. We found two analytical solutions: the "A mode" which corresponds to the Rogler and Reshotko family of vortex arrays, and the "B mode" which corresponds to a family of vortex arrays not previously studied.
2. The response of the Blasius boundary layer to "B modes" of low frequency in the region spanning from, but excluding, the leading edge to roughly the location of TS wave instability is modeled via a rapidly converging series expansion in the Blasius similarity variables.
3. The series solution is then used as inflow condition for the Parabolized Stability Equations (PSE).

Ergebnis

Theoretical results and new experimental results obtained by Dr. J. Kendall were found to be in very good agreement. With the experimentally measured FST level given as input, the model correctly predicted the Klebanoff mode amplitude, the most unstable spanwise wavelength, and the velocity distribution across the boundary layer.

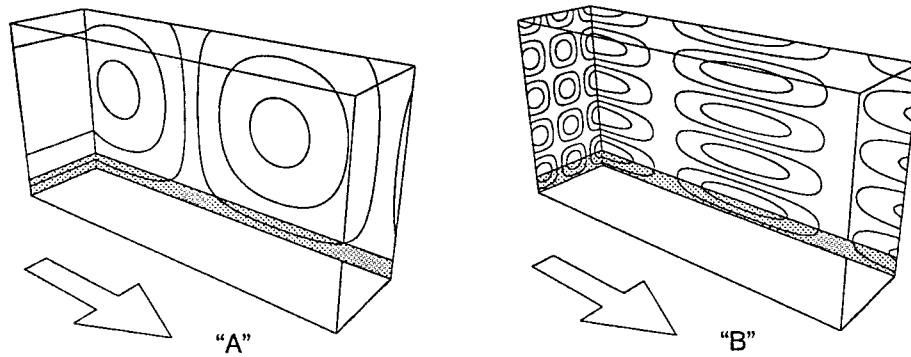


Figure 1: Iso-contours of the enstrophy $|\nabla \times \mathbf{v}|$, made symmetric about $z = 0$. The arrow indicates the free-stream direction, and the gray-band indicates the boundary-layer region. Left is the "A" mode, right is the "B mode". In both cases the nondimensional frequency is $F = 50$.

References

- [1] BERTOLOTTI, F.P.: Response of the Blasius boundary layer to free stream vorticity. submitted to Physics of Fluids.

Datum: 21.03.97

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	H. Bippes	
Institution	Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr. 10 D - 37073 Göttingen	Telefon (0551) 709 - 2406 Telefax (0551) 709 - 2829
weitere Partner	Dr. U. Dallmann, S. Hein, DLR DASA, Bremen	
Thema	Einfluß der Zentrifugalinstabilität auf den Transitionsprozeß dreidimensionaler Grenzschichten	

Ausgangssituation

Das derzeit in der Entwurfsaerodynamik fast ausschließlich angewandte Transitionskriterium, das e'' -Kriterium, basiert auf der lokalen linearen Stabilitätstheorie. Der Einfluß der äußeren Bedingungen wird durch einen empirisch bestimmten Grenzwert für die berechnete integrale Anfachung der instabilsten Störmoden, dem e'' -Faktor, erfaßt. Da dieser jedoch neben den äußeren Bedingungen alle Fehler bei der Berechnung des Störungswachstums berücksichtigt, ist er großen Streuungen unterworfen. Eine der Ursachen liegt in der Vernachlässigung der Oberflächenkrümmung. Um diese zu erfassen bedarf es experimenteller Daten.

Ziel

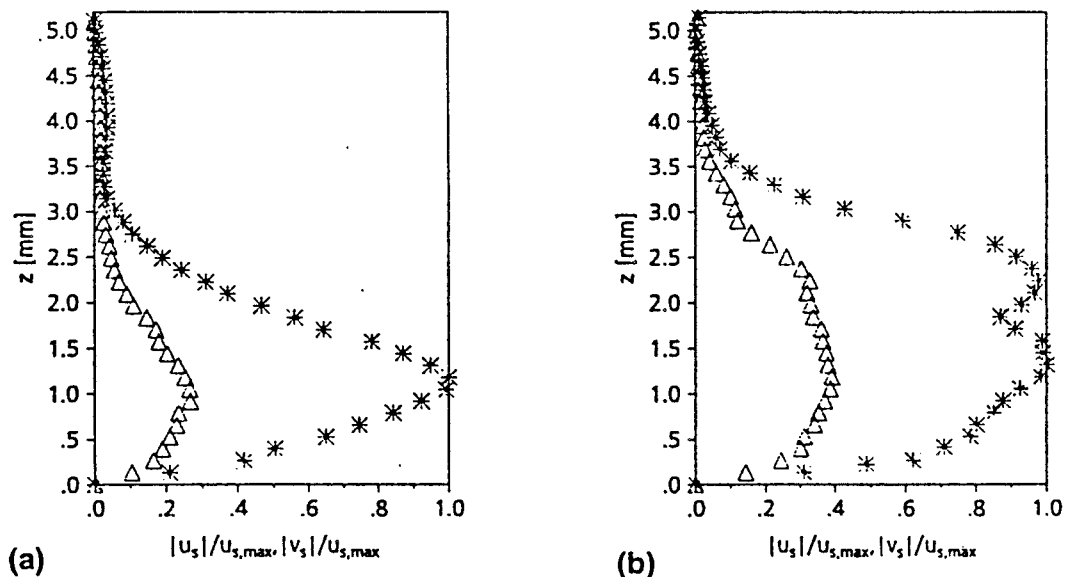
Zur Verbesserung der Transitionsvorausage für dreidimensionale Grenzschichten an gekrümmten Oberflächen soll der Einfluß der Zentrifugalinstabilität auf den Umschlagsprozeß mit einbezogen werden. Da es sich hierbei um Grenzschichtströmungen handelt, die primär gegen Längswirbel instabil sind, spielt die nichtlineare Entwicklung und damit auch die Abhängigkeit von den Anfangsbedingungen eine besondere Rolle. Die Experimente sollen die Entwicklung entsprechend verallgemeinerter Stabilitätsberechnungsverfahren unterstützen.

Lösungsweg

Um den Einfluß der Krümmung klar erkennbar zu machen, und um eine realistische Vergleichsmöglichkeiten mit der Theorie zu schaffen, müssen die Experimente zunächst unter idealisierten Bedingungen durchgeführt werden. Im gegebenen Falle bedeutet dies unendlich schiebende Bedingungen und stark gekrümmte konkave und konvexe Oberflächen. Zur Beschreibung des Transitionsprozesses, ist das gesamte instationäre Strömungsfeld zu vermessen. Charakteristiken und Dispersionseigenschaften der Instabilitäten lassen sich dann aus der Analyse der Störströmung bestimmen. Zur Identifikation der instabilsten Störformen, nichtlinearer Prozesse sowie der Transition müssen Versuche unter natürlichen Bedingungen durchgeführt werden. Die Validierung der verallgemeinerten Stabilitätsberechnungsverfahren soll mit Hilfe von Versuchen mit kontrolliert angeregten Störungen durchgeführt werden. Das für die Transitionsvorausage wichtigste Problem, die Erfassung des Einflusses des Störgehaltes der Umgebung, verlangt vergleichende Versuche bei variierten äußeren Bedingungen. Daraus sind die Daten für eine geeignete die Modellierung der Anfangsbedingungen bzw. die Lösung des Rezeptivitätsproblems abzuleiten. Wegen der Schwierigkeit den Störgehalt der Umgebung meßtechnisch zu erfassen, bedarf es auch hierzu einiger idealisierter Experimente.

Ergebnis

Unter natürlichen Bedingungen der Transition entwickelten sich in der instabilen Grenzschicht bei gleichzeitig auftretender Querströmungs- und Zentrifugalinstabilität Störungen in Form von Längswirbeln und laufenden Wellen. Als wirksamste Quellen für die Anregung der Instabilitäten erwiesen sich Rauigkeiten der Oberfläche und Restturbulenz in der Anströmung. Während erstere die stationären Moden anregten, regte, im Gegensatz zu dem Fall reiner Querströmungsinstabilität, letztere beide Störmodes an. Dies führte zu einer zeitlich und räumlich veränderlichen Anregung. In dem dadurch verursachten unregelmäßigen Störfeld konnte die Anfachung, eine besonders wichtige Größe für die Transition und für die Überprüfung der Stabilitätsberechnungsverfahren, nur ungenau ermittelt werden. Um ein für quantitative Vergleiche mit der Theorie geeigneteres regelmäßigeres Strömungsfeld zu erhalten, wurden in einem weiteren Experiment stationäre Störungen bestimmter Wellenlängen künstlich angeregt. Dabei zeigte sich, daß offenbar Querströmungs- und Zentrifugalinstabilität zu verstärkter Dominanz der Längswirbel führen. Diese treten in einer sehr frühen Phase mit ebenfalls primär angefachten laufenden Wellen in Wechselwirkung. Daneben verformen sie die lokalen mittleren Geschwindigkeitsprofile und führen zu Sekundärinstabilitäten. Aussagen zum linearen Bereich der Anfachung sind dadurch weiter erschwert. Im dem der Beobachtung zugänglichen Bereich wurde im wesentlichen eine nichtlineare Entwicklung beobachtet. Überraschend erreichten dabei die instationären Störmodes deutlich höhere Sättigungsamplituden als bei reiner Querströmungsinstabilität.



Amplitudenfunktion der wandparallelen Komponenten der stationären Störungen ($\bar{u}_s; \bar{v}_s$); (a) im Bereich dominierender Görtler-Instabilität und (b) bei hinzukommender Querströmungsinstabilität.

Literatur:

Bippes, H. 1995 Experiments on the influence of surface curvature upon the development of streamwise vortices in an unstable three-dimensional boundary layer flow. *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.* **19**, 129-138.

Weiteres Vorgehen

Anders als nach den Untersuchungen reiner Querströmungsinstabilität und zweidimensionaler Zentrifugalinstabilität zu erwarten war, sind im betrachteten Fall der Querströmungsinstabilität in Verbindung mit dreidimensionaler Zentrifugalinstabilität instationäre Moden bereits zu Beginn des Transitionsprozesses von gleicher Bedeutung wie die stationären. Damit ändert sich auch die nichtlineare Entwicklung und die Abhängigkeit von den Anfangsbedingungen. Der Schwerpunkt künftiger Untersuchungen wird diesem Bereich zugeordnet sein. Ein zweiter Schwerpunkt der Arbeiten wird das Rezeptivitätsproblem betreffen. Dazu bedarf es einer Reihe kontrollierter Experimente in Verbindung mit nichtlinearen PSE Rechnungen.

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Projektgruppe / Anwendungsbereich	Instationäre Strömungen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. C. Breitsamter		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85747 Garching	Telefon	+89-289-16137
		Telefax	+89-289-16151
weitere Partner	—		
Thema	<i>Experimentelle Untersuchung der turbulenten Strömungsstrukturen bei Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln</i>		
Ausgangssituation	Flugzeugkonfigurationen, die durch starke Vorderkantenwirbel gekennzeichnet sind, werden insbesondere im Falle des Wirbelauflaufplatzens durch starke instationäre Effekte beeinflusst. Die induzierten instationären Normalkräfte sind die Ursache 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, Aufplatzen der Wirbel und mögliche periodische Wirbelablösungen.		
Lösungsweg	Es werden umfangreiche instationäre Strömungsfeldmessungen an einem Deltaflügel der Streckung $\Lambda = 1.0$ sowie einer modernen Kampfflugzeugkonfiguration vom Delta-Canard-Typ vorgenommen. Zur Erfassung der fluktuierenden Geschwindigkeitskomponenten findet die Hitzdrahtanemometrie Anwendung. Dazu wurden entsprechende Meßketten zur voll automatisierten Vermessung von Strömungsfeldern mit Miniatur-X-Draht- und Tripelsonden entwickelt. Die geschwindigkeits- und winkelabhängige Kalibrierung der Hitzdrahtsonden stellt zusammen mit verschiedenen Verfahren der Look-up Table Technik eine sehr genaue Bestimmung des zeitabhängigen Geschwindigkeitsvektors nach Betrag und Richtung sicher. Die statistische Analyse der Geschwindigkeitszeitreihen informiert über den Aufbau der turbulenten Strömungsfelder. Die Untersuchungen werden bei Variation von Anstellwinkel ($0^\circ - 35^\circ$) und Schiebewinkel ($0^\circ, 5^\circ$) bei einer Reynoldszahl von $Re_{l_\mu} \approx 1 \times 10^6$ durchgeführt.		
Ergebnis	Bei voll ausgebildeten Vorderkantenwirbeln liegt generell eine geringe bis mäßige Schwankungsintensität vor. In der von der Vorderkante ablösenden und sich auflösenden Scherschicht entwickeln sich diskrete Wirbelstrukturen, die zu lokalen Turbulenzmaxima führen (Kelvin-Helmholtz-Instabilität), vgl. Bild 1a. Am Aufplatzort der Wirbel tritt die absolut größte Schwankungsintensität auf, was von der massiven Geschwindigkeitsänderung von beschleunigter zu verzögerter Kernströmung herrührt, vgl. Bild 1b. Mit der Querschnittsvergrößerung des aufgeplatzten Wirbels		

Wirbels bildet sich eine ringförmige Struktur maximaler Turbulenzintensität aus, vgl. Bild 1c. Dieser Bereich korrespondiert mit den Orten der größten Krümmung in den radialen Profilen der verzögerten Axialgeschwindigkeit.

Das Strömungsfeld aufgeplatzter Vorderkantenwirbel weist ferner quasi-periodische Geschwindigkeits- und Druckschwankungen auf. Diese Periodizitäten prägen sich auch den Wanddruckschwankungen auf [1]. Die frequenzspezifischen Fluktuationen resultieren aus einer spiralförmigen Instabilität, die mit einer azimuthalen Wellenzahl von $n = 1$ verknüpft ist [2].

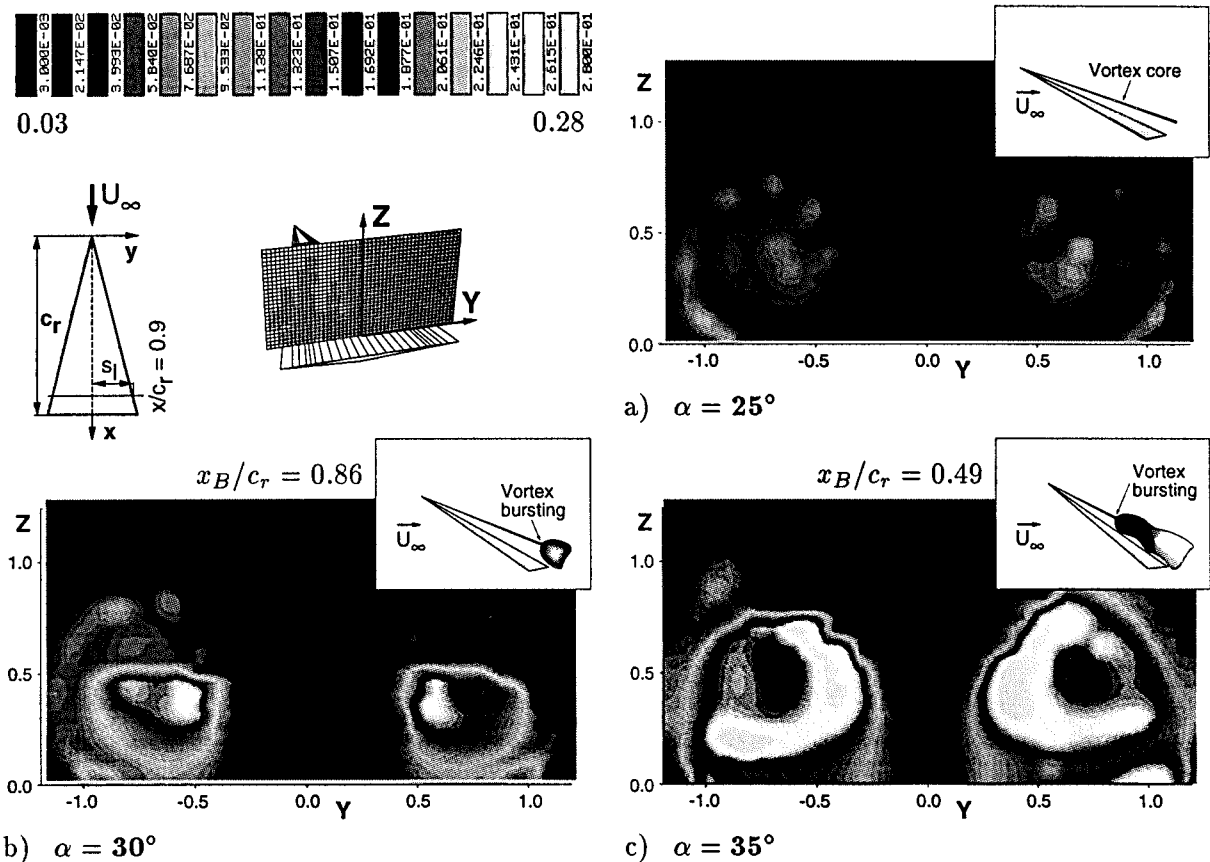


Bild 1: Verteilung der Turbulenzintensität aus Längs- und Aufwind (Summenkomponente $u_{xz,rms}/U_\infty$) am Deltaflügel $\Lambda = 1$ in der Meßebeine bei 90% Flügeltiefe und Anstellwinkel von $\alpha = 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ$; $U_\infty = 37$ m/s, $Re_{l_\mu} = 1.07 \times 10^6$, $\beta = 0^\circ$; (x_B : Aufplatzstelle, c_r : Flügelswurzel-tiefe, l_μ : Bezugsflügeltiefe, $Y = y/s_l$, $Z = z/s_l$, s_l : lokale Halbspannweite).

Literatur

[1] C. Breitsamter:

Experimentelle Untersuchung der instationären Feldgrößen und Oberflächendrücke bei wirbeldominierter abgelöster Strömung an einem Deltaflügel. In Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß / DGLR-Jahrestagung 1995, Bonn Bad-Godesberg, 26.-29. Sept, pp. 163-175.

[2] C. Breitsamter:

Experimental Studies of the Turbulent Flow Structure of Leading-Edge Vortices, Notes on Numerical Fluid Mechanics, 1997 (to be published).

weiteres Vorgehen

Raum-Zeit-Korrelationen, die aus den Signalen zweier Hitzdrahtsonden gewonnen werden, sollen die bisherige Datenbasis weiter ergänzen und eine verfeinerte Analyse der spiralförmigen Instabilität stromab des Wirbelaufplatzens ermöglichen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis : Mathematische und physikalische Grundlagen

Ansprechpartner : Dr.-Ing. M. Buschmann

Institution : Institut für Strömungsmechanik

Adresse : Technische Universität Dresden
Mommsenstr. 13
Tel.: (0351) 463 6649
Fax : (0351) 463 6651
E-mail : hanno@ism.mw.tu-dresden.de

Weiter Ansprechpartner : Prof. Dr.-Ing. habil. R. Vollheim
Privatdoz. Dr.-Ing. habil. G. Schindler
Institut für Strömungsmechanik / TU Dresden

Thema : Berechnung dreidimensionaler turbulenter Grenzschichten mittels integraler Impuls- und Energiesätze

Ausgangssituation :

Bisher bekannt gewordene Integralverfahren für dreidimensionale turbulente Grenzschichten stützen sich auf die integrale Form der Impulsgleichungen für Haupt- und Querströmungsrichtung sowie die Entrainmentgleichung (z.B. Karimipanah, Olsson, 1992). Mit der Aufgabenstellung wird die Entwicklung von Integralverfahren für dreidimensionale turbulente Grenzschichten im Sinne von Dissipationsintegralverfahren angestrebt.

Ziel :

Ziel der Untersuchung ist die Bereitstellung von Dissipationsintegralverfahren, welche es erlauben, den "Gedächtniseffekt" dreidimensionaler turbulenter Grenzschichten zu berücksichtigen.

Lösungsweg :

Ausgangspunkt der Arbeit ist die differentielle Form der Impulsbilanzen in Haupt- und Querströmungsrichtung. Durch Multiplikation dieser Differentialgleichungen mit geeigneten Gewichtsfunktionen und anschließender Integration über der wandnormalen Koordinate werden die integralen Impuls- und Energiebilanzen dreidimensionaler turbulenter Grenzschichten abgeleitet. Die zur Lösung dieses Systemes partieller Differentialgleichungen benötigten Parameterzusammenhänge für lokale Wandschubspannungsbeiwerte und integrale Grenzschichtdicken werden durch Auswertung universeller Ansätze der zeitgemittelten Geschwindigkeitsprofile gewonnen. Das Dissipationsintegral, welches die der Grenzschicht entzogene und in Wärme verwandelte mechanische Energie beschreibt, folgt ebenfalls aus diesen Profilen und aus Schubspannungsverteilungen.

Ergebnis :

Die bisher erzielten Ergebnisse (Buschmann, 1997) werden in Form der folgenden Thesen zusammengefaßt.

- Aus der differentiellen Form der Impulsbilanzen in x- und y-Richtung wird ein Satz von unendlich vielen Paaren von Integralgleichungen gewonnen.
- Integrale Impulsbilanzen verfügen - gefolgt von integralen Energiebilanzen - über den höchsten Aussagewert bezüglich der turbulenten Reibung in der Grenzschicht.
- Drei Integralgleichungen (zwei für die Impulsbilanzen, eine für die Energiebilanz) sind unter Hinzunahme eines entsprechenden Satzes von Hilfsgleichungen zur Beschreibung der Haupteigenschaften dreidimensionaler Grenzschichten hinreichend.
- Das System der Integralgleichungen eines Dissipationsintegralverfahrens für dreidimensionale Grenzschichten ist hyperbolisch. Eine der Charakteristiken fällt mit der Richtung der Außenstromlinie zusammen. Die Richtungen der beiden anderen Charakteristiken liegen zwischen den Richtungen von Außen- und Wandstromlinie.

Literatur :

Buschmann, M. : Berechnung dreidimensionaler inkompressibler turbulenter Grenzschichten mittels Dissipationsintegralverfahren - Grundlagen, 1997, Institut für Strömungsmechanik der TU Dresden, interner Forschungsbericht zu DFG-Thema Bu 1082 / 1 - 1

Karimipناه, M. T.; Olsson, E. : Calculation of three-dimensional boundary layers on rotor blades using integral methods, 1992, ASME-Report- 92-GT-210

Weiteres Vorgehen :

- Rechentechnische Umsetzung des direkten Dissipationsintegralverfahrens
- Testrechnungen

Datum : 28.02.1997

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Wirbel - und Wärmeübertragung

Ansprechpartner: Prof.Dr. M. Fiebig

Institution: Institut Thermo - und Fluidodynamik

Adresse: Ruhr-Universität Bochum

Institut Thermo - und Fluidodynamik
Universitätstr. 150, 44801 Bochum

weitere Partner: Prof.Dr. N.K. Mitra..

Telefon: 0234-700 3083

Telefax: 0234 -7094277

e-mail: fiebig alf.iws.ruhr-uni-
-bochum.de

Thema

Einfluß der Fertigungsart auf die kritische Reynoldszahl für Spaltströmungen mit Längswirbelerzeugern.

Ausgangssituation

Den Ausgangspunkt der Untersuchung bildet der Gedanke, laminare Spaltströmungen zu Schwingungen anzuregen und damit instationäre konvektive Transportmechanismen auszunutzen, die sonst nur bei turbulenten Strömungen auftreten.

Turbulente Spaltströmungen weisen aufgrund der auftretenden Schwankungsgrößen einen höheren Wärmeübergangskoeffizienten auf als die laminare Spaltströmung, allerdings verbunden mit einem größeren Druckabfall, bedingt durch die großen Reynoldszahlen bei turbulenter Strömung. Durch Destabilisierung der laminaren Spaltströmung y.B., durch Verwendung von Wirbelerzeugern können instationäre Strömungszustände erzeugt werden, bei denen Schwankungsgrößen mit großen Amplituden auftreten [1]. Diese Strömungen sind aufgrund der kleinen Reynoldszahlen mit geringeren Druckverlusten behaftet als turbulente Strömungen mit gleichem Wärmeübergang (äquivalente turbulente Strömung).

Ziel

Instationäre konvektive Transportmechanismen sollen zur Wärmeübergangserhöhung in Spaltströmungen genutzt werden, so daß die Strömungsverlustleistung geringer ist als bei äquivalenter turbulenter Strömung.

Ziel dieser Untersuchung ist es, den Einfluß der Fertigungsart (auf die Lamelle aufgesetzt bzw. an drei Seiten aus der Lamelle ausgestanzt und an der vierten nach oben gebogen).

Lösungsweg

Die Untersuchung basiert auf numerischen Simulationen, die mit einem Finite-Volumen-Verfahren durchgeführt wurden. Das numerische Verfahren löst die vollständigen dreidimensionalen instationären Navier-Stokes Gleichungen und die Energiegleichung zur Berechnung der Strömungs- und Temperaturfelder. Der Algorithmus ist in [2,3] beschrieben. Das Rechengebiet ($0 \leq x \leq 6$, $0 \leq y \leq 5$, $0 \leq z \leq 1$, siehe Bild 1) wurde mit 273768 Zellen äquidistant aufgelöst. An Ein- und Austritt wurde mit periodischen Randbedingungen, an den Wänden mit der Haftbedingung bzw. mit konstanter Wandtemperatur gerechnet. an den seitlichen Rändern und in den Ausstanzungen wurden periodische Randbedingungen angewendet.

Ergebnis

Die Untersuchung wurde bei einer Reynoldszahl von $Re=350$ durchgeführt. Die Simulationen mit aufgesetzten bzw. mit druckseitig ausgestanzten Wirbelerzeugern führen zu der Ausbildung von zwei gegensinnig rotierenden, periodisch schwingenden Längswirbelsystemen (Bild 1a, b). Saugseitig ausgestanzte Winglets ergeben drei stationäre Wirbelpaare ($x=4.5$), von denen jedoch nur zwei bis zu den Wirbelerzeugern des periodisch folgenden Elementes bestehen bleiben (Bild 1c). Der zeitliche Verlauf der Geschwindigkeitskomponenten im angegebenen Referenzpunkt ist in Bild 2 darstellt. Die Ergebnisse zeigen, daß die Konfigurationen mit aufgesetzten bzw. druckseitig ausgestanzten Wirbelerzeugern eine geringere kritische Reynoldszahl haben müssen, als die mit saugseitig ausgestanzten. Der grundsätzliche Unterschied im Lösungsverhalten läßt sich auf den größeren Massenstrom durch die Lamelle bei saugseitiger Ausstanzung zurückführen, der auf in diesem Bereich auftretende Störungen dämpfend wirkt.

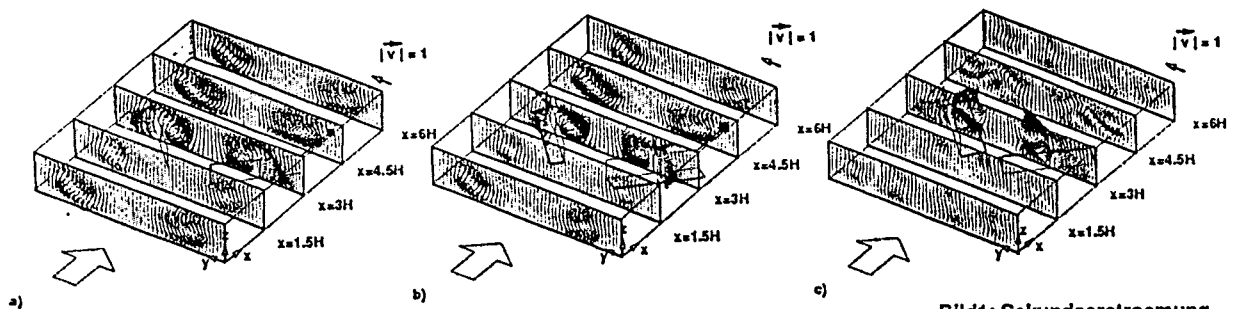
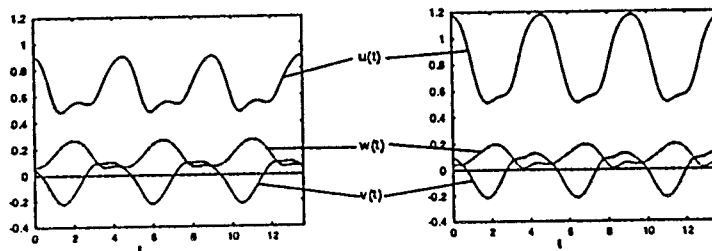


Bild 1: Sekundärströmung



a) aufgesetzte Winglets
b) druckseitig ausgestanzte Winglets
c) saugseitig ausgestanzte Winglets
Referenzpunkt P(5/0.6/0.5)

Bild 2: zeitlicher Verlauf der Geschwindigkeitskomponenten

Literatur

- [1] Schäfer, P.: "Entstehung selbsterregter Schwingungen bei ausgewählten Laminarströmungen", DGLR-Bericht 94-04, Strömungen mit Ablösung
- [2] Van Doormaal, J.P.; Raithby, G.D.: „Enhancement of SIMPLE Method for Predicting Incompressible Fluid 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

Bestimmung der kritischen Reynoldszahl für die oben beschriebenen Konfigurationen und Auffindung von Konfigurationen mit minimaler kritischer Reynoldszahl.

AG Stab

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Laminar-turbulente Transition)	
Projektgruppe		
Ansprechpartner	B. Gölling, Dr. F.-R. Grosche	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon (0551) 709-2490 Telefax (0551) 709-2829 e-Mail burkhard.goelling@dlr.de
Weitere Partner	Prof. Dr. G.E.A. Meier, DLR Göttingen. Prof. Dr. F. Obermeier, MPI Strömungsforschung, Göttingen. (Jetzt Bergakademie Freiberg.)	
Thema	<i>Experimentelle Untersuchungen zur Dämpfung einer zweidimensionalen Instabilität in einer Blasius-Grenzschichtströmung</i>	

Ausgangssituation

Der laminar-turbulente Umschlag von Grenzschichtströmungen, u.a. bei Tragflügeln, führt zu einem Anstieg des Reibungswiderstandsbeiwertes. Somit könnten bei Verkehrsflugzeugen im Reiseflug in erheblichem Maße Treibstoffkosten eingespart werden, falls die Transition weiter stromab verschoben oder verhindert werden könnte. Bisherige stationäre Methoden - wie HLFC - konnten erfolgreich angewendet werden, zeigen aber auch die Grenzen in der Steuerung zur Transitionsbeeinflussung von Grenzschichtströmungen auf. Daher wurde das Konzept einer dynamischen Strömungsbeeinflussung durch gegenphasige Anregung der Grenzschicht aufgegriffen. Verschiedene Autoren konnten zeigen, daß diese Methode sich zur Transitionsverzögerung zweidimensionaler Grenzschichtströmungen prinzipiell eignet.

Ziel

Das Ziel dieser Arbeit besteht darin, die gegenphasige Anregung der Grenzschicht zur Auslöschung ankommender Störungen als eine aktive Steuerungsmethode zur Transitionsverzögerung in zweidimensionalen Grenzschichtströmungen zu optimieren.

Lösungsweg

In einer ebenen Plattengrenzschichtströmung mit verschwindendem Druckgradienten wurden Tollmien-Schlichting(TS)-Wellen durch mehrere in die Platte eingelassene Querslitze durch periodisches Ein- und Ausblasen künstlich angeregt. Die erste, zu dämpfende TS-Welle wurde stets im vorderen Plattenbereich bei einer Plattentiefe von $X = 180,5 \text{ mm}$ (Schlitz 1) angeregt. Weiter stromab bei einer Plattentiefe von z.B. $X = 282,5 \text{ mm}$ (Schlitz 2) erfolgte die Anregung der zweiten, gegenphasig-eingestellten TS-Welle. Die Anregungsfrequenzen ($f_I = 154,1 \text{ Hz}$, $f_{II} = 141,0 \text{ Hz}$) und Anströmgeschwindigkeiten ($U_{\infty,I} = 11 \frac{\text{m}}{\text{s}}$, $U_{\infty,II} = 9,5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$) wurden dabei so gewählt, daß entsprechend der linearen Instabilitätstheorie Anfachung von Tollmien-Schlichting(TS)-Wellen mindestens über der gesamten Steuerstrecke von $X = 282,5 \text{ mm}$ bis $X = 396,5 \text{ mm}$ (Schlitz 2 bis Schlitz 21) vorliegt. Die strömungsrelevanten Größen der Grenzschichtströmung in Strömungsrichtung, wie die Amplitude der TS-Welle und die relative Phase der TS-Welle

bezüglich der Phase der künstlichen Anregung, wurden mittels Hitzdrahtanemometer gemessen.

Ergebnis

Im linearen Entwicklungsbereich der TS-Welle, d.h. für Amplituden der TS-Welle u (Bandbreite $\Delta f = 1,25 \text{ Hz}$) kleiner 1% bezüglich der Anströmgeschwindigkeit U_∞ , wurde die ankommende TS-Welle ab verschiedenen Plattenauflängen (Reynoldszahlen) innerhalb des linearen Instabilitätsbereiches bei optimaler gegenphasiger Einstellung etwa gleich gut gedämpft (Bild 1). Bei zunehmender Amplitude der TS-Welle über 1% wird mit Hilfe lokaler Superposition durch Vermessung der ersten, zu dämpfenden und der zweiten, dämpfenden TS-Welle (angeregt bei Schlitz 2) das Optimum für die gegenphasige Einstellung weiter stromab gefunden. Für Anfangsamplituden von maximal etwa 2,2% der ersten TS-Welle am Anregungsort der zweiten, gegenphasigen TS-Welle werden Dämpfungen von mindestens 90% mit Verlassen des Anfachungsbereiches entsprechend der linearen Stabilitätstheorie erreicht (Bild 2).

Literatur

- Teng, Y.-G. and Grosche, F.-R. A preliminary study of control of boundary layer transition by active wall motion. DLR-IB 222-90 A 27, 1990.
- Zhou, A. and Grosche, F.-R. Experimental study on active control of boundary layer by a multiple slot blowing/suction system. DLR-IB 223-94 A 33, 1994.
- Gölling, B. Dynamisch-aktive Dämpfung einer künstlich angeregten zweidimensionalen Welle im Bereich linearer und nichtlinearer Instabilitätsentwicklung in einer Blasius-Grenzschicht-strömung. Diplomarbeit, Georg-August-Universität Göttingen, Göttingen, 1996.

Weiteres Vorgehen

In einem nächsten Schritt wird experimentell versucht, natürliche TS-Wellen zu beeinflussen. Hierfür soll durch die Anwendung eines dynamischen Steuerungssystems unter Benutzung eines adaptiven Least-Mean-Square-Algorithmus an die Ergebnisse dieser Arbeit angeknüpft werden.

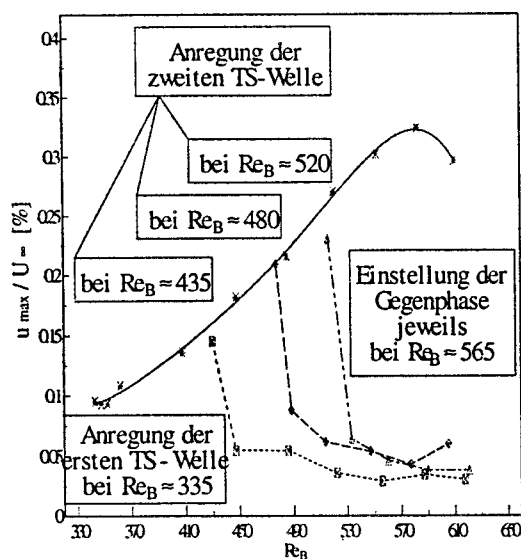


Bild 1 Linearer Entwicklungsbereich. Drei Fälle mit jeweils $U_{\infty, I}$ und f_I .

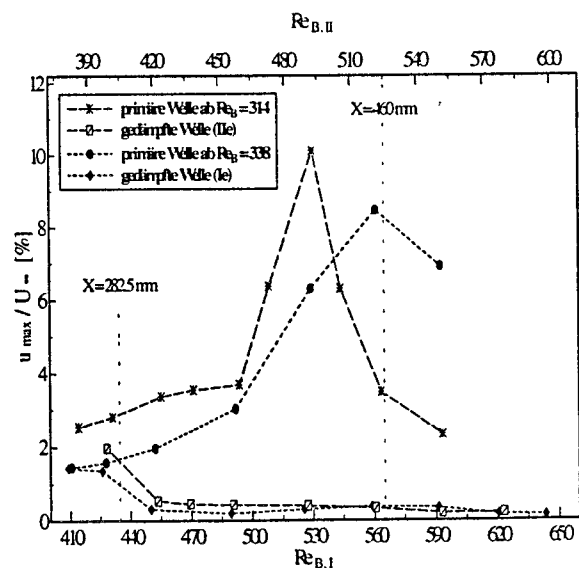


Bild 2 Nichtlinearer Entwicklungsbereich. Fall Ie mit $U_{\infty, I}$ und f_I . Fall IIe $U_{\infty, II}$ und f_{II} .

Mitteilung

Fachkreis: „Physikalische Grundlagen“

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

Projektgruppe / Anwendungsbereich: Kompressible Strömungsvorgänge

Ansprechpartner: Dipl.-Phys. C. Kirmse, Dr. rer. nat. B. Sammler, Prof. Dr.-Ing. H. E. Fiedler

Institution: TU Berlin, Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Sekr. HF 1, Straße des 17. Juni 135, D-10623 Berlin
Tel.: (030) 314 23359, Fax: (030) 314 21101

Weitere Partner: Dr.-Ing. E. Pfizenmaier, DLR Berlin-Charlottenburg

Thema:

Instationäre Messung von Geschwindigkeit, Temperatur und statischem Druck im Düsenabstrahlbereich eines Vakuumwindkanals

Ausgangssituation:

Untersuchungen des Übertragungsverhaltens von Hitzdrahtsonden bei unterschiedlichen Umgebungsdrücken ergaben, daß es wenig aussichtsreich erscheint, Geschwindigkeit und statischen Druck nur unter Verwendung dieser Meßtechnik bestimmen zu wollen. Bekanntermaßen kann die Temperatur des Strömungsmediums die Hitzdrahtsignale erheblich beeinflussen.

Ziel:

Das Ziel besteht darin, Geschwindigkeit, Temperatur und statischen Druck als Funktionen der Zeit an einem Meßort zu kennen, um wesentliche physikalische Zusammenhänge untersuchen zu können.

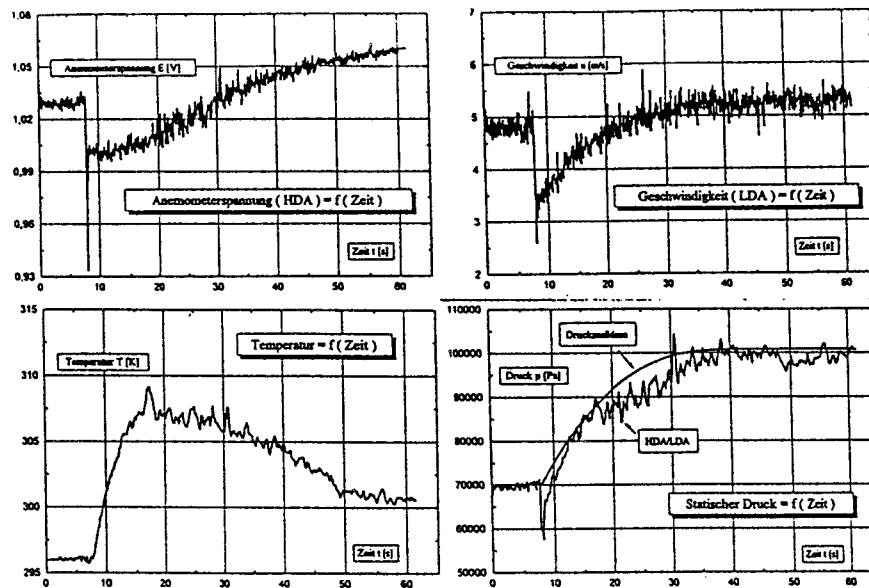
Lösungsweg:

Durch eine gleichzeitige Anwendung von Hitzdraht-Anemometrie (HDA) und Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) an einem Meßpunkt in der zu untersuchenden Strömung sollen die oben erwähnten Mehrdeutigkeiten vermieden werden. Die LDA gestattet die Bestimmung von Geschwindigkeiten nahezu unabhängig von Druck und Temperatur. Mittels sehr dünner kalter Drähte läßt sich die Temperatur ohne zusätzliche Beeinflussung messen. Liegen Geschwindigkeit und Temperatur zu einem Zeitpunkt vor, so läßt sich der statische Druck eindeutig aus dem Hitzdrahtsignal ermitteln. Zwecks Erzielung einer angemessenen zeitlichen Auflösung ist eine hohe Seeding-Rate erforderlich, die zu einem quasi-kontinuierlichen Betrieb des LDA führt. Der Abstand zwischen kaltem und heißem Draht sowie zum Abtastvolumen der Laserstrahlen muß hinreichend klein sein, um fehlerhafte Gradienteneinflüsse zu vermeiden.

AG STAB

Ergebnis:

Es wurde ein Belüftungsvorgang an einem Vakuumwindkanal bei konstanter Gebläsedrehzahl untersucht. Die nachfolgenden Diagramme stellen die gemessenen Zeitverläufe der HD-Anemometerspannung, der aus den LD-Signalen erhaltenen Geschwindigkeit und der Temperatur dar. Daraus wurde die Zeitfunktion des statischen Druckes berechnet, die hier im Vergleich mit dem Meßergebnis einer Druckmeßdose aufgetragen wurde.



Die Übertragungsfunktion der verwendeten Hitzdrahtsonde lautet:

$$E^2 = \left(0.83 + 0.17 \frac{p}{p_B} \right) A_B \frac{T_D - T}{T_D - T_B} + \frac{B_B}{\sqrt{p_B}} \frac{T_D - T}{T_D - T_B} \sqrt{p} \sqrt{u}$$

Gültigkeitsbereich: $0.5 \text{ ms}^{-1} \leq u \leq 40 \text{ ms}^{-1}$; $0.5 \text{ bar} \leq p \leq 1.5 \text{ bar}$; $10^\circ \text{ C} \leq T \leq 35^\circ \text{ C}$

Erläuterung der Symbole und Indizes:

E ...Anemometerspannung	A_B ...Kingsche Konstante
p ...statischer Druck	B_B ...Kingscher Anstieg
T ...Temperatur	Index B ...Bezugsbedingungen
u ...Geschwindigkeit	Index D ...Draht

Literatur:

Sammler, B., Fiedler, H.E., Kirmse, C., 1996, "An Experimental Technique Using a Combination of LDA and HWA for Simultaneous Investigations of Static Pressure, Velocity and Temperature," *Proceedings ASME "Thermal Anemometry 1996"*, FED-Vol. 239, S. 281-286.

weiteres Vorgehen:

Eine wesentliche Erweiterung des Anwendungsfeldes dieser Meßmethode ist durch den Einsatz eines am Institut jetzt verfügbaren leistungsstärkeren faseroptischen Laser-Doppler-Systems zu erwarten. Dadurch kann die Seeding-Rate drastisch verringert werden, die sich bisher negativ auf die HD-Übertragungsfunktion auswirkte. Außerdem besteht nunmehr die Möglichkeit, das Übertragungsverhalten von HD-Sonden unter „extremere“ Druckverhältnissen zu analysieren, die durch das bisher benutzte LDA eingeschränkt wurden.

Datum: 10.12.96

AG STAB

Mitteilung

Fachkreis Physikalische Grundlagen (Laminar-turbulente Transition)

**Projektgruppe/
Anwendungsbereich**

Ansprechpartner Dr. Werner Koch

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10 **Telefon** (0551) 709-2263
37073 Göttingen **Telefax** (0551) 709-2404
 e-Mail werner.koch@dlr.de

Weitere Partner

Thema Sekundäre Instabilitäten in dreidimensionalen
Grenzschichten

Ausgangssituation

Bei Experimenten in dreidimensionalen Grenzschichten werden kurz vor Transition hochfrequente sekundäre Instabilitäten beobachtet, die auch bei sekundären Stabilitätsrechnungen [1], [2] bestätigt werden.

Ziel

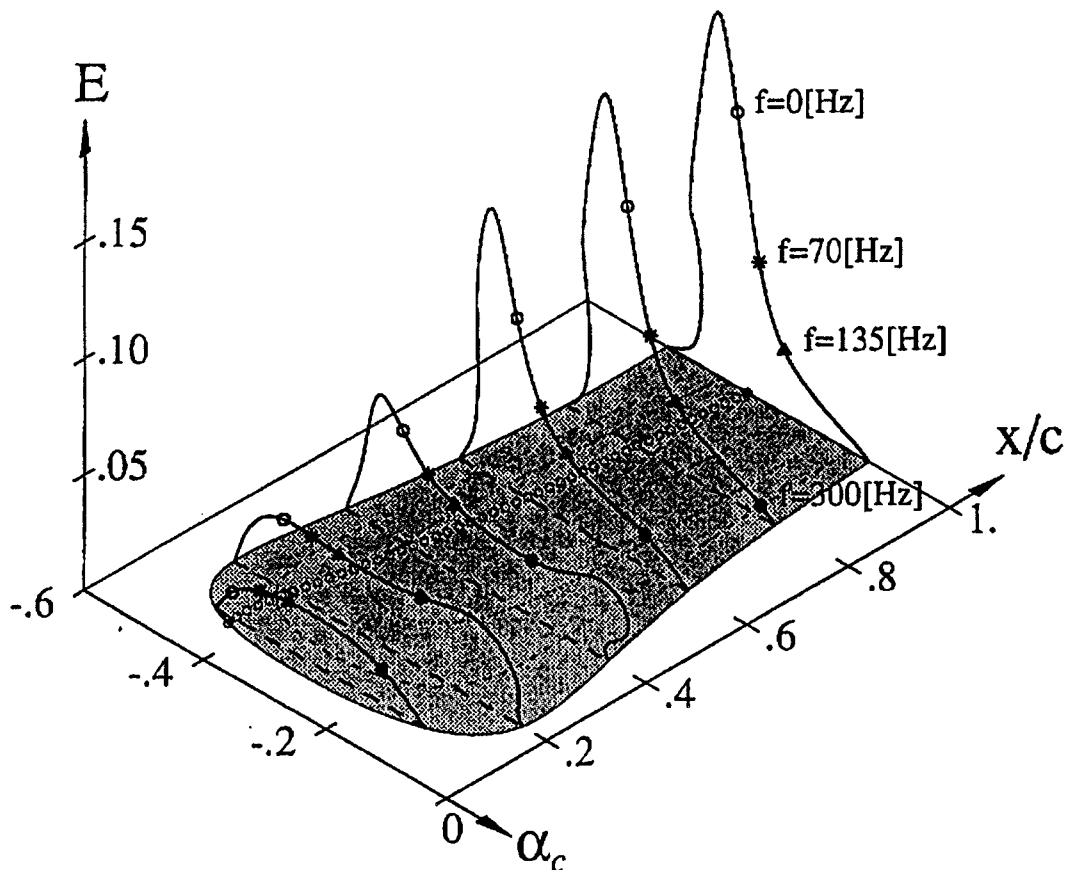
Untersuchung der späten Transitionsstadien, insbesondere im Hinblick auf hochfrequente sekundäre Instabilitäten, mit dem Ziel, ein nichtempirisches Transitionskriterium zu entwickeln.

Lösungsweg

Für das DLR Prinzipexperiment "Unendlich schiebende Platte" [3], wurden nichtlineare primäre Gleichgewichtslösungen berechnet [4] (siehe Bild 1). Dabei zeigt sich in qualitativer Übereinstimmung mit dem Experiment eine wesentlich höhere Sättigungsamplitude für stationäre Querströmungswirbel als für laufende Wellen, sofern letztere sich in Richtung Flügelvorderkante ausbreiten. Diese nichtlinearen Gleichgewichtslösungen werden nun auf sekundäre Instabilitäten untersucht. Gegenüber zweidimensionalen Störungen (d.h. Wirbelpaarung) sind diese Gleichgewichtslösungen stabil und können daher auch mittels direkter numerischer Simulation oder parabolisierter Stabilitätsgleichungen (PSE) als Sättigungslösungen berechnet werden, sofern dreidimensionale Störungen ausgeschlossen werden. Gerade letztere sind aber für die Transition von besonderem Interesse.

Ergebnis

Im Gegensatz zu den Untersuchungen [1], [2], die unter Verwendung der 'shape assumption' und experimentell vorgegebener Amplituden durchgeführt wurden, kann jetzt der Einfluß der nichtlinearen Verformung der primären Störungen berücksichtigt werden, wobei als Amplituden die berechneten Amplituden der Gleichgewichtslösungen genommen werden.



Literatur

- [1] T.M. Fischer und U. Dallmann, Phys. Fluids A3 (1991), 2378-21391.
- [2] S. Hein, T.M. Fischer und U. Dallmann, DLR Institutsbericht IB 221-92 A23 (1992).
- [3] H. Deyhle und H. Bippes, J. Fluid Mech. 316 (1996), 73-113.
- [4] W. Koch, IUTAM Symposium on 'Nonlinear Instability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers', eds. P.W. Duck and P. Hall, Kluwer Academic Publishers 1996, 299-308.

Weiteres Vorgehen

Parameteruntersuchungen sollen eine mögliche Modenkoinzidenz aufdecken. Je nach erhaltenem Ergebnis soll dann eine Untersuchung der sekundären Störungen auf absolute bzw. konvektive Instabilität im bewegten Koordinatensystem vorgenommen werden, um evtl. ein nichtempirisches Transitionskriterium zu definieren.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Dr. M. König, Dr. H. Bippes	
Institution	Institut für Strömungsmechanik, SM-SK-SSN	
Adresse	Bunsenstr. 10 D - 37073 Göttingen	Telefon (0551) 709 - 2406 Telefax (0551) 709 - 2829
weitere Partner	Dr. F. P. Bertolotti, DLR Göttingen, Prof. W.S. Saric, Arizona State University, DASA Bremen	
Thema	Experimentelle Untersuchung des Rezeptivitätsproblems von 3D-Grenzschichten	

Ausgangssituation

Zur theoretischen Vorhersage von Instabilitätsentwicklung und Transition müssen die Anfangs- und Randbedingungen bekannt sein, die sich aus dem Störgehalt der Umgebung und den Rezeptivitätsmechanismen ergeben. Gegenwärtig werden Rechenverfahren entwickelt, von denen man sich erhofft, das Rezeptivitätsproblem in die Beschreibung des Transitionsprozesses einbeziehen zu können. Um diese Verfahren der Anwendung zuzuführen, müssen die wirksamen Störquellen im Experiment identifiziert und für die Formulierung von Anfangsbedingungen für parabolisierte Störungsdifferentialgleichungen (PSE) und Simulationsrechnungen (DNS) quantitativ erfaßt werden.

Ziel

Es soll die Rezeptivität der dreidimensionalen Grenzschicht gegen Störungen aus der Umgebung bestimmt werden, um in der Lage zu sein, Anfangsbedingungen für nichtlokale, nichtlineare Stabilitätsanalysen zu formulieren.

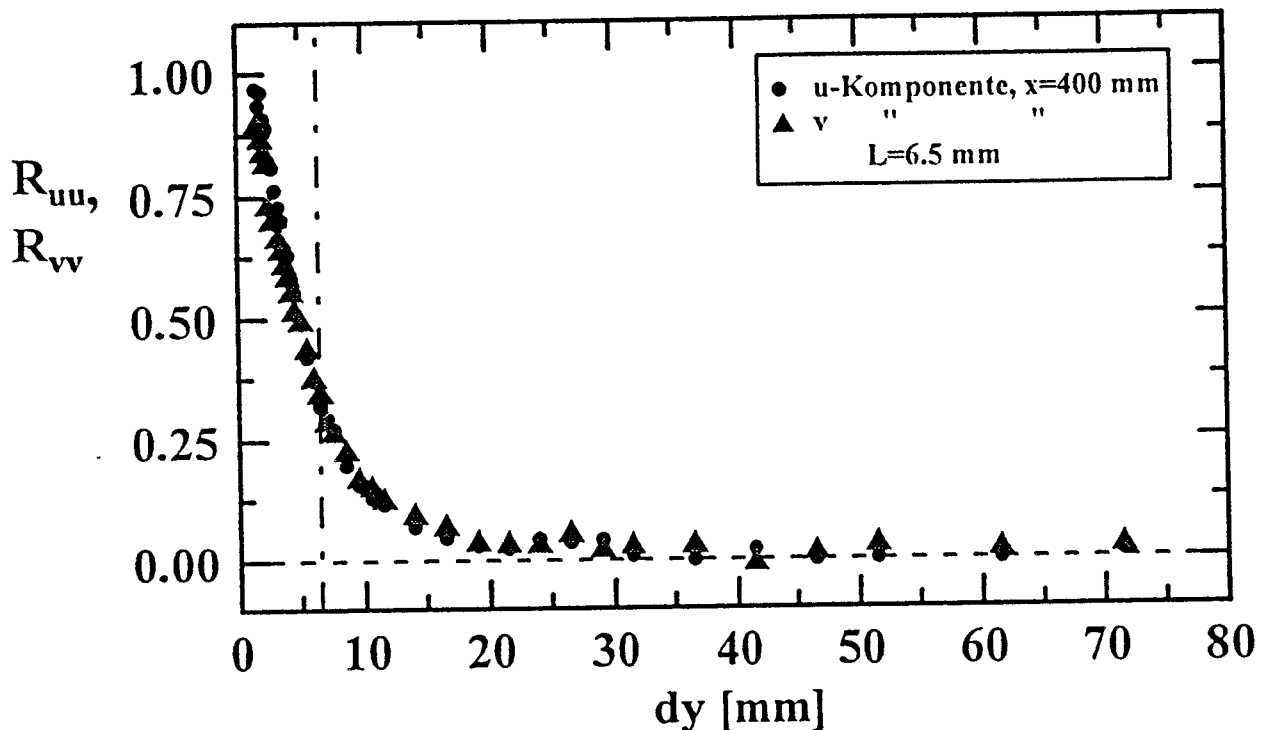
Lösungsweg

Es wird zunächst der natürliche Störgehalt der Umgebung so umfassend wie möglich analysiert. Modellseitig entspricht diesem im wesentlichen die Rauigkeit, auf der Seite der Anströmung setzt sich der Störgehalt aus Ungleichförmigkeiten der mittleren Geschwindigkeit und des instationären Anteils unterschiedlicher Skalen zusammen. Mit Hilfe von Korrelationsmessungen ist der jeweilige Anteil der durch Wirbelstärke- ('vortical modes') und Druckschwankungen bzw. Schallstörungen ('acoustic modes') erzeugten Geschwindigkeitsschwankungen inklusive des Frequenzgehaltes zu bestimmen. In transsonischer Strömung sind auch Entropieschwankungen zu ermitteln.

Da unter natürlichen Bedingungen der Transition der Störgehalt der Umgebung sehr komplex ist, ist es schwierig, den Einfluß einzelner Anteile auf den Transitionsprozeß zu identifizieren. Deshalb ist generell ein indirektes Vorgehen vorgesehen. Es werden mögliche Störtypen aus dem Gehalt der Umgebung wie Oberflächenrauigkeiten, Wirbelstärkefluktuationen unterschiedlicher Intensität und Skalen sowie Schallwellen auf kontrollierte Weise in die Grenzschicht eingeführt und die daraus resultierende Instabilitätsentwicklung vermessen. Über die hierbei ermittelten Transitionsmuster ist es möglich, den für den beobachteten Transitionsprozeß relevanten Anteil des Störgehalts zu bestimmen und den Rezeptivitätsbetrachtungen zuzuführen.

Ergebnis

Begonnen wurde mit der Charakterisierung des natürlichen Störgehaltes. Es sind Messungen in zwei Windkanälen (1m-Kanal Göttingen, DNW/NWB Braunschweig) durchgeführt worden. Im Falle des 1m- Kanals der DLR Göttingen ist der Turbulenzgrad zusätzlich durch Einbringen eines weiteren Siebes variiert worden. Bestimmt wurden die Intensität und aus Korrelationsmessungen die charakteristischen Längenmaße der Windkanalturbulenz an verschiedenen Positionen in der Meßstrecke. Mittels Mikrofonmessungen wurde der spektrale Gehalt der auftretenden Druckschwankungen bestimmt.



Räumliche Korrelation der axialen (u) und der transversalen (v) Geschwindigkeitskomponente gemessen im 1m- Kanal der DLR Göttingen , $Tu = 0,28\%$.

Literatur

- H. Bippes, H. Deyhle, "Das Receptivity-Problem in Grenzschichten mit längswirbelartigen Störungen", *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.* 16 (1992), 34-41
H. Deyhle, H. Bippes, "Disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer and its dependence on environmental conditions", *J. Fluid Mech.* 316 (1996), 73-113

weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen werden für weitere Kanäle, in denen bereits Experimente zur Instabilität der dreidimensionalen Grenzschicht durchgeführt wurden, wiederholt. Der Schwerpunkt der weiteren Arbeit wird dann in einer Auswertung der dort aufgenommenen Transitionsdaten unter Berücksichtigung der in den einzelnen Versuchsanlagen herrschenden Umgebungsbedingungen liegen, um den relevanten Gehalt der Störungen zu bestimmen und entsprechend Rezeptivitätsbetrachtungen anzustellen. Ziel ist die Erstellung eines Transitionsschemas bezüglich der einzelnen Bestandteile der äußeren Störungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin, Dipl.-Phys. C. Berger, Dr. J.C. Rotta	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 Telefax: 0551-709-2829
weitere Partner	Dipl.-Ing. R. Abstiens, Aerodyn. Institut der RWTH Aachen Prof. H. Fernholz, HFI der TU Berlin DNW	
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 Zweipunkt-Korrelationsfunktion der Geschwindigkeitsschwankungen definiert werden kann. Über dieses Längenmaß und die einzelnen Glieder seiner Bestimmungsgleichung fehlen ausreichende experimentelle Daten.

Ziel

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

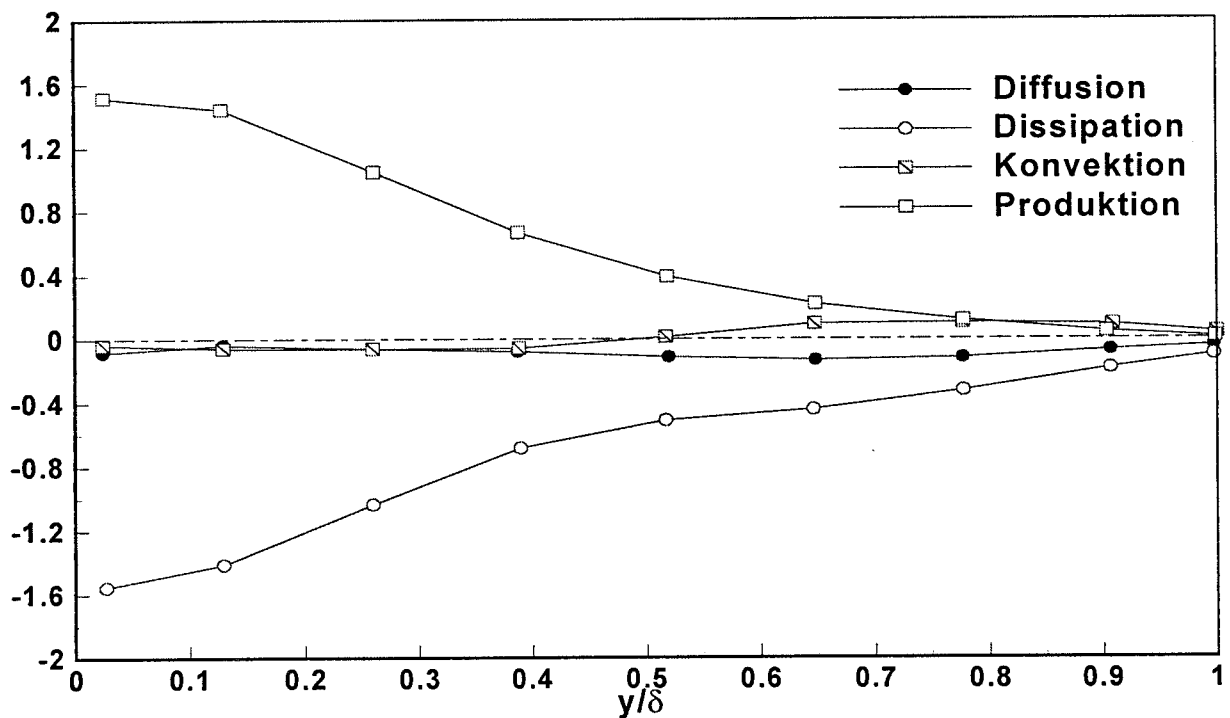
Lösungsweg

In der turbulenten Grenzschicht an der Seitenwand des Turbulenzarmen Windkanals Göttingen wurden Korrelationsmessungen mit zwei Hitzdrahtsonden durchgeführt. Dabei wurde der Abstand der Sonden normal zur Wand variiert. Durch Integration der Korrelationsfunktionen wird das Längenmaß bestimmt.

Die Messungen in Göttingen wurden ergänzt durch ähnliche Untersuchungen in der Grenzschicht an der Meßstreckenseitenwand im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW) bei deutlich größeren Reynoldszahlen. Bei der Meßkampagne im DNW im Herbst 1996 wurde parallel zu den eigenen Messungen mit X-Sonden von der Aachener Gruppe mit zwei Dreidrahtsonden gemessen.

Ergebnis

In Göttingen wurden an drei Positionen in Hauptströmungsrichtung Messungen mit jeweils zwei Hitzdrahtsonden bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 20$ m/s durchgeführt. Die Impulsverlustdicken-Reynoldszahl lag dabei zwischen $Re_2 = 4200$ und 6300 . Es kamen Einzeldraht- und verschiedene Zweidrahtsonden zum Einsatz, so daß die Zweipunktkorrelationsfunktionen für die drei Schwankungskomponenten der Geschwindigkeit vorliegen. Die Analyse der Ergebnisse und deren Dokumentation stehen vor dem Abschluß. Als Ergebnisbeispiel ist die Bilanz der Längenmaßgleichung dargestellt. Die Längenmaßgleichung ist eine Transportgleichung für das Produkt aus der Turbulenzenergie und dem Integrallängenmaß nach Rotta. Die Gleichung stellt ein Pendant zur bekannten Transportgleichung für die Turbulenzenergie dar



Bilanz der Längenmaßgleichung für die mittlere Meßstation. Die Terme sind mit der dritten Potenz der Schubspannungsgeschwindigkeit (u_τ^3) normiert

Die Messungen im DNW wurden bei der Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 40$ m/s durchgeführt. In der verfügbaren Zeit konnte nur an einer Station gemessen werden. Die Impulsverlustdicken-Reynoldszahl war hier mit $Re_2 = 40\,000$ deutlich höher. Da X-Drahtsonden verwendet wurden, können nur die Korrelationsfunktionen der Schwankungen der Hauptströmungs- und der wandnormalen Komponente bestimmt werden. Die gleichzeitig durchgeführten Messungen der Aachener Gruppe mit zwei Dreidrahtsonden liefern jedoch alle drei Geschwindigkeitskomponenten.

Die umfangreiche Auswertung und Analyse der Messungen im DNW ist noch nicht abgeschlossen.

Weiteres Vorgehen

Weitere Auswertung und Analyse der vorliegenden experimentellen Daten

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

**Physikalische Grundlagen
Laminar-turbulente Transition**

Ansprechpartner

**Dipl.-Ing. Thomas Lerche, Dr. H. Bippes
Dr. U. Dallmann**

Institution

Institut für Strömungsmechanik, SM-SK-TRT

Adresse

**Bunsenstr. 10
D-37073 Göttingen**

**Telefon (0551) 709-2370
Telefax (0551) 709-2829**

weitere Partner

Dr. H. Bestek, Universität Stuttgart

Thema

**Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung
im Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen
Grenzschicht**

Ausgangssituation

Ein Störerzeuger zur Initialisierung schräg laufender Instabilitätsmoden der dreidimensionalen Grenzschichtströmung einer ebenen Platte mit aufgeprägtem Druckgradienten wurde konzipiert, konstruiert, aufgebaut und getestet. Während eine erste Version bereits die Wirkungsweise bestätigte, konnte mit einer zweiten Version eine Lösung gefunden werden, die auch den hohen Anforderungen an die Oberflächengüte zur Untersuchung der Querströmungsinstabilität gerecht wurde. Die erforderlichen Anregungsamplituden zur effektiven Anregung schräg laufender Störwellen lagen mit $9\text{ }\mu\text{m}$ etwa eine Größenordnung unter den ursprünglichen Erwartungswerten. Mit Hilfe der Störerzeuger konnten einzelne Moden angeregt werden, sofern sie ein Mindestmaß der theoretisch vorhergesagten Anfachungsrate aufwiesen.

Ziel

Auflösung der nichtlinearen Wechselwirkungen zwischen laufenden und stationären Störungen und Vergleich mit den Ergebnissen der räumlichen Direkt Numerischen Simulation (DNS) der Stuttgarter Arbeitsgruppe. Erklärung des Auftretens einer hochfrequenten Instabilitätsform in den Spätstadien der Transition.

Lösungsweg

Mit der Möglichkeit, unabhängig voneinander schräg laufende Instabilitätswellen und stationäre Längswirbel im Experiment anzuregen, ist es gelungen, die parametrische Resonanz zwischen stationären und laufenden Moden anhand von drei generischen Fällen zu studieren. Im Fall **(0,1)** wurden nur eine im Experiment stark angefachte stationäre **(0,1)**-Längswirbelmode ($0 \equiv$ Vielfache der Frequenz, $1 \equiv$ Vielfache der spannweitigen Wellenzahl/Querwellenzahl) künstlich durch Rauigkeitselemente angeregt. Im Fall **(0,1)+(1,1)** wurde zusätzlich eine ebenfalls stark angefachte laufende Welle der Frequenz $f=82\text{ Hz}$ mittels des neu entwickelten Störerzeugers angeregt. Im Fall **(1,1)** wurde nur instationär angeregt und die Längswirbelanregung durch die Oberflächengüte des Modells bestimmt. Die Anströmbedingungen wurden mit $Q_\infty = 16,3\text{ m/s}$ dabei stets so gewählt, daß bis zum Ende des Modells ein nahezu turbulenter Strömungszustand erreicht wurde.

Ergebnis

Zwischen stationärer und laufender primärer Störung konnte im Fall **(0,1)+(1,1)** ein fast harmonischer Resonanztyp zur Wahl der Anströmung und der Anfangsstörungen nachgewiesen werden. Die Wirkungsweise der Querströmungswirbel auf die Stabilitätseigenschaften der Grenzschicht ist demnach dergestalt, daß zusätzlich nichtlinear generierte Störkomponenten

AG STAB

auftreten, die sich durch Querwellenzahl und Ausbreitungsrichtung von der primären laufenden Welle und ihren Höherharmonischen unterscheiden. Hinsichtlich der Wirkung der laufenden Störwellen konnte eine starke Dämpfung der stationären Längswirbel zweifelsfrei nachgewiesen werden.

Nichtlineare Strukturbildung in den Anregungsfällen (1,1) und (0,1)+(1,1) wurde mit Hilfe der Karhunen-Loève (KL) Zerlegung vorgenommen. Diese stellt aufgrund der Form der Eingabedatenfelder, welche phasenstarr gemittelte Strömungsfelder sind, eine räumlich und zeitliche Fourierzerlegung der harmonischen Wellenüberlagerungsstrukturen dar. Die Vorteile der KL-Zerlegung sind in der kompakten Datenbeschreibung und der schnellen Auswertung großer Datenmengen zu sehen.

Die oft beobachtete hochfrequente Instabilität (Bild 1) wurde als sekundäre Instabilität identifiziert und mit der Störbewegung in Zusammenhang gebracht. Danach führen je nach äußerem Störumfeld sowohl die stationären Längswirbel als auch die laufenden Wellen zur Ausbildung momentaner instabiler Scherschichten im äußeren Grenzschichtbereich. Für diese Scherschichtinstabilität ist das Theorem von Fjørtoft erfüllt. Damit ist ein notwendiges Kriterium einer dynamischen Instabilität erfüllt. Die Wechselwirkung zwischen Längswirbel und Welle im Fall (0,1)+(1,1), bei der weitere Fourierkomponenten nichtlinear erzeugt werden, erwies sich als effektivste Kombination zur Ausbildung hochgradig instabiler Scherschichten. Der Zerfall dieser Scherschichten erfolgt dann räumlich und zeitlich periodisch in Form hochfrequenter (Mittenfrequenz: 2 kHz) Wellenpakete, wobei eine Annäherung der Scherschichten an die Plattenoberfläche erfolgt. Durch diese Wechselwirkung mit der Wand wird möglicherweise der laminar-turbulente Umschlag durch die Entstehung turbulenter Spots eingeleitet.

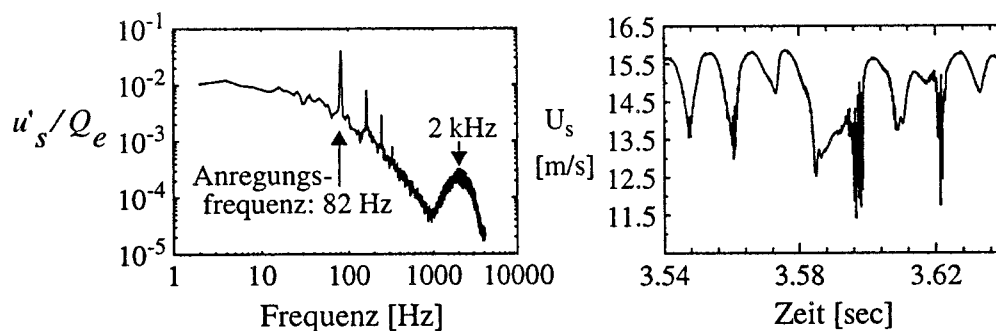


Bild 1 Frequenzspektrum (links) und Zeitsignalausschnitt der Geschwindigkeitskomponente in Stromlinienrichtung U_s (rechts) bei $x_c/c = 0,93$ und $z/\delta = 0,6$ (Grenzschichtdicke $\delta \approx 4$ mm) im Fall (0,1)+(1,1)

Literatur

- **Lerche, T., Bippes, H.** (1995); Experimental investigation of cross-flow instability under the influence of controlled disturbance generation, Proceeding of the Royal Netherlands Academy of Arts and Sciences, Amsterdam, December 1995
- **Lerche, T.** (1996); Experimental investigation of nonlinear wave interactions and secondary instability in three-dimensional boundary-layer flow. Proceedings of the 6th European Turbulence Conference, Lausanne
- **Lerche, T.** (1996); Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht, als Dissertation an der Fakultät für Maschinenwesen der Universität Hannover eingereichte Arbeit

weiteres Vorgehen

Weitere Messungen im Bereich der linearen Störentwicklung zum Vergleich mit numerischen Simulationsrechnungen wurden unlängst durchgeführt. Zur Untersuchung der Spätstadien der Transition sind Messungen zur Klärung der Entstehung turbulenter Spots für Mai '97 geplant.

Datum: Februar 1997

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner

J. Nies, S. Hein, Dr. F. P. Bertolotti, Dr. U. Dallmann

Institution

DLR – Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2427

Telefax 0551 / 709-2404

weitere Partner

Dr. H. Bippes

Thema

Einfluß der Grenzschichtabsaugung auf das Instabilitätsverhalten der Grenzschicht am unendlich schiebenden Flügel.

Ausgangssituation

Die aus dem Experiment (Windkanal und Freiflug) gewonnenen Erkenntnisse über den Einfluß der Grenzschichtabsaugung auf die Transitionslage am unendlich schiebenden Flügel sind nicht in voller Übereinstimmung mit den durch lineare Instabilitätsanalyse berechneten theoretischen Ergebnissen. Die sich in der Praxis aus fertigungstechnischen und betriebsbedingten Gründen einstellende ungleichförmige Absaugeverteilung wird gegebenenfalls sehr stark von der in der Theorie angenommenen homogenen Absaugung abweichen. Diese räumliche und zeitliche Ungleichförmigkeit kann auch unerwünschte zusätzliche Störungen hervorrufen. Langfristig ist eine dynamisch gesteuerte ungleichförmige Absaugeverteilung sogar angestrebt um eine mögliche positive Beeinflussung der Grenzschicht auszunutzen.

Ziel

Durch geeignete Modellierung der tatsächlichen ungleichförmigen Absaugung sollen mit Hilfe des nichtlinearen Transitionsanalyseverfahren NOLOT/PSE die durch eine räumlich und zeitlich periodische Absaugung in der Grenzschicht angefachten Störungen berechnet werden und deren Einfluß auf die Transitionslage ermittelt werden. Ziel ist es, diese Untersuchungen an praxisrelevanten Fällen (transonischer Flügel) durchzuführen.

Parallel dazu, soll ein Verfahren entwickelt werden, welches es ermöglicht, bei vorgegebenen Ziel-funktionen eine optimal angepasste Absaugeverteilung für einen gegebenen Fall zu ermitteln.

Lösungsweg

Der Einfluß der Störungsrandbedingungen (wandnormale Geschwindigkeitskomponente, Druck) an der Wand auf das Anwachsen der Störungen soll in einer ersten Untersuchung durch lineare und nichtlineare Rechnung analysiert werden. In einem zweiten Schritt wird durch entsprechende Wahl der in der nichtlinearen Rechnung initiierten Moden die räumliche und zeitliche Variation in der Absaugung modelliert. Die Anfangsbedingungen, die spannweiten Wellenzahlen und die Frequenzen sollen dabei in einem physikalisch sinnvollen Bereich variiert werden. Um eine von außen fest aufgeprägte stationäre Absaugestörung zu modellieren, werden die Randbedingungen der Störgeschwindigkeitskomponenten an der Wand entsprechend dem Störungsverlauf in Stromabrichtung angepaßt. Die Möglichkeit, kleinskalige räumliche Schwankungen in der Absaugung über die Grenzschichtrechnung zu erfassen wird ebenfalls untersucht.

Für die Optimierung der Absaugung wird wie folgt vorgegangen: Bei einer gegebenen konstanten Druckverteilung über einem Profil mit einer Absaugevorrichtung, welche eine Variation der Absaugegeschwindigkeit in Stromabrichtung erlaubt (z.B. mehrere Absaugekammern), wird für eine Ausgangsabsaugeverteilung eine Grenzschichtrechnung gemacht. Anschließend erfolgt eine lineare Stabilitätsanalyse von ausgewählten Moden. Bei einer frei gewählten Profiltiefe (z.B. aus dem Experiment bestimmter Transitionsbereich) soll dann ein bestimmtes Anfachungsverhältnis von Ausgangsamplitude zu lokaler Amplitude von keiner der Störungen überschritten werden. Diese Einstellung erfolgt durch einen iterativen Prozeß unter Verwendung eines Gradientenverfahrens zur Anpassung der Absaugung. Als Nebenbedingung wird eine Minimierung der Absaugeleistung verlangt.

Ergebnis

Iterative Verbesserung der Absaugeverteilung mit 5 Absaugekammern

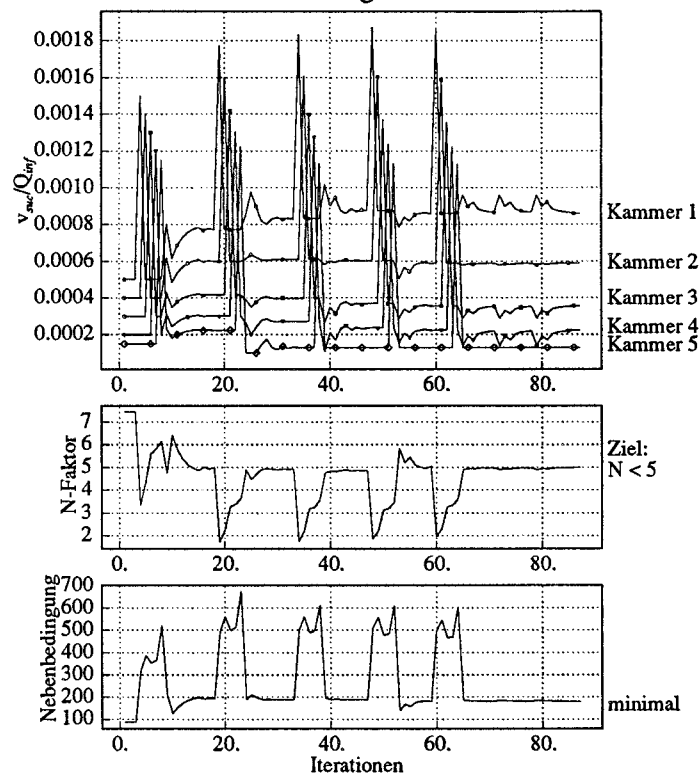


Abbildung 1: Einstellen der Absaugeverteilung bei vorgegebener Zielfunktion

Bei den bisher durchgeführten linearen Rechnungen wurde die Amplitude der wandnormalen Störgeschwindigkeit an der Wand auf einen festen Wert ungleich Null gesetzt. Dabei zeigte sich kein entscheidender Einfluß auf das Anwachsen der Störung im Vergleich zur Rechnung mit den üblicherweise verwendeten Dirichlet Randbedingungen. Diese ersten Untersuchungen wurden ohne Grenzschichtabsaugung aber mit poröser Wand gerechnet.

Die iterative Optimierung der Absaugung wurde am A320 Seitenleitwerk für einen Modellfall vorgenommen. Es wurden 5 Absaugekammern eingeschaltet und ein N-Faktor von 5 bei 10% Flügeltiefe für einen stationären Querströmungswirbel verlangt. Nach dem bisherigen Stand der Arbeit, kann noch nicht ausgeschlossen werden, daß es sich bei der gefundenen Lösung um ein lokales Minimum der Absaugeleistung handelt.

Literatur

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

Bippes, H.; Fischer, A.; Wiedemann, A.; Bertolotti, F. P.:
Experiment zur Beeinflussung der Querströmungsinstabilität mit Hilfe von Absaugung durch perforierte Wände. DGLR-Fachausschußsitzung -Beeinflussung von Tragflügelumströmungen-, 2./3. Mai 1996 an der TU Berlin.

Hackenberg, P.; Rioual, J. P.; Tutty, O. R.; Nelson, P. A. The automatic control of boundary-layer transition — Experiment and computation. Applied Scientific Research 54: 293-311, 1995.

weiteres Vorgehen

Die bisher gemachten Untersuchungen zum Einfluß der Randbedingungen, sollen auf eine Grenzschicht mit Absaugung ausgedehnt werden. Für die Absaugeoptimierung ist eine lineare Rechnung unter Einbeziehung von mehr als einer Mode vorgesehen und die Verwendung einer nichtempirischen Transitionsvorhersage mittels nichtlinearem NOLOT/PSE. Dabei sollen weitere Erkenntnisse aus der Studie über den Einfluß der ungleichförmigen Absaugung auf die Instabilitäten in der Grenzschicht einfließen.

Mitteilung

Fachkreis Physikalische Grundlagen (Transition)

Projektgruppe

Ansprechpartner A. Raguse, Dr. F.-R. Grosche

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon 0551-709- 2237 od. 2149

Telefax 0551-709-2829

e-mail andreas.raguse@dlr.de

weitere Partner Prof. Dr. D. Ronneberger, III. Phys. Inst., Universität Göttingen;
Prof. Dr. H. Eckelmann, Max - Planck - Institut f. Strömungsmechanik, Göttingen

Thema *Transitionsbeeinflussung mittels eines adaptiven Filtersystems*

Ausgangssituation

Moderne Flugzeuge erhalten ihren Auftrieb durch Tragflächen, deren Widerstand davon abhängt, ob die Umströmung laminar oder turbulent erfolgt. Ein zu früher Umschlag zur Turbulenz bewirkt eine Reduzierung des Wirkungsgrades und zieht somit einen erhöhten Treibstoffverbrauch nach sich.

Ziel

Um die Umströmung um eine Tragfläche so weit wie möglich laminar zu halten, muß der Umschlagpunkt zur Turbulenz weiter stromab verlagert werden. Um das zu erreichen, sollen die im Transitionsbereich auftretenden Tollmien - Schlichting (TS) Wellen gedämpft werden.

Dieses geschieht mit Hilfe eines Systems, das gegenphasig zu diesen TS - Wellen Störungen in die Grenzschicht einbringt.

Lösungsweg

Für die Entwicklung eines Systems, das natürliche TS - Wellen in oben genannter Weise beeinflussen kann, müssen Prinzipexperimente durchgeführt werden, mit denen man geeignete Sensoren, Aktuatoren sowie deren optimale Positionen ermitteln kann. Auch können in dieser Versuchsstufe geeignete Algorithmen zur aktiven Grenzschichtbeeinflussung entwickelt werden. Weiterhin ist noch nicht geklärt, inwiefern Aktuatoren, die zur kontrollierten Beeinflussung der Grenzschicht dienen, ihrerseits unerwünscht die Strömung stören können. Wegen dieser noch ungeklärten Punkte beschränkten wir uns zuerst auf eine 2d - Strömung, in der kontrolliert TS - Wellen erzeugt wurden.

Zu diesem Zweck wurde eine ebene Platte gewählt, in deren vorderen Bereich sich ein Schlitz zur Erzeugung 'künstlicher' TS - Wellen befindet. Diese stromabwärts laufenden Wellen werden mit einem Heißfilmsensor detektiert, der die aufgenommenen Signale an ein adaptives Filtersystem weitergibt. Dieses steuert, in Abhängigkeit von weiteren Daten, die von einem Hitzdrahtsensor, der sich am Ende der Laufstrecke befindet, geliefert werden, einen im Beeinflussungsbereich befindlichen Aktuator.

Dem Regelmechanismus liegt ein sogenannter X -LMS -Algorithmus, der zwei FIR (Finite Impulse Response) - Filter steuert, zugrunde. Dabei wird das Filter für die Primärstrecke ständig nachgeregelt, während das zweite Filter der Übertragungsfunktion der Sekundärstrecke in einem Vorversuch angepaßt wird und während der eigentlichen Messung unverändert bleibt.

Ergebnis

Nach Auswahl der geeigneten Sensoren und Aktuatoren ist das System bereits erfolgreich bei der aktiven Beeinflussung von TS - Wellen in 2d - Strömungen an der ebenen Platte eingesetzt worden. Dabei verringerten sich die Amplituden der TS - Wellen um ca. 20 dB.

Bild 1 : Prinzipielle Darstellung des Versuchsaufbaus

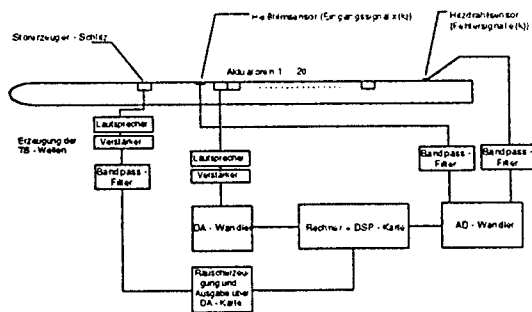
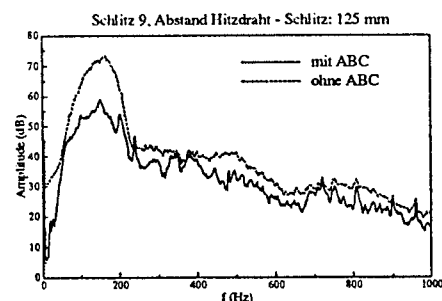


Bild 2 : Amplitude mit/ohne adaptive Regelung (ABC)



Literatur

- Liepmann, H. W.; Brown, G. L.; Nosenchuck, D. M.: *Control of Laminar Instability Waves Using a New Technique*, J. Fluid Mech. 118, pp. 187 - 200, 1982.
- Grosche, F.-R.; Teng Young - guang, Kloppmann, Ch.; Kühn, W. : *Experiments on active control of boundary layer transition*, DGLR/AIAA - 92 - 02 - 011, 1992
- Grützmaker, V.; Ronneberger, D. : *Akustische Unterdrückung von Instabilitäten in einer abgelösten Strömung*. Fortschritte der Akustik, DAGA '94, pp. 797 - 800, 1994

Weiteres Vorgehen

In folgenden Experimenten soll die Anordnung weiter optimiert werden. Weiterhin sind Untersuchungen zur Beeinflussung der 2d - Strömung mit mehreren hintereinander angeordneten Systemen sowie der Anwendbarkeit von adaptiven Regelsystemen in 3d - Strömungen geplant.

Datum 13. März 1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechspartner

V. Theofilis, U. Dallmann

Institution

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstraße 10,
37073 Göttingen

Tel: 0551 - 709 2430

Fax: 0551 - 709 2404

weitere Partner

P. W. Duck, Univ. of Manchester, UK

Themen

(1) Secondary instability of swept
attachment line boundary layer flow
(2) Partial derivative Eigenvalue Problem
Stability analyses (PEPS)

Ausgangssituation:

(1) The laminar-turbulent transition analysis of boundary layer flow in the attachment line formed on the windward face of a swept wing may be performed in three successive steps. First the linear mechanisms can be studied in the spatial framework [5]; subsequent developments may be studied in the frame of secondary theory, while the final breakdown can only be addressed by reference to the full nonlinear equations using spatial direct numerical simulation (DNS). We have presently addressed secondary instability of the flow in question with respect to chordwise periodic disturbances and demonstrated subcritical instability in the Reynolds number range $Re \in [235, \infty)$ [6].

(2) The major limitation of classic stability analysis is its applicability to strictly parallel or near-parallel flows. Beyond the academic one-dimensional examples of plane Poiseuille flow and the flat-plate boundary layer, most flows of technological interest develop in two- or three spatial dimensions. The linearised Navier-Stokes equations may be written in the form of an eigenvalue problem in which at least two spatial dimensions are fully resolved [4] while, optionally, in the third a periodicity ansatz is made [7].

Ziele:

(1) The major unanswered question in the past has been the massive discrepancy between the linear critical Reynolds number of this flow, $R=583$, and the value of this parameter at which sustained turbulence has been obtained either in experiment [1] or in DNS [3], $R=235$.

(2) Linear stability analysis of essentially two- or three-dimensional basic states, such as the boundary layer in the vicinity of the attachment line formed on the windward surface of a swept wing.

Lösungswege:

(1) The basic flow set up by a Görler-Hämmerlin primary disturbance superimposed upon the generalised Hiemenz boundary layer at small amplitude has been analysed, using Floquet theory, with respect to secondary instability of chordwise periodic waves. The full spectrum of secondary eigenvalues and eigenfunctions has been obtained at linearly neutral and subcritical conditions.

(2) The PEPS generalised eigenvalue problem in which two spatial dimensions are resolved can easily result in matrices of size of 1 Gb taking approximately 1 CPU hr on the NEC-SX4 to deliver the spectrum at a single point in parameter space. While a limited number of results have been obtained in representative cases, alternative algorithms are under investigation with respect to efficiency.

Ergebnisse:

(1) The full linearly subcritical range of Reynolds numbers, $Re \in [235, 583]$ was found to be unstable to secondary disturbances. The rate at which the latter disturbances grow is a function of the amplitude at which a decaying primary perturbation may be found in the flow. The functional dependence of the most unstable subharmonic secondary growth rates on amplitude is shown in figure 1, where the successive widening of the unstable Reynolds number range, when the primary disturbance amplitude increases, may be observed.

(2) PEPS results have been obtained for (i) duct flow. The large aspect ratio limit merges smoothly and with spectral accuracy into the well-known plane Poiseuille flow (PPF) eigenspectrum; $O(1)$ aspect ratios have been found to possess a spectrum which deviates substantially from that of the PPF. An analytical criterion has been generated. (ii) Two-dimensional Couette flow. The large aspect ratio was again found to be identical with the known 1D results. At aspect ratios of $O(1)$ the stationary modes were found to be much less stable than their 1D counterparts, conceivably leading to breakdown due to nonlinearity. (iii) Square driven-cavity flow. The full spectrum was found to consist of stationary modes and modes with identical growth rates and opposite frequencies. The least stable mode is stationary and the spatial structure of its vorticity, ζ , is compared with that of the corresponding basic flow vorticity, Z , at $Re=1000$ in figure 2. Aside from the striking analogies with the basic flow, worthy of mention is the fact that this mode can go unstable at Reynolds numbers at which Hopf bifurcations in the numerical solution for the full Navier-Stokes equations for this problem have been reported in the literature [2]. An article on the application of PEPS is in preparation [7].

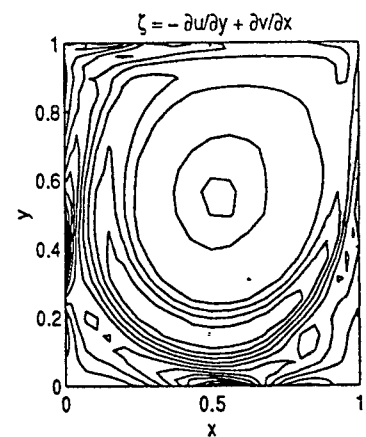
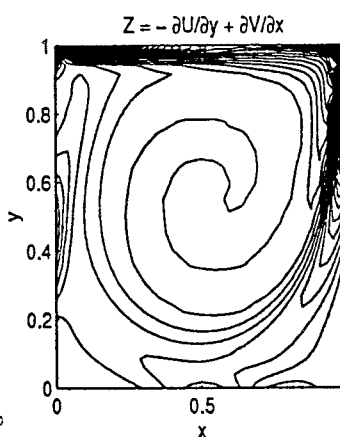
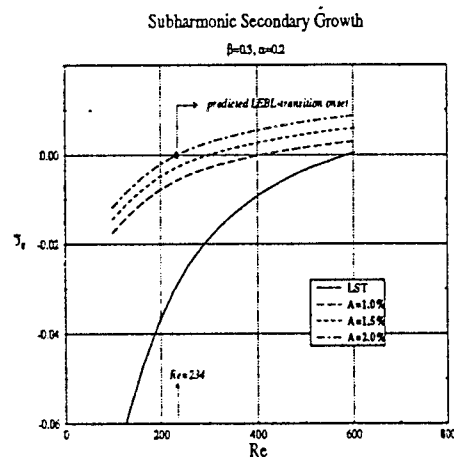


Fig.1. Subharmonic secondary instability of the swept attachment line boundary layer. Fig.2. Vorticity ζ of the least stable eigenmode in driven-cavity flow at $Re=1000$; shown also the vorticity of the basic flow.

Literatur:

1. Poll, D. I. A. (1979) Transition in the infinite swept attachment line boundary layer. *Aero. Quart.* 30, pp. 607 - 628.
2. Shen, J. (1991) Hopf bifurcation of the unsteady regularised driven-cavity flow. *J. Comp. Phys.* 95, pp. 228 - 245.
3. Spalart, P.R. (1988) Direct numerical study of leading edge contamination. *AGARD CP-438*, pp.5-1 - 5-13.
4. Tatsumi, T., & Yoshimura, T. (1990) Stability of the laminar flow in a rectangular duct. *J. Fluid Mech.* 212, pp. 437-449.
5. Theofilis, V. (1995) Spatial stability of incompressible attachment line flow. *Theor. Comp. Fluid Dyn.* 7, pp. 159-172.
6. Theofilis, V. & Dallmann, U. (1996) Subcritical turbulence at the attachment line boundary layer. *10. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB*. Submitted to *J. Fluid Mech.*
7. Theofilis, V., Duck, P. W. and Dallmann, U. Viscous linear stability in two spatial dimensions: The partial derivative eigenvalue problem for three wall-bounded flows. In preparation.

Mitteilung

Projektgruppe:/ Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner: Andreas Stolte

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2294

Telefax: 0551-709-2446

weitere Partner / Betreuer: S. Hein, Dr. F.P. Bertolotti, T. Lerche,
Dr. H. Bippes, Dr. W. Koch, Dr. U. Dallmann
(DLR - Institut für Strömungsmechanik)
Prof. Dr. H. Eckelmann (Universität Göttingen)

Thema

Untersuchung von Transitionsszenarien in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Im Rahmen des DLR-Prinzipexperimentes werden durch gezieltes Anregen von stationären und laufenden Querströmungsinstabilitäten die durch diese Störungsform dominierten Transitionsmechanismen untersucht [3]. Begleitend zu diesem Experiment wurden an der Universität Stuttgart Untersuchungen mit Hilfe der direkten numerischen Simulation durchgeführt [4].

Ziel

Mit Hilfe der zwischen der klassischen lokalen Instabilitätsanalyse und der direkten numerischen Simulation stehenden nichtlinearen, nichtlokalen Instabilitätsanalyse [2], [1] sollen anhand des DLR-Prinzipexperimentes die für den von der Querströmungsinstabilität dominierten laminar-turbulenten Übergang in beschleunigten, dreidimensionalen Grenzschichtströmungen verantwortlichen Mechanismen erforscht werden. Ziel ist dabei die Entwicklung eines physikalischen Kriteriums für die Transitionsvorhersage.

Lösungsweg

Basierend auf den Messdaten des Prinzipexperimentes und den Eingabedaten der direkten numerischen Simulation wird eine Modellströmung definiert, die den physikalischen und numerischen Anforderungen der Untersuchungen genügt und einen Vergleich der Resultate mit den Ergebnissen aus Experiment und Simulation ermöglichen soll. Um besonders instabile Störungsmoden zu identifizieren und eine Ausgangsbasis für die nichtlinearen Untersuchungen zu schaffen, wird diese Strömung zunächst mit Hilfe der linearen Instabilitätstheorie analysiert. Den Schwerpunkt der Untersuchungen bilden dann die Identifikation und Analyse der nichtlinearen Störungswechselwirkungen und die Analyse der Instabilitätseigenschaften der durch die primären Störungen verformten Grundströmung.

Ergebnis

Die Wellenzahlen und Frequenzen der nach linearer Instabilitätsanalyse instabilsten Störungsmoden der Modellströmung stimmen gut mit den Parametern der im Experiment beobachteten Instabilitäten überein. In ersten Testrechnungen konnten auch die im Experiment beobachteten nicht-linearen Phänomene (z. B. Amplitudensättigung) qualitativ bestätigt werden. In Übereinstimmung mit dem Experiment konnten im Gegensatz zu den Ergebnissen aus den parallel durchgeführten Untersuchungen an der ATTAS-Laminarflügelumströmung [5] bislang keine resonanzartigen Störungswechselwirkungen gefunden werden.

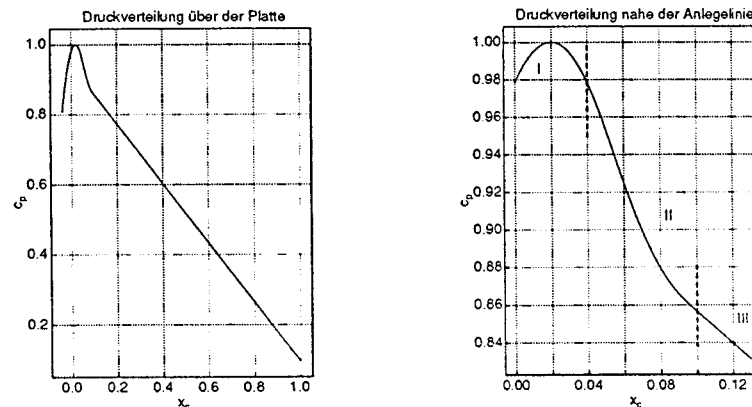


Bild 1: Druckverteilung der Modellströmung zum DLR-Prinzipexperiment.

Literatur

- [1] BERTOLOTTI, F.P.: *Transition Modeling Based on the PSE*, Turbulence and Transition Modeling, Proceedings of the ERCOFTAC/IUTAM Summerschool, Hrsg. M. Hallbäck, A. V. Johansson, D. S. Henningson, H. P. Alfredsson, Kluwer academic publishers, 1995.
- [2] HEIN, S., BERTOLOTTI, F.P., SIMEN, M., HANIFI, A., HENNINGSON, D.: *Linear nonlocal instability analysis - the linear NOLOT code* -, Bericht IB 223-94 A56, DLR Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, 1994.
- [3] LERCHE, T.: *Experimentelle Untersuchung nichtlinearer Strukturbildung im Transitionsprozeß einer instabilen dreidimensionalen Grenzschicht*, Dissertation, Universität Hannover, 1996.
- [4] MÜLLER, W.: *Numerische Untersuchung räumlicher Umschlagvorgänge in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen*, Dissertation, Universität Stuttgart, 1995.
- [5] STOLTE, A., BERTOLOTTI, F.P., HEIN, S., SIMEN, M., DALLMANN, U.: *Nichtlokale und nichtlineare Instabilitätsuntersuchungen an kompressiblen Strömungen*, Bericht IB 223-95 A54, DLR Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, 1995.

weiteres Vorgehen

Detaillierte Untersuchung der für den von Querströmungsinstabilitäten dominierten laminar-turbulenten Übergang bedeutsamen Mechanismen und Übertragung der Ergebnisse auf den Laminarflügel.

Datum: 12.03.97

Mitteilung

Projektgruppe: physikalische Grundlagen
Fachkreis: Turbulenz

Ansprechpartner: Dr.-Ing. C. Wagner, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich
Institution: Lehrstuhl für Fluidmechanik, TU München

Adresse: 85747 Garching
Telefon: 089/289-16134
Telefax: 089/289-16151
weitere Partner:

Thema

Direkte numerische Simulation der turbulenten Strömung in einer idealisierten Czochralski-Kristallzuchtungs-Anordnung

Ausgangssituation

Die turbulenten Impuls- und Wärmetransportvorgänge während des Czochralski-Kristallzuchtungsverfahrens sind äußerst komplex. In dieser Anordnung befindet sich eine Halbleiterschmelze in einem oben offenen zylindrischen Tiegel, der über die Seitenwände beheizt wird. An der freien Oberfläche wird das ebenfalls zylindrische Kristall gezüchtet. Um eine hohe Durchmischung von Verunreinigungen in der Schmelze zu bewirken werden Kristall und Tiegel im Allgemeinen gegenläufig rotiert. Allerdings entstehen dadurch Temperaturfluktuationen großer Amplitude die die Konzentration von Mikrodefekten im Kristall erhöhen. Im Hinblick auf die Verwendung dieser Kristalle in Halbleiterbauelementen ist dies unerwünscht.

Ziel

Um die Entwicklung von Temperaturfluktuationen in Abhängigkeit verschiedener Parameter studieren zu können, sollen mehrere Direkte Numerische Simulationen (DNS) der turbulenten Strömung in einer idealisierten Czochralski-Anordnung zur Züchtung von Si-Kristallen durchgeführt werden. In dieser Parameterstudie werden das Seitenverhältnis (Schmelzhöhe zu Tiegelradius) und die Drehzahlen des Tiegels und Kristalls bei zunächst fester Grashof-Zahl von $Gr = 10^8$, Marangoni-Zahl von $Ma = 3.6 \cdot 10^4$ (gebildet mit dem Tiegelradius) und der Prandtl-Zahl von Silizium von 0.0175 variiert. Darüberhinaus liefert eine Gitterstudie für eine feste Parameterkombination Aufschluß über die notwendige räumliche Auflösung zur Erfassung der kleinsten turbulenten Skalen. Um die Abhängigkeit dieser Ergebnisse von der Grashof-Zahl zu untersuchen wird ferner eine Simulation für $Gr = 10^9$ und $Ma = 7.0 \cdot 10^4$ durchgeführt.

Lösungsweg

Die inkompressiblen, dreidimensionalen und zeitabhängigen Navier-Stokes-Gleichung in der Boussinesq-Approximation werden mit einem Masse und Energie erhaltenden Finite-Volumen-Verfahren integriert. Die Zeitintegration ist semi-implizit und im wesentlichen von 2. Ordnung genau. Die räumliche Diskretisierung auf versetzten Maschennetzen liefert ebenfalls eine Genauigkeit von 2.

Ordnung. Sowohl die zur Druck-Geschwindigkeitskopplung angewendete Projektionsmethode, als auch die implizite Zeitintegration der diffusiven Terme der Energiegleichung führen zu 3D-Poisson-Gleichungen, die unter Anwendung von der Fast Fourier Transformation und eines zyklischen Reduktionsalgorithmus direkt gelöst werden. Die mit diesem Verfahren für den Fall der Rayleigh- und Marangoni-Konvektion im von unten beheizten Zylinder ermittelten kritische Kennzahlen zeigen eine gute Übereinstimmung mit Ergebnissen linearer Stabilitätsanalysen [1].

Ergebnisse

Auf zylindrischen (z, φ, r) -Gittern mit bis zu $196 \times 128 \times 196$ Maschen betrug die Gesamtrechnzeit auf der Cray T94 des Münchner Rechenzentrums ungefähr 1500 CPU Stunden für eine Parameterkombination. Pro Gitterpunkt und Zeitschritt benötigt das Simulationsprogramm dabei $1.1 \cdot 10^{-6}$ CPU sec.

Der Vergleich von statistisch gemittelten Strömungsgrößen zeigt, daß die rms Geschwindigkeits- und Temperaturfluktuationen für höhere Drehzahlen des Kristalls bzw. Tiegels anwachsen, während unterschiedliche Schmelzhöhen nur wenig Einfluß auf Konvektionsvorgänge haben. Durch bedingte Mittelung der Daten konnte nachgewiesen werden, daß Zentrifugalkräfte unterhalb des Kristalls der Auftriebs- und Marangonikonektion entgegenwirken, wodurch Temperaturfluktuationen mit großer Amplitude entstehen. Bild 1 zeigt Höhenlinien der momentanen Radialgeschwindigkeit und der Temperatur in einer perspektivischen Sicht. An der freien Oberfläche lassen sich spiralförmige Strukturen erkennen, die den Transport von vergleichsweise kaltem Fluid von unterhalb des Kristalls in die warme Auftriebskonvektion widergeben.

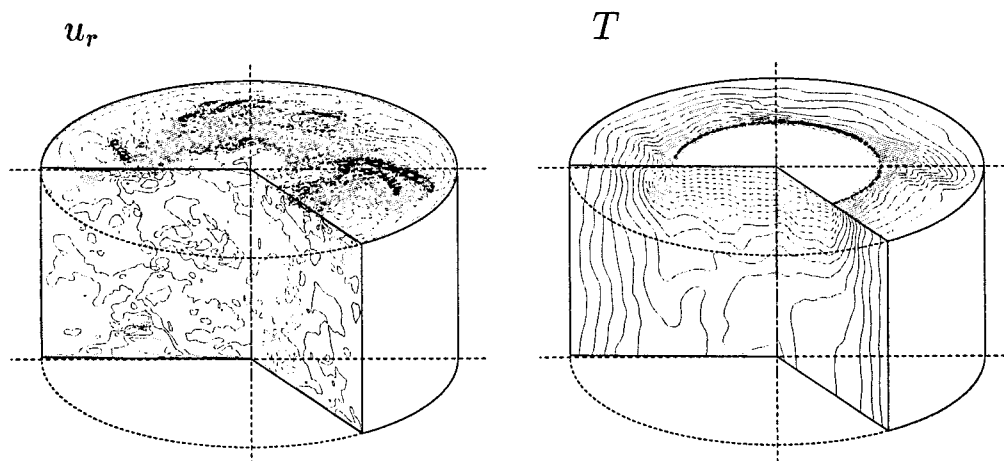


Bild 1: Schnappschüsse der radialen Geschwindigkeitskomponente u_r und der Temperatur T . Durchgezogenen/gestrichelte Höhenlinien repräsentieren positive/ negative Werte.

Literatur

- [1] Wagner, C., Friedrich, R. Narayanan, R.: Comments on the numerical investigation of Rayleigh and Marangoni convection in a vertical cylinder. Phys. Fluid 6 (4), 1994, pp. 1425-1433.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminar-Turbulente Transition / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	M. Wiegel, F.R. Grosche		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik, SM-SK-SSN		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	0551-709 2370
		Telefax	0551-709 2829
weitere Partner	S. Berlin, KTH Schweden		
Thema	Experimentelle Untersuchung von kontrolliert angeregten dreidimensionalen Wellen in einer Blasius-Grenzschicht		

Ausgangssituation

Dreidimensionale Störwellen fanden in einer zweidimensionalen Grenzschicht bislang keine große Beachtung (hauptsächlich begründet in dem bisweilen falsch interpretierten Squire-Theorem). Erst in den letzten Jahren erschienen theoretische Arbeiten zu dreidimensionalen Störwellen [3], die das Potential von *transientem* Wachstum (auch bezeichnet als algebraisches Wachstum) aufzeigen und im Zusammenhang von *Bypass*-Transition zu sehen sind. Hierbei ist das algebraische Wachstum am stärksten für Störungen mit sehr kleinen Stromabwellenzahlen, die in der Strömung aufgrund des *lift-up* Effektes die Ausbildung von *streaks* (eine spannweitig periodische Variation der zeitlich gemittelten Strömung) hervorrufen. Mit dem *transienten* Wachstum kann eine Vielzahl von Umschlagsszenarien beschrieben werden. Das als *Oblique*-Umschlag bezeichnete Szenario bietet ein interessantes Modell für *Bypass*-Transition [1,2,3].

Ziel

Durch die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Experimente soll die Existenz des *Oblique*-Umschlags in der Blasius-Strömung erstmals experimentell bestätigt werden. Bei den Experimenten wird besonderer Wert gelegt auf eine detaillierte Beschreibung der Anfangs- und Randbedingungen, um die Interpretation der Ergebnisse und den Vergleich sowohl mit numerischen Simulationen als auch mit weiteren Experimenten zu erleichtern.

Lösungsweg

Um die Entwicklung von 3-D Störungen experimentell zu untersuchen, wurde ein Störerzeuger entwickelt, der die definierte Eingabe von schräglaufenden Wellen nach Betrag und Phase ermöglicht [4]. Das Anregungsprinzip des Störerzeugers basiert auf periodischen Fluidschwankungen, hervorgerufen durch periodische Druckschwankungen eines Schallfeldes. Die Fluidschwankungen werden durch 40 in Spannweitenrichtung angeordnete Schlitze auf die Grenzschicht übertragen. Als Untersuchungsmethode findet neben der Hitzdrahtanemometrie und Strömungssichtbarmachung auch die Particle Image Velocimetry (PIV) Anwendung.

Ergebnis

Durch die Anregung von ausschließlich zwei schräglaufenden Wellen gelingt es erstmals experimentell, den *Oblique*-Umschlag in einer Blasius-Strömung zu erzeugen, dessen charakteristisches Erscheinungsbild mit dem der numerischen Simulationsrechnungen übereinstimmt (Bild 1). Das Erscheinungsbild ist bestimmt durch die Ausbildung einer streifenförmigen Struktur, der sogenannten *streaks*. Diese streifenförmige Struktur weist in momentanen Geschwindigkeitsfeldern einen S-Schlag auf. Ab einer gewissen Anregungsstärke der Störwellen treten Einbrüche im spannweitigen Verlauf der mittleren Strömung auf. Numerische Simulationsrechnungen (deren Anfangs- und Randbedingungen dem Expe-

AG STAB

riment angepaßt sind) können diese Einbrüche mit unterschiedlich großen positiven und negativen Geschwindigkeiten der vom Störerzeuger angeregten Geschwindigkeitsschwankungen erklären. Diese Tatsache macht deutlich, wie wichtig eine detailgenaue Anpassung von Experiment und Simulation für einen Vergleich ist. Der Vergleich des Anwachsens der *streak*-Amplituden in Strömungsrichtung zwischen Experiment und numerischer Simulationsrechnung zeigt unter Einbeziehung der Art der Störungserzeugung einen qualitativ ähnlichen Verlauf. Bei diesem Vergleich wird weiter beobachtet, daß das Anwachsen der *streaks* bereits von geringen Druckgradienten in Strömungsrichtung stark abhängig ist.

Die Stromabentwicklung der aus einer Spektralanalyse gewonnenen Geschwindigkeitsschwankungen (u_{rms} -Geschwindigkeiten) zeigt spannweitig die Ausbildung von *Doppelpeaks* (Positionen mit maximalen u_{rms} - Geschwindigkeiten) an spannweiten Positionen mit hohen Gradienten der zeitlich gemittelten Strömung ($\partial \bar{U} / \partial y$, y ist in Spannweitenrichtung). Die maximalen Geschwindigkeitsschwankungen treten nicht mehr an den für den K-Typ und H-Typ typischen einzelnen *peak*-Positionen auf. Diese Positionen sind dort als *peak*-Ebene bekannt. Die Existenz der *Doppelpeaks* wird durch räumliche Geschwindigkeitsschwankungen, die aus PIV-Messungen gewonnen werden, bestätigt. An diesen *Doppelpeak* Positionen bilden sich instationäre Wendepunktprofile aus, die instabil gegenüber hochfrequenten Störungen sind und den Umschlag einleiten, was als eine sekundäre Instabilität der gestörten Strömung aufgefaßt werden kann. Die Frequenz dieser beobachteten hochfrequenten Störungen liegen in der Größenordnung der neunfachen Anregungsfrequenz. An den Positionen mit minimalem $\bar{U}$ (*peak*-Position des K-Typ) treten einfache *spikes* auf (ein kurzzeitiges und deutliches Abfallen der Geschwindigkeit), nicht aber die beim K-Typ typischen Mehrfach-*spikes*. Durch den neuen *Störungserzeuger* wurde die Basis geschaffen, eine Vielzahl von Transitionsszenarien (unter kontrollierten Bedingungen) am gleichen Modell und im gleichen Windkanal, d.h. bei gleichen äußeren Bedingungen, direkt zu vergleichen.

Literatur

- [1] Berlin, S., Lundbladh, A. und Henningson, D.S.; Spatial simulation of oblique transition in a boundary layer, Phys. Fluid 6 (6), 1994
- [2] Berlin, S., Wiegel, M., Henningson, D.S.; Oblique transition in a boundary-layer experimentally and numerically. Bull.Am.Phy.Soc., Vol. 40, no. 12, 1995
- [3] Henningson, D.S., Lundbladh, A., Johansson, A.V.; A mechanism for bypass transition from localized disturbances in wall-bounded shear flows. J. Fluid Mech., Vol. 250, pp. 169-207, 1993
- [4] Wiegel, M.; Experimentelle Untersuchung von kontrolliert angeregten dreidimensionalen Wellen in einer Blasius-Grenzschicht, Dissertation, Universität Hannover, Fakultät für Maschinenwesen, 1996

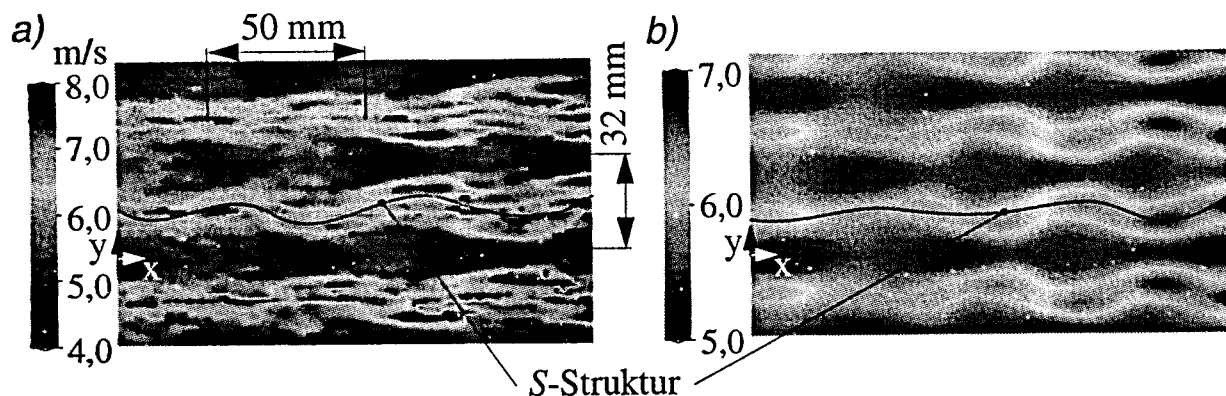


Bild 1 Konturplot der momentanen U -Geschwindigkeit, Wandabstand 1 mm, $U_\infty = 12$ m/s, $f = 90$ Hz, Anregung der Moden ($\omega = 1, \beta = \pm 1$), a) aus PIV-Messung, b) Simulationsrechnung von Berlin

weiteres Vorgehen

Der nächste Schritt ist die detaillierte Untersuchung auch der frühen Stadien bei geringer Anregungsamplitude. Des weiteren wäre der Frage nachzugehen, ob schon eine einzelne schräglauende Welle einen Umschlag ähnlich dem des *Oblique*-Umschlags erzeugt. Es ist auch ein direkter Vergleich am selben Modell zwischen K-Typ, H-Typ und *Oblique*-Umschlag anzustreben.

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Instationäre Strömungen)	
Projektgruppe	Flügel kleiner Streckung	
Ansprechpartner	Dr. S. Woppowa, Dr. F.-R. Grosche	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon 0551-709- 2237 od. 2253 Telefax 0551-709-2829 e-mail Stefan.Woppowa@dlr.de
weitere Partner	Dr. H. John, DASA LM, Ottobrunn	
Thema	<i>Instationäre Wirbelströmungen hinter Flügeln kleiner Streckung bei hohen Anstellwinkeln</i>	

Ausgangssituation

Im wirbeldominierten Strömungsfeld über Schwenkflügelflugzeugen treten bei Flugmanövern mit großen Anstellwinkeln instationäre Strömungsvorgänge auf, die zu einer starken Schwingungsbelastung („Fin Buffeting“) und damit Materialermüdung des Seitenleitwerks führen können. Derartige Flugzeugkonfigurationen haben Außenflügel kleiner Streckung, deren Pfeilung geändert und dem jeweiligen Flugzustand angepaßt werden kann. Bei schwacher Pfeilung der Außenflügel beobachtet man hier in Flugversuchen eine sehr starke Anregung des Seitenleitwerks, wohingegen bei stark zurück gepfeilten Außenflügeln nur eine geringe Schwingungsbelastung des Leitwerks gemessen wurde.

Ziel

Die Erfassung und Klärung der physikalischen Vorgänge, die zu den starken instationären Belastungen des Seitenleitwerks führen, und die gezielte Beeinflussung des instationären Strömungsfelds über dem Modell zur Verminderung der Schwingungsbelastung des Seitenleitwerks sind Ziele dieser Untersuchungen.

Lösungsweg

Zur Untersuchung des Anregemechanismus der Leitwerksschwingungen wurden umfangreiche Versuche im Windkanal und Wasserkanal an einem Forschungsmodell mit Schwenkflügeln durchgeführt. Im Windkanal wurden Methoden zur Strömungssichtbarmachung eingesetzt sowie instationäre Messungen am Seitenleitwerk und im Strömungsfeld über dem Modell vorgenommen. Für eine bessere Erfassung der instationären Vorgänge und der dabei auftretenden Strukturen im Strömungsfeld über dem Modell wurden Versuche in einem Wasserkanal durchgeführt. Bei diesen Versuchen wurden Frequenzmessungen und in größerem Umfang die digitale Particle Image Velocimetry (DPIV) zur Analyse der zeitlichen Entwicklung der momentanen Geschwindigkeits- bzw. Wirbelstärkefelder eingesetzt.

Ergebnis

Die Analyse der zeitlichen Entwicklung des momentanen Strömungsfeldes mittels

AG STAB

digitaler Particle Image Velocimetry (DPIV) in Wasserkanalversuchen zeigt ein nahezu periodisches Schwanken der Geschwindigkeitsvektoren stromauf des Seitenleitwerks. In Bild 1 ist das Meßfeld über dem Modell und die zeitliche Entwicklung des momentanen Geschwindigkeitsfeldes zu sehen. Die Frequenz der Geschwindigkeitsschwankungen führt dabei zu annähernd der gleichen reduzierten Frequenz wie sie aus den Windkanalversuchen ermittelt wurde. Die starken Schwankungen der Quergeschwindigkeit in der Anströmung des Seitenleitwerks werden durch die Wechselwirkung zwischen den an der Flügelvorderkante periodisch ablösenden Wirbeln und den am Runpf ablösenden Längswirbeln verursacht. Durch die Geschwindigkeitsschwankungen wird eine oszillierende Querkraft induziert, die das Seitenleitwerk zu Schwingungen anregt.

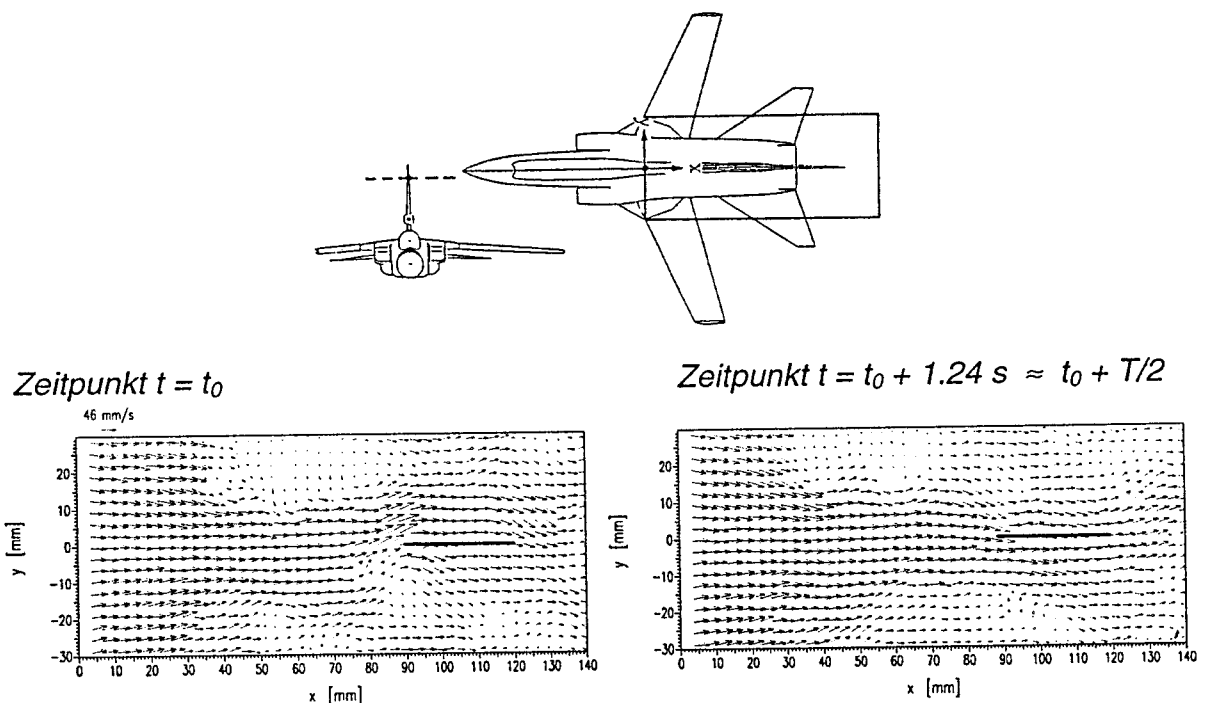


Bild 1: Meßfeld über dem Modell für die dargestellte zeitliche Entwicklung des momentanen Geschwindigkeitsfeldes, Position des Seitenleitwerks (—); Anstellwinkel $\alpha = 32^\circ$.

Literatur

- Woppowa, S., Grosche, F.-R.: *Unsteady vortex flow over a combat aircraft configuration at high angles of incidence*, Unsteady Aerodynamics Conference of the Royal Aeronautical Society, London, 1996.
- Woppowa, S.: *Instationäre Wirbelströmungen hinter Flügeln kleiner Streckung bei hohen Anstellwinkeln*, DLR-FB 96-36 (Dissertation), 1996.

weiteres Vorgehen

Neben der Entwicklung eines theoretischen Modells für den Anregungsmechanismus der Leitwerksschwingungen sollen begleitende Experimente an vereinfachten Modellgeometrien durchgeführt werden, um ein besseres Verständnis über instationäre Wirbelströmungen und deren Beeinflussung zu erlangen.

Mitteilung

- Projektgruppe/
Fachkreis:** Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation
- Ansprechpartner:** Dipl.-Phys. J. Bernsdorf
- Institution:** Lehrstuhl für Strömungsmechanik
- Adresse:** Universität Erlangen-Nürnberg
Cauerstr. 4
D-91058 Erlangen
Telefon: 09131/761 273
Telefax: 09131/761 242
e-mail: joerg@lstm.uni-erlangen.de
- Thema:** Numerische Simulation reaktiver Strömungen in komplexen Geometrien.
- Ausgangssituation:** Die genaue Kenntnis des Strömungsverlaufes in komplexen Geometrien ist für eine Reihe praktisch relevanter Anwendung (Katalysatoren, Filtrations- und Ablagerungsprozesse, Bestimmung von Transportkoeffizienten ...) von entscheidendem Interesse. Die numerische Simulation solcher Strömungen ist mit herkömmlichen Finite- Volumen oder Finite-Elemente- Verfahren aufgrund der Komplexität des Rechengebietes nicht effizient durchzuführen [1],[2].
- Ziel:** Die numerische Simulation reaktiver Strömungen in komplexen Geometrien soll durch Einsatz neuer Verfahren ermöglicht werden. Es soll ein Programmpaket erstellt werden, mit dem Berechnungen für industrielle Anwendungen mit vertretbarem Aufwand durchgeführt werden können.
- Lösungsweg:** Zum Einsatz kommt das auf dem Prinzip der zellulären Automaten basierende Lattice- Boltzmann- Verfahren [3]. Dabei werden nicht die makroskopische Gleichungen (Navier- Stokes- Gleichung) gelöst, sondern es wird direkt die Mikrodynamik des Fluids modelliert.
- Ergebnis:** Der am LSTM entwickelte Lattice- Boltzmann- Automat BEST wurde anhand von Modelluntersuchungen validiert, wobei zugleich Effizienzbetrachtungen im Vergleich zu Finite- Volumen- Verfahren durchgeführt wurden [1],[2]. Im Rahmen einer Kooperation mit der Firma Siemens wurde mit BEST die Kühlluftströmung in einem technischen Bauteil, das durch ein im Luftstrom angeordnetes matrixförmiges Gitter gekennzeichnet ist (s. Abb. 1), optimiert.
Basierend auf den bisherigen Erfahrungen wurde der Code zur Simulation von drei- dimensional- Strömungen weiterentwickelt. Abb. 2 zeigt eine Fläche konstanter Geschwindigkeit in einem künstlich generiertem Porenkörper.
In Zusammenarbeit mit der Firma NEC Europe Ltd., C&C Research Laboratories St. Augustin (CCRLE) wird derzeit eine parallele Version (HPF+ und MPI) von BEST erstellt.

AG STAB

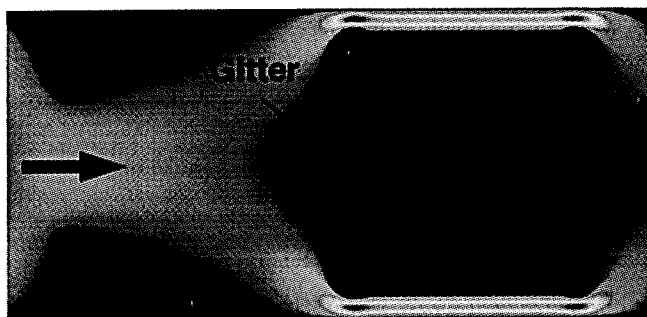


Abbildung 1: Kühlluftströmung mit BEST durch ein technisches Bauteil.

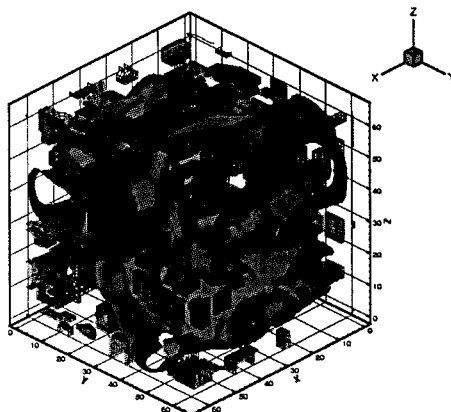


Abbildung 2: Geschwindigkeits-Isofläche in einer künstlich generierte komplexe Geometrie.

Literatur:

- [1] Bernsdorf, J. und Schäfer, M.: Practical Aspects of the Simulation of Viscous Flow using Lattice Boltzmann Automata, in: Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Verlag, Wiesbaden (im Druck).
- [2] Bernsdorf, J. und Schäfer, M.: Comparison of Cellular Automata and Finite Volume Techniques for the Simulation of Incompressible Flows in Porous Media, in: ERCOFTAC bulletin Nr. 28, März 1996.
- [3] Frisch, U. *et al.*: Lattice-Gas Hydrodynamics in two and three Dimensions, in: Complex Systems 1, pp. 649-707, 1986

weiteres Vorgehen

Ein Effizienzvergleich der beiden parallelen Versionen von BEST wird in Zusammenarbeit mit CCRLE durchgeführt. In den parallelisierten dreidimensionalen Code sollen geeignete Modelle für die Berechnung reaktiver Strömungen implementiert werden. Die Auswahl und Berechnung von Problemstellungen aus Industrie und Forschung soll die Leistungsfähigkeit des Programmpaketes in der praktischen Anwendung belegen. Weitere Industriekooperationen sowie eine Zusammenarbeit mit dem Lehrstuhl für Technische Chemie, Universität Erlangen, werden vorbereitet.

Datum:

10.03.1997

AG STAB

**Projektgruppe/
Fachkreis** Numerische Simulation

Ansprechpartner H.M. Bleecke

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2447

Telefax: 0531 / 295 - 2320

E-mail: hans.bleecke@dlr.de

weitere Partner H. Ritzdorf, NEC Europe Ltd.,
C&C Research Laboratories, Rathausallee 10, D-53757 Sankt Augustin

Thema Implementierung von automatischen adaptiven, lokalen Verfeinerungen in das
parallele, blockstrukturierte Finite-Volumen-Verfahren FLOWer

Ausgangssituation

Physikalische Aspekte der Strömung wie z.B. Stöße und Scherschichten führen im allgemeinen zu erhöhten Diskretisierungsfehlern und deshalb zur ungenauen Berechnung der Strömung und der aerodynamischen Koeffizienten.

Ziel

Die Gebiete im Rechnetz mit erhöhten Diskretisierungsfehlern werden automatisch detektiert und das Netz durch Hinzufügen von Netzpunkten derart verbessert, daß die Diskretisierungsfehler verringert werden.

Lösungsweg

Es wurde mit der Implementierung von lokalen adaptiven Netzverfeinerungen in das parallele Euler/Navier-Stokes Verfahren FLOWer begonnen. Für die Parallelisierung stützt FLOWer sich auf die High-Level-Bibliothek CLIC-3D. Um eine effiziente parallele Implementierung zu ermöglichen, müssen beide Programmpakete angepaßt werden. Es folgt hier ein kurzer Überblick der Prozedur:

Zu einer vom Anwender spezifizierten Iteration werden die Netzpunkte markiert, die mit einem Sensor berechnet eine gewisse Schranke übersteigen. Benutzt werden dazu zwei Sensoren basierend auf dem lokalen Druck- bzw. Dichtegradient. Die markierten Punkte werden an die CLIC-3D weitergeleitet, die sie anschließend in Verfeinerungsgebiete einteilt. Die Gebiete werden dann so zu einer Blockstruktur zusammengefaßt, daß die Last der allokierten Prozesse ausgeglichen bleibt. Diese Schritte werden automatisch während der Laufzeit durchgeführt. Sobald eine neue Blockstruktur entstanden ist, werden deren Daten von CLIC-3D an FLOWer weitergeleitet. In FLOWer werden die Netzkoordinaten für die Verfeinerungsgebiete in einem Verhältnis 2:1 zum ursprünglichen Netz generiert. Die neue Blockstruktur wird eingebettet als feinstes Level in dem Multigridstruktur und die Rechnung wird mit der nächste Iteration fortgesetzt.

Selbstverständlich kann dieser Prozedur rekursiv wiederholt werden, wodurch eine Reihe von lokal verfeinerten Multigrid-Leveln entsteht. Weil die neuen Blockstrukturen über die allokierten Prozessen verteilt liegen, können auch die konservativen Variablen des lokal verfeinerten Netzes in einem anderen Prozeß liegen als das ursprüngliche grobe Netz. Die benötigte Kommunikation wird von der CLIC-3D geleistet. Um eine maximale parallele Effizienz zu erreichen, werden nur die Variablen vom groben Netzlevel ausgetauscht, die vom Verfeinerungsgebiet abgedeckt werden. Mit dieser Technik wird nur 1/8 der entsprechenden feinen Netzdaten ausgetauscht. Dadurch läuft die Restriktion der Residuen und die Interpolation der Korrekturen innerhalb des Multigridzyklus äußerst effizient ab.

Literatur

- [1] N. Kroll, R. Radespiel, C.C. Rossow
Accurate and Efficient Flow Solvers for 3D Applications on Structured Meshes
VKI Lecture Series 1994
- [2] B. Eisfeld, H. Ritzdorf, H. Bleecke, N. Kroll
Portable Parallelization of a 3D Euler/Navier-Stokes Solver for Complex Flows
AGARD FDP Symposium on „Progress and Challenges in CFD Methods and Algorithms“
Sevilla, Oktober 1995
- [3] H. Ritzdorf, K. Stüben
Adaptive Multigrid on Distributed Memory Computers
Proceedings of the Fourth European Conference on Multigrid Methods, July 1993
- [4] T. Sucipto
Untersuchung des Einflusses von diskontinuierlichen Blockrändern bei einem Finite- Volumen
Verfahren
Diplomarbeit Nr. 231, Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig, 1993

Mitteilung

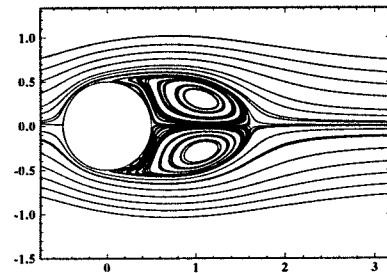
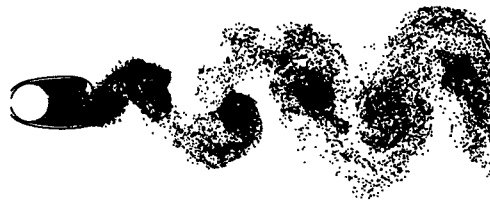
Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. Michael Breuer	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761-246 Telefax: 09131/761-242 e-mail: breuer@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner	NEC ESS (NEC Deutschland GmbH)	
Thema	Large-Eddy-Simulation für turbulente praxisrelevante Strömungen	
Ausgangssituation	Viele turbulente Strömungen der Praxis sind äußerst komplex und einer Beschreibung mit Hilfe statistischer Turbulenzmodelle nur schwer oder gar nicht zugänglich. International betrachtet ist deshalb in den letzten Jahren ein enorm gestiegenes Interesse an der Methode der Large-Eddy-Simulation zu verzeichnen, bei der die turbulente Grobstruktur (großskalige Wirbel) numerisch aufgelöst und nur die Feinstruktur (kleine Wirbel) modelliert wird. Durch verbesserte numerische Verfahren, neue und ausgereifere Feinstruktur-Modelle sowie nicht zuletzt durch gestiegene Rechnerleistungen ist man heute in der Lage, komplexe turbulente Strömungsprobleme von ingenieurwissenschaftlichem Interesse mit der Methode der LES anzugehen.	
Ziel	Ziel dieses Forschungsvorhabens ist die Weiterentwicklung und Optimierung eines existierenden LES-Programms (LESOCC) auf der Basis eines 3-D Finite-Volumen Verfahrens in allgemeinen, konturangepaßten Koordinaten. Unterschiedliche Strömungsphänomene wie Ablösung, Transition und Wiederanlegen der Strömung sollen anhand verschiedener Testfälle untersucht werden. Im Mittelpunkt stehen dabei vor allem Strömungen um stumpfe Körper, bei denen im Nachlauf großskalige, instationäre Wirbelstrukturen auftreten, die sich bekanntlich nur sehr unzureichend durch statistische Turbulenzmodelle beschreiben lassen.	
Lösungsweg	Im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms „Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern“ wurde vom Autor das LES-Programm LESOCC (= Large Eddy Simulation On Curvilinear Coordinates) zur Berechnung komplexer turbulenter Strömungen entwickelt [1-5]. Mit einem 3D-Finite-Volumen-Verfahren in allgemeinen, krummlinigen Koordinaten werden die instationären, gefilterten Navier-Stokes-Gleichungen gelöst. Dabei wird ein nicht versetztes Gitter in einer zell-zentrierten Gitteranordnung verwendet. Für die räumliche Diskretisierung werden sowohl für die viskosen als auch für die konvektiven Terme ausschließlich zentrale Differenzenapproximationen zweiter Ordnung eingesetzt. Zur Zeitintegration wurde ein zweiter Ordnungs-Prädiktor-Korrektor-Verfahren implementiert. Im ersten Schritt werden die diskretisierten Impulsgleichungen mit einem Adams-Bashforth- oder einem Runge-Kutta-Verfahren integriert. Im nachfolgenden Korrektor-Schritt wird die Poisson-Gleichung für die Druckkorrekturvariable gelöst, um die Massenerhaltung im neuen Zeitschritt zu erreichen. Die Lösung der Poisson-Gleichung erfolgt dabei mit einem Verfahren der unvollständigen LU-Zerlegung. Als zusätzliche Option wurde ein FAS-Mehr-	

AG STAB

gitterverfahren zur Reduktion des Rechenaufwandes implementiert. Zur Simulation der nicht auflösbaren turbulenten Feinstruktur wird sowohl das Smagorinsky-Modell mit Wanddämpfungsfunktion als auch das dynamische Feinstruktur-Modell eingesetzt. Drei unterschiedliche Möglichkeiten zur Behandlung fester Wände sind im Programm vorgesehen. Zum einen ist bei hoher Auflösung des wandnahen Bereiches (i.a. nur bei kleinen Reynolds-Zahlen möglich) der Einsatz der Stokesschen Haftbedingung an der Wand möglich. Für die Simulation von Strömungen mit hohen Reynolds-Zahlen, bei denen die Auflösung der viskosen Unterschicht nicht mehr gelingt, sind sowohl das Wandmodell nach Schumann als auch das nach Werner und Wengle implementiert. Das Programm ist vollständig vektorisiert und für Shared-Memory-Rechnerarchitekturen (wie z.B. die NEC SX-4) parallelisiert. Folgende Leistungsdaten wurden für eine Simulation mit ca. 2 Mio. Gitterpunkten gemessen: 1 Prozessor: 950 MFlop/s; 4 Prozessoren: 3699 MFlop/s; 8 Prozessoren: 6012 MFlop/s.

Ergebnis

Mit dem Verfahren wurden bereits verschiedene turbulente Strömungen erfolgreich berechnet [1–5], u.a. die Strömung durch gerade und gekrümmte Kanäle, die Umströmung eines wandgebundenen, würfelförmigen Hindernisses, sowie die Strömung um Zylinder mit quadratischer bzw. kreisrunder Querschnittsfläche. Beispielhaft soll hier die Kreiszyklinderumströmung bei einer Reynolds-Zahl $Re = 3900$ dargestellt werden. Die Abbildung zeigt die turbulente von Kärnänsche Wirbelstraße hinter dem Zylinder ($St = 0.21$) sowie die Stromlinien des zeitlich gemittelten Strömungsfeldes ($\overline{c_w} = 1.01$).



Literatur

- [1] Breuer, M., Rodi, W.: *Large-Eddy Simulation of Turbulent Flow through a Straight Square Duct and a 180° Bend*, Fluid Mechanics and its Applications, vol. 26, Direct & Large-Eddy Simulation I, Sel. papers of the 1st ERCOFTAC Workshop on DNS & LES, Surrey, U.K., 27 – 30 March 1994, ed. Voke, Kleiser & Chollet, Kluwer Academic publ. (1994).
- [2] Breuer, M., Pourquie, M., Rodi, W.: *Large-Eddy Simulation of Internal and External Flows*, Sel. contr. to 3rd Int. Congress on Industrial and Applied Mathem., Hamburg, 3–7 July, 1995, Spec. Issue of ZAMM, "Issue 4: Applied Sciences – Especially Mechanics (Minisym.)", eds. E. Kreuzer and O. Mahrenholtz, ISBN 3–05–501747–1, pp. 235–238, Akademie Verlag, Berlin, (1996).
- [3] Breuer, M., Lakehal, D., Rodi, W.: *Flow around a Surface Mounted Cubical Obstacle: Comparison of LES and RANS-Results*, IMACS–COST Conf. on Comp. Fluid Dynamics, 3–D Complex Flows, Lausanne, Switzerland, Sept. 13–15, 1995, In: 'Computation of 3D Complex Flows', eds. M. Deville, S. Gavrilakis and I.L. Rhyming, Notes on Numerical Fluid Mechanics, vol. 53, pp. 22–30, Vieweg Verlag, Braunschweig, (1996).
- [4] Breuer, M., Pourquie, M.: *First Experiences with LES of Flows past Bluff Bodies*, Proc. of the 3rd Intern. Symp. of Eng. Turb. Modelling & Meas. Crete, Greece, May 27–29, 1996, Engineering Turbulence Modelling and Experiments 3, pp. 177–186, W. Rodi and G. Bergeles (eds.), Elsevier Science B.V., (1996).
- [5] Breuer, M., Rodi, W.: *Large-Eddy Simulation of Complex Turbulent Flows of Practical Interest*, In: 'Flow Simulation with High-Performance Computers II', ed. E.H. Hirschel, Notes on Numerical Fluid Mechanics, vol. 52, pp. 258–274, Vieweg Verlag, Braunschweig, (1996).

weiteres Vorgehen

Langfristiges Ziel des Forschungsvorhabens ist die Berechnung praxisrelevanter, turbulenter Strömungsprobleme, z.B. die Umströmung eines Fahrzeuges oder eines Tragflügels. Dazu ist notwendig, daß in das Programm eine Multi-Block-Struktur implementiert wird, die es erlaubt, geometrisch komplexere Strömungskonfigurationen als bisher zu berechnen. Ferner sind detaillierte Untersuchungen von Testproblemen bei hohen Reynoldszahlen erforderlich.

Datum: 04.03.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation		
Ansprechpartner:	Dipl.-Ing. Heribert Dütsch		
Institution:	Lehrstuhl für Strömungsmechanik		
Adresse:	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761 267 Telefax: 09131/761 242 e-mail: duetsch@lstm.uni-erlangen.de	
weitere Partner:	Dipl.-Ing. S. Becker (LSTM), Dipl.-Ing. H. Lienhart (LSTM).		
Thema:	Numerische und experimentelle Untersuchungen der Strömung um einen oszillierenden Kreiszylinder.		
Ausgangssituation:	Für viele umströmte Baukörper ist das Problem der strömungserregten Schwingungen von entscheidender Bedeutung. Diese Anregungen werden vorwiegend durch die Ablösung von Wirbeln angefacht und bewirken einen zusätzlichen, nichtlinearen und dynamischen Anteil im Lastenspektrum. Grundlagenuntersuchungen sollen zur Validierung numerischer Berechnungen und zum besseren Verständnis der Mechanismen unterschiedlicher strömungsbedingter Erregung beitragen. Von besonderem Interesse sind diese Kenntnisse bei der Analyse des Schwingungs- und Stabilitätsverhaltens z.B. von Wärmetauschern oder Gebäudestrukturen.		
Ziel:	Untersuchung des Strömungsverhaltens, der auf den Zylinder wirkenden zeitabhängigen Kräfte und der Strukturdynamik auf der Basis numerischer Berechnungen. Direkte, zeitgenaue Simulation des gekoppelten Verhaltens einer beweglichen Struktur in einer Fluidumgebung.		
Lösungsweg:	Die Berechnungen des Druck- und Geschwindigkeitsfeldes erfolgten durch die numerische Lösung der instationären Navier-Stokes-Gleichungen für eine zweidimensionale, laminare und inkompressible Strömung. Durch Übergang der Betrachtungsweise in ein zylinderfestes Koordinatensystem wurde das Problem auf eine Oszillation der Ein- und Ausströmverhältnisse reduziert. Um unphysikalische, fluidgebundene Trägheitskräfte zu verhindern, mußte dabei ein Zeitterm addiert und konsistent diskretisiert werden, der die Beschleunigung des Bezugssystems berücksichtigt. Das resultierende Geschwindigkeitsfeld wurde anschließend wieder in das Inertialsystem zurücktransformiert [1]. Das Programmpaket FASTEST2D wurde diesbezüglich erweitert. Auf der Basis eines strukturierten Gitters (O-Typ) für das 2-dimensionale Rechenggebiet wurden diese modifizierten Grundgleichungen durch Finite-Volumen diskretisiert, und mit dem SIMPLE-Algorithmus Druck und Geschwindigkeit gekoppelt. Die Approximation der Zeitdifferentiale erfolgte durch das Crank-Nicolson-Verfahren mit 60,		

AG STAB

180 und 720 Zeitschritten je Schwingungsdauer. Zur Reduzierung der Rechenzeit wurde ein Mehrgitterverfahren eingesetzt. Für die Validierung der Berechnungsergebnisse wurde ein geeigneter Versuchsstand einschließlich der dafür notwendigen Meßtechnik entwickelt und gebaut. Die Messungen erfolgten mit einem speziellen LDA-System, mit dem es möglich war, phasengekoppelt die Strömungsstruktur um den Zylinder aufzulösen.

Ergebnis:

Für eine Klassifizierung der Strömungsverhältnisse, die durch einen oszillierenden Kreiszyylinder in einem zunächst ruhenden Fluid erzeugt werden, sind die Kenngrößen Reynoldszahl Re und Keulegan-Carpenter-Zahl KC ausschlaggebend [2]. Für die Kombination $Re=100$ und $KC=5$, bei der sich eine symmetrische und periodische Wirbelablösung einstellt, wurden die numerischen Simulationen den experimentellen Ergebnissen im Detail gegenübergestellt. Dazu wurde ein Vergleich beider Geschwindigkeitskomponenten u_1 und u_2 bei identischen Phasenlagen vorgenommen. Abbildung 1 zeigt die gute Übereinstimmung beider Resultate exemplarisch für eine Phasenlage von 254° und 330° bei je zwei konstanten x_1 -Positionen.

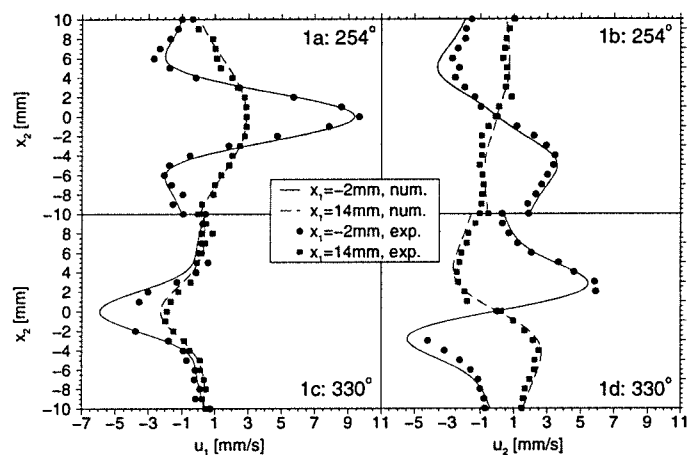


Abb. 1: Vergleich der Geschwindigkeitskomponenten.

Auch bei weiteren Berechnungen im Bereich kleiner Kennzahlen konnten sowohl die charakteristischen Wirbelmuster wie auch die Kraftbeiwerte reproduziert werden [3].

Literatur:

- [1] DÜTSCH, H., BECKER, S. UND LIENHART, H., *Numerical and Experimental Investigations of Flow Induced by Harmonic Motion of a Circular Cylinder*, 10. DGLR-Fach-Symposium Strömungen mit Ablösung, 11.-13.11.96, Braunschweig, in Notes on Numerical Methods, Vieweg Verlag, in Bearbeitung.
- [2] TATSUNO, M. UND BEARMAN, P. W., *A visual study of the flow around an oscillating circular cylinder at low Keulegan-Carpenter numbers and low Stokes numbers*, Journal of Fluid Mechanics, 211 (1990), S. 157-182.
- [3] DÜTSCH, H., DURST, F., BECKER, S. UND LIENHART, H., *Low Reynolds number flow around an oscillating circular cylinder at low Keulegan-Carpenter numbers*, Journal of Fluid Mechanics, zur Veröffentlichung eingereicht.

weiteres Vorgehen:

Die numerischen Arbeiten sollen auf dreidimensionale Berechnungen und auf höhere Reynoldszahlen erweitert werden. Ferner soll das Antwortverhalten einer frei beweglichen Kreiszyylinderstruktur in einer Strömung direkt simuliert werden.

Datum:

26.02.1997

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Martin Galle

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner DLR / Institut für Strömungsmechanik

Thema Weiterentwicklung einer Mehrgittermethode für ein hybrides Finite-Volumen
Verfahren zur Lösung der Navier-Stokes Gleichungen

Ausgangssituation

In den vergangenen Jahren wurde an den DLR Instituten für Strömungsmechanik und Entwurfsaerodynamik der DLR τ -Code entwickelt. Dieser Code verwendet hybride, aus prismatischen und tetraederförmigen Zellen zusammengesetzte Netze. Die prismatischen Zellen werden in der Nähe der Oberfläche des umströmten Körpers so angeordnet, daß die viereckigen Seitenflächen normal und die dreieckigen Seitenflächen dementsprechend tangential zur Oberfläche orientiert sind. Hierdurch kann eine gute Auflösung der Scherschichten gewährleistet werden. Die räumliche Diskretisierung der konvektiven Terme erfolgt unter Verwendung eines Upwind- (Roe- oder AUSM-Schema) oder zentralen Verfahrens. Zur Modellierung der Turbulenz wird ein Eingleichungsmodell nach Spalart/Allmaras verwendet. Für reibungsfreie Strömungen kann die Konvergenz durch die Verwendung eines auf der Agglomeration der Kontrollvolumina basierendes Verfahren beschleunigt werden

Ziel

Ziel der Arbeiten ist die Erweiterung der Mehrgitterformulierung auf reibungsbehaftete Strömungen. Hierbei sollte sich die Konvergenz der Rechnung sowohl für laminare als auch für turbulente Strömungen erheblich beschleunigen lassen. Darüber hinaus sind die Robustheit und die Effizienz der Mehrgittermethode auch für alle Anwendungsfälle weiter zu erhöhen.

Lösungsweg

Bei der Agglomeration der Kontrollvolumina wurde zunächst eine Gütefunktion eingeführt, mit der sich die Qualität der entstehenden Kontrollvolumina während des Verschmelzungs Vorganges abschätzen läßt. Unter Verwendung dieser Gütefunktion wird ein gezieltes Verschmelzen der Kontrollvolumina in Bereichen stark gestreckter Zellen normal zur Hauptstreckungsrichtung ermöglicht (Selbstregulierendes Semi-Coarsening). Darüber hinaus mußte die Formulierung der Randbedingungen den Anforderungen bei der Berechnung der Restriktionsterme angepaßt werden, damit die bei der räumlichen Diskretisierung bestimmten Flüsse für die Punkte auf einer reibungsbehafteten Wand tatsächlich den erforderlichen Änderungen der Strömungsgrößen entsprechen. In die zur Glättung der Residuen und der Korrekturen verwendeten Laplace-Smoother wurde eine Skalierung nach der Größe der Faces des sekundären Netzes eingeführt.

Ergebnis

Bild 1 zeigt die Druckverteilung, die sich bei der turbulenten Umströmung eines isolierten Flügels ergibt. Außerdem sind die Netzlinien auf der Oberfläche des Flügels und auf der Symmetrieebene dargestellt. Erkennbar ist die Triangulierung der Flügeloberfläche. In der Nähe der Oberfläche ist der physikalische Raum mit primatischen Zellen diskretisiert worden. Auf der Symmetrieebene sind die viereckigen Seitenflächen der Prismen zu erkennen. In hinreichendem Abstand von der Oberfläche erfolgt die Diskretisierung mit Tetraedern. Dargestellt sind außerdem die Konvergenzverläufe bei einer Single-Grid Rechnung und einer Rechnung mit dem Mehrgitterverfahren. Eine deutliche Beschleunigung der Konvergenz ist zu erkennen.

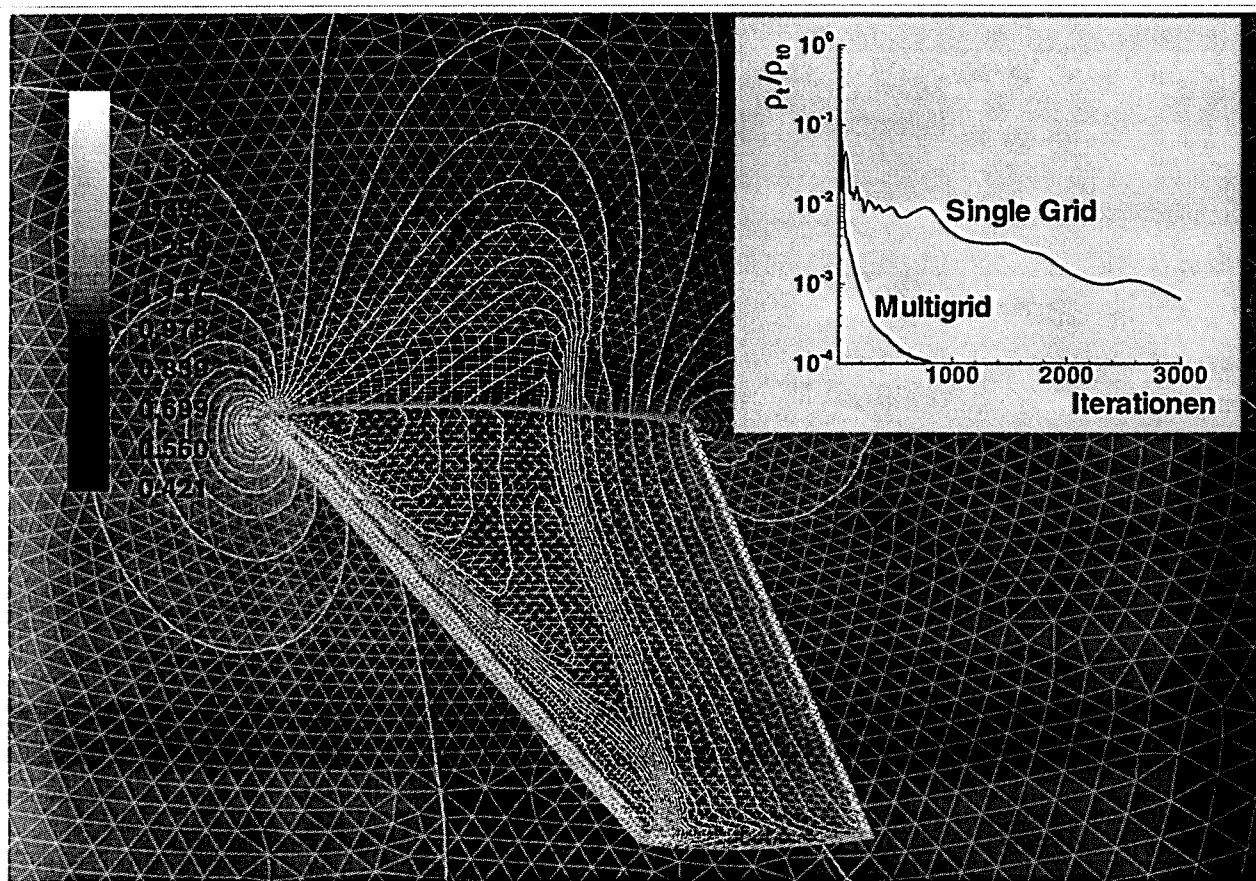


Bild 1: Druckverteilung bei der turbulenten Umströmung eines ONERA-M6 Flügels:
 $M_\infty = 0,84$; $\alpha = 3,06^\circ$; $Re = 11.000.000$

Literatur

- [1] M. Galle: Solution of the Euler- and Navier-Stokes Equations on Hybrid Grids; AGARD FDP Symposium, Sevilla Oktober 1995
- [2] T. Gerhold, O. Friedrich, J. Evans. M. Galle: Calculation of Complex Three-Dimensional Configurations Employing the DLR τ -Code; AIAA-97-0167, 1997

Weiteres Vorgehen

Das Verfahren ist in Zukunft auf hochkomplexe Geometrien wie Gesamt- oder Start/Landekonfigurationen anzuwenden. Die Ergebnisse sind mit Ergebnissen von Rechnungen mit strukturierten Verfahren zu vergleichen.

Mitteilung

Projekt/

TURBHO gefördert vom BMBF Nr. 0326997

Fachkreis

Ansprechpartner

Dr.-Ing. Holger Grotjans
Dr.-Ing. Florian Menter

Institution

ASC GmbH

Adresse

Staudenfeldweg 12
D-83624 Otterfing

Telefon (08024) 905415
Telefax (08024) 905417
e-mail fm@ascg.de

Thema

Turbulenzmodellierung höherer Ordnung für industrielle Anwendungen

Ausgangssituation

Bei der numerischen Berechnung von turbulenten Strömungen basierend auf den Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen ist einer der Schwachpunkte die Modellierung der Turbulenz. In den meisten industriellen und kommerziellen Berechnungsverfahren wird die Turbulenz mittels eines Zweigleichungswirbelviskositätsturbulenzmodells, in den meisten Fällen das standard $k - \epsilon$ Modell, berücksichtigt. Wirbelviskositätsmodelle sind nur dann sinnvoll einsetzbar, wenn die zugrundeliegenden Strömungen scherungsdominiert sind. Dies ist in vielen technischen Anwendungen, insbesondere im Turbomaschinenbau nicht der Fall. Es ist daher wünschenswert, Turbulenzmodelle höherer Ordnung zur Verfügung zu haben, um eine größere Allgemeinheit des Berechnungsverfahrens zu erreichen. Von besonderem Interesse sind auch Sekundäreffekte, wie Stromlinienkrümmung und Systemrotation, die mit den herkömmlichen Modellen nicht berücksichtigt werden können.

Lösungsweg

Eines der Hauptprobleme in Bezug auf Turbulenzmodelle höherer Ordnung ist der stark vergrößerte numerische Aufwand der zur Lösung der Gleichungen für die Reynoldsspannungen nötig ist. Dies äußert sich in einer Zunahme der Rechenzeit pro Iteration sowie einer Zunahme der Iterationszahl, im Vergleich mit Wirbelviskositätsturbulenzmodellen.

Der Schwerpunkt des Projekts liegt auf der numerischen Behandlung von Turbulenzmodellen höherer Ordnung sowie deren Koppelung mit den Gleichungen für die mittlere Strömung. Im Rahmen des Projekts werden mehrere Turbulenzmodelle (nichtlineare Modelle und Reynolds- Spannungsmodelle) in das von ASC neu entwickelte Navier-Stokes verfahren **TASCflow 3.0** für unstrukturierte hybride Gitter, implementiert und getestet.

Einen besonderer Schwerpunkt bilden die verschiedenen Testphasen, die von einfachsten Strömungen zum Testen der Implementierung, bis zu komplexen industriellen Anwendungen, ein weites Spektrum an Testfällen abdecken. Besonderes Augenmerk liegt dabei neben der physikalischen Genauigkeit auf der numerischen Leistungsfähigkeit des resultierenden Verfahrens.

Nach erfolgreicher Implementierung und Basistests ist geplant, Kunden von ASC GmbH in die Testphasen miteinzubinden, um die technische Relevanz des Projekts zu sichern.

Es wird erwartet, daß das Projekt einen Aufschluß darüber gibt, ob sich der Einsatz von Turbulenzmodellen höherer Ordnung in der industriellen Praxis lohnt. Dies ist momentan schwer zu beurteilen, da die Modellentwickler i.A. nur wenig Informationen über die numerische Leistungsfähigkeit ihrer Modelle veröffentlichen und selbst diese nicht auf komplexe industrielle Strömungen übertragbar sind.

Ergebnisse

Das Projekt befindet sich noch in der Anfangsphase und es sind aus diesem Grunde nur wenige Ergebnisse verfügbar. Es wurde eine Basisversion des Launder-Reece-Rodi Reynoldsspannungsmodells in **TASCflow** implementiert und folgende Verifizierungstestfälle berechnet:

- Abklingen isotroper Turbulenz
- Freie Mischungsschicht
- Plattenströmung ohne Druckgradient
- Kanalströmung
- Strömung in einem 90°-Krümmer

Die numerischen Ergebnisse stimmen mit den zu erwartenden und in der Literatur verfügbaren Ergebnissen überein. Zum gegenwärtigen Zeitpunkt ist das Konvergenzverhalten von übergeordneter Bedeutung, da die Ergebnisse des Modells für die betreffenden Strömungen bekannt ist. Bild 1 zeigt einen Vergleich des Konvergenzverhaltens für die ebene Mischungsschicht, zwischen dem $k - \varepsilon$ und dem Reynoldsspannungsmodell.

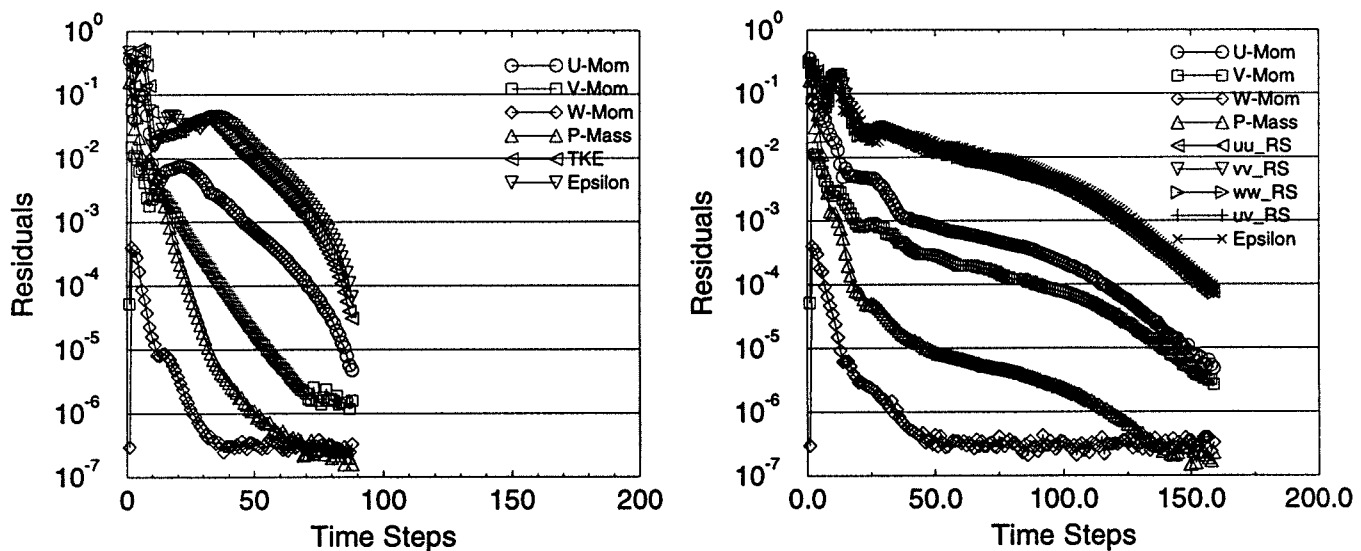


Abbildung 1: Konvergenzverhalten für ebene Mischungsschicht, Links : $k - \varepsilon$, rechts Reynolds-Spannungsmodell.

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Ralf Heinrich

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2833

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: ralf.heinrich@dlr.de

weitere Partner

Thema Erweiterung des Navier-Stokes-Verfahrens FLOWer auf instationäre Strömungen

Ausgangsposition

Asymptotisch stationäres dreidimensionales Navier-Stokes-Verfahren FLOWer. Dieses löst zwar die instationären Navier-Stokes-Gleichungen, aber durch Verwendung von Konvergenzbeschleunigungstechniken wie *lokales Zeitschrittverfahren*, *implizites Residuenglätten* und *Mehrgitter* geht die Zeitgenauigkeit verloren.

Ziel

Erweiterung auf instationäre, reibungsbehaftete Strömungen, wobei besonderer Augenmerk auf die Effizienz des Verfahrens zu legen ist. Es sollen instationäre Strömungen um bewegte Körper (translatorisch und rotatorisch) berechnet werden können. Zusätzlich sind Gitterdeformationen zuzulassen.

Lösungsweg

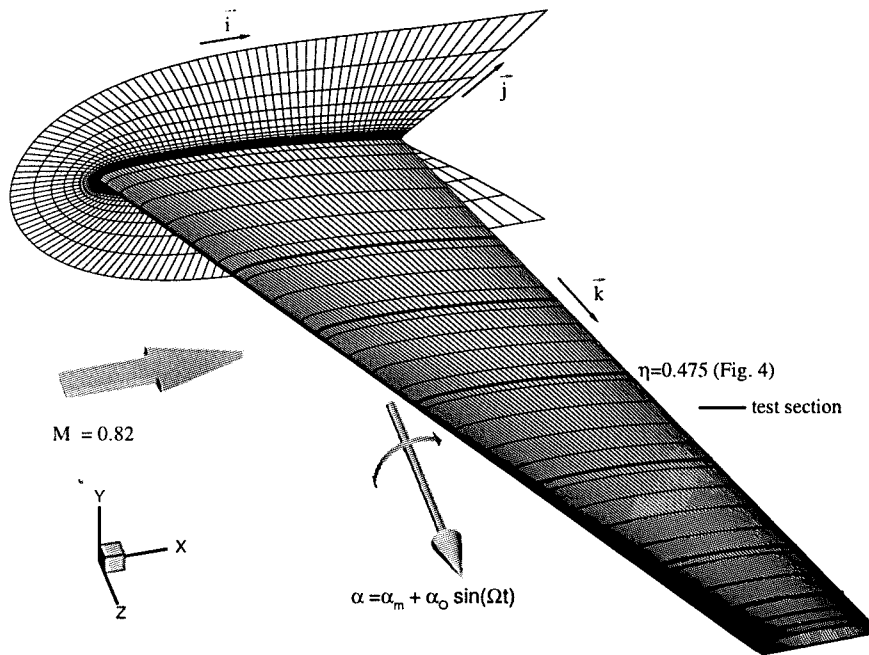
In FLOWer wurde ein von Jameson (siehe [1]) entwickeltes, implizites Verfahren implementiert, dessen Zeitschrittweite nicht durch die Stabilität des Verfahrens diktiert wird, sondern allein durch die das Problem beschreibende physikalische Zeitskala. Dies ist insbesondere für reibungsbehaftete Strömungen bei hohen Reynolds-Zahlen von großer Wichtigkeit. Ein weiterer Vorteil des auch als *Dual-Time Stepping Method* bezeichneten Verfahrens ist, daß die für stationäre Strömungen bekannten Konvergenzbeschleunigungstechniken anwendbar sind.

Zur Berücksichtigung von Starrkörperbewegungen und Verformungen wurden die Navier-Stokes-Gleichungen in ein bewegtes Koordinatensystem transformiert. Daher sind bei der Flußbilanzierung zusätzliche Netzgeschwindigkeiten zu berücksichtigen, sowie ein Quellterm, der die zeitliche Ableitung der Richtungs-Einheitsvektoren des gedrehten Koordinatensystems enthält.

Ergebnisse

Die gute Eignung der *Dual-Time Stepping Method* für instationäre Strömungen konnte beispielsweise am CT5-AGARD Testfall für den oszillierenden LANN-Flügel nachgewiesen werden (siehe [2] und [3]). Im Bild unten dargestellt sind für eine der Testsektionen Fourier-analysierte Druckverteilungen im Vergleich zum Experiment, welche die Wichtigkeit der Berücksichtigung viskoser Effekte unterstreicht. Es zeigte sich eine gute Übereinstimmung mit dem Experiment für die Navier-Stokes Lösung, während die Euler Lösung den Stoß zu weit stromab prognostizierte. Besonders beeindruckend ist der

Rechenzeitgewinn der *Dual-Time Stepping Method* gegenüber dem expliziten Basis-Schema (CFL=3.75) der bei etwa drei Größenordnungen liegt (Navier-Stokes Rechnung).

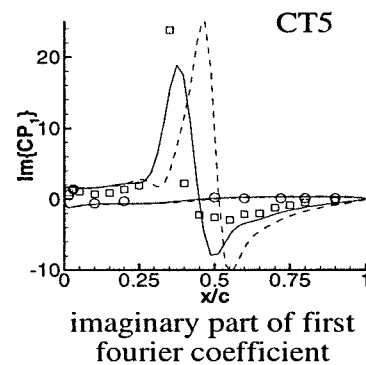
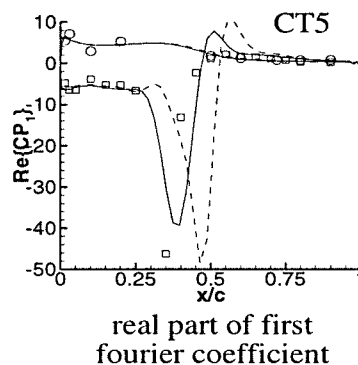
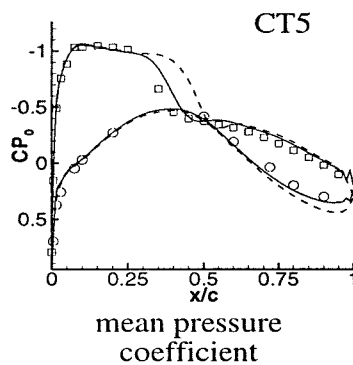


case	CT5
α_m	0.6°
α_0	0.25°
k	0.102
$Re \cdot 10^6$	7.31

CT5 : attached flow

-- Euler
— Navier-Stokes

□ experiment upper side
○ experiment lower side



Literatur

- [1] Jameson, A. J. *Time dependent calculation using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings*. AIAA-Paper 91-1596, 1991
- [2] Ralf Heinrich, Klausdieter Pahlke, Hans Bleecke, *A Three Dimensional Dual-Time Stepping Method for the Solution of the Unsteady Navier-Stokes Equations*. Unsteady Aerodynamics, London, July 1996
- [3] Ralf Heinrich, Hans Bleecke, *Simulation of Unsteady, Three-dimensional, Viscous Flows Using a Dual-Time Stepping Method*. STAB-Tagung in Braunschweig, November 1996

Weiteres Vorgehen

Implementierung eines Chimera-Algorithmus und einer Zeitschrittweitensteuerung zur weiteren Steigerung der Flexibilität und Performance des FLOWer-codes.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Numerische Simulation

Ansprechpartner Dr.-Ing. U. Herrmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295- 2835

Telfax: 0531/295-2320

weitere Partner -

Thema Qualitätsverbesserung der Strömung im RWG Göttingen

Ausgangssituation Zukünftige Experimente zur Transition und Laminarhaltung von Überschallströmungen sollen im RWG (Rohrwindkanal Göttingen) durchgeführt werden. Bei Testmessungen ist für diese Aufgaben allerdings unzureichende Strömungsqualität in der Meßstrecke festgestellt worden. Als Ursache konnten Oberflächenrauigkeiten der Düsenseitenwände identifiziert werden. Ferner stehen Ablösungen im Übergangsstück zwischen kreisförmigem Zulauf des Kanals und rechteckigem Düsenquerschnitt als qualitätsmindernde Ursache im Verdacht.

Ziel Durch Navier-Stokes Rechnungen soll geklärt werden, ob im Übergangsstück des Kanals Ablösungen auftreten. Anschließend soll die Geometrie des Übergangsstückes ablösefrei entworfen werden.

Lösungsweg Die derzeitige Geometrie des Übergangsstückes wurde diskretisiert und ein Rechnernetz generiert. Für den „blow-down“ Kanal sind numerische Simulationen zu Beginn seiner Laufzeit, d.h. ohne ausgebildete Grenzschicht an den Windkanalwänden, sowie gegen Ende der Meßzeit, mit entsprechend ausgebildeten Grenzschichten an den Kanalwänden, durchgeführt worden. Diskretisierungseinflüsse sind durch die Verwendung unterschiedlicher Netzfeinheiten als minimal und die Kernaussage nicht beeinflussend identifiziert.

Ergebnis Die Geometrie des Übergangsstückes sowie eines Teiles der rechteckigen Lavaldüse des RWG ist in **Bild 1** gezeigt. Strömungssimulationen zeigen Ablösungen im gekennzeichneten Gebiet und somit zeitliche Störungen der Strömung im Meßquerschnitt hinter der Lavaldüse. **Bild 2** vergleicht Auswirkungen der alten und der neu entworfenen Geometrie der Seitenwand des Übergangsstückes ($z=0$) anhand der lokalen Wandschubspannungsbeiwerte zu Beginn ($T=0$) und gegen Ende der Kanallaufzeit ($T=\max$). Während die alte Geometrie der Seitenwand bei $X \sim 240$ mm zu beiden untersuchten Zeitpunkten Ablösungen anzeigt, ist mit dem Neuentwurf der Geometrie der Sei-

tenwand dieses Verhalten, daß die Strömungsqualität mindert, abgestellt.

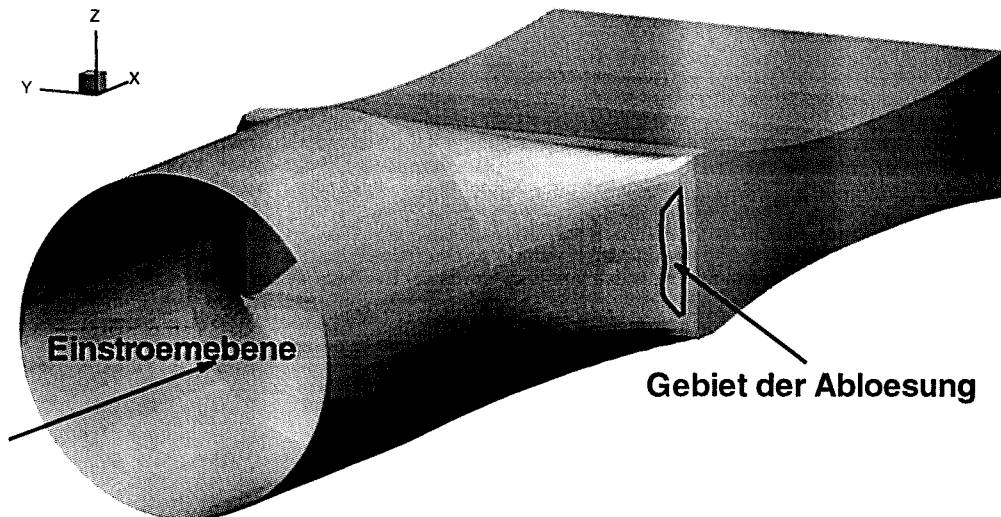


Bild 1 Geometrie des Übergangsstückes des RWG sowie Gebiet der Ablösung.

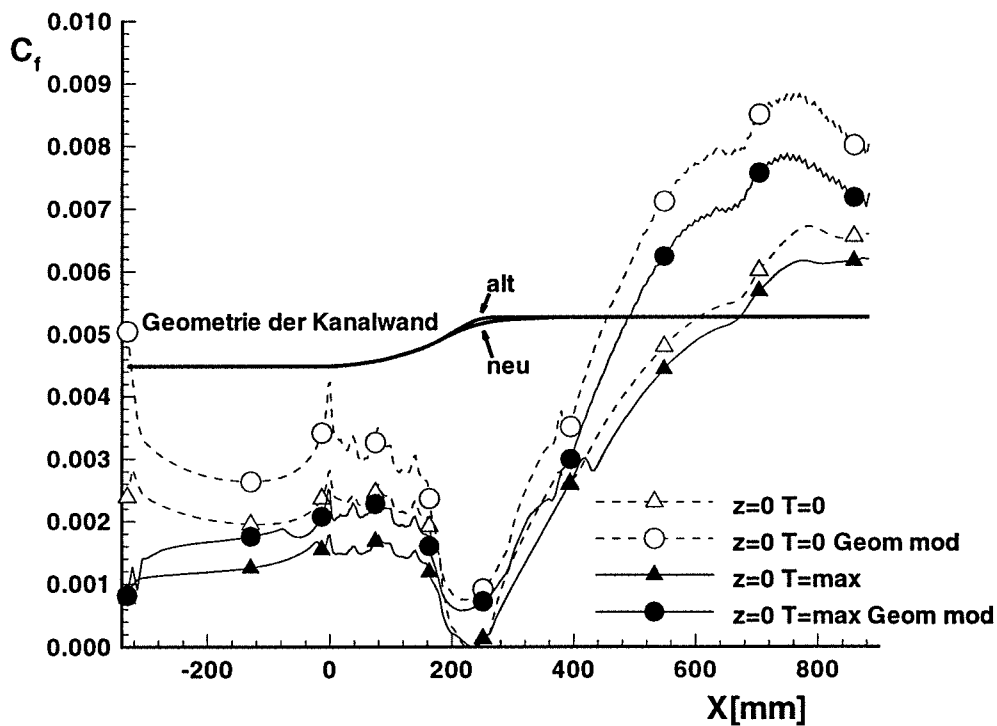


Bild 2 Wandschubspannungsbeiwerte in der Ebene $z=0$ über der Lauflänge X des Kanalsegmentes zu Beginn und Ende der Kanalmeßzeit für alte und neu entworfene Geometrie der Übergangsstückes.

Literatur -

Weiteres Vorgehen Umbau der Übergangsstückes des RWG mit der hier entworfenen Geometrie des Übergangsstückes.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	
Ansprechpartner	M.-Eng. Carlos F. Lange	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Erlangen, FORTWIHR	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 D-91058 Erlangen	Telefon: 09131/761 267 Telefax: 09131/761 242 Email: cflange@lstm.uni-erlangen.de
Thema	Simulation der Kreiszyylinderumströmung mit lokaler Blockverfeinerung des Gitters.	
Ausgangssituation	Durch die Verwendung von strukturierten Gittern lassen sich Strömungsberechnungsprogramme sehr effizient programmieren, weil die Nachbarschaftsverhältnisse festgelegt sind. Die Strukturierung hat aber den Nachteil, daß eine Verfeinerung in einem Teil des Gebietes über das gesamte Rechengebiet ausgedehnt werden muß. Dies führt zu einer unnötig großen Anzahl von Kontrollvolumina (KV) und folglich zu einem großen Speicherplatz- und Rechenzeitbedarf. Gerade bei der Umströmung von Kreiszyklindern in dem Bereich kleiner Reynoldszahlen werden sehr große Rechengebiete benötigt (siehe Sucker und Brauer [1]), wobei allerdings nur das Teilgebiet in der Nähe des Zylinders eine hohe Auflösung benötigt.	
Ziel	Ziel des Vorhabens ist es, über die Entkopplung der Gitter von benachbarten geometrischen Blöcken die Möglichkeit einer lokal begrenzten Gitterverfeinerung zu erreichen. Mit dieser sogenannten lokalen Blockverfeinerung des Gitters soll dann eine detaillierte und umfangreiche Untersuchung der laminaren Umströmung eines geheizten Kreiszyklinders im Bereich von kleinen bis mittleren Reynoldszahlen ($Re < 200$) durchgeführt werden.	
Lösungsweg	Das bereits existierende Simulationsprogramm FASTEST-2D verwendet blockstrukturierte Gitter. Diese sind auch die Grundlage für die zu implementierende lokale Blockverfeinerung. Besondere Aufmerksamkeit muß dabei dem Interpolationsverfahren, das den Austausch der Daten zwischen den Blöcken ermöglicht und die Erhaltungseigenschaften der Methode sicherstellt, gewidmet werden. Nicht nur die allgemeine Konvergenz muß gewährleistet werden, sondern auch die Effizienz des Verfahrens und die Funktionalität des Mehrgitterlösers sind Voraussetzungen für eine gewinnbringende lokale Verfeinerung. Diese wird hier eingesetzt, um die Untersuchung der laminaren Umströmung eines geheizten Kreiszyklinders mit großer Genauigkeit in kurzer Zeit durchzuführen.	

AG STAB

Ergebnis

Das Verfahren für die lokale Blockverfeinerung wurde an einfachen Probleme untersucht und hat die Robustheit und Effizienz gezeigt, die für seinen praktischen Einsatz notwendig sind (Durst et al. [2]). Bei den Berechnungen der Zylinderumströmung wurden in der Regel Gewinne von 80% in der Rechenzeit und von 50% in dem Speicherplatzbedarf erreicht. Dies ermöglichte eine umfangreiche Untersuchung der numerischen Aspekte des Problems (Lange et al. [3]). Dabei konnte der bereits erwähnte Einfluß der Weite des Rechengebietes bei kleinen Reynoldszahlen genauer festgestellt werden. Diese Untersuchung führte zu Ergebnissen hoher Genauigkeit, wie der Vergleich mit experimentellen Daten zeigt (vgl. Abb. 1, wobei *temperature loading* für das Verhältnis zwischen der Temperatur des Zylinders und der anströmenden Luft steht).

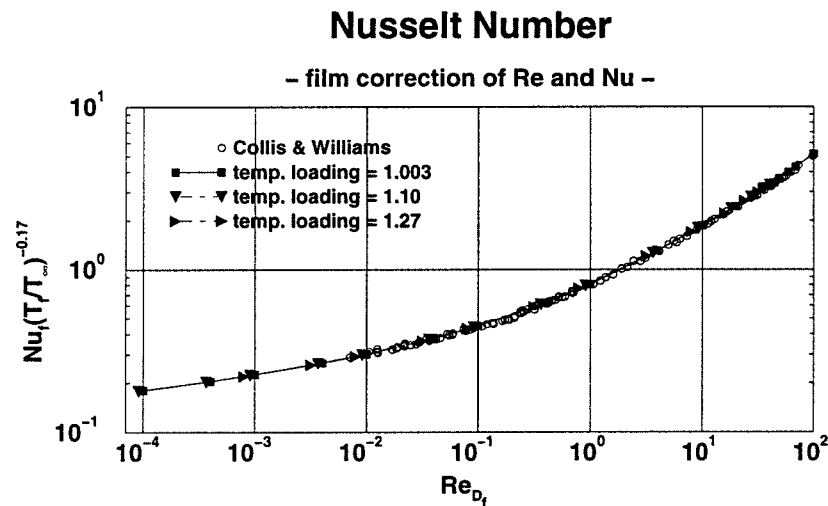


Abb. 1: Vergleich zwischen experimentellen (Collis und Williams [4]) und numerischen Werten der Nußeltzahl beim querangeströmten geheizten Zylinder.

Literatur

- [1] D. Sucker und H. Brauer, "Fluiddynamik bei quer angeströmten Zylindern", *Wärme- und Stoffübertragung*, (8)1975, S.149-158.
- [2] F. Durst, C. F. Lange and M. Schäfer, "Local Block Refinement Using Patched Grids for the Parallel computation of Viscous Flows", Bericht LSTM 445/N, Erlangen, 1995.
- [3] C. F. Lange, M. Breuer and F. Durst, "Simulation of the Flow past a Circular Cylinder using Local Block Refinement", Proc. of the 10. DGLR/AG STAB Symposium, Braunschweig, 1996, to appear in *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vieweg, (1997).
- [4] D. C. Collis and M. J. Williams, "Two-dimensional convection from heated wires at low Reynolds numbers", *J. Fluid Mech.*, (6)1959, S.357-384.

weiteres Vorgehen Die Untersuchung der Umströmung des geheizten Kreiszylinders wird fortgesetzt, um den Einfluß der Nähe einer Wand zu quantifizieren. Dieser Einfluß ist von großer Bedeutung bei der Geschwindigkeitsmessung mittels Hitzdrahtanemometrie im wandnahen Bereich.

Datum: 15.03.1997

AG STAB

Mitteilung

Projekt/	SEMPA gefördert vom BMBF Nr. 01 ER 503 B		
Fachkreis			
Ansprechpartner	Dr.-Ing. Friedman Unger Dr.-Ing. Florian Menter		
Institution	ASC GmbH		
Adresse	Staudenfeldweg 12 D-83624 Otterfing	Telefon Telefax e-mail	(08024) 905415 (08024) 905417 fm@ascg.de
Thema	Software Engineering Methoden für Parallele Anwendungen		
Ausgangssituation	Der kostengünstigste Weg der numerischen Simulation komplexer Strömungsfelder erscheint gegenwärtig der Einsatz von Workstation (oder PC) Clustern sowie Multiprocessor Maschinen. Dieses Konzept erlaubt es auch kleinen und mittleren Firmen in den Bereich des "High Performance Computing" vorzustoßen. Da die Abläufe in Strömungssimulationsprogrammen inhärent gekoppelt sind (elliptische Probleme), ist eine automatische kompileroptimierte Parallelisierung dieser Verfahren nicht erfolgversprechend. Es ist vielmehr notwendig, bestehende Verfahren für parallele Anwendungen zu erweitern, oder neue Verfahren in Hinblick auf den Einsatz auf diesen Maschinen zu entwerfen. ASC hat eine neues numerisches Verfahren, TASCflow 3.0 zur Lösung der Navier-Stokes Gleichungen auf unstrukturierten hybriden Gittern entwickelt. Dieses moderne Verfahren soll im Rahmen des Projekts SEMPA für parallele Anwendungen erweitert werden.		
Lösungsweg	Das Parallelisierungskonzept für TASCflow 3.0 basiert auf der Strategie der Gebietszerlegung. Hierbei wird das Gitter in eine vorgegebene Zahl von Partitionen aufgeteilt und jede Partition als ein separater Prozeß behandelt. Die verschiedenen Prozesse können parallel auf mehreren CPUs bearbeitet werden. Von hoher Wichtigkeit ist die Skalierbarkeit des Verfahrens in Bezug auf die Speicherplatzökonomie und die CPU Auslastung. Darunter versteht man, daß der maximale Speicherbedarf auf einem Prozessor nur mit der Größe der einzelnen Partitionen und nicht mit der Größe des Gesamtproblems skaliert. Ferner sollte die Summe der CPU Zeiten der einzelnen Prozessoren nicht deutlich über der Rechenzeit eines sequentiellen Laufs liegen (wobei natürlich Zusatzkosten für die Kommunikation akzeptiert werden müssen). Einer der schwierigsten Punkte bei der Parallelisierung des Verfahrens ist die effiziente Modifikation des algebraischen Mehrgitterverfahrens. Da nahezu keine Informationen zur Parallelisierung von solchen Verfahren vorliegen, mußte eine eigenes Konzept entwickelt werden. Dieses ist gegenwärtig zum größten Teil umgesetzt und erweist sich als sehr effektiv. In den meisten		

Fällen wurde keine Einbuße an Konvergenzgeschwindigkeit verzeichnet, so daß nur die nötige Kommunikation zwischen den Partitionen zusätzlichen Rechenbedarf erfordert.

Ergebnisse

Bild 1 zeigt die Effizienz des numerischen Verfahrens für ein Problem mit 170.000 Gitterpunkten im Vergleich mit der theoretisch maximal erreichbaren Leistung. Es ist zu sehen, daß das Verfahren gut mit der Zahl der Prozessoren skaliert. Die Skalierung wird zudem durch eine höhere Zahl von Gitterpunkten des Problems verbessert, da das Verhältnis von inneren Knotenpunkten zu Randknoten verbessert wird.

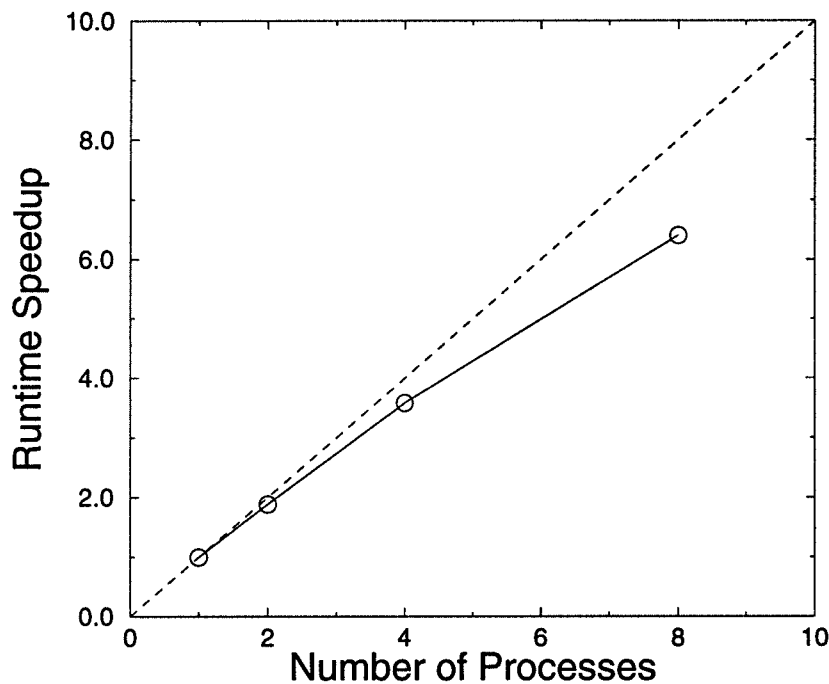


Abbildung 1: Speedup von **TASCflow** für 170,000 Gitterpunkt Problem

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Anton Weber

Institution: Institut für Antriebstechnik

Adresse: DLR Köln, 51170 Köln

weitere Partner: T. Vogel, F. Eulitz

Thema: Validierung von 3 Navier-Stokes-Lösern am transsonischen Verdichtergitter DLR-TSG-89-5

Ausgangssituation: Der Einsatz von Strömungslösern für die kompressible, reibungsbehaftete Strömung in transsonischen Turbomaschinenbeschaufelungen stellt wegen der dort vorkommenden Problematik von großräumigen stoßinduzierten Ablösegebieten sowie laminar-turbulentem Grenzschichtumschlag hohe Anforderungen an den Solver.

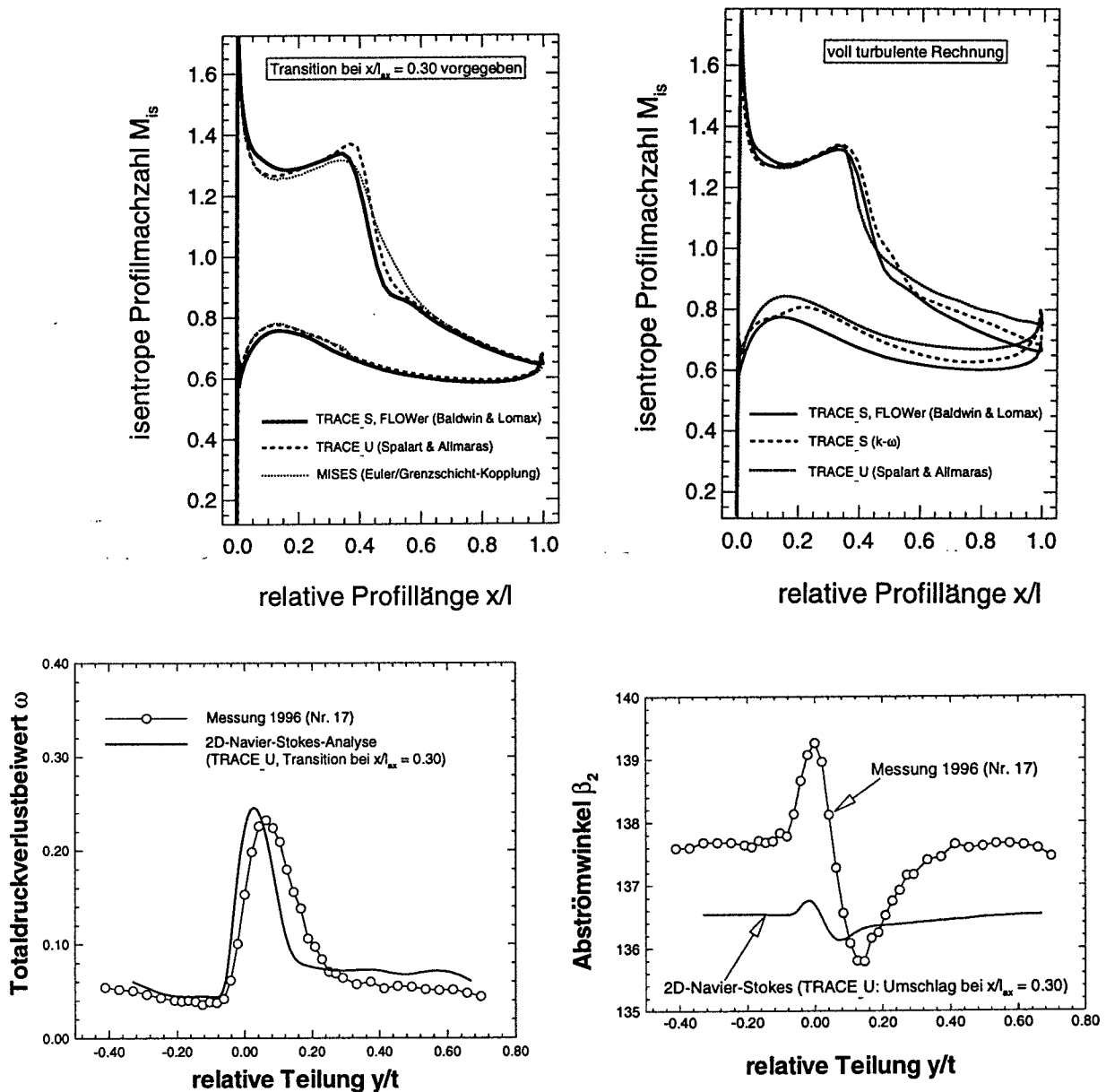
Ziel:

- Verbesserung der eingesetzten Turbulenzmodelle - bzw. gibt es „das“ ideale Modell für die Turbomaschine?
- Implementierung eines zuverlässigen Transitionsmodells
- Weiterentwicklung des/der Codes hinsichtlich Robustheit, Effizienz und Treffsicherheit auch in Bezug auf die Auslegung.

Lösungsweg: An einem in den letzten Jahren umfassend experimentell untersuchten transsonischen Verdichtergitter DLR-TSG-89-5 wurden 3 Navier-Stokes-Codes (TRACE_S, TRACE_U, FLOWer) sowie als Referenz ein gekoppeltes Euler-Grenzschicht-Verfahren (MISES) für einen rein zweidimensionalen Fall getestet. Als Turbulenzmodelle kamen das algebraische Modell von Baldwin/Lomax, das Eingleichungsmodell von Spalart & Allmaras sowie die Zweigleichungsmodelle $k-\epsilon$ - und $k-\omega$ zum Einsatz. Beim Baldwin/Lomax- sowie beim Eingleichungsmodell kann der Umschlagpunkt vorgegeben werden.

Ergebnis: Zur Zeit haben sowohl die Auswahl des Turbulenzmodells als auch die Vorgabe bzw. Kenntnis des Umschlagpunktes noch einen großen Einfluß auf das Ergebnis der Strömungsrechnung. Eine Nachlauftraverse zeigte bei allen Navier-Stokes-Lösern eine gute Übereinstimmung hinsichtlich der Totaldruckverluste. Beim Abströmwinkel weichen jedoch sowohl der Mittelwert (ca. 1° - 1.5° Mehrumlenkung gegenüber dem Experiment) als auch das Abklingverhalten der Delle deutlich von der Messung ab.

Skizze/Diagramm/Bild



Literatur: A. Weber: „Validierung von drei Navier-Stokes-Codes an einem transsonischen Verdichtergitter unter rein zweidimensionalen Bedingungen“.

weiteres Vorgehen: Beim TRACE-Code wird zur Zeit ein Transitionsmodell erfolgreich getestet. An einem vergrößerten Modell werden in Kürze im transsonischen Gitterwindkanal detaillierte 3D-Untersuchungen im Hinblick auf die Verfahrensvalidierung durchgeführt.

Datum: 26. März 1997

AG STAB

Mitteilung

Fachkreis	Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation		
Projektgruppe / Anwendungsbereich	Instationäre Strömungen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. C. Weishäupl		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85747 Garching	Telefon	+89-289-16131
		Telefax	+89-289-16151
weitere Partner	—		
Thema	<i>Eulerlösungen für instationär längsbeschleunigte Strömungen aktiven Ursprungs</i>		
Ausgangssituation	Instationär längsbeschleunigte Strömungen beeinflussen das Strömungsfeld um einen Tragflügel und damit die Dynamik eines Flugzeugs bzw. seiner Komponenten erheblich. Ursache für derartige Strömungen kann zum einen aktiv die Bewegung des Tragflügels, verbunden mit einer Machzahländerung, sein, beispielsweise bei einer Gierschwingung, oder zum anderen passiv die Wechselwirkung der Körperbewegung mit der Anströmung, beispielsweise in einem Scherwindfeld.		
Ziel	Für eine Gruppe von instationär längsbeschleunigten Strömungen, nämlich Horizontalschwingungen, soll die instationäre Charakteristik berechnet und analysiert werden. Hierbei ist der transsonische Bereich von speziellem Interesse, da bereits kleine Machzahlvariationen zu großen Änderungen der aerodynamischen Lasten führen.		
Lösungsweg	Zur Erfassung des transsonischen Bereiches eignen sich als numerische Methoden Euler-Verfahren, die von reibungsfreier, drehungsbehafteter, instationärer Strömung ausgehen. Hier wird das Euler-Verfahren nach Yee, Roe und Davis, ein Finite-Volumen-Verfahren mit TVD-Eigenschaft eingesetzt. Die Untersuchungen erfolgen zweidimensional an einem NACA0012 Profil. Der Rechenraum wird mittels eines Poisson-Algorithmus als strukturiertes Multiblock-Netz mit 12 Blöcken diskretisiert, wobei die Glattheit des Netzes über Blockgrenzen hinweg mittels elliptischer Glättung gewährleistet wird. Die Bewegung des Körpers fordert die Berücksichtigung der instationären Metrik im Code, so daß das Netz im zeitlichen Verlauf an die aktuelle Körperposition angepaßt werden kann.		
Ergebnis	Die Ergebnisse für eine Horizontalschwingung im transsonischen Bereich sind gekennzeichnet durch die Nacheilung der aerodynamischen Beiwerte gegenüber der Bewegung, vgl. Bild 1a. Bei der Vorwärtsbewegung ergibt sich ein Anstieg im Auftriebsbeiwert, bei der Rückwärtsbewegung ein Abfall, vgl. Bild 1b. Die Nacheilung der Luftkräfte ist auf die Trägheit des Verdichtungsstoßes zurückzuführen, der der Bewegung nur im eingeschränkten Maße folgen kann. Der Stoß wandert mit einem entsprechenden Zeitverzug mit abnehmender Machzahl stromaufwärts und mit zunehmender Machzahl wieder stromabwärts, vgl. Bild 2, korrespondierend zu einem Abfall und Anstieg im Auftriebsbeiwert. Bei einer Erhöhung der reduzierten Frequenz ergibt sich eine Verringerung der Amplitude der aerodynamischen Koeffizienten zusammen mit einer Vergrößerung der Phasenverschiebung, vgl. Bild 3, infolge der gegenüber einer niedrigeren Frequenz zusätzlich eingeschränkten Stoßwanderung.		

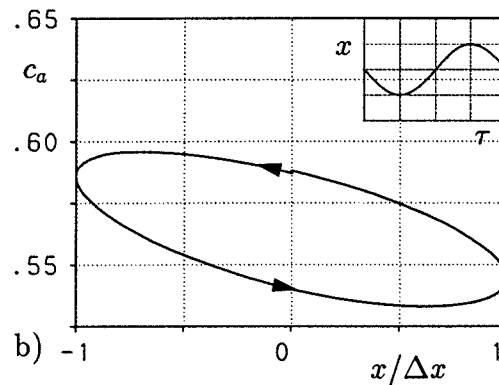
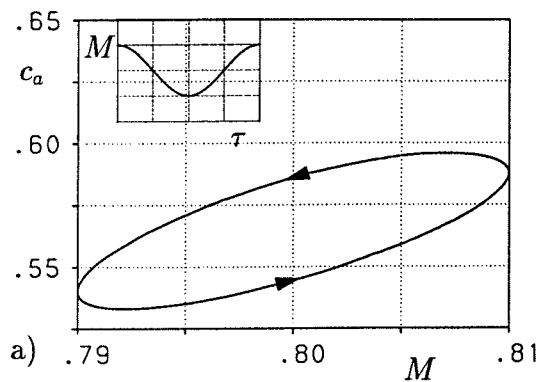


Bild 1 $M_0 = 0.8$, $\Delta M = 0.01$, $\alpha = 2^\circ$, $k = 0.1$: Charakteristik des Auftriebsbeiwerts

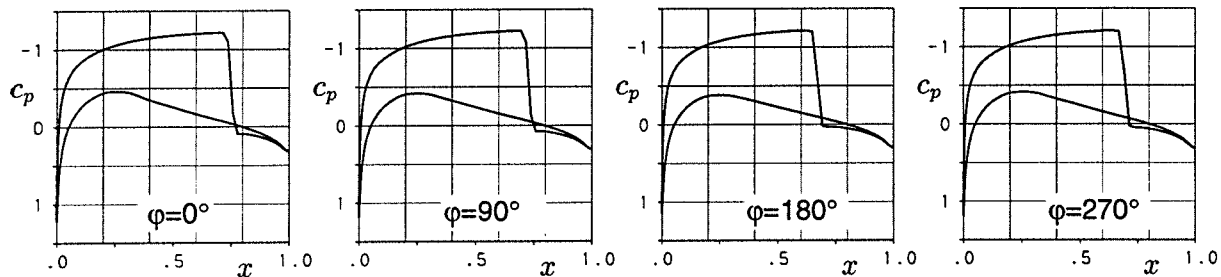


Bild 2 $M_0 = 0.8$, $\Delta M = 0.01$, $\alpha = 2^\circ$, $k = 0.1$: Druckverteilungen

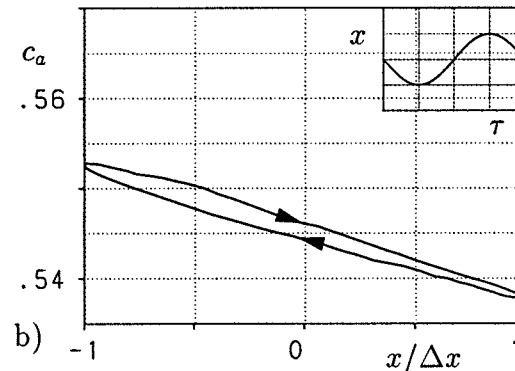
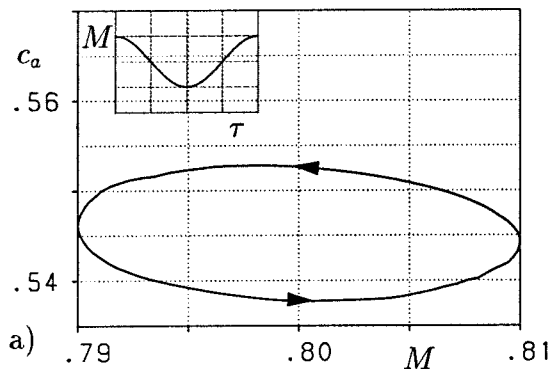


Bild 3 $M_0 = 0.8$, $\Delta M = 0.01$, $\alpha = 2^\circ$, $k = 0.5$: Charakteristik des Auftriebsbeiwerts

Literatur

[1] I. A. Habibie, B. Laschka, C. Weishäupl:

Analysis of Unsteady Flows around Wing Profiles at Longitudinal Accelerations, ICAS-94-2.7.1, 19th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Anaheim, CA, Sept. 18-23, 1994.

[2] C. Weishäupl:

Euler-calculations for longitudinally accelerated flows of active and passive origin, Notes on Numerical Fluid Mechanics, 1997 (to be published).

weiteres Vorgehen

Neben der Horizontalschwingung sind andere Fälle instationär längsbeschleunigter Strömungen numerisch zu erfassen und zu analysieren.

Datum 03.03.1997

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Dr. A. Melling

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik

Adresse: Universität Erlangen-Nürnberg
Cauerstraße 4, 91058 Erlangen
Telefon: (09131) 859508
Telefax: (09131) 859503
e-mail: melling@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner
Siemens AG, Zählerwerk Nürnberg
Siemens Measurements Ltd, Oldham
British Gas, Loughborough
Instituto Superior Tecnico, Lisboa
DFEI, University of Cranfield

Thema
Minimierung der Staubempfindlichkeit und der Gasabhängigkeit in Ultraschallgaszählern

Ausgangssituation
Es besteht ein Defizit an Informationen bezüglich der Staubempfindlichkeit von Ultraschallgaszählern. Da solche Gaszähler in großen Stückzahlen hergestellt und in privaten Haushalten eingesetzt werden sollen, ist eine Minimierung der Staubempfindlichkeit der Gaszähler anhand optimierter Designs erforderlich, um ein wartungsfreies Arbeiten der Geräte über viele Jahre garantieren zu können.

Ziel
Ziel ist eine Quantifizierung des Staubeinflusses auf die Meßeigenschaften des Gaszählers und, wenn nötig, eine optimierte Strömungsführung zur Verringerung des Transportes von Staub in die Ultraschall-Meßstrecke des Gaszählers. Zusätzlich wird angestrebt, durch ein neues Design die Ultraschallausbreitung zu verbessern und eine Verringerung der Gasabhängigkeit zu erzielen.

Lösungsweg
Untersuchung des Transportes von Staubeilchen durch den Gaszähler: Bestimmung des Geschwindigkeitsfeldes der Zweiphasenströmung und Ermittlung der Veränderung der Größenverteilung von zugegebenen Partikeln in verschiedenen Abschnitten des Gaszählers in Abhängigkeit vom Volumenstrom.
Zum Einsatz kommen die Laser- und die Phasen-Doppler-Anemometrie, die Laserbeugungsspektroskopie sowie Strömungssichtbarmachungstechniken, z.B. das Laserlichtschnittverfahren.
Untersuchung der Ultraschallausbreitung: Es wurde ein numerisches Verfahren zur numerischen Modellierung der Schallausbreitung in Ultraschalldurchflußmeßgeräten entwickelt, welches unter Berücksichtigung der lokalen Ultraschall- und Strömungsfelder im Meßrohr eine rasche Modellierung des Meßverhaltens ermöglicht und so unterstützend zur experimentellen Weiterentwicklung eingesetzt werden kann.

Ergebnisse

Das zur Modellierung der Schallausbreitung in Durchflußmessern entwickelte Verfahren wurde im Rahmen einer Diplomarbeit programmiert und auf die bisherige Meßstrecke eines Gaszählers angewandt. Experimentell beobachtete Abhängigkeiten einiger Meßparameter konnten auf numerischem Wege reproduziert und erklärt werden. Darüber hinaus konnte unter Verwendung von Ähnlichkeitsbetrachtungen das Verständnis des Einflusses der Gaszusammensetzung auf die Meßeigenschaften verbessert werden, was in die Weiterentwicklung des Meßrohrdesigns eingehen wird.

Die Messung der Staubteilchengröße und -geschwindigkeit im Ultraschallmeßkanal des Gaszählers wurde mit der Phasen-Doppler-Anemometrie (PDA) für verschiedene Volumenströme durchgeführt. Anders als bei Seedingteilchen, welche der Gasströmung schlupffrei folgen sollen und daher gewöhnlich kleiner als $5\text{ }\mu\text{m}$ gewählt werden, treten beim pneumatischem Transport größerer Teilchen Schlupfeffekte auf. Abbildung 1 zeigt ein Beispiel für den typischen Verlauf einer gemessenen Geschwindigkeits-Größen-Korrelation.

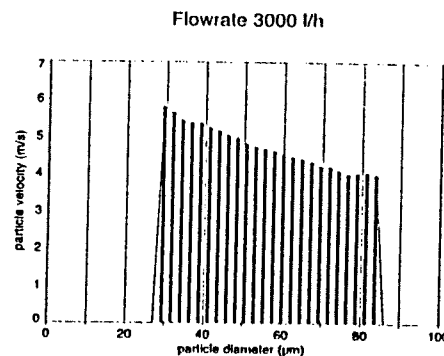


Abbildung 1: Geschwindigkeits-Größen-Korrelation von sphärischen Glaspartikeln im Zentrum des Ultraschallmeßkanals

Es ist ersichtlich, daß die Geschwindigkeit der Partikel nahezu linear mit zunehmender Größe abfällt. Die bisherigen, qualitativen Ergebnisse zeigen ferner, daß große Staubteilchen zu geringen Volumenströmen hin vermehrt abgeschieden werden. Der Transport von Staubpartikeln in den Meßkanal bei Volumenströmen kleiner als ca. 1500 l/h geht gegen Null.

Literatur

- H. Köchner, J.A. Gregel, A. Melling:
Ultrasonic Gas Meter: Minimization of Sensitivity to Transported Dust and Gas Property Variation; Second Periodic Progress Report, Measurements & Testing, Project No. 940024
- H. Köchner, A. Melling, F. Durst:
Numerical Simulation of Sound Propagation in Ultrasonic Flowmeters ACUSTICA - acta acustica, Vol. 82 Suppl. 1 (1996) 158

weiteres Vorgehen

Die experimentellen Untersuchungen des Staubtransportes werden fortgesetzt. Zusätzlich sollen numerische Berechnungen durchgeführt werden, um ein detailliertes Modell des Staubtransportes durch den Gaszähler zu entwickeln.

Datum

März 1997

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Meßtechnik
Ansprechpartner	Dr. T.J. Möller, Dr. K.A. Bütetisch
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik
Adresse	Bunsenstraße 10 D-37073 Göttingen
	Tel: 0551 / 709 2468 Fax: 0551 / 709 2830 e-mail: Thorsten.Moeller@dlr.de
weitere Partner	Dr. J. Kompenhans DLR SM-SK B.Horlbeck Deutsche Gesellschaft zum Bau und Betrieb von Endlagern für Abfallstoff mbH (DBE)

Thema Untersuchung des Geschwindigkeitsfeldes von Partikeln in einer partikelbeladenen Nachlaufströmung

Ausgangssituation

Bei der Bewegung von Partikel, die von einer Gasströmung transportiert werden, insbesondere in Nachlaufströmungen kann sich eine deutliche Abweichung der Teilchengeschwindigkeit von der Strömungsgeschwindigkeit des Fluids ergeben. Es stellt sich nun die Frage, welche Parameter diese Abweichungen beeinflussen.

Ziel

Das Verhalten nicht deformierbarer Partikel soll in einer Nachlaufströmung experimentell untersucht werden. Hierbei wird insbesondere der Einfluß des Partikeldurchmessers und der Partikelgeschwindigkeit auf die Partikelströmung betrachtet.

Lösungsweg

Optische, berührungslose Meßverfahren wie Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) oder Particle-Image-Velocimetry (PIV) messen direkt die Geschwindigkeit von Tracerteilchen, die der Strömung hinzugesetzt werden. Üblicherweise wird unter der Annahme, daß diese Teilchen Geschwindigkeitsänderungen des Fluid im Rahmen der Auflösung des jeweiligen Meßverfahrens schlupffrei folgen, auf die Strömungsgeschwindigkeit geschlossen. Es bietet sich an, diese Verfahren auch zur Messung der Geschwindigkeit von Partikeln zu verwenden. Mittels eines LDA ist es möglich, die Geschwindigkeit der Partikel an einer Stelle im Raum anzugeben. Auch Aussagen über turbulente Eigenschaften lassen sich treffen. Räumliche Zusammenhänge lassen sich mit LDA nicht leicht treffen. Diese Informationen sind aber hier von Interesse, da hier zeitgleich das gesamte Strömungsfeld der Teilchen innerhalb der Meßebene bestimmt werden soll, um so über die gesamte Meßebene flächenhaft den Einfluß der untersuchten Strömungsparameter auf die Teilchenströmung zu bestimmen. Deshalb bietet sich der Einsatz von PIV an. Diese Methode wurde in den letzten Jahren am Institut für Strömungsmechanik der DLR Göttingen zum routinemäßigen Einsatz in Windkanälen entwickelt.

Ergebnis

Es wurden Messungen des Geschwindigkeitsfeldes der Partikel im Nachlauf eines rechteckigen Hindernisses mit PIV bei verschiedenen Anströmgeschwindigkeiten durchgeführt ($u_\infty = 2,5; 3,8$ und $4,5 \text{ m/s}$). Außerdem wurden drei Partikeldurchmesser betrachtet ($d_p = 3, 8$ und $30 \text{ }\mu\text{m}$). Die Ergebnisse für diese drei Partikeldurchmesser sind in Abbildung 1 für $u_\infty = 2,5 \text{ m/s}$. Hier ist der Verlauf der Teilchengeschwindigkeit über den Kanalquerschnitt an der Stelle $x/D = 5$, D ist hierbei die Dicke des Hindernisses, angegeben.

Datum 16. Mai 1997

AG STAB

Es zeigt sich deutlich, daß der Partikeldurchmesser einen deutlichen Einfluß auf die Teilchengeschwindigkeit über den Kanalquerschnitt an dieser Stelle hat. Die Geschwindigkeit u_∞ hingegen besitzt eine nur untergeordnete Bedeutung für das Verhalten der Teilchen im Bereich des Nachlaufs, wie sich aus einem Vergleich der Geschwindigkeitsprofile in Abbildung 1 mit denen in Abbildung 2 ergibt.

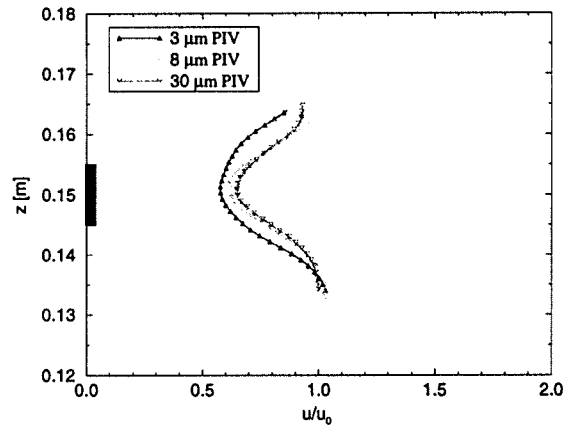


Abbildung 1: Geschwindigkeitsprofil von u für $u_0 = 2,5$ m/s für $x/D = 5$

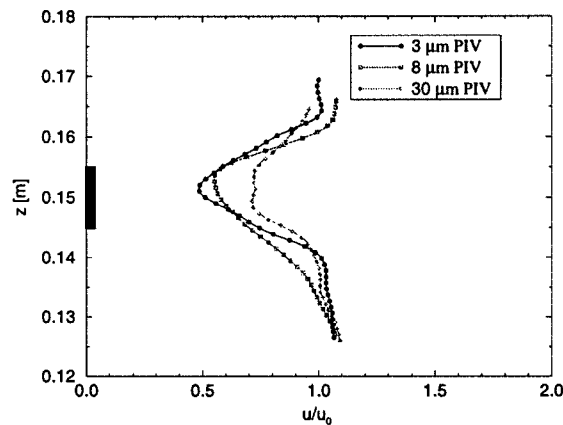


Abbildung 2: Geschwindigkeitsprofil von u für $u_0 = 3,8$ m/s für $x/D = 5$

Literatur

T.J. MÖLLER: *Experimentelle und numerische Untersuchung einer teilchenbeladenen Strömung um einen stumpfen Körper*. Forschungsbericht 96-24, Institut für Strömungsmechanik, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V., Göttingen, November 1996.

B. HORLBECK, G. HÖHLER, T.J. MÖLLER, K.A. BÜTEFISCH: *Strömungstechnische Versuche an einem Modell des Abwetterkanals des geplanten Endlagers Konrad*. In: *Entsorgung: Wiederverwertung - Beseitigung Band II*, 628–632. Fachverband für Strahlenschutz e.V., J. Brauns, GG. Eigenwillig, 1995.

M SOMMERFELD, A.ANDO, D.WENNERBERG: *Swirling, particle-laden flows through pipe expansion*. ASME J. of Fluids Eng., 114:648–656, 1992.

weiteres Vorgehen

Die hier vorgestellten experimentellen Daten sollen zur Validierung numerischer Modelle verwendet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis:

Meßtechnik

Ansprechpartner:

D. Otter, M. Förstermann

Institution:

SM-SK-MSA

Adresse:

DLR, Institut für Strömungsmechanik
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Tel.:0551 / 709 2460
Fax:0551 / 709 2860

weitere Partner:

K.A. Bütefisch, P. Klemens, K. H. Sauerland, H. Pszolla

Thema:

Instationäres Strömungsfeld bei schnellen Rollbewegungen
eines Delta-Flügels

Ausgangssituation:

Im allgemeinen werden im Windkanal zur Untersuchung dynamischer Bewegungen von Modellen periodische Bewegungen aufgezwungen. Das kann, wenn große Anstellwinkel eingestellt werden sollen, zu aufwendigen Windkanaleinbauten führen. Für erste Versuche wurde eine Vorrichtung entwickelt, die transiente Rollbewegungen eines Delta-Flügels durchzuführen gestattet.

Ziel:

Es soll untersucht werden, wie sich das instationäre Strömungsfeld eines Delta-Flügels bei schnellen Rollbewegungen, die bei verschiedenen Anstellwinkeln und Machzahlen durchgeführt werden, verhält. Dazu soll das VOMO-Modell der DASA LM verwendet werden.

Lösungsweg:

Mit Hilfe eines AC-Servomotors und einer Steuerung, die für diesen Versuchsaufbau eigens weiterentwickelt wurde, können die Rollbewegungen realisiert werden. Der Versuch wurde im Transsonischen Windkanal in Göttingen (TWG) durchgeführt. Die qualitative Bestimmung des Strömungsfeldes wird mit Hilfe des Laser-Lichtschnitt-Systems der DLR realisiert. Das Ergebnis wird mit einer triggerbaren CCD-Kamera festgehalten.

Ergebnis:

Es zeigten sich im Strömungsfeld bei verschiedenen Anstellwinkeln und Machzahlen die für Delta-Flügel charakteristischen Wirbel. Diese konnten auch bei Rollbewegungen des Modells beobachtet werden (s. Bild 1/2). Der Motor konnte bei bestimmten Anstellwinkeln oder besonders schnellen Beschleunigungen das Modell nicht mehr in der gewünschten Position halten.

Bild 1 : Aufnahme des VOMO-Modells mit Wirbel in Ruhestellung

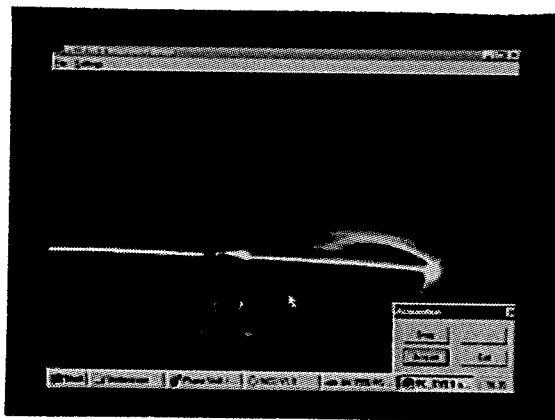
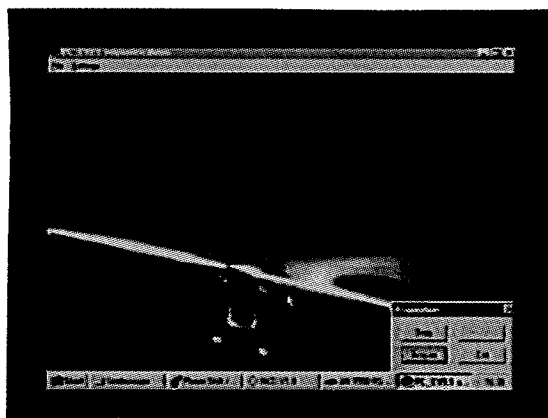


Bild 2 : Aufnahme des VOMO-Modells bei Drehung um die Modellachse (Rollwinkel 0°-90°, max. Winkelgeschw. ca. 600°/s)



Literatur:

Technische Beschreibung für Kompaktverstärker der Baureihe SCE 900 Firma BAUTZ Antriebstechnik
WEDEMEYER, E. : Stable and unstable vortex separation HIGH ANGLE OF ATTACK AERODYNAMICS“, AGARD CP 247, 1978, 13-1, 13-10

Weiteres Vorgehen:

Die Leistungsfähigkeit des Antriebes muß verbessert werden, um eine höhere Rollbeschleunigung oder ein größeres Haltemoment zu erzielen. Deshalb wird der Motor mit einem Getriebe versehen. Eine Positionserfassung muß installiert werden, um eine eindeutige Zuordnung der Wirbel zum Modell quantitativ zu beschreiben.

Datum: 21/03/97

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Meßtechnik

Ansprechpartner: Dr. B. Stasicki

Institution: DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr 10,
37073 Göttingen

Telefon: 0551-709 2890

Telefax: 0551-709 2830

e-mail: boleslaw.stasicki@dlr.de

weitere Partner: Prof. Dr. G.E.A. Meier

Thema: Hochgeschwindigkeits-Videostroboskop

Ausgangssituation:

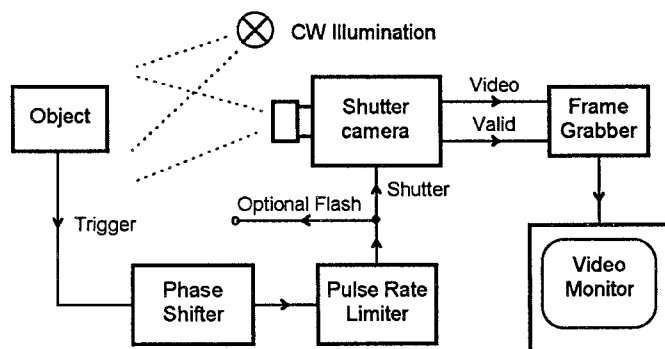
Konventionelle Stroboskope werden zur Sichtbarmachung von schnell wiederholbaren Vorgängen, die das Erfassungsvermögen des menschlichen Auges überfordern, benutzt. Das zu untersuchende Objekt wird bei Lichtstroboskopen üblicherweise mittels einer Blitzlichtquelle, z.B. Gasentladungsröhre synchron beleuchtet. Dadurch entsteht der subjektive Eindruck, daß das Objekt sich nicht bewegt. Wird die Blitzfrequenz relativ zur Objektfrequenz etwas verstimmt, entsteht ein Zeitlupeneffekt, d.h. der wiederholbare Vorgang läuft scheinbar langsamer ab. Die Blitzbeleuchtung ist allerdings, besonders bei höheren Lichtstärken, für den Beobachter störend und für die Augen schädlich. Sie darf deswegen nur kurzfristig angewendet werden.

Ziel:

Zur videographischen Aufzeichnung eines schnellen, periodisch oder nichtperiodisch wiederholbaren Vorganges, wurde ein Videosystem entwickelt und gebaut, bei dem untersuchte Objekte sowohl mit Blitz- als auch mit Dauerlicht beleuchtet werden können. Der Vorgang **wird in Echtzeit, aber beliebig stark verlangsamt** auf dem Computer-Monitor dargestellt. Das System besteht aus einer monochromen, hochauflösenden Spezialkamera und einem mit den dafür nötigen Komponenten aufgerüsteten PC. Es ist auch geeignet selbstleuchtende Objekte aufzunehmen.

Lösungsweg:

Das Videostroboskop [1,2] ist entsprechend dem unten stehenden Blockschaltbild ausgeführt. Genau zu dem Zeitpunkt, in dem in einem herkömmlichen Stroboskop ein Blitz ausgelöst würde, wird ein elektronischer Verschuß einer speziellen Videokamera für eine kurze Zeit geöffnet. Das dadurch entstandene Bild wird sofort von einem Framegrabber erfaßt, digitalisiert, gespeichert und auf einem Computermonitor angezeigt.



Prinzip des Videostroboskops

Die Triggersignale können entweder dem Objekt mittels geeigneten Sensors oder einem externen Frequenzgenerator, der zur Steuerung des Objekts angewendet wird, entnommen werden. Der Echtzeit-Zeitlupeneffekt entsteht durch Einsatz eines speziell entwickelten digitalen Phasenschiebers [3]. Sowohl die virtuelle Phasenlage

der dargestellten Objektbewegung als auch ihre virtuelle Geschwindigkeit werden von der Software gesteuert und sind von der tatsächlichen Geschwindigkeit und deren Änderungen unabhängig. Bei nichtperiodischen Vorgängen wird ein Zeitverzögerungsmodus verwendet.

Echtzeitaufzeichnung, Standbild und diverse Playbackfunktionen stehen zur Verfügung.

Die scharfen, hochaufgelösten Bilder, absolut flackerfrei auf dem Computermonitor angezeigt, garantieren ein angenehmes, ermüdungsfreies Betrachten selbst über längere Zeit.

Anwendungsbeispiel:

Der Einspritzvorgang bei einem Otto-Motor sollte untersucht werden. Eine elektrisch steuerbare Kraftstoffeinspritzdüse wurde im Bereich 0 - 200 Hz getestet. Als Medium wurde aus Sicherheitsgründen zunächst Wasser mit einem Anfangsdruck von 3 Bar verwendet. Die hier dargestellten Aufnahmen wurden aus einer 300-Bilder-langen, in Echtzeit aufgenommenen Sequenz ausgewählt. Die effektive Aufnahmefrequenz entspricht 50.000 Bildern/Sek.

Hinweis

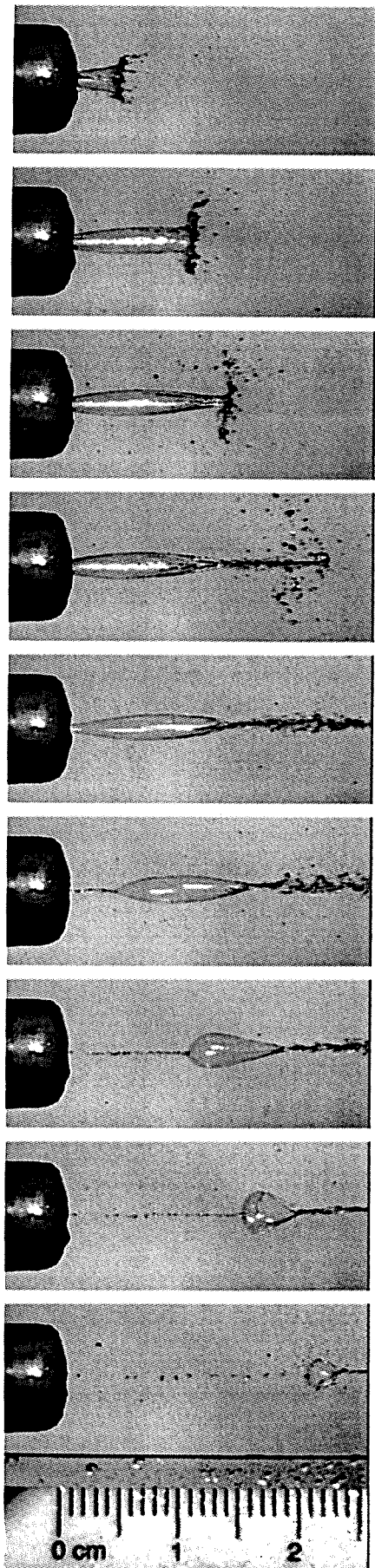
Ein Transfermodell des Systems wurde mit Unterstützung des Landes Bayern aufgebaut. Für die industrielle Fertigung und zum weltweiten Vertrieb wurde gemäß DLR eine Lizenz an die Fa. VISIT GmbH & Co. KG aus Würzburg vergeben.

Literatur:

1. Stasicki, B., Meier, G.E.A.: "Flash-free high-speed video stroboscope", Proc. of the 22th Int. Congr. on High Speed Photography and Photonics, Santa Fe, USA, 27 Oct.-1 Nov. 96, SPIE 1997 (in press).
2. "Verwendung einer Videokamera und Vorrichtung zur stroboskopischen Aufzeichnung von Vorgängen", DLR-Patent, Nr. 4309353.
3. "Digitaler Phasenschieber", DLR-Patent Nr. 195 44 642.

weiteres Vorgehen:

1. Einsatz des Systems in einer möglichst breiten Palette von Anwendungen.
2. Weiterentwicklung der Hard- und Software unter Berücksichtigung der im Einsatz gesammelten Erfahrungen.
3. Entwicklung von experimentspezifischen Varianten (z.B. Stereo- oder Multikamerasysteme)
4. Entwicklung von optischen Triggersystemen.



Anwendungsbeispiel

Datum: 14.05.97

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Meßtechnik

Ansprechpartner: M.Weiland, Dr. K.A.Bütefisch

Institution: DLR SM-SK-MSA

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2853

Telefax: 0551/709-2830

e-mail: Matthias.Weiland@dlr.de

weitere Partner: J.Rohde, Daimler-Benz Aerospace, Airbus GmbH

Thema: Strömungsfeld-Messungen mit einem Laser-Doppler-Anemometer im Freistrahle einer Ausblasegondel, Problem des Strahl-Seedings.

Ausgangssituation: Für optische Meßverfahren wie die Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) oder die Particle Image Velocimetry (PIV) ist es notwendig, daß die zu untersuchende Strömung Streuteilchen in ausreichender Qualität und Quantität enthält. In Luft ist dies i.a. nicht der Fall, so daß der Strömung zusätzlich Teilchen hinzugeführt werden müssen (Seeding). Durch die hohen Drücke und Massenströme, wie sie beim Betrieb von z.B. Triebwerkssimulatoren auftreten, muß das Seeding, das normalerweise bei Atmosphärendruck betrieben wird, angepaßt werden.

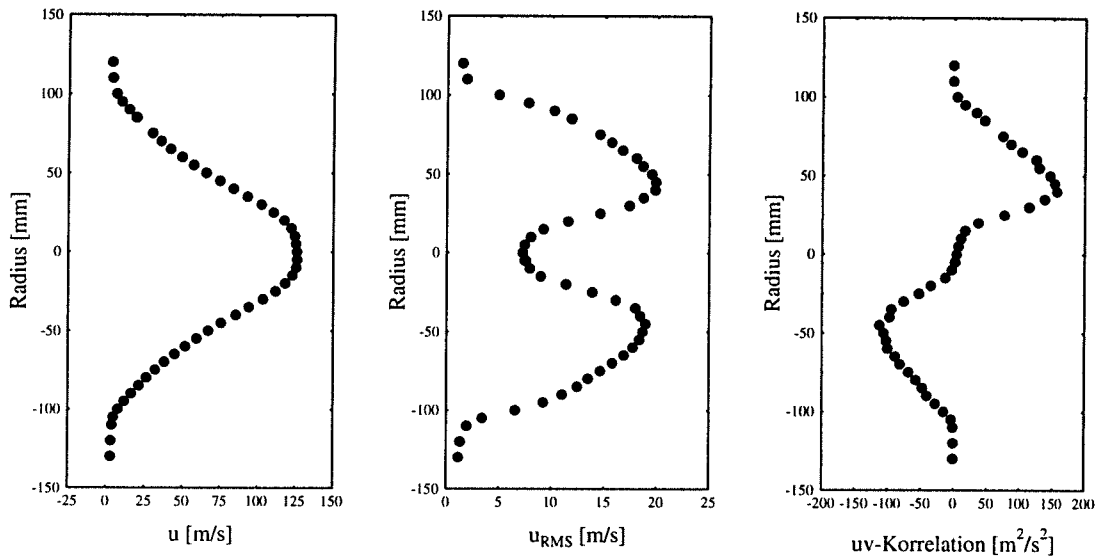
Ziel: Es soll eine Seeding-Apparatur aufgebaut werden, mit der in kontrollierter und steuerbarer Weise Teilchen der Strömung zugeführt werden, so daß optische Meßverfahren zum Einsatz kommen können.

Lösungsweg: In die Druckluftzuführung zur Ausblasegondel (oder einem anderen Verbraucher) wird ein Druckbehälter eingebaut, der die Seedinggeneratoren aufnimmt. Ein geringer Anteil der Hauptströmung wird durch die Seedinggeneratoren geleitet, dadurch mit Teilchen angereichert und schließlich der Hauptströmung wieder zugeführt. Das Seeding wird durch regulieren des Nebenstroms variiert und kann damit den Versuchsbedingungen angepaßt werden.

Ergebnis: Durch die kompakte Bauweise ist eine einfache Integration der Hochdruck-Seeding-Apparatur in bestehende Versuchsaufbauten möglich. Der Regelbereich für den Seedingstrom ist abhängig vom Vordruck und dem Massenstrom und muß entsprechend der Versuchsbedingungen vorab eingestellt werden. Mit dem 3D-LDA konnten Geschwindigkeitsprofile für zwei verschiedene Geschwindigkeiten aufgenommen werden. Die Datenrate betrug für koinzidente Meßbedingungen bis zu 400Hz.

Nicht koinzident konnten Datenraten von bis zu 20 kHz realisiert werden.

Bilder:



Profile der axialen Geschwindigkeitskomponente, ihres RMS-Wertes und der Korrelation mit der Radialkomponente gemessen mit dem 3D-LDA ca. 4D hinter der Düse in der Symmetrieebene.

Literatur:

weiteres Vorgehen: In einer weiteren Versuchsreihe soll untersucht werden, ob die Teilchendichten auch für den Einsatz von PIV ausreichend sind.

Datum: 18.03.1997

Mitteilung

Projektgruppe/ **Meßtechnik**
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Phys. Heinrich Vollmers

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
 37073 Göttingen

Telefon (0551)-709-2299

Telefax (0551)-709-2830

weitere Partner

Dr. Neuwerth (RWTH Aachen), Dr. Kompenhans, Dr. Raffel, Dr. Willert (DLR Göttingen)

Thema

Messung der Entwicklung von Blattspitzenwirbeln eines Rotors
mit Particle Image Velocimetry (PIV)

Ausgangssituation

Zur Verbesserung der Flugleistung und der Reduzierung des Fluglärms von Hubschraubern sind berührungslose Messungen des Geschwindigkeitsfeldes in der Rotorebene notwendig. Insbesondere für die Untersuchung von Auswirkungen neuer Blattspitzengeometrien muß die Stärke der erzeugten Wirbel und deren Wechselwirkung mit nachfolgenden Blättern (Blatt-Wirbel-Interaktion, BVI) festgestellt werden.

Ziel

Das Ziel der aktuellen Forschung ist die Vermeidung konzentrierter Wirbel. In diesem Zusammenhang ist die Erfassung von zeitabhängigen Geschwindigkeitsfeldern wichtig, um spiralige bzw. schraubenlinige Strukturen zu vermessen und zu analysieren. Sie sollen als Grundlage der Modellbildung und für Vergleiche mit numerischen Rechnungen dienen.

Lösungsweg

In diesem Projekt wurde die Entwicklung von Blattspitzenwirbeln eines Rotors an einem vierblättrigen Hubschrauberrotormodell des Institutes für Luft- und Raumfahrt der RWTH-Aachen untersucht. Mit Hilfe des DLR-PIV-Systems wurden die Komponenten des Geschwindigkeitsfeldes in mehreren Ebenen in der offene Meßstrecke des Aachener Niedergeschwindigkeitswindkanals gemessen. Das Meßsystem bestand aus zwei gepulsten Nd:YAG Lasern mit je 70 mJ Leistung bei 532 nm Wellenlänge. Die Pulsdauer betrug 16 ns und der zeitliche Abstand zwischen den Pulsen etwa 7 μ s. Die Ergebnisse wurden für zwei verschiedene Aufnahmesysteme erhalten: (i) mit einer Photokamera, die über einen Drehspiegel zur Aufhebung der Nichteindeutigkeit das Strömungsfeld erfaßte, und (ii) mit einer Videokamera mit einer Auflösung von 1000x1000 Bildpunkten, die zwei aufeinanderfolgende Aufnahmen für jeden der beiden Pulse ermöglichte.

Ergebnis

Aus den mehr als 500 flächenhaften Verteilungen der Komponenten der Geschwindigkeit mit jeweils mehr als 3600 Vektoren in der Beobachtungsebene wurden differentielle Größen (Wirbelstärke, Divergenz) und (Momentan-)Stromlinien abgeleitet und Bewegung und Stärke des Wirbels sowie Verlauf der Geschwindigkeit innerhalb des Wirbels ermittelt. Die Dynamik der Vorgänge wurde in Video-Szenen dargestellt. Die Abbildung zeigt eine Mittelung über 107 Geschwindigkeitsfelder für einen festen Ort und Phasenwinkel.

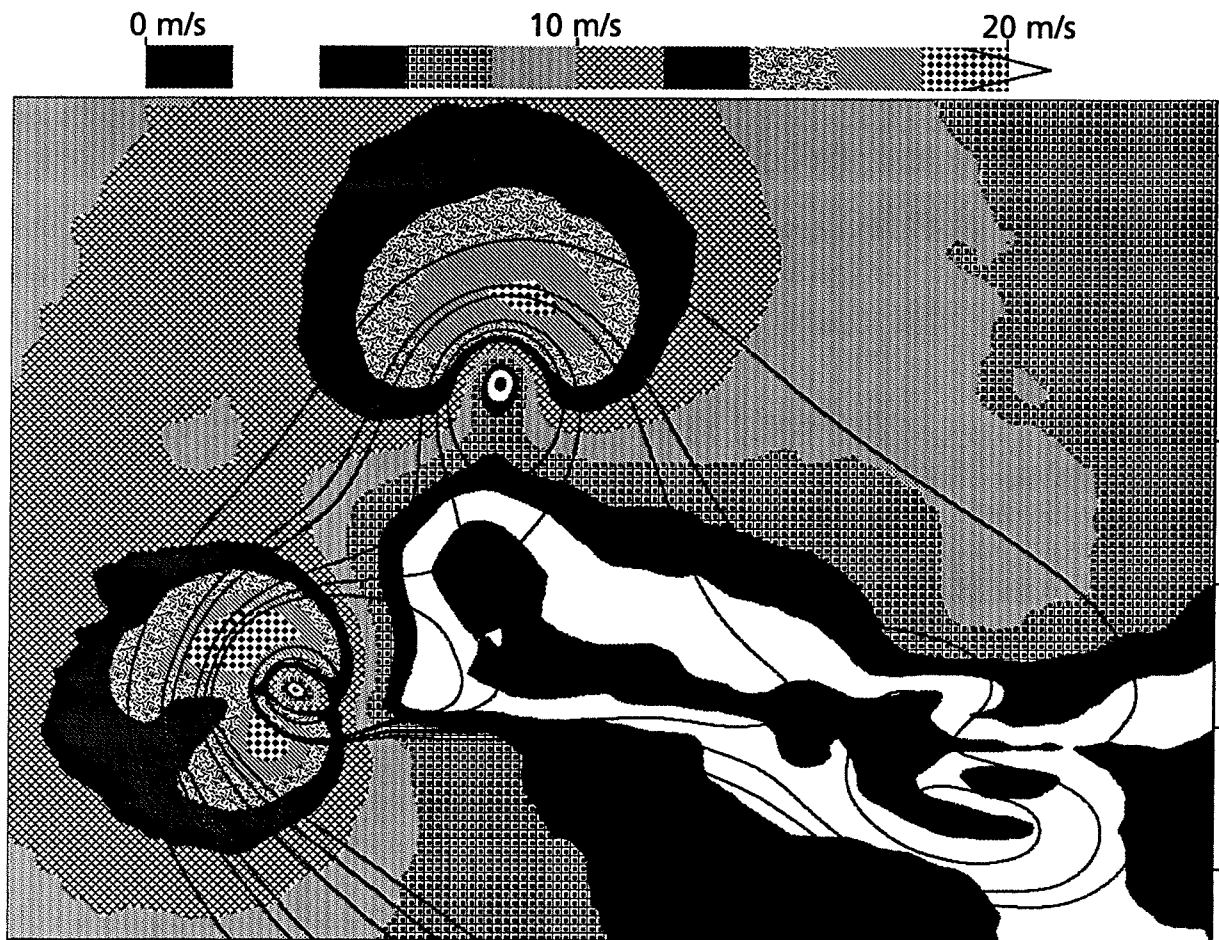


Abbildung: Betrag des aus 107 Feldern gemittelten Geschwindigkeitsfeldes kurz nach dem Durchtritt des Rotorblattes durch die Meßebene mit Stromlinien im Referenzsystem der Blattspitze. Das Blatt erstreckt sich vom rechten Rand des Bildes waagrecht bis zu dem links unten liegende Wirbel, den die Blattspitze neu erzeugt hat während der obere Wirbel bereits 90° vorher erzeugt worden war. Die Abstände in den an der Seite und unten des Bildes angegebene Skalen betragen 1 cm.

Literatur

- [1] J. Kompenhans, M. Raffel, A. Vogt, M. Fischer, B. Bretthauer, H. Vollmers, B. Stasicki: „Investigation of Unsteady Flow Fields in Wind Tunnels at High Flow Velocities by Means of Particle Image Velocimetry, Proceedings of the 2nd International Conference on Experimental Fluid Mechanics ICEFM, Ed. M. Onorato, Levrotto & Bella, 90-102, Turin, Italy, 1994.

weiteres Vorgehen

Nach diesem erfolgreichen Test ist vorgesehen, weitere Messungen an Rotormodellen im DNW im Rahmen von EU-Programmen durchzuführen.

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

Aumann 32
Abdel-Maksoud 78
Adam 96
Algermissen 80

Bartelheimer 64
Beck 140, 142, 144
Becker 32
Berger 177
Bernsdorf 195
Bertolotti 118, 159, 181
Bestek 136
Bieler 118
Bippes 122, 128, 161, 175, 179
Bleecke 64, 197
Bohning 34
Boller 100
Brechling 98
Breitsamter 163
Breuer 106, 198
Brodersen 36, 38, 60
Buchtala 82
Bütefisch 220, 226
Burgsmüller 40
Buschmann 165

Carl 142
Coors 42

Dallmann 121, 122, 150, 179, 181 185
Dargel 44
Dietz 120
Dütsch 200

Eggers 157
Eitelberg 144
Ehret 46
Elsholz 48
Esch 102, 146, 152

Fiedler 171
Friedrich 189
Fiebig 167
Förstermann 222
Fröhlich 114

Galle 202
Geropp 104
Gölling 169
Grotjahns 204
Grosche 96, 169, 183 191, 193

Hakenesch 68
Hannemann 148
Hein 121, 122, 150, 181
Heinrich 206
Henckels 152, 155
Hepperle 38
Herberg 150
Herrmann 70, 72, 208
Hierholz 84
Höhler 124
Hummel 50, 74, 76

Jacobs 154
Jäger 92
John 48

Khier 106
Kim 104
Kirmse 171
Kiock 52
Koch 173
Költzsch 108
König 175
Köster 54
Kreplin 56, 124, 177
Kunert 38
Kuntz 86

Lang 154
Lange 210
Lerche 122, 179
Lühmann 32

Malagarriga 36
Maucher 126
Meijering 120
Menter 78, 204, 212
Melling 218
Möller 220
Monsen 58, 62

Nastase 110
Naumann 112
Nies 122, 181

Otter 222

Pahlke 88
Pöthke 128
Puffert-Meißner 52

Raguse 183
Riedel 130
Rist 126
Rodi 114
Rohardt 64, 66
Ronzheimer 38, 60
Rossow 60, 62
Rotta 177
Rudnik 60, 62

Sammer 171
Schöning 38
Schülein 116
Schulte 155
Schwarz 88
Seitz 132
Stahl 134
Stasicki 224
Stern 34
Stemmer 136
Streit 64
Stolte 122, 187
Staudacher 156a
Strohmeyer 157

Theofilis 185
Türk 42

Uhl 90
Unger 212

Vollmers 228

Wagner, S. 80, 82, 84, 90, 92, 94, 126, 136, 138
Wagner, C. 189
Weber 214
Weiland 226

Wendt 150
Weishäupl 216
Wichmann 54, 66
Wiegel 191
Woppowa 193
Würz 92, 138

Zerle 94
Ziegler 38

