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

1991

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle 5

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

Blanko-Seiten für "Mitteilungen".....16

Informationen über STAB-relevante Veranstaltungen 20

Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen 36

"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projekt-
gruppen und Fachkreisen 50

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 159 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Diese "Mitteilungen" wurden 1988 eingeführt, um den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 50 bis 62), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Wegen der recht großen Anzahl von Beiträgen zu den Fachkreisen sind diese in vier Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Seite 19 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen".

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

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

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

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 750 Exemplaren.

Göttingen, im März 1992

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

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

An die
Geschäftsstelle der AG STAB
c/o D L R
z. Hd. Dr.-Ing. H.-J. Heinemann
Bunsenstraße 10
D-3400 Göttingen

Name :

Organisation :

Anschrift :

Telefon :

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

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

An die
Geschäftsstelle der AG STAB
c/o D L R
z. Hd. Dr.-Ing. H.-J. Heinemann
Bunsenstraße 10
D-3400 Göttingen

Name :

Organisation :

Anschrift :

Telefon :

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

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

An die
Geschäftsstelle der AG STAB
c/o D L R
z. Hd. Dr.-Ing. H.-J. Heinemann
Bunsenstraße 10
D-3400 Göttingen

Name :

Organisation :

Anschrift :

Telefon :

ZIELSETZUNGEN, CHRONOLOGISCHE ENTWICKLUNG UND ORGANISATION

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

Sie entstand aus "dem gemeinschaftlichen Bestreben, die Strömungsforschung in der Bundesrepublik Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch zukunftsträchtiges Teilgebiet zu vertiefen" (Auszug aus der Präambel zur 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 Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB)	Köln-Porz, 23.02.1982
- Konstituierung von Programm-Leitung/Programm-Ausschuß	Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten in der Bundesrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981)	April 1982
- Fachtagung anläßlich der ILA '82 "Strömungen mit Ablösung"	Hannover, 19.05.1982
- 1. STAB-Workshop	Göttingen, 07./08.03.1983
- 4. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung"	Göttingen, 10.-12.10.1983
- 2. STAB-Workshop	Köln-Porz, 18.-20.09.1984

- Vortrag Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" - Neue Impulse für die Strömungsforschung und Aerodynamik - gehalten von H.-G. Knoche anläßlich der DGLR-Jahrestagung 1984 — Hamburg, 01.-03.10.1984

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

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

- DGLR-Workshop "2D-Meßtechnik" — Markdorf, 18./19.10.1988

- 6. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" — Braunschweig, 08.-10.11.1988

- 4. STAB-Workshop — Göttingen, 08.-10.11.1989

- 7. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" — Aachen, 07.-09.11.1990

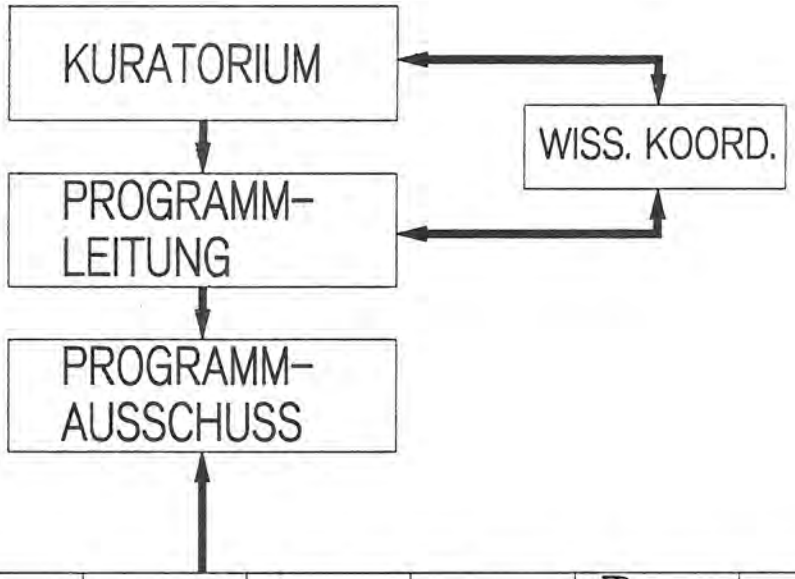
- 5. STAB-Workshop — Göttingen, 13.-15.11.1991

VORSCHAU

- 8. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" — Köln-Porz, 10.-12.11.1992

- 6. STAB-Workshop — Göttingen, November 1993

Organigramm



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

Kuratorium

MinRat Dipl.–Ing. Balzerowiak		(BMVg, Bonn)	
NN		(DFG, Bonn)	
Dipl.–Ing. Friedrich		(MBB–UF, Ottobrunn)	
Prof. Dr. Gersten		(Universität Bochum)	
MinRat Dr. Hertrich		(BMFT, Bonn)	
Prof. Dr. Jordan		(DLR, Köln)	– Sprecher –
Dr. Kienappel		(DLR, Göttingen)	
Prof. Dr. Laschka		(DGLR, Bonn)	
Prof. Madelung	(Gast)	(DGLR, Bonn)	
Dipl.–Math. Maghon		(KWU, Mülheim)	
Dr. Plate	(Gast)	(VW–Stiftung, Hannover)	
Dr. Sträter	(Gast)	(Dornier, Friedrichshafen)	
Dr. Stüssel		(DLH, Hamburg)	– Stellv. Sprecher –
NN		(BMWi, Bonn)	

Programm–Leitung

Dr. Hennig		(MBB–UA, München)	
Dipl.–Ing. Hilbig		(Deutsche Airbus, Bremen)	– Sprecher –
Dipl.–Ing. Huber		(MBB–UH, Ottobrunn)	
Dr. John		(MBB–UF, Ottobrunn)	
Dr. Kienappel	(Gast)	(DLR, Göttingen)	
Dr. Knoche	(Gast)	(LBS, Ottobrunn)	
Dr. Körner		(DLR, Braunschweig)	
Dr. Kordulla		(DLR, Göttingen)	
Prof. Krause, Ph.D.		(RWTH Aachen)	
Dr. Lawaczeck		(DLR, Göttingen)	
Prof. Dr. G.E.A. Meier		(DLR, Göttingen)	– Stellv. Sprecher –
Prof. Dr. H.U. Meier		(DNW, Emmeloord)	
Prof. Dr. Oertel		(TU Braunschweig)	
Prof. Dr. Staufenbiel		(RWTH Aachen)	
Dr. B. Wagner		(Dornier, Friedrichshafen)	
Dr. Weiland		(MBB–UK, Ottobrunn)	

Wissenschaftlicher Koordinator

Dr. Heinemann	(DLR, Göttingen)

Projektgruppen

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

Fachkreise

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

Schwerpunktthemen der AG STAB		
– Stoß–Grenzschicht–Interferenz	Prof. Dr. Thiede	(Deutsche Airbus, Bremen)
– Dreidimensionale Grenzschichtablösung	Dr. Dallmann	(DLR, Göttingen)
– Turbulenzmodellierung	NN	(NN)
DFG – SP–Programme/– Forschergruppe		
– Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern	Prof. Krause, Ph.D.	(RWTH Aachen)
– Physik abgelöster Strömungen	Prof. Dr. Gersten	(Universität Bochum)
– Beeinflussung und Steuerung turbulenter Grenzschichten	Prof. Dr. Fernholz	(TU Berlin)
DFG – Sonderforschungsbereiche		
– Wirbelströmungen in der Flugtechnik	Prof. Dr. Staufenbiel	(RWTH Aachen)
– Transatmosphärische Flugsysteme (Grundlagen der Aerothermodynamik, Antriebe und Flugmechanik)	Prof. Dr. Sachs	(TU München)
– Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen	Prof. Krause, Ph.D.	(RWTH Aachen)
– Flugphysik von Hyperschallflugzeugen und Raumtransportern	Prof. Dr. Oertel	(TU Braunschweig)
– Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme	Prof. Dr. Messerschmid	(Universität Stuttgart)
VW – Verbundforschung		
– Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik	Prof. Dr. Durst	(Universität Erlangen)

Stand: März 1992

In den AG STAB Jahresbericht 1992 sollen wieder die 'Mitteilungen' aufgenommen werden. Für den Fall, daß Sie sich mit einem oder mehreren Themen daran beteiligen wollen, möchten wir Sie bitten, die ausgefüllten Bögen jederzeit,

allerspätestens aber bis Mitte Januar 1993,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

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

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

Auf der Basis dieses Materials wird der Sprecher der Programm-Leitung die Präsentation vor dem Kuratorium im Jahre 1993 vornehmen.

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

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter/Ihre Fachkreisleiter/Ihre Geschäftsstelle

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner

Institution

Adresse

Telefon
Telefax

weitere Partner

Thema

Ausgangssituation

Ziel

Lösungsweg

Ergebnis

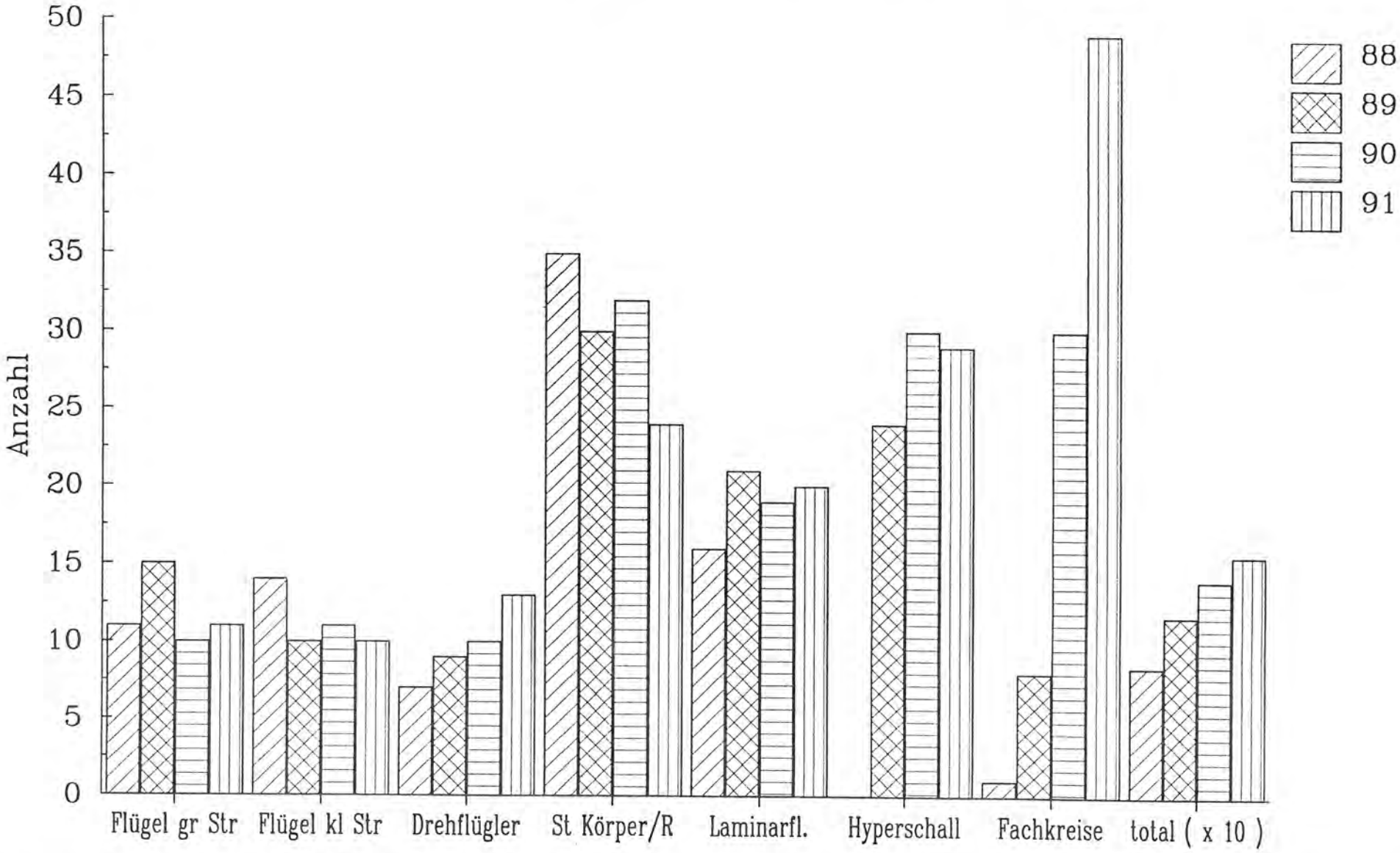
Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

weiteres Vorgehen

Datum - - AG STAB

Statistik 'MITTEILUNG': 1988 ff



Quelle: Jahresberichte

STABJABE

CALL FOR PAPERS

8. DGLR-Fach-Symposium

Strömungen mit Ablösung

vom 10.-12. November 1992 bei der DLR Köln-Porz

Neben Übersichtsvorträgen, die auch die Zukunftsperspektiven aufzeigen, werden Beiträge bevorzugt, die in den AG STAB-Projektgruppen

Flügel großer Streckung
Flügel kleiner Streckung
Drehflügler
Stumpfe Körper/Rümpfe
Laminarhaltung von Tragflügeln
Hyperschall

sowie im Bereich speziell für STAB-Probleme wichtiger Meßtechniken und Versuchsanlagen bearbeitet werden.

Richten Sie bitte Ihre Vortragsanmeldungen mit Inhaltsangabe und einem "high-light"-Bild auf maximal 2 DIN-A4-Seiten bis zum

15. Juni 1992

an:

Dr. F. Maurer

DLR-Hauptabteilung Windkanäle, Abt. Köln-Porz

Linder Höhe

5000 Köln 90

Tel.: 02203/601-2363

Fax: 02203/601-2085

von KARMAN INSTITUTE FOR FLUID DYNAMICS

1991-1992 LECTURE SERIES PROGRAMME

1. Introduction to flutter of winged aircraft
   (9-13 December 1991)

2. Introduction to Computational Fluid Dynamics
   (13-17 January 1992)

3. Axial Flow Compressors
   (27-31 January 1992)

4. Skin Friction Drag Reduction
   (2-6 March 1992)

5. Turbulence Modelling in Combustion
   (9-13 March 1992)

6. Computational Fluid Dynamics
   (23-27 March 1992)

7. Radial Turbines
   (6-10 April 1992)

8. Non-intrusive Measurement Techniques
   (4-8 May 1992)

9. **Unstructured Grids**
   (18-22 May 1992)

10. Vibration and Rotor Dynamics
    (14-18 September 1992)

Lecture Series Secretary
von Karman Institute
Chaussée de Waterloo, 72
B-1640 Rhode-Saint-Genèse (Belgium)

Dr. Ute Gärtel, F1/T

GESELLSCHAFT FÜR MATHEMATIK UND DATENVERARBEITUNG MBH

GMD, Postfach 1240, Schloß Birlinghoven, D-5205 Sankt Augustin 1

Mitglied der Arbeitsgemeinschaft der Großforschungseinrichtungen (AGF)

Telefon (02241) 14-0
Telefax (02241) 14-2618, -2889
Telex 889469 gmd d
Btx * 43900 #

LZB Bonn 38008098
BLZ 38000000
Kreissparkasse Siegburg 001001007
BLZ 38650300

Participants of the
Third European Conference on
Multigrid Methods

Ihr Zeichen	Ihre Nachricht vom	Unser Zeichen	Durchwahl (02241) 14-	Datum
		gär	27 46	May 21, 1991

Third European Conference on Multigrid Methods

Dear Madam/dear Sir,

the proceedings of the 'Third European Conference on Multigrid Methods' (held in Bonn on October 1-4, 1990) consists of two parts:

- 'Multigrid Methods III', ISNM No.98, Birkhäuser Verlag, Basel, ISBN 3-7643-2632-8 (approximate price: DM 110);
- 'Multigrid Methods: Special Topics and Applications II', GMD-Studien Nr.189, GMD Sankt Augustin, ISSN 0170-8120 (approximate price: DM 76).

W. Hackbusch and U. Trottenberg are editors of both volumes. For conference participants GMD offers the GMD-Studien Nr.189 at a reduced price of approximately DM 53 (to be ordered until end of August).

Yours sincerely

Ute Gärtel

– Ute Gärtel –

Vorstand
Prof. Dr. Gerhard Seegmüller (Vorsitzender)
Prof. Dr. Gerhard Goos
Dipl.-Kfm. Friedrich Winkelhage

Aufsichtsratsvorsitzender:
Prof. Dr. Norbert Szyperski

Sitz: Bonn
HRB 831 Amtsgericht Bonn

Content of ISNM No. 98, Birkhäuser Verlag, Basel

PART I: INVITED PAPERS

Dick, E. Multigrid methods for steady Euler- and Navier-Stokes equations based on polynomial flux-difference splitting

Frederickson, P.; McBryan, O. Recent developments for the PSMG multiscale method

Hemker, P.W.; Molenaar, J. An adaptive multigrid approach for the solution of the 2D semiconductor equations

Lauwers, P.G. Multiscale Monte Carlo algorithms in statistical mechanics and quantum field theory

Leinen, P.; Yserentant, H. Two fast solvers based on the multi-level splitting of finite element spaces

Ruge, J.; Brandt, A.; McWilliams, J.; Milliff, R. Multigrid methods for turbulent flow problems

Wesseling, P. A survey of Fourier smoothing analysis results

PART II: CONTRIBUTED PAPERS

Balsara, D.S.; Brandt, A. Multilevel methods for fast solution of N-body and hybrid systems

Brandt, A.; Greenwald, J. Parabolic multigrid revisited

Burmeister, J.; Horton, G. Time-parallel multigrid solution of the Navier-Stokes equations

Fuchs, L. Solution of 3-D problems using overlapping grids and multi-grid methods

Fuhrmann, J.; Gärtner, K. A multigrid method for the solution of a convection-diffusion equation with rapidly varying coefficients

Gärtel, U., Krechel, A., Niestegge, A.; Plum, H.-J.: Parallel multigrid for 2D and 3D elliptic equations: standard and nonstandard smoothing

Griebel, M. Parallel multigrid methods on sparse grids

Gustafsson, B.; Lötstedt, P. Analysis of multigrid methods for general systems of PDE

Hengst, S.; Telschow, G. On the convergence of the nonlinear multigrid algorithm for potential operators

Joppich, W. A multigrid algorithm with time-dependent, locally refined grids for solving the nonlinear diffusion equation on a nonrectangular geometry

Katzer, E. Multigrid methods for hyperbolic equations

Koren, B. Low-diffusion rotated upwind schemes, multigrid and defect correction for steady, multi-dimensional Euler flows

Lien, F.-S.; Leschziner, M.A. Multigrid convergence acceleration for complex flow including turbulence

Meinke, M.; Hänel, D. Time accurate multigrid solutions of the Navier-Stokes equations

Michelsen, J.A. Mesh-adaptive solution of the Navier-Stokes equations

Molenaar, J. A two-grid analysis of the combination of mixed finite elements and Vanka-type relaxation

Reusken, A. Multigrid applied to mixed finite element schemes for current continuity equations

Rüde, U. Adaptive higher order multigrid methods

Sweldens, W.; Roose, D. Shape from shading using parallel multigrid relaxation

Teigland, R.; Fladmark, G.E. Cell-centered multigrid methods in porous media flow

Vandevalle, St.; Piessens, R. Multigrid waveform relaxation for solving parabolic partial differential equations

Content of GMD-Studien Nr. 189, GMD Sankt Augustin

Amini, S.; Ke, Chen Multigrid solution of boundary integral equations with non-compact operators – application to the exterior acoustic problem

Ascher, U.M.; Carter, P.M. Multigrid solution for shape from shading

Brakhagen, F.; Fogwell, T.W. Multigrid for the fully implicit formulation of the equations for multiphase flow in porous media

Catalano, L.A.; Deconinck, H. Two-dimensional optimization of smoothing properties of multi-stage schemes applied to hyperbolic equations

Constapel, R. A multigrid approach for two-dimensional simulation of semiconductor devices

Douglas, C.C. An almost assumptionless convergence theory for the full approximation scheme or multiple coarse space multigrid algorithms

Estivalezes, J.-L.; Rompteaux, A. Fast mesh generation with non linear multigrid algorithms

Ferry, M.; Piquet, J. A new fully-coupled method for the solution of Navier-Stokes equations

Finnemann, H.; Böer, R.; Müller, R.; Kim, Y.I. Adaptive multi-level techniques for the solution of nodal transport equations

Fujino, S.; Takeuchi, T.; Kuwahara, K. Visualization of convergence behavior of multigrid methods

Gaskell, P.H.; Sleigh, P.A.; Wright, N.G. Multigrids and their role in the solution of practical CFD problems

Heinrichs, W. Spectral multigrid techniques for the Stokes problem in streamfunction formulation

Joppich, W.; Lorentz, R.A. High-order monotone and convex multi-grid interpolations for a VLSI model problem

Kanarachos, A.; Pantelesis, N.; Provatides, Chr.: An algebraic multiblock-multigrid solver for the Euler equations

Lemke, M.; Quinlan, D. Local refinement based fast adaptive composite grid methods on SUPRENUM

Melson, N.D.; Cannizzaro, F.E.; Elmiligui, A.; von Lavante, E. A multiblock multigrid three-dimensional Euler method

Mijalkovic, S. An adaptive multigrid simulation of coupled multiparticle diffusion in semiconductor device fabrication

Mikulinsky, V.; Brandt, A. Multigrid treatment of free-boundary conditions

Morano, E.; Lallemand, M.-H.; Leclercq, M.-P.; Steve, H.; Stoufflet, B.; Dervieux, A. Local iterative upwind methods for steady compressible flows

Nowak, Z.P. Fine and coarse grid discretizations for a high-order integro-differential formulation of the potential flow problem in three dimensions

Pardhanani, A.; Carey, G.F. Adaptive redistribution and multilevel techniques for time-dependent and steady problems

Popa, C. ILU decomposition for coarse grid correction step on algebraic multigrid

van Rienen, U. A multigrid-algorithm for an indefinite, non-hermitian linear system in the calculation of electromagnetic fields

Sauter, St.; Wittum, G. On the computation of the eigenmodes of Lake Constance by means of a multigrid method

Sbosny, H. Domain decomposition methods and parallel multigrid algorithms

Schmidt, G.H.; de Sturler, E. Multigrid for porous medium flow on locally refined three dimensional grids

Schwichtenberg, H.; Winter, G. Standard multigrid-components in a classical drift-diffusion model for MOS devices

Steffen, B. Treatment of very small structures in finite difference multigrid

Tu, J.Y.; Fuchs, L.; Bai, X.S. Finite volume and multi grid methods on 3-D sonal overlapping grids

Weinerfelt, P. Multigrid technique applied to the Euler equations on a multiblock mesh

Weiss, R.; Schönauer, W. Solution of partial differential equations by means of data reduction (DARE)

Weyand, C. A multigrid method for the Mindlin-Reissner plate equations

Third AEROSPACE SYMPOSIUM Braunschweig

26–28 August 1991

ORBITAL TRANSPORT TECHNICAL, METEOROLOGICAL AND CHEMICAL ASPECTS

DARA

DGLR DLR ZLR

ORBITAL TRANSPORT

W. Wild (DARA)
German Space Program

Coffee Break

H. A. Hertrich (BMFT)
The German Hypersonic Program

F. D. Boensch (ASD/NAF)
The NASP Program

H. Graßl (U Hamburg)
Environmental Aspects

Lunch

von Tein (DASA)
Orbital Transport Systems

H. Heumann (DARA)
Orbital Infra-Structures

FLIGHT MECHANICS AND CONTROL SYSTEMS

G. Schänzer (TU Braunschweig)
Precision Navigation for Reentry Vehicles

U. Lindemann, H. Evers (Avionik-Zentrum)
SpaceNav – a high Accuracy Navigation System for Space Applications

S. Voegt, A. Bade, J. K. Axmann, D. Rex (TU Braunschweig)
Reentry Trajectories and their Optimization by an Evolution Algorithm

B. W. McCormick (Pennsylvania State University)
Aerodynamics of Delta Wings with Application to High Alpha Flight Mechanics

G. Sachs, W. Schoder, J. Drexler (TU München)
Optimal Separation and Ascent of Lifting Upper Stages

T. Küpper, M. Gerken, G. Reichert (TU Braunschweig)
Trim Conditions for Optimal Flight Performance of Hypersonic Aircraft

R. Brockhaus (TU Braunschweig)
Handling Qualities of Hypersonic Aircraft and Related Control Requirements

E. Fegel, K. Möhlenkamp (TU Braunschweig)
Realtime Models for the Calculation of the Aerodynamics of Aircraft with Delta Wings

A. Brümmer, D. Hummel (TU Braunschweig)
Low-Speed Aerodynamic Characteristics of a Slender Wing with Vertical Fins

HIGH TEMPERATURE ASPECTS

P. Sacher (DASA)
The Hypersonic Experimental Airplane HYTEX

D. Isakeit (ESA)
The European Hermes-Programme

H. Oertel jr. (TU Braunschweig)
The Reentry Validation Experiment HYPERBA

Coffee Break

H. Kossira, A. Bardenhagen, W. Heinze (TU Braunschweig)
An Integrated Computer System for the Preliminary Design of Advanced Hypersonic Aircraft (PrADO)

R. Janovsky (RWTH Aachen)
Design Optimization of an Airbreathing Aerospaceplane

M. Haupt, H. Kossira, J. Pleitner (TU Braunschweig)
Integrated Thermal and Mechanical Analysis of Hypersonic Vehicles by using Adaptive Finite Element Methods

M. C. Ciccoli, J. A. Désidéri, J. Periaux (INRIA, Dassault Aviation)
Local Implict Solvers for the Calculations of Hypersonic Reactive Flow Fields

T. Eggers, U. Herrmann (DLR Braunschweig)
Estimation of Aerodynamic Derivates: Euler Scheme Validation and Approximate Methods for Hypersonic Configurations

M. Ivanov, M. Bitzer, D. Hafermann (ITAM, TU Braunschweig)
Verification of Engineering Methods of Aerodynamics for Reentry Vehicles by DSMC

E. Laurien, M. Böhle, H. Holthoff, J. Wiesbaum (TU Braunschweig)
Numerical Modelling and Simulation of Chemically Reacting Reentry Flows

U. Riedel, U. Maas, J. Warnatz (U Stuttgart)
Simulation of Hypersonic Flows using Detailed Reaction and Transport Models

Ch. Mundt, E. H. Hirschel (DASA)
Modelling of Chemical and Physical Effects with Respect to Flows around Reentry Bodies

O. Knab, S. Jonas, H. H. Frühauf (U Stuttgart)
Fundamental Investigation on Post-Shock Thermodynamic Nonequilibrium Effects of Air Including Ionization

W. H. Beck, G. Eitelberg, T. J. McIntyre (DLR Göttingen)
The High Enthalpy Shock Tunnel (HEG)

DYNAMICS; CHEMISTRY AND ENVIRONMENTAL ASPECTS

R. Roth (U Hannover)
Meteorological Aspects of Environmental Problems

R. Zellner (U Hannover)
Air Chemistry in the Stratosphere

J. Klostermeyer (MPI Lindau-Katlenburg)
Transition to Turbulence in Atmospheric Internal Gravity Waves

A. Mühleck, H. Schütz, F. Kremer (DLR Köln)
Influence of the Flight Trajectory on the Exhaust Gas Composition of a H_2-Fueled Air-Breathing Ramjet Engine

G. Weibring, R. Zellner (U Hannover)
Modelling of Plume Chemistry of High Flying Aircrafts with H_2 Combustion Engines

F. Kirchner, F. Zabel, K. H. Becker (U Wuppertal)
Thermal Decomposition of Peroxynitrates

B. C. Krüger, M. M. Hirschberg, P. Fabian (MPI Lindau-Katlenburg)
Effects of Chlorine from Solid-Fueled Rockets and from Halocarbons on Atmospheric Chemistry

B. C. Krüger, M. M. Hirschberg, P. Fabian (MPI Lindau-Katlenburg)
Photochemical Model Calculations about Environmental Effects of Hydrogen Engines

EIGHTH SYMPOSIUM ON

turbulent shear flows

Technical University of Munich
Munich, Germany
September 9-11, 1991

For further information contact:

R. Friedrich
Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Technische Universität München
D-8000 München 2, Germany
Tel.: +49-89-2105-2508
Fax.: +49-89-2105-2505

or

U. Schumann
DLR, Institut für Physik der Atmosphäre
D-8031 Oberpfaffenhofen, Germany
Tel.: +49-8153-28521

ICIASF '91

THE 14th INTERNATIONAL CONGRESS ON INSTRUMENTATION IN AEROSPACE SIMULATION FACILITIES

October 27-31, 1991

Naval Surface Warfare Center

Holiday Inn Crowne Plaza

Rockville, Maryland, USA
(Suburban Washington D.C.)

Sponsored By

IEEE

The IEEE Aerospace and
Electronic Systems Society

Hosted By

The Naval Surface Warfare Center
White Oak, Silver Spring, Maryland

ICIASF '91

IASF Panel/ICIASF Committee

unter anderem:

Dr. Karl A. Bütefisch
DLR, Göttingen
Germany

Dr. Hans-Joachim Pfeifer
Institut Franco-Allemand de
Recherches
France

Die Arbeitsgemeinschaft TECFLAM lädt Sie ein zum

7. TECFLAM-Seminar

am 14. November 1991 in die Stadthalle, Thoma-Saal, Festplatz, Karlsruhe.

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

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

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

Programm

Beginn: 10.00 Uhr

Begrüßung
Prof. Dr. H. Kunle
Rektor der Universität Karlsruhe

Einführung
Prof. Dr. J. Wolfrum, Heidelberg

Teil I
Sitzungsleitung: Dr. R. Maly, Stuttgart

Vorträge

Prof. Dr. K.H. Homann, Darmstadt
Große geladene PAH und Fullerene in brennstoffreichen Flammen

Dipl.-Ing. Th. Schäfer, Prof. Dr. H. Bockhorn, Darmstadt
Untersuchungen zum Teilchenwachstum von Rußteilchen in vorgemischten Kohlenwasserstoff-Sauerstoff-Flammen

Kaffeepause

Dipl.-Ing. A. Tremmel, Prof. Dr. S. Wittig, Karlsruhe
Berührungsfreie Partikelmessungen in Rauchgasen mit einem Dreiwellenlängen-Extinktionsverfahren

Mittagspause

Teil II
Sitzungsleitung: Prof. Dr.-Ing. K. Hein, Bergheim

Vorträge

Dipl.-Ing. A. Kicherer, Dipl.-Ing. J. Hägele, Stuttgart
Untersuchung der Partikelverteilung und des Abbrandes in luft- und brennstoffgestuften 350 kW-Kohlenstaubflammen zur Optimierung der NO_x-Reduktion

Dipl.-Ing. J. Görres, Dipl.-Ing. D. Renner, Dr.-Ing. U. Schnell, Stuttgart
Untersuchung der gestuften Kohlenstaubverbrennung mit Hilfe mathematischer Feuerraummodelle

Dipl.-Phys. J. Köhler, Dipl.-Phys. W. Stolz, Dipl.-Ing. P. Meinhardt, Stuttgart
Zweidimensionale Strömungsmessung mit PIV und PTA

Kaffeepause

Teil III
Sitzungsleitung: Dr. B. Simon, München

Vorträge

Dipl.-Ing. C. Hassa, Dipl.-Ing. E. Blümcke, Dipl.-Ing. M. Brandt, Prof. Dr. H. Eickhoff, Köln
Die Struktur eines Sprays in verdrallter Strömung

Dr. E. Gutheil, Stuttgart
Simulation der Sprayverbrennung

Dr. U. Maas, Stuttgart
Verbrennung von Einzeltröpfchen

Stehempfang mit kaltem Buffett

Ende ca. 18.00 Uhr

Geschäftsstelle TECFLAM
DLR
Pfaffenwaldring 38-40

7000 Stuttgart 80

TECFLAM

7. TECFLAM-SEMINAR

Partikel in Verbrennungsprozessen

14. November 1991, Karlsruhe

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

First European Forum on Laminar Flow Technology

March 16 – 18, 1992
Congress Centrum
Hamburg
Federal Republic of Germany

Objectives

Increasing competition in the aircraft market, stringent environmental requirements and increasing air traffic control problems challenge the aeronautical research on all levels, Universities, Research Institutes and Industry.

One of the most promising technologies for the next generation of aircraft is the Laminar Flow Concept either active or passive. Forecasts predict fuel savings of 15 % to 20 %.

Laminar Flow is by no means a new concept, however, the introduction of this technology to advanced aircraft, especially wing design, seems possible only today with advances in aerodynamics and the other aeronautical disciplines and their close interrelation.

The renewed interest in this concept led in the recent past to National Research Programmes in some European Countries and a European Research Programme supported by the CEC has been established in the meantime. The **First European Forum on Laminar Flow Technology** is intended to give a comprehensive survey of the current status of research and development work in the field of laminar boundary layers and its application concepts like Natural Laminar Flow, Controlled Laminar Flow and further local control.

Local Organization

Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt e.V.
Godesberger Allee 70
D-5300 Bonn 2
Federal Republic of Germany

Tel.: (49) 228-376726
Fax: (49) 228-374755

am 26. und 27. Mai 1992 findet an der Universitt Karlsruhe ein **Hochschulkurs** mit dem Thema:

"Laser - Doppler - Anemometrie"

statt. Der Hochschulkurs steht Wissenschaftlern , Ingenieuren und Technikern aus Hochschule und Industrie offen. Der Kurs wird veranstaltet von der Forschungsgruppe Lasermeßtechnik/Institut für Hydromechanik an der Universität Karlsruhe.

Nähere Informationen bei:

Forschungsgruppe Lasermeßtechnik
Institut für Hydromechanik
z. Hd. Dr. B. Ruck
Universität Karlsruhe
Kaiserstr.12, 7500 Karlsruhe 1
Tel.: 0721 / 608-3897

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

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

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

Die Teilnehmerzahl ist begrenzt. Es wird um frühzeitige Anmeldung gebeten. Die Kursgebühr beträgt 450,- DM und beinhaltet sämtliche Kursunterlagen.

Multigrid Course

Basic Elements

Performance Analysis

Adaptive Methods

Parallel Aspects

Multigrid-Software

Non-PDE Multilevel Computations

22–26 June 1992

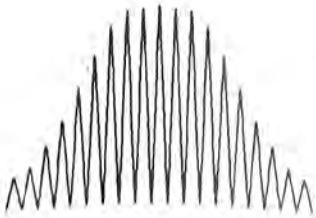
Sankt Augustin

Schloß Birlinghoven

Course Directors:
Dr. Barbara Steckel
Dr. Wolfgang Joppich
GMD - The German National
Research Center
for Computer Science
P. O. Box 1316
W-5205 Sankt Augustin 1
Germany
Phone (0) 22 41/14-2768 or -2748
Fax (0) 22 41/14-24 60
E-mail: gmap 16 @dbngmd21.bitnet



G erman
A ssociation for
L aser
A nemometry



Deutsche
Gesellschaft für
Laser-Anemometrie
GALA e.V.

GALA

G erman
A ssociation for
L aser
A nemometry

Deutsche Gesellschaft für Laser-Anemometrie e.V.

Zielsetzung

Die Deutsche Gesellschaft für Laser-Anemometrie (GALA) wurde von unabhängigen Wissenschaftlern aus unterschiedlichen Fachrichtungen und Institutionen gegründet. Sie verfolgt das Ziel, die wissenschaftlichen und technischen Grundlagen der Laser-Anemometrie sowie deren Anwendung zu fördern und weiterzuentwickeln. Dieses Ziel soll verwirklicht werden durch:

* Zusammenarbeit mit nationalen und internationalen Vereinigungen und Organisationen auf dem Gebiet der Entwicklung und Anwendung der Laser-Anemometrie.
* Organisation von wissenschaftlichen Fachgesprachen und Fachtagungen zum Zwecke des wissenschaftlichen Informationsaustausches auf dem Gebiet der Laser-Anemometrie.
* Organisation von Kursen mit dem Ziel der Verbreitung der wissenschaftlichen Grundlagen der Laser-Anemometrie sowie der Aus- und Weiterbildung von Fachkräften auf diesem Gebiet.
* Förderung des wissenschaftlichen Nachwuchses auf dem Gebiet der Laser-Anemometrie.
* Kommunikation und Beratung zwischen Vertretern von Wissenschaft, Technik, Wirtschaft und Behörden, die auf diesem Gebiet arbeiten.

Die Laser-Anemometrie stellt ein interdisziplinäres Fachgebiet dar. Sie wird heutzutage vorteilhaft von einer Vielzahl von Wissenschaftlern, Ingenieuren und Technikern zur Analyse von Strömungsvorgängen eingesetzt. Bislang fehlte jedoch eine Vereinigung, in der die Anwender und Entwickler auf dem Gebiet der Laser-Anemometrie organisiert waren. Diese Lücke schließt die Deutsche Gesellschaft für Laser-Anemometrie, indem sie vor allem die Möglichkeiten zum Erfahrungsaustausch schafft.

Wem nützt die GALA ?

Die Ausgestaltung der wissenschaftlichen Aktivitäten der Gesellschaft wird von den ordentlichen Mitgliedern bestimmt. So werden z.B. von der GALA selbst, oder mit ihrer Unterstützung, Fachgespräche, workshops, Seminare etc. veranstaltet, deren Ziel es ist, die wissenschaftliche Aus- und Weiterbildung auf dem gemeinsamen Fachgebiet der Laser-Anemometrie voranzutreiben. Die GALA informiert ihre Mitglieder über wichtige Aktivitäten durch Rundbriefe. Das Wissensgebiet der Laser-Anemometrie findet Anwendung in folgenden Bereichen:

- Maschinenbau
- Verfahrenstechnik
- Strömungsmechanik
- Wasserbau
- Anlagenbau
- Klimatechnik
- Lüftungstechnik
- Prozesstechnik
- Automatisierung
- Sensortechnik
- Bauingenieurwesen
- Produktionstechnik
- Fahrzeugaerodynamik
- Flugzeugaerodynamik
- Umwelttechnik
- Medizintechnik
- Gebäudeaerodynamik
- Windtechnologie
- Reinraumtechnik
- Durchflußmeßtechnik

Mitgliedschaft

Wenn Sie Mitglied in der GALA werden wollen, füllen Sie bitte das Anmeldeformular aus und schicken es unterschrieben an die Geschäftsstelle. Ordentliches Mitglied kann nur eine natürliche Person werden. An der ordentlichen Mitgliedschaft werden vornehmlich Wissenschaftler aus den Bereichen der Ingenieur- und Naturwissenschaften, Ingenieure und technische Fachkräfte sowie Vertreter von Behörden und Institutionen interessiert sein. Als fördernde Mitglieder kommen z.B. Firmen, Behörden, Vereinigungen, Vereine, Gesellschaften in Betracht.

Kontaktadresse

Geschäftsstelle GALA
c/o Institut für Hydromechanik
Universität Karlsruhe
Kaiserstr. 12
7500 Karlsruhe 1

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

Presse
Information

Alfred Leder

Abgelöste Strömungen
Physikalische Grundlagen

Braunschweig: Vieweg 1992. XII, 214 S. mit 116 Abb. und 4 Farbtafeln. 16,2 x 22,9 cm. (Grundlagen und Fortschritte der Ingenieurwissenschaften, hrsg. von Wilfried B. Krätzig, Theodor Lehmann und Oskar Mahrenholtz). Geb. DM 75,--
ISBN 3 528 06436 6

In zahlreichen Fällen der Ingenieurpraxis begrenzen Strömungsablösungen den Arbeitsbereich von Maschinen. Grenzen ergeben sich sowohl unter wirtschaftlichen wie auch unter sicherheitstechnischen Aspekten. Die Auswirkungen von Ablösungen sind in energie- und verfahrenstechnischen Anlagen, bei Vorgängen zum Stoffaustausch und zur Wärmeübertragung, der Medizintechnik oder beispielsweise bei der Entwicklung von Luft-, Land- und Wasserfahrzeugen zu berücksichtigen.

Das Buch vermittelt einen umfassenden Überblick über die komplexen physikalischen Vorgänge bei Strömungsablösungen. Es dient zum einen zur Verbesserung des Verständnisses der dynamischen Vorgänge und Wechselwirkungen in Totwassergebieten, zum anderen bietet das Buch dem Ingenieur eine Grundlage zur Beurteilung der sich bei ebener axialsymmetrischer Scherschichtentwicklung ausbildenden Strömungsstrukturen.

Der straff gegliederte Inhalt, die vielen zeichnerichen Darstellungen, teilweise durch farbige Strömungsvisualisierungen ergänzt, und die sich auf das Wesentliche beschränkende Systematik erlauben dem technisch gebildeten Leser, sich ohne spezielle Vorkenntnisse auf diesem Gebiet einzuarbeiten.

Aus dem Inhalt:
- Phänomenologische Erscheinungen bei Strömungsablösungen
- Definitionen und Klassifizierung von Strömungsablösungen
- Theoretische Grundlagen
- Experimentelle Techniken
- Strömungsstrukturen in Ablösegebieten
- Einflußparameter abgelöster Strömungen
- Erfassung periodischer und stochastischer Strömungsanteile
- Dynamische Vorgänge bei der Ablösung zweiter Art

12/91 Di

Verlag Vieweg
Presseinformation
Faulbrunnenstraße 13
Postfach 58 29
D-6200 Wiesbaden 1

Telex 4 186 928 vwv d
Telefax (06 11) 16 02 29
Telefon (06 11) 16 02 18

Aus dem GT-Buchverlag



2. erweiterte Auflage der

Geschichte der AVA,

jetzt Forschungszentrum der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR) in Göttingen.

Diese Auflage bietet zusätzlich die Entwicklung der letzten 20 Jahre, ergänzt durch zahlreiche, teils farbige Abbildungen.

112 Seiten, 133 Abb., Leinen, mit Schutzumschlag.

DM 29,- In allen Buchhandlungen und in unseren Geschäftsstellen

Göttinger Tageblatt

ISBN: 3-924781-19-2

Vorwort zur erweiterten 2. Auflage

Die Geschichte der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen wurde aus Anlaß des 75jährigen Jubiläums 1982 geschrieben, schloß jedoch mit dem Ende der Versuchsanstalt als selbständige Einrichtung im Jahre 1969. Da das Buch zu einem beliebten Geschenk für Gäste und Freunde der Versuchsanstalt geworden war, gingen die Bestände allmählich zur Neige. Es wurde beschlossen, statt eines bloßen Nachdrucks auch die Entwicklung nach dem Zusammenschluß der Luft- und Raumfahrtforschungsanstalten einzubeziehen. Dies ist um so eher möglich, als nach einer langen Phase der Unruhe und der Umstrukturierungen jetzt eine gewisse Konsolidierung eingetreten ist und somit auch dieser Zeitabschnitt aus einer angemessenen Entfernung betrachtet werden kann. Trotz aller Hindernisse sind auch in dieser Zeit hervorragende wissenschaftliche Leistungen in der Luft- und Raumfahrtforschung erbracht worden.

Aus Kostengründen sollte der Text der ersten Auflage im wesentlichen unverändert übernommen werden. Dadurch ergeben sich an einigen Stellen unvermeidliche Wiederholungen. Da in der neuen Auflage die Aeroelastik mit einbezogen werden sollte, ist der frühere Text durch Abschnitte über die Entwicklung der Aeroelastik an der Aerodynamischen Versuchsanstalt Göttingen von den Anfängen bis zum Jahre 1969 ergänzt worden. Die weiteren Abschnitte behandeln dann die Entwicklung der verschiedenen Forschungsgebiete nach dem Zusammenschluß der drei Luftfahrtforschungsanstalten im Jahre 1969 bis zur Jetztzeit in gemeinsamer Form.

Ein Teil der neu hinzugekommenen Bilder ist in Farbe ausgeführt. Aus drucktechnischen Gründen sind diese Bilder als Anhang eingefügt und durchnumeriert. Das Buch richtet sich vor allem auch an Besucher des Forschungszentrums. Daher sind die heute vorhandenen Versuchsanlagen ausführlicher beschrieben, als dies im älteren historischen Teil der Fall ist. Es ist sicher keineswegs überraschend, daß der Zusammenschluß der Luftfahrtforschungsanstalten und die zentrale Steuerung der Forschungsprogramme nicht nur in Göttingen zu erheblichen Reibungsverlusten geführt haben. Die damit verbundenen Probleme, denen auch der Verfasser gegenüber gestellt wurde, konnten nicht übergangen werden. Sie sollten als „Geburtswehen" verstanden werden, von denen die künftige Entwicklung hoffentlich frei sein wird. In der Zwischenzeit ist ein Buch von Dr. Ing. h. c. J. C. Rotta erschienen, das die Geschichte der Göttinger Aerodynamischen Versuchsanstalt von Anbeginn bis zum Jahre 1925 in sehr umfassender und sorgfältig recherchierter Weise unter Benutzung von Originaldokumenten darstellt.

Obwohl der Verfasser bestrebt war, alle Forschungsgebiete angemessen zu berücksichtigen, sind doch die theoretischen Arbeiten offensichtlich zu kurz gekommen. Dies mag auch daran liegen, daß eine für Laien verständliche Darstellung hier schwieriger ist. Tatsächlich sind auf dem Gebiet der theoretischen Aerodynamik einschließlich der instationären Strömungsvorgänge hervorragende Arbeiten geleistet worden.

Zum Schluß soll sowohl der Leitung des Forschungszentrums Göttingen als auch der inserierenden Firmen gedankt werden, ohne deren finanziellen Beitrag dieses Buch nicht hätte erscheinen können. Herrn Dr. Kienappel und Dr. Heinemann danke ich für eine sorgfältige Durchsicht des Manuskriptes und viele Verbesserungsvorschläge für die Gestaltung des Textes. Frau Strempel gebührt der Dank für Ihre Hilfe bei der Beschaffung von Bildern und Unterlagen und Herrn Hampe vom Göttinger Tageblatt für seine Unterstützung bei der verlagstechnischen Gestaltung.

Walter Wuest

Göttingen, September 1991

Mitteilungen aus der
Deutschen Gesellschaft
für Luft- und Raumfahrt e.V.

5. Workshop der AG STAB

Die Arbeitsgemeinschaft „Strömung mit Ablösung", AG STAB veranstaltete vom 13. bis 15. November 1991 im Forschungszentrum Göttingen der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt (DLR), e.V. ihren 5. Workshop. Insgesamt wurden ca. 120 Vorträge in acht z.T. parallel verlaufenden Sitzungen gehalten. Die Zahl der Teilnehmer belief sich auf knapp unter 200. Es wurde auch eine Führung durch das Forschungszentrum angeboten, die von sehr vielen Teilnehmern angenommen worden ist.

Inzwischen blickt die AG STAB auf eine 12jährige Geschichte zurück. Derzeit gehören ihr ca. 650 Strömungsforscher aus Deutschland an. Die Tendenz ist weiterhin steigend – in den letzten drei Jahren hat eine Verdoppelung stattgefunden! –, u.a. auch durch das große Interesse der Fachkollegen aus den neuen Bundesländern.

Das seinerzeit zur Namensgebung verwendete Thema „Strömungen mit Ablösung" ist nunmehr nur noch eines unter mehreren, die in der AG STAB diskutiert werden. Es sollen sich nicht nur diejenigen angesprochen fühlen, die sich mit den traditionellen Themen der Strömungsmechanik beschäftigen, sondern auch beispielsweise Wissenschaftler, die sich mit Problemen der Verfahrenstechnik, dem Motor-, Automobilbau usw. auseinandersetzen.

Das Tagungsprogramm folgte der Struktur der AG STAB, denn es wurden sowohl Themen aus den Projektgruppen (Flugzeuge, Raumfahrzeuge, erdgebundene Fahrzeuge, Gebäudeaerodynamik) als auch Grundlagen-Themen (Physikalische und Mathematische Grundlagen, Numerische Simulation, Meßtechnik, Anlagen) behandelt.

Die Workshops sind auch dazu gedacht, den jüngeren Mitarbeitern ein Forum bereitzustellen, auf dem sie über ihre neuen Ergebnisse vor einem Fachpublikum berichten und mit ihnen diskutieren können.

Einhellig positiv wurde der Ablauf der Veranstaltung beurteilt. Die Durchführung lag in den Händen des Sprechers der Programm-Leitung, Herrn Dipl.-Ing. R. Hilbig, Deutsche Airbus GmbH, Bremen und des Wissenschaftlichen Koordinators, Herrn Dr.-Ing. H.-J. Heinemann, DLR Göttingen.

Die Idee, den Workshop zu nutzen, um sich gegenseitig über Forschungsarbeiten – und zwar auch solchen, die noch mitten in der Behandlung sind oder gar erst geplant werden - zu informieren wurde von allen gutgeheißen.

Dabei werden z.B. millionenteure projektbezogene Forschungsarbeiten gleichbehandelt mit Arbeiten, die mit wenigen zehntausend DM durchgeführt werden können.

Es wurden noch während der Veranstaltung neue Kontakte geknüpft und Verabredungen über Zusammenarbeiten getroffen. Dadurch hat sich einmal mehr wieder ein Ziel der AG STAB realisiert, nämlich Kontakt- und Informationsbörse für alle sich mit strömungsmechanischen Problemen beschäftigenden Wissenschaftlern aus Industrie, Hochschulen und Großforschung zu sein.

Sehr großen Wert legt die AG STAB auf die Einbindung der Fachkollegen aus den neuen Bundesländern, die in erheblicher Anzahl dem Workshop sowohl als Vortragende als auch als Zuhörer beiwohnten. In Gesprächen am Rande war zu erfahren, daß für viele unklar ist, ob sie am 1.1.1992 ihren jetzigen Arbeitsplatz noch innehaben werden.

Dieser Zustand wurde ebenso beklagt wie die Tatsache, daß es derzeit in Deutschland kein Luftfahrtforschungsprogramm der Regierung gibt, was diese Bezeichnung tatsächlich verdient. Eine gewisse Unklarheit besteht auch für die Raumfahrt. Die Mitte November anstehenden Beschlüsse der ESA-Konferenz in München werden hier wohl einige Klarheit bringen.

In den Sitzungen der Leitungsgremien wurde mangelnde Öffentlichkeitsarbeit als eine der Ursachen für die derzeit ungünstige Situation in der Luft- und Raumfahrtforschung ausgemacht. Für die Verantwortlichen stehen die vielfachen Negativ-Schlagzeilen in den Medien in krassem Gegensatz zu dem vorwiegend positiven Image in der Bevölkerung. Hier ist es unbedingt notwendig, durch sachliche Information Überzeugungsarbeit insbesondere bei den Politikern zu leisten und ihnen verständlich zu machen, daß Forschung auf diesem Gebiet nicht zum Null-Tarif betrieben werden kann.

Prof. Dr.-Ing. P. Thiede

JAHRESBERICHT 1991

STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Die Weiterentwicklung der transsonischen Tragflügeltechnologie erfordert starke Anstrengungen auf dem Gebiet der numerischen und experimentellen Simulation sowie der Entwurfsoptimierung. Ein Arbeitsschwerpunkt der Projektgruppe, in der die Universitäten Aachen, Berlin, Darmstadt, Karlsruhe und Stuttgart, die Forschungsanstalten MPI, DLR und ONERA sowie die Firmen DA, Dornier und MBB zusammenarbeiten, lag auch im vergangenen Jahr auf dem Themenkomplex "Stoß-Grenzschicht-Interferenz". Im Rahmen des 5. STAB-Workshops, der vom 13.-15. November 1991 in Göttingen stattfand, wurde ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe gegeben.

Die CFD-Entwicklung ist gekennzeichnet durch eine verstärkte Anwendung und Akzeptanz in der Industrie. Insbesondere hat der industrielle Einsatz von 3D Eulerverfahren zur numerischen Simulation komplexer Verkehrsflugzeugkonfigurationen stark zugenommen (DA, Dornier). Eine weitergehende Automatisierung der Rechennetzerzeugung und eine verbesserte Erfassung der viskosen Effekte sind die wesentlichen Voraussetzungen für einen künftig noch stärkeren Einsatz dieser Verfahren. Daneben ist die Bedeutung der Panelverfahren rückläufig. Beachtliche Fortschritte sind im Berichtzeitraum auch bei der Navier-Stokes-Simulation transsonischer Profilströmungen erzielt worden (DA, Dornier, DLR-BS, RWTH Aachen, TU Berlin). Dagegen erweist sich die Navier-Stokes-Simulation von Hochauftriebskonfigurationen aufgrund ihrer höheren Komplexität hinsichtlich Geometrie und viskoser Effekte als wesentlich schwieriger (DLR-BS, TU Berlin). Auch bei der numerischen Simulation transsonischer Flügelströmungen auf Navier-Stokes-Basis wurden bemerkenswerte Verbesserungen erzielt (DLR-BS/Gö, MBB). Die Eignung dieser Verfahren für den industriellen Einsatz soll im Rahmen des B/E Projektes ECARP untersucht werden. Bei der Entwurfsoptimierung von Profilen - insbesondere für mehrere Entwurfspunkte - die nach wie vor auf der Basis gekoppelter zonaler Lösungen erfolgt, wurden ebenfalls Fortschritte erzielt (Dornier, DA), die künftig wichtige Anwendungsmöglichkeiten eröffnen.

Für die Validierung der CFD Codes besteht generell ein Mangel an qualifizierten Experimenten. Im Berichtszeitraum wurden verstärkte Anstrengungen unternommen, um Seitenwandinterferenzen in 2D adaptierten Meßstrecken zu reduzieren (DLR-Gö, ONERA-CERT). Erfreuliche Fortschritte sind auf dem Gebiet der Kryo-Meßtechnik zu verzeichnen (DLR-Gö/Köln-Porz). Der Kryo-Modellbau steht vor großen Herausforderungen, obgleich beim Bau von ersten Kryo-Eichmodellen bemerkenswerte Ergebnisse erzielt wurden (DA, DLR Köln-Porz).

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

Außerdem wurden 1991 verstärkt neue Technologien zur Widerstandsreduktion untersucht. Über die Aktivitäten zur Flügellaminarisierung wird in der Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln" berichtet. Auf dem Gebiet der Stoßkontrolle wurden im vergangenen Jahr entscheidende Fortschritte bei der numerischen Simulation transsonischer Profilströmungen mit Stoßventilation erzielt (Uni Karlsruhe, DA) und entsprechende Validierungsexperimente durchgeführt (Uni Karlsruhe, ONERA). Die Untersuchungen zur passiven Stoßkontrolle sollen verstärkt im Rahmen des B/E Projektes EUROSHOCK fortgesetzt werden.

10973203 4/91

STAB - PROJEKTGRUPPE "FLÜGEL KLEINER STRECKUNG"

ARBEITSBERICHT 1991

B. WAGNER, ST. M. HITZEL, HAUPTABTEILUNG "AERODYNAMIK"
DORNIER Luftfahrt GmbH, Friedrichshafen

Der STAB-Workshop des Jahres 91 brachte experimentelle Beiträge zu hochwertigen Untersuchungen der Details der Wirbelströmung auch unter Anwendung berührungsfreier Meßmethoden. Hierdurch konnten zu den Vorgängen innerhalb des Wirbelplatzens, bzgl. der Interferenz von Flügel-Leitwerks-Konfigurationen sowie des Wirbelaufplatzverhaltens bei instationären Bedingungen neue interessante Aussagen gemacht werden. Eine Analyse des Wirbelplatzens über Flügeln auf Basis theoretischer und numerischer Untersuchungen sowie experimenteller Befunde diskutierte eine reibungsfreie Erklärung des auslösenden Mechanismus. Ein weiterer Betrag widmete sich sehr interessanten Navier-Stokes Simulationen von Vorderkantenwirbelströmungen.

Nach wie vor wird die Arbeit der Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung" von der internationalen, europäischen Zusammenarbeit im Rahmen der IEPG-TA15 geprägt. Nachdem in der Vergangenheit der Schwerpunkt auf der Erprobung und der Berechungsmöglichkeiten auf Basis der kompressiblen Euler-Gleichungen lag, verschob er sich im Laufe des Jahres 1991 zunehmend zur tiefergehenden Untersuchung von Navier-Stokes Lösungen. Im Rahmen der IEPG-TA15 begann das sogenannte "Common Exercise" zur Validierung der Navier-Stokes Verfahren. Hierzu wurde ein isolierter, scharfkantiger Deltaflügel in transsonischer, turbulenter Strömung im mittleren Anstellwinkelbereich gewählt. Die jeweiligen Rechenergebnisse werden im Laufe der ersten Hälfte des Jahres 1992 in einem für alle Teilnehmer verbindlichen Netz erstellt und dann untereinander und mit dem Experiment verglichen. Hierbei werden nahezu alle Details vom Gesamtbeiwert bis zu ausgesuchten Profilen der Grenzschichtströmung untersucht. Ziel ist eine Aussage über die Zuverlässigkeit und die Mängel der gegenwärtigen Navier-Stokes Verfahren. Auf der anderen Seite wurde die detaillierte Untersuchung der Simulationsmöglichkeiten mit Euler-Methoden insbesondere hinsichtlich Netzfeinheit, geeigneter und verbesserter Fernfeldrandbedingungen, sowie von Modellen zur Erzeugung von Sekundärablösungen fortgeführt. Der experimentelle Bereich ist durch detaillierte Untersuchungen bezüglich der Grenzschichtausbildung von Vorderkantenwirbelströmungen sowie Untersuchungen zu Flügel-Leitwerks-Konfigurationen geprägt. Zunehmend wird versucht, komplexere, realistischere Kampfflugzeug- und Flugkörper-Konfigurationen zu erfassen und die entsprechenden Netzgenerierungsmethoden der dadurch gestiegenen Anforderungen sowohl für Euler- als auch Navier-Stokes-Verfahren anzupassen. Zur optimalen Berechung wird hierbei bzgl. der geometrischen Auflösung das lösungsadaptierte Rechennetz angestrebt. Neben diesen Aktivitäten hat sich die seit einiger Zeit diskutierte Behandlung instationärer Vorderkantenwirbelströmungsprobleme zu einem möglichen Arbeitspaket der IEPG-TA15 verdichtet. Zusammen mit Verbesserungen zur Netzgenerierung und den Navier-Stokes-Verfahren wird hier eine Beauftragung zur Fortführung erwartet.

STAB-Projektgruppe "Drehflügler"
Arbeitsbericht 1991

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

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

Weiterhin werden Randelementemethoden zur Untersuchung von Interferenzwirkungen zwischen Hubschrauberrotor und Zelle entwickelt; wobei letztere auch im Windkanal untersucht werden. Experimentelle Untersuchungen waren auch der Blatt-Wirbel-Interferenz und der berührungsfreien Strömungsmessung gewidmet. Schließlich wurde noch ein Verfahren zur Auslegung von Profilen im transsorischen Geschwindigkeitsbereich entwickelt.

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

STAB-PROJEKTGRUPPE "STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE"
JAHRESBERICHT 1991

Dr. Paul Hennig, MBB Verteidigungssysteme
Postfach 801149 - 8000 München 80
Tel.: (089) 6072-2568
Fax: (089) 6072-5764

Bedingt durch finanzielle und personelle Einschränkungen bei vielen der beteiligten Institutionen mußten geplante Vorhaben gestreckt oder gekürzt werden. Dies wird auch aus den Beiträgen zum vorliegenden Jahresbericht deutlich. Dafür konnte eine größere Zahl von Interessenten aus den neuen Bundesländern gewonnen werden, die Beiträge zu verschiedenen Bereichen der Industrieaerodynamik und der Grundlagenforschung auf dem Gebiet der Projektgruppe lieferten.

Die wesentlichste Aktivität der Projektgruppe war der Workshop am 13.11.1991 in Göttingen. Aus den oben erwähnten Gründen und wegen einiger Terminüberschneidungen war die Zahl der Präsentationen etwas geringer als in früheren Jahren; der Kreis der Interessenten war aber unverändert groß.

Neben den Fachvorträgen wurde in der Gruppe auch der Vorschlag für einen gemeinsamen Testcasekatalog vorgestellt und diskutiert. Interessenten können ein Exemplar erhalten, experimentelle oder numerische Ergebnisse, die als Beispiele dienen können, sind jederzeit willkommen.

Testcase-Katalog "Stumpfe Körper/Rümpfe"

Bedingt durch die weitgespannte Themenstellung der STAB-Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe" ist ein typisches Merkmal dieser Gruppe die Vielfalt der angesprochenen Teilnehmer und die relativ große Anzahl von Schwerpunktthemen. Beim STAB-Workshop am 8.11.1989 in Göttingen zeigte sich in der Abschlußdiskussion über die künftige Arbeit der Projektgruppe ein breiteres Interesse an einer Sammlung repräsentativer Beispiele, an denen sich künftige theoretische und experimentelle Untersuchungen orientieren können.

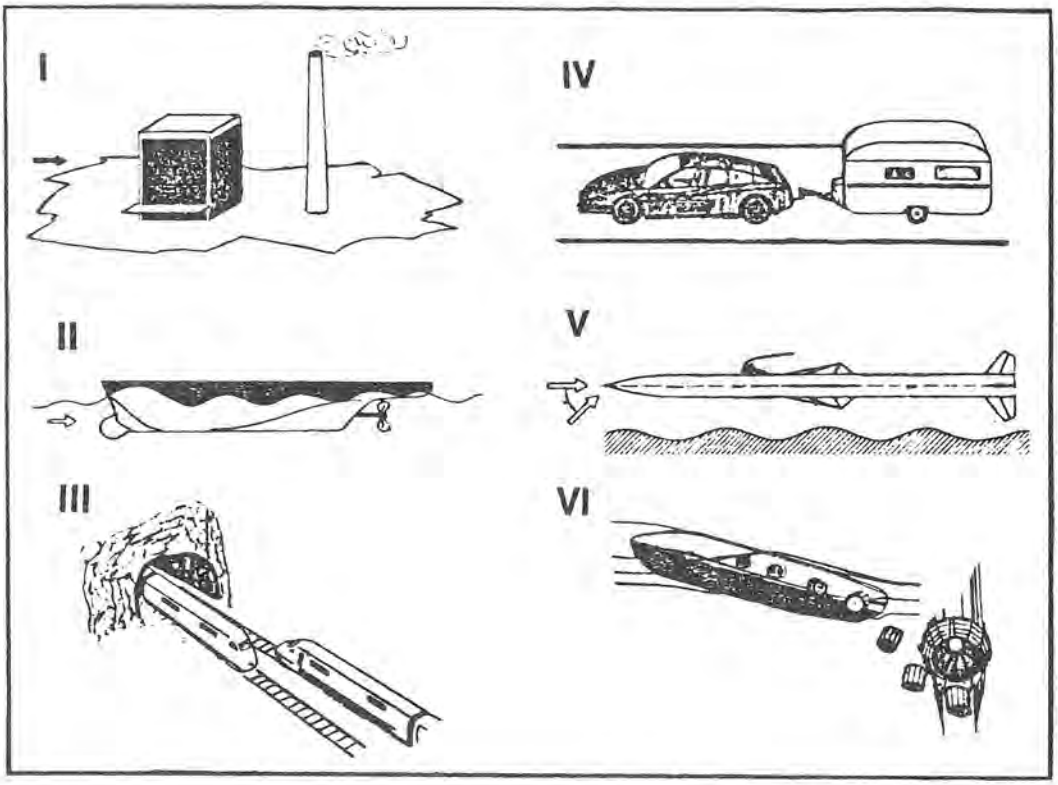
Der erste Schritt zur Erweiterung dieses Katalogs auf die Anforderungen der verschiedenen Teilnehmer an der Projektgruppe wurde beim STAB-Workshop 1991 in Göttingen vorgelegt. Der Hauptzweck dieser Zusammenstellung soll es sein, die Kooperation von Hochschulen, Instituten und Industrie in den verschiedenen Anwendungsbereichen zu verbessern. Dazu sollen die wesentlichsten physikalischen Problemstellungen in der Projektgruppe anhand praxisrelevanter Konfigurationen dargestellt und typischen Testfällen auf verschiedenen Stufen der Verallgemeinerung zugeordnet werden. Der vorgelegte Katalog strebt dabei keine Vollständigkeit an, sondern soll entsprechend den Interessen der Teilnehmer ständig ergänzt werden. Neben allgemein interessierenden

Testfällen zu grundlegenden Phänomenen sollen vor allem solche Beispiele aufgenommen werden, für die experimentelle oder numerische Daten anderen Teilnehmern zur Verfügung gestellt werden können oder die in Abstimmung mehrerer Teilnehmer untersucht werden sollen.

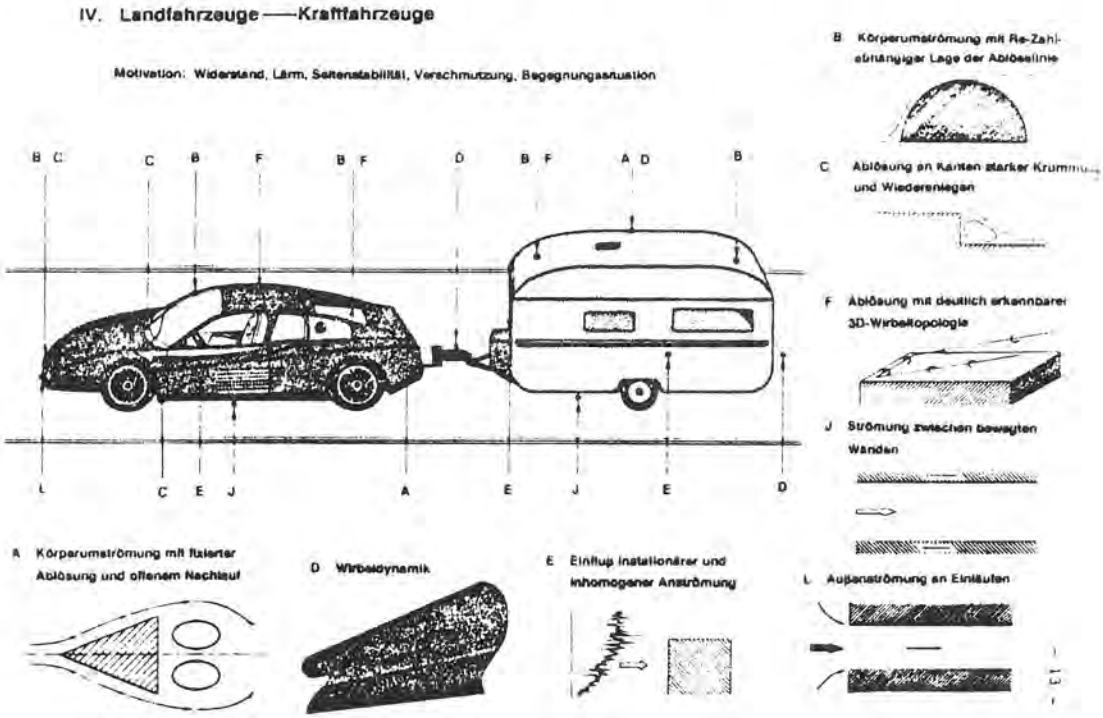
Die Ergebnisse sollen gelegentlich zusammengefaßt werden, um einen Überblick über den aktuellen Stand der Arbeit zu erhalten, um dem Praktiker Hinweise auf Möglichkeiten und Grenzen vorhandener Verfahren zu geben und um gegebenenfalls an geeigneter Stelle die Leistungsfähigkeit und Bedeutung der Projektgruppe überzeugend präsentieren zu können.

Die Auswahl der Testbeispiele wurde so getroffen, daß einerseits möglichst viele vorhandene Untersuchungen (vor allem experimentelle) übernommen werden können und daß andererseits möglichst viele Interessenten angesprochen werden, mit verschiedenen Methoden und verschiedenen Ansprüchen an Umfang, Genauigkeit und Detaillierungsgrad der Aussage einen Beitrag zu leisten.

Die Zielrichtung der Arbeiten in der Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe" sind praxisrelevante Konfigurationen, vor allem aus den Anwendungsgebieten: Gebäude, Wasserfahrzeuge, Kraftfahrzeuge, Schienenfahrzeuge, Flugkörper und andere Luftfahrtgeräte mit dominierenden Rumpfeinflüssen.

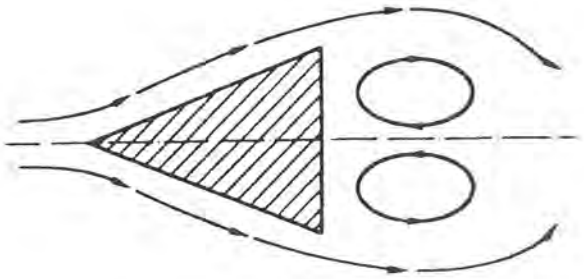


Anhand der Projektbeispiele wurden physikalische Grundphänomene dargestellt, soweit sie für die Gruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe" wesentliche Bedeutung besitzen und typisch sind.

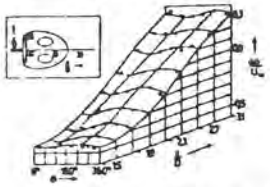


Die ausgewählten Grundphänomene wurden in einer zweiten Reihe von Abbildungen als isolierte Detailprobleme dargestellt, die mit Hilfe repräsentativer Testbeispiele in verschiedenem Grad der Verallgemeinerung untersucht werden können.

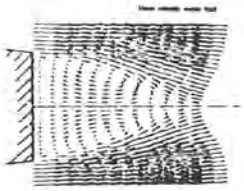
A Körperumströmung mit fixierter Ablösung und offenem Nachlauf



A1 Scheiben-und schalenförmige Konfigurationen



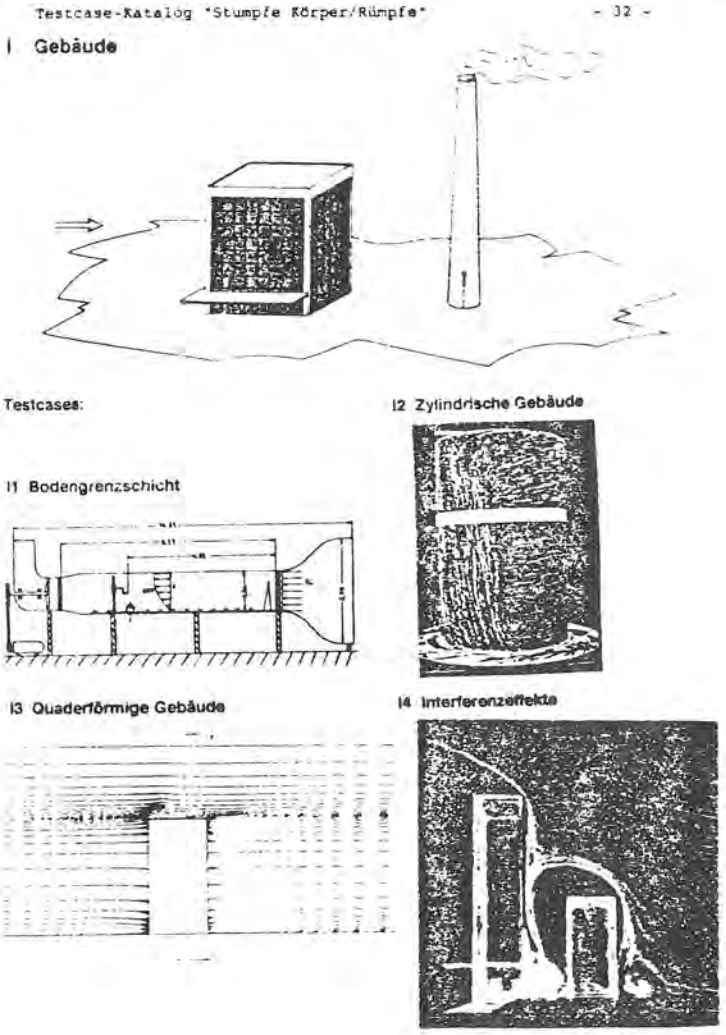
A3 Stumpfe und gestufte Heckpartie



A2 Querangeströmte und schiebende scharfkantige konvexe Profile



Als zusätzliche Testfälle wurden einige projektnahe Prinzipkonfigurationen aufgeführt, an denen das Zusammenwirken der Teilphänomene studiert werden kann und umfassendere experimentelle und vor allem numerische Methoden geprüft werden können.



Laminarhaltung von Tragflügeln

Leiter: Dr.-Ing. H. KÖRNER

Im Berichtsjahr wurden die theoretischen und experimentellen Arbeiten zu diesem Themenkreis fortgesetzt. Spiegelbild der laufenden Forschungsarbeiten ist das Programm des STAB-Workshop 1991 vom 14.-15.11.1992.

Besonders hervorzuheben sind:

- Erste Experimente an einem Prinzipmodell mit stark konkav und konvex gekrümmten Oberflächen
- erste theoretische Ergebnisse (Stabilitätstheorie) über den Einfluß der verschiedenen Krümmungseffekte. Partielle Deutung der HQ26-Effekte
- direkte numerische Simulation des Kachanov-Experiments
- erfolgreiche Durchführung von Meßtechnik-Flugversuchen mit der Grob G105
- erfolgreiche Beteiligung an den ELFIN-F100-Flugversuchen
- Vorbereitung des Handschuhs und der Meßtechnik für Do228-Laminar-Experiment
- Vorbereitung des TLF-Flügels für Absaugeuntersuchungen im S1Ma
- Studien und Systemuntersuchungen zur Laminarhaltung.

Obgleich die Arbeiten auf diesem Gebiet seit Beginn der Projektgruppe immer kooperativ durchgeführt wurden, hat das Maß der Zusammenarbeit im vergangenen Jahr noch weiter zugenommen. Die Zahl der Kooperation bei Einzelaufgaben hat sich deutlich vergrößert, wobei eine Reihe Aufgaben den nationalen Rahmen sprengen (ELFIN, Laminargondel, AIRBUS-Fin). Für 1993 ergeben sich wichtige Nachfolge-Aufgaben.

Dr. KÖRNER gibt die Leitung der Projektgruppe zum 1.1.1992 ab an Dr. REDEKER.

Prof.Dr. E.H.Hirschel
MBB-Flugzeuge, Ottobrunn

STAB-Projektgruppe Hyperschall
Jahresbericht 1991

Die Arbeiten in den Sonderforschungsbereichen sind voll angelaufen und erste Ergebnisse liegen vor. Weitergeführt wurden die Arbeiten von Industrie, DLR und Hochschulen im Hermes-Projekt. Gleiches gilt für das BMFT-Förderkonzept Hyperschalltechnologie, in dem die einschlägigen Firmen und die DLR vertreten sind. Beim 5. STAB-Workshop in Göttingen im November machte sich dieses bemerkbar. In insgesamt sechsundzwanzig Vorträgen wurde über eine weite Spanne von Problemen berichtet. Davon waren je zehn Vorträge aus den Hochschulen und aus der DLR und der Rest aus der Industrie. Vier Vorträge waren experimentellen Problemen gewidmet, zehn befaßten sich mit numerischen Lösungen von Hyperschallproblemen, vier mit der Modellierung von Realgaseffekten, und zwei mit allgemeinen Fragen zum Vorentwurf und zur Strahlungskühlung von Hyperschall-Fluggeräten. Bemerkenswert war, daß zum Thema der Transition Laminar-Turbulent insgesamt sechs Vorträge gehalten wurden, davon fünf aus der DLR.

3.3.1992

Bericht über den AG-STAB Fachkreis "Physikalische Grundlagen abgelöster Strömungen"

von
F. Durst
LSTM-Erlangen
Universität Erlangen-Nürnberg

Gliedert man die Strömungsmechanik in Teilgebiete, wie experimentelle, analytische und numerische Strömungsmechanik auf, so stellt man die Methoden in den Vordergrund von Betrachtungsweisen, die in den einzelnen Teilgebieten zur Lösung strömungsmechanischer Probleme Anwendung finden. Mit der Entwicklung der Laser-Doppler-Anemometrie hat die experimentelle Strömungsmechanik neue Impulse erhalten und mit der Einführung des symbolischen Rechnens die analytische Strömungsmechanik. Mit der Bereitstellung effizienter numerischer Verfahren und leistungsfähiger Großrechner sind die Voraussetzungen geschaffen worden, Fortschritte in der numerischen Strömungsmechanik zu erzielen. Um diese Möglichkeiten zu nutzen, wurde auf Anregung der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (STAB) im Jahre 1986 ein Verbundforschungsvorhaben der Volkswagen-Stiftung mit dem Ziel ins Leben gerufen, Forschungsaktivitäten im Bereich der numerischen Strömungsmechanik zusammenzuführen und zu intensivieren, um effiziente Berechnungsverfahren für Lösungen von Problemen der Strömungsmechanik zu erstellen und zur Anwendung zu bringen. Es sollte so den intensiven Bemühungen Rechnung getragen werden, die in den Vereinigten Staaten und in Japan unternommen wurden, um die numerische Strömungsmechanik verstärkt für Lösungen von Problemen der Strömungstechnik zu nutzen. Interdisziplinäre Forschungsaktivitäten waren gefragt und führten zu einer Einbindung von Hochschulinstituten aus dem Ingenieurbereich, der Mathematik und der Informatik in das Verbundforschungsvorhaben der Volkswagen-Stiftung. Die neu zu entwickelnden Berechnungsverfahren sollten sich neuer Methoden der angewandten Mathematik bedienen, die für effiziente Lösungen gekoppelter partieller Differentialgleichungen vorgeschlagen wurden. Experimentelle Untersuchungen waren Teil der Forschungsbemühungen und sollten dazu beitragen, daß verbesserte Turbulenzmodelle für Berechnungen turbulenter Strömungen bereitgestellt werden. Es sollte so erreicht werden, daß mathematisch fundierte Berechnungsverfahren zur Anwendung kommen, die neue Erkenntnisse aus dem Bereich der Numerik berücksichtigen und mit effizienten Rechnerstrukturen koppeln, um schnelle Berechnungen turbulenter Strömungen zu ermöglichen. Dieses Ziel wurde in Teilen der Teilprojekte erreicht und es sind Ergebnisse in den nachfolgenden Darstellungen der einzelnen Teilprojekte aufgeführt.

Der Teilbereich I des vorliegenden Forschungsvorhabens bemühte sich um die Applikation erstellter numerischer Berechnungsverfahren im Bereich der Aerodynamik. Hier hatte es sich bei Beginn des Forschungsvorhabens erwiesen, daß die USA und Frankreich

Forschungsprogramme unterhalten, die Forschungsergebnisse erwarten ließen, die der deutschen Forschung und der deutschen Industrie nicht zugänglich waren. Dies führte zu einer verstärkten Einbeziehung der Aerodynamik in das Verbundforschungsvorhaben der Volkswagen-Stiftung. Ergänzt wurde dieses Teilvorhaben mit Projekten der numerischen Mathematik, um in die Programmentwicklungen neueste Erkenntnisse der Numerik über Lösungsverfahren für gekoppelte partielle Differentialgleichungen einfließen zu lassen. Es sollten so effiziente und mathematisch abgesicherte Verfahren für aerodynamische Untersuchungen bereitgestellt werden.

Das zweite Teilprojekt des Verbundforschungsvorhabens konzentrierte sich auf Strömungsprobleme im Bereich des Maschinenbaus und der Verfahrenstechnik. In diesen Bereichen liegen Strömungsvorgänge vor, bei denen die Erfassung komplexer Strömungsgeometrien wichtig ist sowie bessere Turbulenzmodelle, die als Schließungsansätze für die Reynolds'schen Impulsgleichungen dienen. In Strömungen mit geometrisch komplexen Berandungen liegen Rückströmgebiete vor, in denen durch den Vergleich von Strömungsberechnungen und Strömungsmessungen deutlich wurde, daß verbesserte Turbulenzmodelle in die Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik eingebracht werden müssen. Bemühungen um die Einbettung eines Reynolds-Spannungsmodells in die Berechnungsverfahren sind in einem der Teilprojekte aufgeführt.

Durch die Teilprojekte des Verbundforschungsvorhaben der Volkswagen-Stiftung konnten in den Jahren 1986 bis 1991 Beiträge zur generellen Entwicklung der numerischen Strömungsmechanik in der Bundesrepublik Deutschland geleistet werden. Hier bestand ein Nachholbedarf, um den Vorsprung im Ausland wett zu machen, wo koordinierte Programme, vor allem in den USA, Japan und Frankreich dafür sorgten, daß die verstärkten Rechenleistungen in der Strömungsmechanik die bereitgestellten hohen Rechenleistungen moderner Hochleistungsrechner für die Strömungsmechanik genutzt werden. Das Verbundforschungsvorhaben der Volkswagen-Stiftung, sowie parallel laufende Forschungsschwerpunkte der Deutschen Forschungsgemeinschaft und des Bundesministeriums für Forschung und Technologie haben dazu beigetragen, daß die Strömungsmechanik in der Bundesrepublik Deutschland den Vorsprung im Ausland eingeholt und in Teilgebieten auch überholt hat. Gelingt es, den gegenwärtigen Stand der Forschungsbemühungen in allen Bereichen der Strömungsmechanik auszubauen und die dabei gewonnenen Erkenntnisse in vielen Bereichen der Industrie zu nutzen, so lassen sich Verbesserungen von strömungsmechanischen Anlagen, von Fahrzeugen und Flugzeugen vorhersehen, welche den anstehenden Konkurrenzkampf nicht zu scheuen haben.

Über das Gesamtvorhaben wurde ein Abschlußbericht an die Stiftung Volkswagenwerk eingereicht. Kopien dieses Berichtes liegen am Lehrstuhl für Strömungsmechanik der Universität Erlangen-Nürnberg für Interessenten vor, die sich für die erhaltenen Ergebnisse interessieren.

STAB-Fachkreis
Mathematische Grundlagen
W. Wendland

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

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

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

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

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

1. März 1992

Bericht über den Fachkreis "Numerische Simulation"

W.Kordulla, DLR Göttingen

Im Fachkreis "Numerische Simulation" sind 1991 keine eigenen speziellen Aktivitäten zu verzeichnen. Der Grund ist darin zu sehen, daß im überwiegenden Maße die numerische Simulation bereits in den Projektgruppen diskutiert wird. Dies geschieht anhand von Simulationen von Benchmark-Experimenten, die im Hinblick auf Verfahrensvalidierung konzipiert sind.

Angestrebt wird eine engere Zusammenarbeit mit den Fachkreisen "Mathematische Grundlagen" und "Physikalische Grundlagen". Dies ist nur natürlich, da die numerische Simulation in entscheidendem Maße von der Algorithmenentwicklung und der physikalischen Modellierung abhängt. Anläßlich des STAB-Workshop 1991 in Göttingen wurde allerdings nach Jahren gemeinsamer Veranstaltungen erstmalig eine separate Vortragsreihe veranstaltet, in der die anwendungsorientierte Entwicklung im Vordergrund stand.

Vor ca. 5 Jahren wurde mit dem DLR-F5-Experiment ein weltweit richtungsweisendes Validierungsexperiment für (reibungsbehaftete) Flügelumströmungssimulationen durchgeführt. Im Rahmen des Verbundvorhabens A.G.Turbo wird ein ähnliches Experiment für Turbinenströmungen in Angriff genommen (Dr.Amecke, DLR Göttingen), über das zu gegebener Zeit berichtet werden wird.

STAB-Fachkreis "Meßtechnik"

Aktivitäten 1991

Anstelle eines neuen Meßprogramms wurde der Vorschlag verfolgt, die umfangreichen im Laminarflügelprogramm gewonnenen Datenbestände einer gründlichen Analyse zu unterziehen. Leider konnte dieses Vorhaben aus Finanzierungsgründen nicht auf eine breite Basis gestellt werden.

Der Fachkreis beteiligte sich am 5. STAB Workshop (15.11.1991 in Göttingen) mit 12 Vorträgen, die sich vornehmlich mit optischen Meßmethoden beschäftigten.

Fachkreis Anlagen 1991

Wie es in vergangenen Programmausschußsitzungen als Zielsetzung für den Fachkreis Anlagen übereinstimmend festgehalten wurde, war es auch im Jahr 1991 das Bemühen, im Rahmen des Fachkreises Informationen bezüglich der verschiedenartigen strömungsmechanischen Versuchsanlagen im nationalen Bereich der Universitäten und Hochschulen sowie der Großforschungseinrichtungen und der Industrie verfügbar zu machen.

Wie im letzten Jahresbericht wird auch für 1991 über die DLR-Anlagenprojekte durch die für die jeweilige Anlage zuständigen DLR-Institute/Einrichtungen in Form der beigefügten STAB-Mitteilungen des Fachkreises Anlagen informiert (vgl. Seite 340 ff.).

Den Anregungen des Programmausschusses und einer in Absprache zwischen Geschäftsstelle und Fachkreis im Jahr 1991 herausgegebenen schriftlichen Anregung folgend gingen einige wenige weitere STAB-Mitteilungen ein.

Zwei weitere Beiträge, die dem Bereich Anlagen zugeordnet werden könnten, sind im Rahmen der STAB-Mitteilungen der Projektgruppe Hyperschall (vgl. Seite 223 und 254) aufgeführt.

Abschließend sei für das Jahr 1992 abermals angeregt, anlagenbezogene Informationen als STAB-Mitteilung (oder auch in anderer Form) laufend dem Fachkreissprecher zu übermitteln.

F. Lehthaus, DLR-WT-WK-Gö, Göttingen, 20.03.1992

Projektgruppe

"Flügel großer Streckung"

		Seite
Althaus	Der Einfluß von Grenzschichteffekten auf die Profileigenschaften bei Reynoldszahlen unter 3 Millionen	63
Arnold	ILCOM - die Interaction Law COupling Method als eine effektive Kopplungsprozedur für sub-/transsonische Profilströmungen mit starker Interaktion	65
Becker	Simulation transsonischer Strömungen um zweistrahlige Verkehrsflugzeuge - Netzgenerierung und Eulerrechnung für Rumpf/Flügel/Pylon/ Gondel/Flap-Track-Fairing-Konfigurationen	67
Bock	Eine Strategie zur simultanen Optimierung von Profilen in mehreren Entwurfspunkten - Grundlagen und Anwendungsbeispiel	69
Bohning	Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung	71
Elsholz	Navier-Stokes Simulation transsonischer Profilströmungen	73
Kreuzer	Theoretische und experimentelle Untersuchungen einer planaren und nichtplanaren Flügelanordnung	75
Michonneau	Seitenwandinterferenzen bei Profilmessungen	77
Nitsche	Numerische Berechnung der turbulenten Strömung um Hochauftriebskonfigurationen	79
Ronzheimer/ Rossow	Untersuchung einer Überflügelanordnung des Triebwerks durch Lösung der Euler-Gleichungen am Beispiel der VFW-614 Konfiguration	81
Viehweger	Das Konzept des Kryo-Kanal Köln der DLR: Ergebnisse der Kraftmessungen mit dem AGARD-Kryo-Modell und Untersuchungen zur Strömungsqualität	83

Projektgruppe

"Flügel kleiner Streckung"

		Seite
Hitzel	Vorderkantenwirbelplatzen - Analysen zum Mechanismus	85
Hünecke/ Mertens	HERMES Bodeneffekt-Messungen im DNW, Juli 1991	87
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschallflugkörpern im Niedergeschwindigkeitsbereich	89
Hummel	LAD-Untersuchung der abgelösten Strömung an schlanken Flügeln	91
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Entenanordnungen	93
Hummel	Interferenzeffekte bei Entenanordnungen im Niedergeschwindigkeitsbereich	95
Longo/ Radespiel	Numerische Simulation der Vorderkantenablösung an Deltaflügeln mit Hilfe eines Navier-Stokes-Verfahrens	97
Mertens/ Hünecke/ Rudolph	Hyperschall-Technologie-Programm des BMFT Aerodynamik im Niedergeschwindigkeits-Bereich	99
Nastase	Entwicklung und Anwendung einer Iterativen Optimum - Optimorum Theorie für die Abschätzung des Reibungseinflusses auf die Optimierten Formen der Flugkörper	101
Schmoll	Wirbelaufplatzverhalten von Deltaflügel-Konfigurationen unter instationären Anströmbedingungen	103

Projektgruppe "Drehflügler"

		Seite
Ahmed	Hubschrauber Rotor/Rumpf Interferenz	105
Bareiß/Wagner	Anwendung eines Wirbelgitterverfahrens für die zeitabhängige Lastberechnung bei Rotorblättern von Windkraftanlagen	107
Beesten/ Neuwerth	Berechnung der Rotornachlaufgeometrie im Hubschraubervorwärtsflug	109
Ehrenfried/ Meier	Verschiedene Mechanismen der Impulsschallerzeugung bei der Rotor-Wirbel-Wechselwirkung	111
Mattos/ Wagner	Numerischer Profil-Entwurf im krummlinigen Koordinatensystem	113
Müller	Untersuchung spezieller Wirbelformen an Rotorblättern von Hubschrauberrotoren	115
Pahlke	Anwendung eines zeitgenauen zweidimensionalen Euler-Verfahrens auf Rotorumströmungen	117
Stahl	Study and Computation of Interactional Aerodynamics	119
Stahl-Cucinelli	Anwendung der Eulergleichungen auf die instationäre Strömung am Hubschrauberrotor	121
Stangl	Konvergenzbeschleunigung eines Euler-Verfahrens zur Berechnung der stationären Rotorumströmung mit Hilfe einer Multigrid-Methode	123
Wagner/Lesching	Erstellung eines Entwurfsverfahrens für Drehflügler neuerer Technologien	125
Wagner/Zerle	Erzeugung 3-dimensionaler Verdrängungskörper mit exakt berechenbaren Strömungsgeschwindigkeiten und Druckverläufen auf der Körperoberfläche und der Körperumgebung	127
Wagner/Zerle	Untersuchung von Interferenzeffekten zwischen Hubschrauberrotorn, Rümpfen und Rotornachläufen	129

Projektgruppe

"Stumpfe Körper/Rümpfe"

Seite

Dallmann/ Gebing — Instationäre, dreidimensionale, abgelöste Wirbelströmung: Numerische Simulation der kompressiblen, viskosen Umströmung einer Kugel.....131

Eckelmann/ Noack — Untersuchung der dreidimensionalen Zylinderumströmung mit Galerkin-Verfahren.....133

Esch — Rumpf-Ruder-Interferenz an Rümpfen mit rechteckigem Querschnitt im Überschall.....135

Frank — Theoretische und experimentelle Untersuchungen zur Bauwerksaerodynamik.....137

Geropp/Leder — Phasengekoppelte LDA-Messungen und Turbulenzmodellierungen großräumiger Ablösgebiete.....139

Huber — Validation of EULER-Code for Supersonic Flows..141

Ihlenfeld/ Kitzing — Einfluß konstruktiver Maßnahmen auf das Strömungsfeld im Hinterschiffsbereich.....143

Ihlenfeld/ Schlanzke — Strömungstechnische Untersuchungen an PKW-Modellen im Windkanal.....145

Ihlenfeld/ Benndorf — Experimentelle Ermittlung der Abmessungen des gebäudenahen Strömungsfeldes.....147

Ihlenfeld/ Benndorf — Windeinfluß auf Lüftungsanlagen von Produktionshallen.....149

Knaack/ Kux — Vergleich experimenteller und numerischer Untersuchungen der Strömung an einem Schiffsrumpf.....151

Kosmowski/ Lilienblum — Gasbeladene Flüssigkeitsströmungen in einem Krümmer rechteckigen Querschnitts mit Ablösegebieten.....153

Kreplin/ Stäger — Bestimmung des Reynoldschen Spannungstensors in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationskörpers.....155

Meier — Widerstandssenkung stumpfer Körper mittels Ventilation.....157

Seite

Nikolitsch	Aerodynamische Interferenzen mehrerer Flugkörper	159
Ohle	Niederdimensionale Beschreibung und Steuerung der Kármánschen Wirbelstraße	161
Papenfuß/ Dilgen	Die Berechnung dreidimensionaler abgelöster Strömungen um Kraftfahrzeuge mit Hilfe der Zonenmethode	163
Papenfuß/ Gersten	Experimentelle und numerische Untersuchungen der Aerodynamik bodengebundener Fahrzeuge	165
Rodi	Experimentelle Untersuchung der instationären Wirbelablösung an quadratischen Zylindern	167
Rodi	Berechnung der dreidimensionalen Strömung um automobilähnliche Körper	169
Schwarz	Untersuchung der Umströmung stark angestellter Körper bei Überschallgeschwindigkeit mit optischen, insbes. interferometrischen Methoden	171
Teipel/ Huth	Experimentelle Untersuchungen des Totwassergebietes hinter einem ruhenden und quer zur Anströmung oszillierenden Kreiszylinders	173
Tropea	Untersuchungen eines Strömungsfeldes um scharfkantige wandgebundene Hindernisse	175
Rösler/Hanel	Mathematisch-numerische Untersuchung von dreidimensionalen, inkompressiblen Kanal- und Raumluftströmungen	177

Projektgruppe

"Laminarhaltung von Tragflügeln"

		Seite
Bestek/ Eppler	Laminar-turbulenter Grenzschichtumschlag bei kompressibler Strömung im Bereich von Unterschall und schallnahem Überschall	179
Bieler	Laminarhaltung dreidimensionaler Grenzschichtströmungen durch lokale Absaugung (Hybrid-Technologie)	181
Bippes	Einfluß der Krümmung auf die Stabilität und den Umschlag einer dreidimensionalen Grenzschicht	183
Bol/Dallmann/ Schwamborn/ Simen	Kopplung von Grenzschichtrechnung und Instabilitätsanalyse unter Berücksichtigung der Oberflächenmetrik	185
Deyhle/Bippes	Experimentelle Untersuchung des "receptivity"-Problems bei Querströmungsinstabilität	187
Guntermann	Untersuchung eines Laminarprofils in kompressibler Unterschallströmung	189
Horstmann	Vergleich von Windkanal- und Flugversuchsergebnissen zu Tollmien-Schlichting-Wellen am Laminarhandschuh der LFU 205	191
Kleiser/ Wagner	Numerische Simulation der Transition in dreidimensionalen Grenzschichten	193
Kleiser/ Sandham/ Härtel	Numerische Simulation und Modellierung der Transition und Turbulenz	195
Kloker/Bestek	Numerische Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlags in verzögerten Grenzschichten	197
Koch	Nichtlineare Stabilitätstheorie	199
Kreplin/ Höhler	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	201
Müller/Kloker/ Bestek	Laminarhaltung von Grenzschichten	203
Nitsche	Numerische Simulation zum Einsatz von Oberflächen-Heißfilmen in laminaren und turbulenten Strömungen	205

Redeker	Vergleich unterschiedlicher Strategien zur N-Faktorberechnung für die Transitionsvorhersage an gepfeilten Flügeln	207
Redeker	Messungen am Profil DLR-VL2 im Kryo-Windkanal T2 der ONERA	209
Rempfer/ Bestek	Niedrigdimensionale Modelle turbulenter Strömungen	211
Rist/Bestek	Untersuchung des kontrollierten laminar-turbulenten Strömungsumschlags in inkompressibler Grenzschichtströmung	213
Schrauf	Einfluß von Oberflächen- und Wellenfrontkrümmung auf die Anfachung von Strörwellen beim HQ26 Experiment	215
Seitz/ Rohardt	Entwurf eines Tragflügels mit Hybrid Laminarhaltung für den Airbus A320	217

Projektgruppe "Hyperschall"

		Seite
Brenner	Numerische Simulation von Hyperschallströmungen im thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht	219
Eißler/Bestek	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung	221
Eitelberg	Instationär aufgeheizter Rohrwindkanal	223
Gerhold/ Hannemann	Numerische Simulation von Überschall-Eckenströmungen	225
Hannemann/ Hannemann	Numerische Simulation von Überschall-Einlaufströmungen	227
Häuser/ Muylaert/ Grawe	3D Navier-Stokes Solutions for the Space Shuttle	229
Haidinger/ Friedrich	Berechnung komplexer zweidimensionaler turbulenter Überschallgrenzschichten	231
Hartmann	Berechnung von reibungsfreien und reibungsbehafteten Düsenströmungen mit einem Eulerverfahren bzw. Euler-Grenzschicht-Verfahren	233
Hummel/Oertel	Hypersonische Eckenströmungen	235
Kleiser/ Adams/ Sandham	Numerische Simulation der Transition in kompressiblen Grenzschichtströmungen	237
Krogmann	Laminar-turbulente Transition in Hyperschallströmungen	239
Kufner/ Dallmann	Anforderungen an die Berechnung von Hyperschallströmungen im Hinblick auf Instabilitäts- und Transitionsvorhersagen	240
Leicher	Viskose und nichtviskose Strömungen um komplexe Geometrien im Hyperschallbereich	242
Maurer/ Henckels/ Kreins	Experimentelle Untersuchungen im Bereich laminar und turbulent ablösender Hyperschallgrenzschichten an Platten und Konfigurations-Modellen	244
Mertens/ Kotschote	HERMES Flexible External Insulation (FEI)	246

Seite

Mertens/ Henke — HERMES Hyperschallversuch, Modell 3014, Form 0.0: 6-Komponenten-Kraftmessungen.....248

Müller — Berechnung von Hyperschallströmungen.....250

Mundt — Berechnung 3-D viskoser Hyperschallströmungen im chemischen Nichtgleichgewicht.....252

Olivier — Leistungsdaten des Aachener Stoßwellenkanals TH 2.....254

Poirier/ Radespiel/ Findling — Berechnung des reibungslosen, hypersonischen Strömungsfeldes um eine HERMES-Entwurfskonfiguration unter besonderer Berücksichtigung der Ruderwirksamkeit.....256

Prinz — Numerische Simulation reagierender Hyperschallströmungen.....258

Reisinger/ Heiser/ Olejak — Vermessung von Stoß-Grenzschicht-Interferenzen am Keil mit Anlaufblech mit Hilfe der Laser-Doppler-Anemometrie.....260

Schröder — Verfahren zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes Gleichungen.....262

Simen/ Dallmann — Zur Instabilität der hypersonischen Strömung um einen spitzen Kreiskegel - Vergleich stabilitätstheoretischer und experimenteller Ergebnisse bei Mach 8.....264

Streit/ Radespiel — Lösung der 3D Navier Stokes Gleichungen im Hyperschall mit Mehrgitter-Beschleunigungstechnik.....266

Wagner/ Lösch/Wirtz — Aerodynamischer Vorentwurf von Hyperschallflugsystemen.....268

Wanie — Numerische Analyse viskoser Hyperschallströmungen.....270

Warnatz/ Riedel — Entwicklung detaillierter Reaktionsmechanismen von zustandsselktierten Spezies zur Modernisierung thermischer Nichtgleichgewichts-Effekte.....272

Wendt/Höhler — Experimentelle Untersuchungen zur Instabilität und Transition in Hyperschallströmungen....274

Fachkreise

Seite

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

Bartsch/ Brauckhoff/ Nitsche	Vergleichende experimentelle/numerische Untersuchungen zur abgelösten Strömung an einem Klappenprofil	276
Blazek	Verfahren zur Konvergenzbeschleunigung bei der Berechnung von Strömungen mit starken Verdichtungsstößen	278
Berger	Instabiles und chaotisches Verhalten visko-elastischer Strömungen	280
Borchardt	Untersuchungen zur Ringspaltströmung in feststoffbeladenen Fluiden (keramische Suspensionen)	282
Ehrenfried/ Meier	Finite-Volumen-Verfahren höherer Ordnung in unstrukturierten Gittern	284
Findling	Anwendung von Mehrgittermethoden zur elliptischen Netzgenerierung	286
Hackeschmidt	Strukturuntersuchungen in der turbulenten Plattengrenzschicht	288
Hortmann	Berechnung einer laminaren Strömung mit Verzweigung	290
Horton	Zeitparallele Lösungsverfahren für inkompressible Navier-Stokes Gleichungen	292
Jeltsch/ Schroll	Stabilität und Konvergenz für Diskretisierungen der kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen	294
Kessler/ Kleiser	Verwendung von DNS-Daten für die Turbulenzmodellierung	296
Leister	Dreidimensionale numerische Simulation der Schmelze in einer Czochralski-Kristallzüchtungsanlage	298
Schäfer	Parallelisierung effizienter Berechnungsverfahren für Strömungen in komplexen Geometrien	300
Schäfer	Entwicklung und Anwendung effizienter Berechnungsverfahren für komplexe Strömungen	302

Seite

Schulz-Rinne — Das Riemannproblem für zweidimensionale Strömungen - mögliche Konstellationen und deren numerische Lösungen.....304

Rodi — Berechnung abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen.....306

Rodi — Entwicklung effizienter numerischer Berechnungsverfahren für dreidimensionale, inkompressible Strömungen mit komplexen Berandungen.....308

Weise — Untersuchung des Schalleinflusses auf Strömungsvorgänge in der Verfahrenstechnik.....310

Wendland — Analytische und Numerische Behandlung Transsonischer Strömungen.....312

Seite

"Meßtechnik"

Engler	Messungen mit Hilfe einer druckabhängigen Farbe.....314
Ewald	FALKE (Fallkörpererprobung), eine experimentelle Methode zur Bestimmung aerodynamischer Derivativa, insbesondere dynamischer Beiwerte, von Luft- und Raumfahrzeugen.....316
Grauer-Carstensen	Schnelle kalorimetrische Sonde für Wärmeübergangsmessungen.....318
Leitl	Kalibrierung der Aufnahmeanordnung zur Entzerrung von Laserlichtschnitt-Aufnahmen.....320
Raffel	Einsatz der Particle Image Velocimetry in transsonischen Strömungen.....322
Reinert/ Müller	Visualisierung und Vermessung komplexer Strömungsvorgänge mittels der Projektion von dünnen Rauchlinien.....324
Schievelbusch/ Bütefisch	Interferenzoptische Methode zur Transitionserkennung.....326
Seelhorst	LDA Messungen an einem Rotor.....328
Stasicki	Vollelektronische Aufnahme und Auswertung von Interferogrammen Teil I: Schnelle Bildaufahmetechniken.....330
Bretthauer	Vollelektronische Aufnahme und Auswertung von Interferogrammen Teil II: Computergestützte Interferogrammauswertung.....332
Thomas/ Bütefisch	Folgeverhalten von Teilchen unter dem Einfluß großer Geschwindigkeitsgradienten.....334
Tropea	DFLDA-Einfasergestütztes Laserdioden-LDA-System und dessen Anwendung in der Aerodynamik.....336
Vogt	Auswertung von LDA-Bursts mit Hilfe der optischen Fouriertransformation.....338

Seite

"Anlagen"

Althaus	Laminarwindkanal	340
Dettleff	Bau/Betrieb Anlage STG (Simulationsanlage für Treibstrahlen, Göttingen)	342
Durst/ Lienhart	Windkanal des Lehrstuhls für Strömungsmechanik	344
Eckert	Bodensimulation in Windkanälen	346
Eitelberg	Inbetriebnahme des Hochenthalpiekanals Göttingen (HEG)	348
Esch	Trisonikwindkanal (TMK)-Erweiterung	350
Hefer	Kryo-Rohrwindkanal Göttingen (KRG) Adaptive Meßstrecke	352
Hummel	Überholung und Ausbau des Gun-Tunnels	354
Kausche	Modellsupport für den Niedergeschwindigkeitswindkanal, Braunschweig (NWB)	356
Niezgodka	Hyperschallwindkanal (H2K)-Erweiterung	358
Viehweger	Kryo-Kanal-Köln (KKK)	360
Wulf	Transsonischer Windkanal in Göttingen (TWG)	362

"Verfahrenstechnik"

Krause/ Költzsch	Bandförderung nicht-NEWTONscher Fluide	364
Walden	Starke eindimensionale Druckwellen beliebiger Form	366
Walden	Stoßwellen in staubbeladenen Gasen	368
Weise	Entwicklung leistungsstarker Strömungsschallsender	370
Weise	Einfluß akustischer Eigenschaften von beschallten Prozeßräumen auf Schallsender	372

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner D. Althaus

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon 0711/ 685-3470
Telefax 0711/ 685-3438

weitere Partner

Thema Der Einfluß von Grenschichteffekten auf die Profileigenschaften bei Reynoldszahlen unter 3 Millionen

Ausgangssituation In dem angesprochenen Reynoldszahlbereich erfolgt der Umschlag vom laminaren in den turbulenten Grenzschichtzustand an Profilen in den meisten Fällen erst in der abgelösten laminaren Grenzschicht unter Bildung einer laminaren Ablöseblase. Diese verschlechtert die Anfangsbedingungen für die nachfolgende turbulente Grenzschicht. Reynoldszahlen unter $3x10^6$ können bei Windkanalversuchen an maßstäblichen Ganzmodellen von Verkehrsflugzeugen auftreten.

Ziel

Zutreffende Vorausberechnung vom Einfluß laminarer Ablöseblasen auf die Profileigenschaften.
Einsatz von Methoden zur Vermeidung von Ablöseblasen.
Verbesserung der Entwurfsverfahren für Profile.

Lösungsweg Die Stabilität der laminaren Grenzschicht hängt in hohem Maß vom Turbulenzgrad der Außenströmung ab. Je geringer der Turbulenzgrad, desto ausgeprägter sind die Ablöseblasen. Die Hitzdrahtmessungen in Profilgrenzschichten mit laminaren Ablöseblasen werden im Laminarwindkanal des Instituts durchgeführt, dessen Turbulenzgrad 0.02% beträgt.
Die Meßergebnisse in der laminaren Grenzschicht, der Ablöseblase und der turbulenten Grenzschicht werden mit bekannten empirischen Beziehungen und Berechnungsverfahren verglichen, diese werden entsprechend modifiziert. Ebenso werden Möglichkeiten zur Vermeidung der Ablöseblasen untersucht.
Der Einfluß der Ablöseblasen auf die Profileigenschaften wird durch Polarenmessungen am Profil mit bzw. ohne laminare Ablöseblasen untersucht.

Ergebnis

An 10 verschiedenen Profilen wurden bei verschiedenen Reynoldszahlen und Anstellwinkeln Grenzschichtmessungen mit dem Hitzdraht durchgeführt. Das Diagramm 1 zeigt den Verlauf der Außengeschwindigkeit und der Impulsverlustdichte und des Formparameters H_{12} über der dimensionslosen Bogenlänge s/s_{max} an der Oberseite eines Profils. Die Kontur der Blase ist vereinfacht eingezeichnet. Zusätzlich sind Meßergebnisse in der turbulenten Grenzschicht ohne Ablöseblase eingezeichnet. Durch eine Störung an der Profiloberfläche (Noppen) wurde der Grenzschichtumschlag vor die laminare Ablösung verlegt und somit die Blase beseitigt. Die Impulsverlustdicke an der Profilunterkante ist wesentlich geringer.
Das Diagramm 2 zeigt, welche Widerstandsverminderung durch die Beseitigung der Ablöseblasen an der Profilunter- und -oberseite erzielt werden kann.
Vergleiche mit aus der Literatur bekannten empirischen Beziehungen für die Entwicklung von Grenzschichten mit Ablöseblasen ergaben in den meisten Fällen widersprüchliche Ergebnisse. Somit ist es sehr schwierig, eindeutige Schlußfolgerungen zu ziehen. Die Auswertung der Messungen mit den entsprechenden Vergleichsrechnungen (verschiedene Grenzschichtverfahren) und deren Modifikationen ist daher noch nicht abgeschlossen.Vergleiche von gemessenen Profilpolaren mit theoretisch berechneten Polaren /1 /2 zeigen, daß diese Verfahren noch verbessert werden müssen.

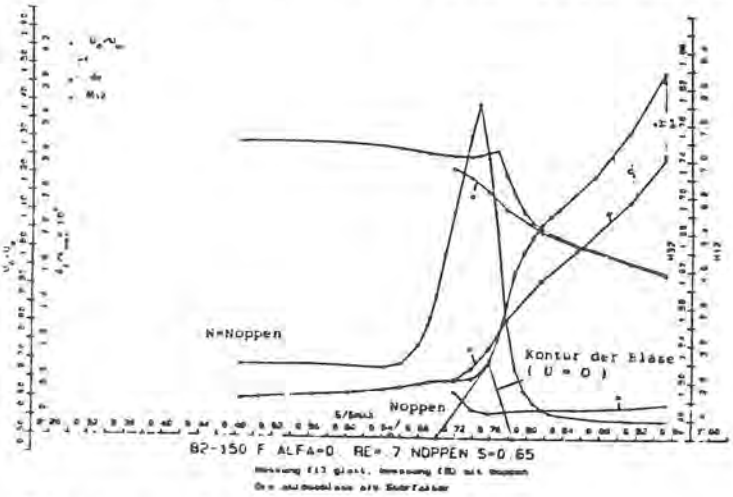


Diagramm 1

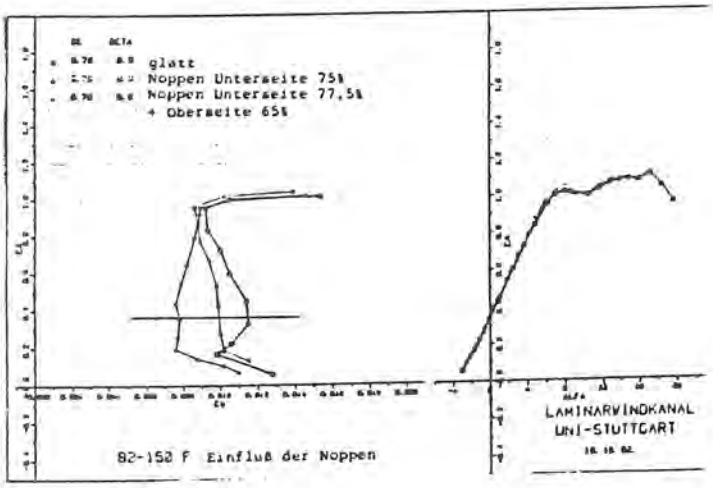


Diagramm 2

Literatur

/1/ Eppler, R. and Somers, D.M.:A Computer Program for the Design and Analysis of Low-Speed Airfoils. NASA TM-81862, 1980

/2/ Drela, M.: XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils. Proceedings of the Conf. on Low Reynolds Number Aerodynamics, University of Notre-Dame, Indiana 1988

weiteres Vorgehen

Modifikation der den Grenzschichtrechnungen zugrunde liegenden empirischen Beziehungen anhand der Versuchsergebnisse und Nachprüfung der Auswirkungen anhand von Vergleichsrechnungen. Einbeziehung der Ergebnisse in den Profilentwurf.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr.-Ing. Frank Arnold

Institution Deutsche Airbus GmbH

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

weitere Partner Prof. Dr.-Ing. F. Thiele, DLR
c/o TU-Berlin, Müller-Breslau-Str. 8, D-1000 Berlin 12

Thema **ILCOM - die Interaction Law COupling Method als eine effektive Kopplungsprozedur für sub-/transsonische Profilströmungen mit starker Interaktion.**

Ausgangssituation

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

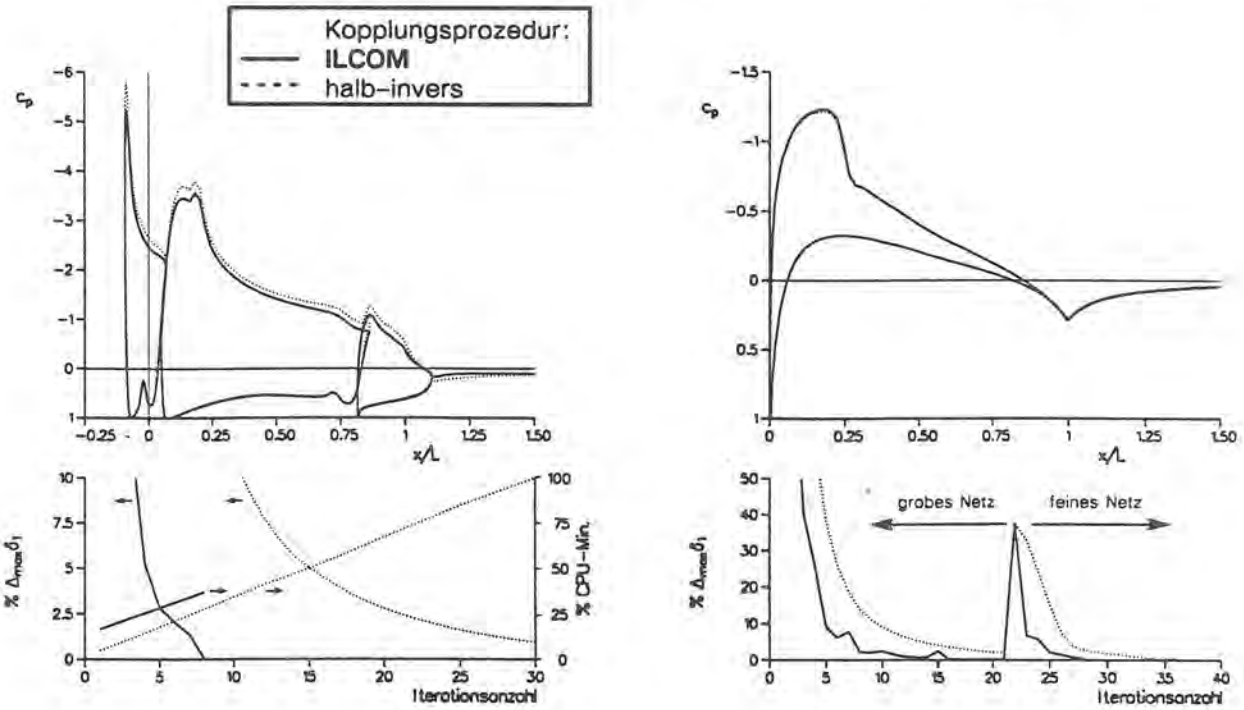
Ziel

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

Lösungsweg Das neue Interaktionsgesetz stellt einen linearen Zusammenhang zwischen der lokalen Geschwindigkeit am Grenzschichtrand und der lokalen Grenzschichtverdrängungsdicke dar. Die Einflüsse aus dem restlichen Strömungsfeld (elliptisches Problem) werden durch die Konstante in der linearen Beziehung berücksichtigt. Anders als bei Interaktionsgesetzen der einfachen Skelettlinientheorie bestimmen sich die Koeffizienten aus einer vollständigen Panellösung. Das Programm **ILCOM** berechnet unter Vorgabe der Profilanordnung und den aus einer vorangegangenen Iteration bekannten Geschwindigkeiten, Verdrängungsdicken und Dichten die Koeffizienten des linearen Interaktionsgesetzes zur Grenzschichtkopplung. Mit Hilfe von **ILCOM** lassen sich beliebige reibungsfreie Verfahren und Grenzschichtverfahren eng miteinander koppeln.

Ergebnis

Um das Anwendungsspektrum von **ILCOM** zu demonstrieren, wurde hiermit zum einen zur Berechnung von subsonischen Hochauftriebsströmungen ein Panelverfahren mit einem Grenzschicht-Integralverfahren gekoppelt. Zum anderen wurde die Kopplung eines Full-Potential-Differenzenverfahrens mit einem Grenzschicht-Differenzenverfahren zur Berechnung von transsonischen Strömungen durchgeführt. Dabei ließ sich **ILCOM** im Basisverfahren [2] nach quasi-simultanem Lösungsschema installieren. Für beide Testfälle zeigt sich im unteren Bild eine deutliche Konvergenzverbesserung gegenüber der herkömmlichen halb-inversen Kopplung der unterschiedlichen Verfahrenselemente. Bei vergleichbaren Ergebnissen bewirkt die Verringerung der erforderlichen Iterationsanzahlen eine Rechenzeitverkürzung und somit auch eine spürbare Kostenreduzierung.



subsonisch M=0.2 Re=1.9·10^6 α=12°

transsonisch M=0.7 Re=9·10^6 α=2°

Lösungsunterschiede und Konvergenzverhalten von ILCOM / halb-inverser Kopplung am Beispiel eines **subsonischen Hochauftriebfalls** (Mehrelementprofil Airbus-Projekt) und eines **transsonischen Reiseflugfalls** (Einzelprofil NACA 0012).

Literatur

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

[2] Dargel, G.: Status des XLISW-Codes für die Berechnung viskoser transsonischer schiebender Flügelströmungen. TN MPC75 91/1 Interner Bericht, DA, Bremen (1991).

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung für verschiedene Verfahrenstypen (Integral-, Differenzenverfahren) und Anwendungsfälle (Mehrelement-Konfigurationen, transsonische Profil-/Flügelströmungen), Validierung am Experiment.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. Klaus Becker

Institution Deutsche Airbus GmbH
EF 10

Adresse Hünefeldstr. 1-5
D-2800 Bremen 1

Telefon 0421 / 538 44 99

Telefax 0421 / 538 33 20

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

Thema

Simulation transsonischer Strömungen um zweistrahlige Verkehrsflugzeuge - Netzgenerierung und Eulerrechnung für Rumpf/Flügel/Pylon/Gondel/Flap-Track-Fairing-Konfigurationen

Ausgangssituation

Die ständig wachsenden Anforderungen an die Wirtschaftlichkeit moderner Transportflugzeuge erfordern in zunehmendem Maße die Konfigurationsoptimierung in Bereichen stark dreidimensionaler Strömung, wie z.B. der Triebwerksintegration am Flügel. Daher ist die Weiterentwicklung dreidimensionaler Verfahren zur Simulation reibungsbehafteter transsonischer Strömungen und deren Anpassung an die Erfordernisse des aerodynamischen Entwurfs dringend geboten.

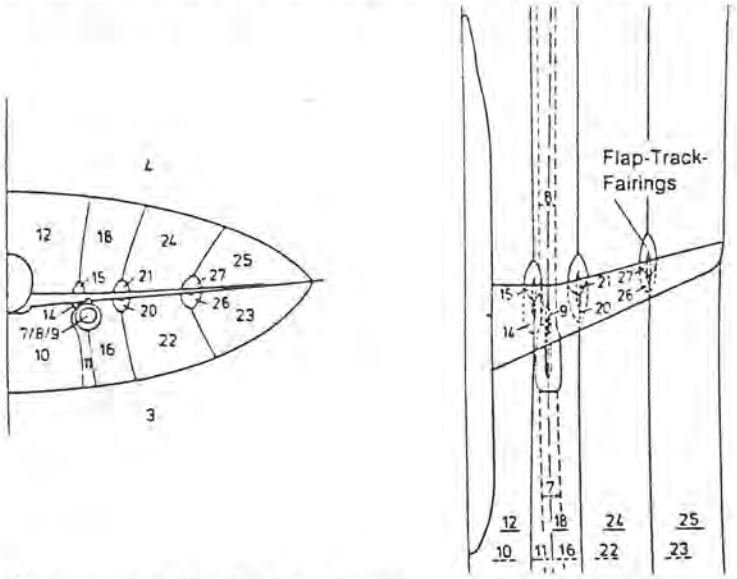
Ziel

Berechnung der dreidimensionalen transsonischen Strömung um eine Flügel/Rumpf/Pylon/Gondel/Flap-Track-Fairing-Konfiguration - Validierung am Experiment.

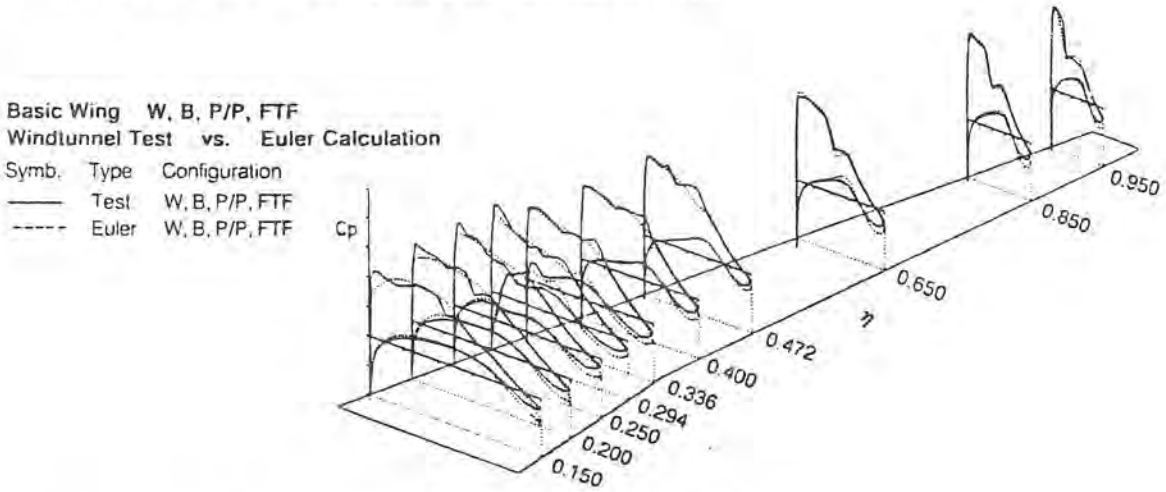
Lösungsweg

Die Berechnung der Strömung erfolgt mit Hilfe des 3D-Euler-Verfahrens MELINA, einer Weiterentwicklung des Verfahrens CeVCATS der DLR. Dieses Verfahren simuliert zunächst reibungsfreie Strömungen. Um dennoch einen wesentlichen Einfluß der Reibung einzubringen, wird mit Hilfe eines Tragflächenverfahrens aus einer Lastverteilung und einer reibungsfreien Basislösung eine Entwölbung des Flügels berechnet und der Flügel entsprechend verformt. Diese für den freien Flügel berechnete Entwölbung wird direkt auf die Fälle mit Behängung übertragen. Das Multi-Block-Netz für die MELINA-Rechnungen wird mit Hilfe des DA-Generierungssystems INGRID erzeugt, das um die Option der Flap-Track-Fairings erweitert wurde.

Ergebnis Das erste Bild zeigt die verwendete Multi-Block-Topologie. Die Blöcke für die Flap-Track-Fairings sind nur lokal in das sonstige Netz implantiert. Den Vergleich zwischen Messung und Rechnung für die komplette Konfiguration in verschiedenen Flügelschnitten sieht man auf dem zweiten Bild. Bis auf Abweichungen im Innenflügelbereich - bedingt durch einen Modellbaufehler - sind sowohl der Stau- und Beschleunigungsbereich als auch die Stoßlage und -stärke aufgrund der gewählten Technik richtig wiedergegeben. Der Bereich des Rear Loading ist erwartungsgemäß nicht abgedeckt.



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



Druckverteilungen über Spannweite - Vergleich Messung/Rechnung

Literatur

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

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

weiteres Vorgehen

Verbesserung der Simulation der Reibungseffekte durch Zulassung "dicker" Flügelhinterkanten.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. Karl-Wilhelm Bock

Institution: Dornier Luftfahrt GmbH
Abt. BF

Adresse: Postfach 13 03
W-7990 Friedrichshafen 1

Telefon 07545/8-4796
Telefax 07545 8 4411

weitere Partner: ----

Thema: Eine Strategie zur simultanen Optimierung von Profilen in mehreren Entwurfspunkten - Grundlagen und Anwendungsbeispiel

Ausgangssituation:
Beim Entwurf aerodynamisch optimaler Formen und Konfigurationen sind zwei prinzipiell unterschiedliche Vorgehensweisen möglich:

1. Äußere Optimierung, d. h. die wiederholte Anwendung von Nachrechnungsprogrammen mit systematisch variierten Eingabepartnern,
2. "Innere Optimierung", d. h. inverse Verfahren mit den gewünschten bzw. zu optimierenden Eigenschaften und Randbedingungen als Eingabeparameter.

Erstere Verfahren sind äußerst flexibel in der Anwendung, letztere sind in der Regel effizienter bezüglich der Rechenzeit. Für komplexe Situationen, z. B. "multi-point-design" mit wechselnden Auslegungskriterien, wird z. Z. noch die äußere Optimierung bevorzugt (vgl. auch [1]).

Ziel:
Es soll, aufbauend auf den Erfahrungen für den "single point design", ein flexibles Rechenprogramm entwickelt werden, mit dem für realistische Auslegungskriterien, d. h. "multi-point-design" und "off-design"-Verhalten, zunächst Profile im Unter- und Transschall optimiert werden können. Zielfunktion und Randbedingungen sollen dabei so flexibel formuliert werden, daß die in der Praxis wichtigsten Fälle enthalten sind.

Lösungsweg:
Es wird das bewährte, bei Dornier entwickelte Nachrechnungsverfahren DOFOIL für Profile mit dem Optimierungsprogramm COPES von G. N. Vanderplaats (vgl. [2]) verknüpft. Dabei ist das DOFOIL in die Form eines Unterprogramms zu bringen, das vom Programm COPES aufgerufen wird. COPES ist ein Gradientenverfahren zur Parametervariation für nichtlineare Zielfunktionen und Nebenbedingungen. Für die "multi point"-Optimierung von Profilen sind somit insbesondere zwei Schritte notwendig:

- Parametrisierung der Profilkontur (Bézier-Splines der transformierten Kontur),
- Formulierung von Zielfunktionen und Nebenbedingungen sowie deren Intergration in das Programm DOFOIL.

Alle denkbaren Entwurfsparameter, Zielfunktionen und Nebenbedingungsfunktionen werden von DOFOIL an COPES übergeben. Die geeignete Auswahl für ein aktuelles Problem wird durch die COPES-Programmeingabe getroffen.

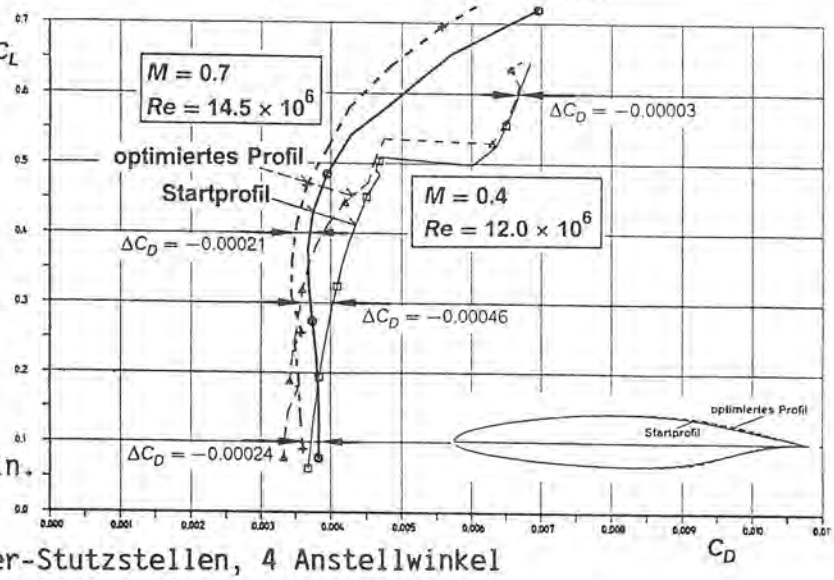
Ergebnis:

Das neue Programmpaket COPES/DOFOIL wurde inzwischen erfolgreich getestet. Im Folgenden wird ein Optimierungsbeispiel vorgestellt:

- Auslegungszustände:

i	M_i	Re_i	C_{Ai}
1	0,4	$12 \cdot 10^6$	0,3
2	0,4	$12 \cdot 10^6$	0,6
3	0,7	$14,5 \cdot 10^6$	0,1
4	0,7	$14,5 \cdot 10^6$	0,4

Widerstandspolaren , Start und Optimum
(ermittelt mit DOFOIL/COPES)



- Zielfunktion: $\sum_{i=1}^{4} C_{Di} \rightarrow \min.$
- Variationsparameter: 8 Bézier-Stutzstellen, 4 Anstellwinkel
- Nebenbedingungen: relative Dicke t/c ≥ 0,15, 4 Auftriebsbeiwerte
- Ausgangsprofil: ein existierendes Profil, das für ähnliche Auslegungszustände entworfen wurde

Die Abbildung zeigt die Polaren des Ausgangsprofils und des optimierten Profils bei den beiden Auslegungsmachzahlen. Die Summe der Widerstände konnte von

$\Sigma C_{Di,\ start} = 0{,}01826$ auf $\Sigma C_{Di,\ Opt.} = 0.01732$

gesenkt werden (- 5 %).

Literatur:

[1] AGARD:
Computational Methods for Aerodynamics Design (Inverse) and Optimization.
AGARD-CP-463, 1990

[2] G.N. Vanderplaats:
Approximation Concepts for Numerical Airfoil Optimization.
NASA TP-1370, 1979

Weiteres Vorgehen:

Durch den Einsatz in aktuellen Entwurfsarbeiten sollen Erfahrungen mit dem COPES/DOFOIL gesammelt werden, die in weitere Verbesserungen (z. B. Konturparametrisierung) einfließen sollen. Darüber hinaus ist geplant, den Einsatz von COPES schrittweise auf 3D-Konfigurationen auszudehnen.

Mitteilung

Projektgruppe / Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner

Institution Professor Dr.-Ing.habil. R. Bohning
Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Adresse Universität (TH) Karlsruhe
Kaiserstrasse 12
7500 Karlsruhe 1

Telefon 0721/608-4179
Telefax 608-4290

weitere Partner

Thema Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung

Ausgangssituation

Die transsonische Strömung um Tragflügel wird durch die Stoß-Grenzschicht-Interferenz stark beeinflußt. In der Umgebung des Dickenmaximums entsteht an der Oberseite des Flügels ein lokales Überschallgebiet, das stromabwärts in der Regel durch einen Verdichtungsstoß abgeschlossen wird. Dieser stellt eine beträchtliche Widerstandsquelle dar. Es hat in letzter Zeit nicht an Überlegungen gemangelt, möglichst stoßfreie Profilströmungen zu realisieren. Für einen bestimmten Auslegungspunkt kann dieses durch geeignete Wahl der Profilform erfolgen. Im "off design" hat sich die Methode der passiven Beeinflussung durch Ventilation der Wand als sehr wirkungsvoll erwiesen. Man versteht darunter das sich selbst regulierende Ausblasen und Absaugen von Strömungsmedium durch ein poröses Wandstück mit darunterliegender Kammer in unmittelbarer Stoßnähe. Vermöge dieser Porosität kann sich der hohe Druck hinter dem Stoß mit dem geringeren Druck davor ausgleichen. Es kommt zu einer Ventilation (passive Kontrolle), die gegebenenfalls zu einer beträchtlichen Stoßreduktion führen kann.

Ziel

- Numerische Simulation der transsonischen reibungsbehafteten Profilströmung mit passiver Beeinflussung.
- Optimierung des Ventilationseffektes.
  Einflußgrößen: Vorstoßmachzahl (für Referenzfall ohne Ventilation),
  Reynoldszahl,
  Lage, Länge und Tiefe der Ausgleichskammer,
  Wandkrümmung,
  Perforationsgrad,
  Ein- und Ausströmwinkel an der Perforation.

Lösungsweg

Zonales Rechenverfahren:

- Reibungsfreie Strömung - Differenzenverfahren für die Potentialgleichung auf H-Gitter. Stoßoperator mit Entropiekorrektur.

- Berechnung des Stoß-Grenzschicht-Interferenzgebietes mit dem analytischen triple-deck Modell von Bohning und Zierep. Die Tangentialkomponente der Geschwindigkeit wird aus der vollen Navier-Stokes-Gleichung mit einem impliziten Zeitschrittverfahren ermittelt. Hierbei wird ein Turbulenzmodell von Chung-Lung Chen verwendet. Die Ventilation wird durch die Wand-Normalgeschwindigkeit, die aus einer Massenstrombilanz entlang der Perforation resultiert, simuliert.

- Grenzschichtberechnung außerhalb des Interferenzbereichs mittels Integralverfahren (direkt / invers).

- Iterative Kopplung aller Komponenten.

Ergebnis

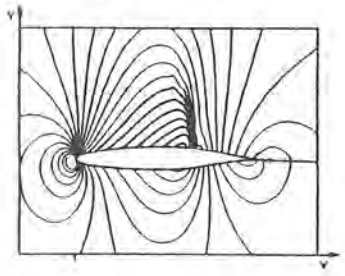
Systematische Studien der Parametereinflüsse zeigen, daß durch passive Stoßventilation der off-design Bereich eines transsonischen Flügels durch Reduzierung des Wellen- und Gesamtwiderstandes, durch die Erhöhung des Auftriebes und durch Fixierung der Stoßlage verbessrt und erweitert werden kann. Voraussetzung dafür ist die optimale Lage und Länge der Ausgleichskammer in Zusammenhang mit der Porosität. Ein zusätzlicher positiver Effekt läßt sich durch Schrägbohrungen in der Perforation erreichen. Bei geeigneter Wahl der Winkel im Ausström- und Absaugebereich läßt sich dadurch eine beträchtliche Erhöhung des Auftriebes und Verringerung des Gesamtwiderstandes erzielen.

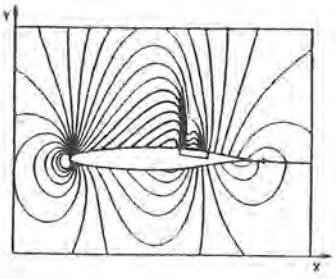
DA Profil LVA-1A

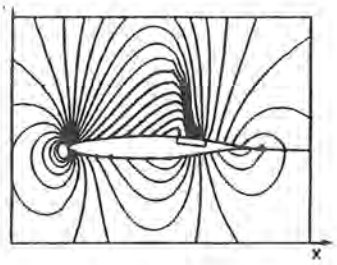
$M_\infty = 0.75$
ohne Ventilation

$Re_\infty = 6 \times 10^6$
mit Ventilation

$C_a = 0.5$
mit Ventilation



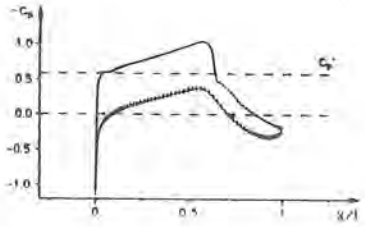


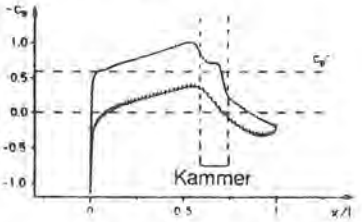


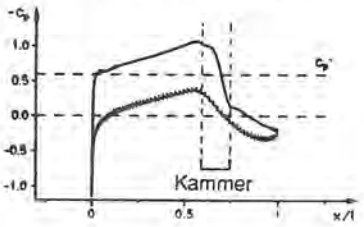
Isomachlinien

Porosität 6%
Bohrungen senkrecht

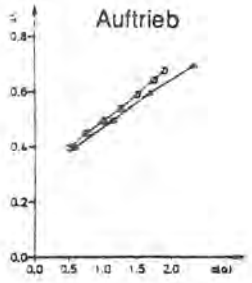
Porosität 6%
Bohrungen schräg 60°/0°

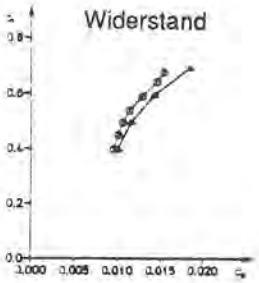


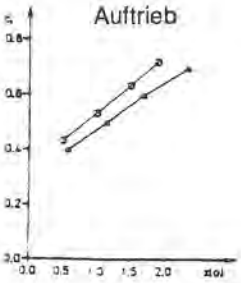


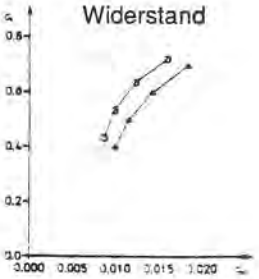


Aerodynamische Beiwerte
▲ ohne Ventilation
o mit Ventilation









Bohrungen senkrecht

Bohrungen schräg

Literatur

BOHNING, R.; ZIEREP, J.: Calculation of 2D Turbulent Shock / Boundary-Layer Interaction at Curved Surface with Suction and Blowing. In: Turbulent Shear Layer / Shock Wave Interactions IUTAM Symposium Palaiseau 1985, pp 105-112, Ed: J. Délery, Springer-Verlag

BOHNING, R.; JUNGBLUTH, H.: Turbulent Shock-Boundary-Layer Interaction with Control Theory and Experiment. In: IUTAM Symposium Transsonicum III, Göttingen 1988, pp 289-298, Eds: J. Zierep, H. Oertel, Springer-Verlag

BREITLING, Th.: Berechnung transsonischer, reibungsbehafteter Kanal- und Profilströmungen mit passiver Beeinflussung. Dissertation Universität Karlsruhe, 1989

BRAUN, W.: Experimentelle Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung. Dissertation Universität Karlsruhe, 1990

Datum 30. August 1991

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. E. Elsholz

Institution: Deutsche Airbus GmbH

Adresse: Postfach 10 78 45
2800 Bremen 1

Telefon 0421 538 3905
Telefax 0421 538 4486

weitere Partner

Thema: **Navier-Stokes Simulation transsonischer Profilströmungen**

Ausgangssituation

Die Berechnung viskoser Strömungen um Tragflügelprofile im off-design Bereich erweist sich bei Verwendung reibungsfrei/viskos gekoppelter Verfahren i.a. als nicht befriedigend, da wegen der auftretenden Ablösegebiete häufig Konvergenzschwierigkeiten festzustellen sind. Bisher durchgeführte Voruntersuchungen mit dem Navier-Stokes-Code NSFLEX-2D/1/ erwiesen sich als numerisch problemlos, waren aber noch zu aufwendig. Erst mit dem Einsatz des Multigrid-Verfahrens CEVCATS-2D /2/ konnte hier ein Durchbruch erzielt werden.

Ziel

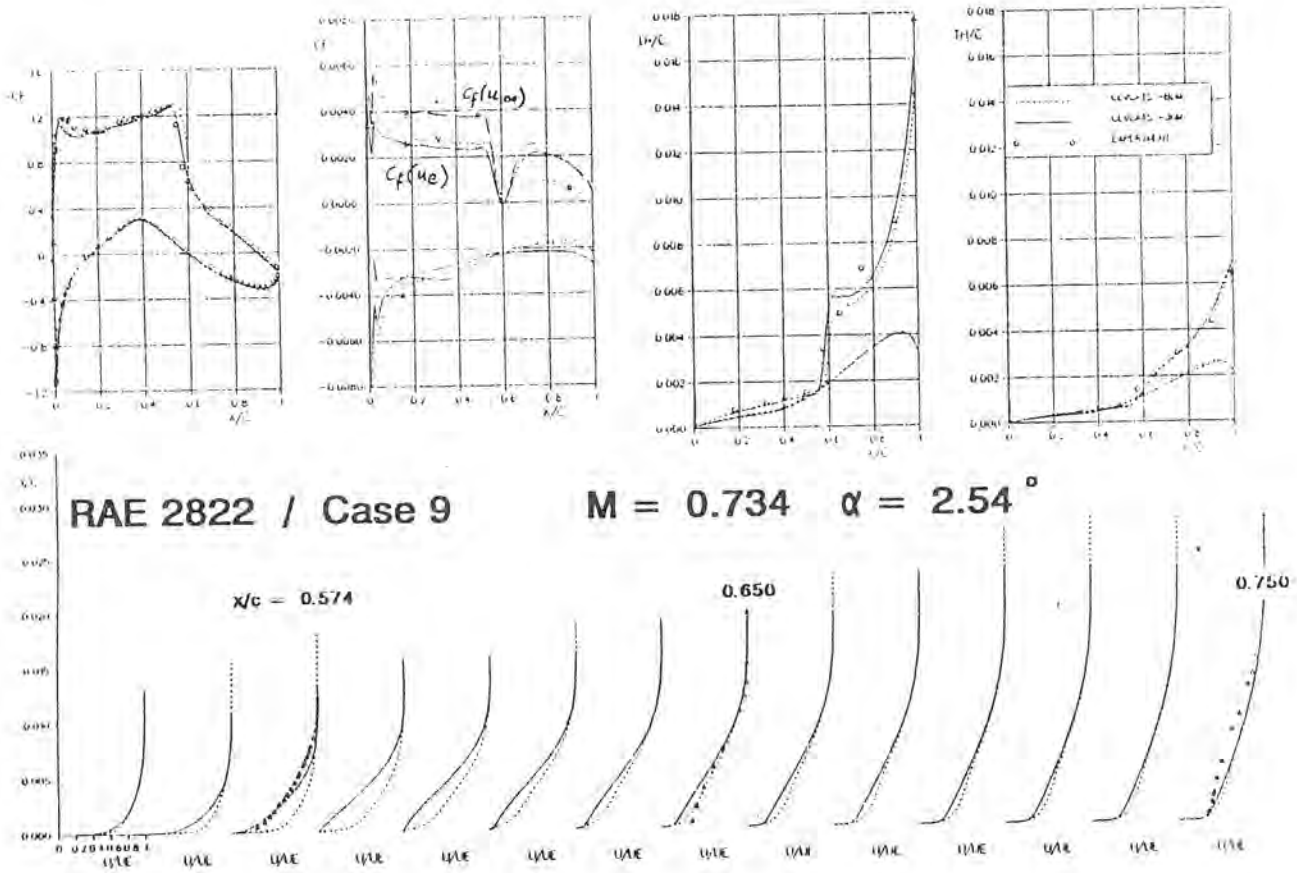
- Bereitstellung eines industriell einsetzbaren Navier-Stokes Codes hoher Effizienz und Zuverlässigkeit
- Steigerung der erzielbaren Ergebnisqualität durch Modifikation des verwendeten Turbulenzmodells

Lösungsweg

Zunächst erfolgte eine Erfahrungssammlung bei der Anwendung verschiedener Navier-Stokes codes. Eine anschließende, sorgfältige Analyse der erzielten Ergebnisse soll etwaige verbleibende Schwachstellen und Möglichkeiten zu deren Behebung aufzeigen.

Ergebnis

Die bisher durchgeführten Untersuchungen mit dem CEVCATS-Verfahren /2/ (Multigrid-Verfahren, Thin shear layer approximation) belegen die hohe Effizienz und Zuverlässigkeit des Codes. Zur Ermittlung der benötigten Grenzschichtdicken wurde das Verfahren erweitert um einen Post-processing Teil, der das berechnete Geschwindigkeitsfeld entlang der (Normal-) Gitterlinien nach der maximalen, kontur-parallelen Geschwindigkeitskomponente absucht, die dann als Grenzschicht-Randgeschwindigkeit bei der Integration der Dicken verwendet wird. Das Bild zeigt die erzielten Ergebnisse (2 Turbulenzmodelle) für das Profil RAE 2822, Case 9 /3/ zusammen mit einigen Geschwindigkeitsprofilen im Bereich des Stoßes. Auffällig ist die deutlich besser ermittelte Stoßlage aus dem Nichtgleichgewichts-Turbulenzmodell (Johnson-King modifiziert) gegenüber dem Gleichgewichtsmodell (Baldwin-Lomax). Nachteilig am Johnson-King Modell erscheint lediglich die schwächer berechnete Cf-Verteilung hinter dem Stoß. Hier müßten gezielte Modifikationen des Turbulenzmodells ansetzen, ausgehend etwa von /4/.



Literatur

/1/ M.A.Schmatz: Hypersonic Three-dimensional Navier-Stokes Calculations for Equilibrium Gas. AIAA 89-2183, August 1989

/2/ R.Radespiel: A Cell-vertex Multigrid Method for the Navier-Stokes Equations. NASA TM 101557. Jan.1989

/3/ P.H.Cook, M.A.McDonald, M.C.P.Firmin: Aerofoil RAE 2822 - Pressure Distributions and Boundary Layer and Wake Measurements. in: AGARD-AR-138, May 1979

/4/ D.A.Johnson, T.J.Coakley: Improvements to a Nonequilibrium Algebraic Turbulence Model. AIAA-J.28, No.11 (Nov.1990), pp. 2000-2003

weiteres Vorgehen

Zunächst sollen weitere Testfälle aus /3/ untersucht werden, anschließend erfolgt Analyse der Einzelbeiträge verschiedener Turbulenzmodell-Komponenten und eine geeignete Modifikation des ausgewählten Modells. - Kritische Untersuchung zur Berechnung der Widerstandsanteile aus der Feldlösung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Peter Kreuzer

Institution Technische Hochschule Darmstadt
Fachgebiet Aerodynamik und Meßtechnik

Adresse Petersenstraße 30
6100 Darmstadt

Telefon 06151/166562

Telefax 06151/162201

weitere Partner

Thema Theoretische und experimentelle Untersuchungen einer planaren und nichtplanaren Flügelanordnung

Ausgangssituation

In der Widerstandsbilanz moderner Unterschall-Verkehrsflugzeuge hat der induzierte Widerstand im Reise- und Steigflug einen erheblichen Anteil. Neben den Haupteinflußparametern (Flügelstreckung, Auftriebsverteilung) hat die Gestaltung der Flügelspitze einen entscheidenden Einfluß auf den induzierten Widerstand. Die Frage, ob beim vollständigen Neuentwurf eine konventionelle Flügelspitze einer Konfiguration mit Winglets vorzuziehen ist, führt zu einer komplexen Optimierungsaufgabe, bei der alle Randbedingungen wie z. B. Wurzelbiegemoment und Widerstand im Off-Design Bereich einbezogen werden müssen. Zuverlässige numerische Rechenverfahren können hier langwierige und kostenintensive Windkanalversuche einsparen helfen.

Ziel

Genaue rechnerische Bestimmung der Optimierungsparameter (induzierter Widerstand, Auftriebsverteilung, Wurzelbiegemoment) für eine Wingletkonfiguration. Bereitstellung eines detaillierten Meßdatensatzes zur Verifizierung der theoretischen Ergebnisse.

Lösungsweg

Durch die Beschränkung auf inkompressible, reibungsfreie Strömung konnte ein 3-D Panelverfahren /1/ verwendet werden. Zur Bestimmung des induzierten Widerstandes wurde das Verfahren weiterentwickelt. Kraft-, Druck- und umfangreiche Nachlaufmessungen wurden an einem A310 Halbmodell(Maßstab 1:16) mit und ohne Winglet durchgeführt.

AG STAB

Ergebnis

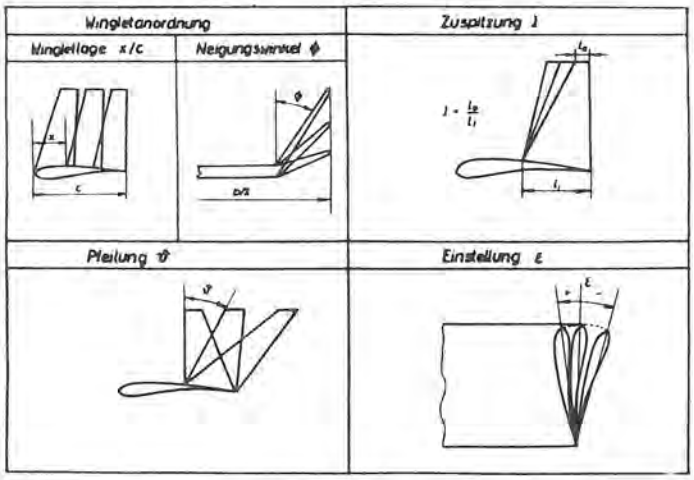


Bild 1: rechnerisch untersuchte Wingletgeometrieparameter

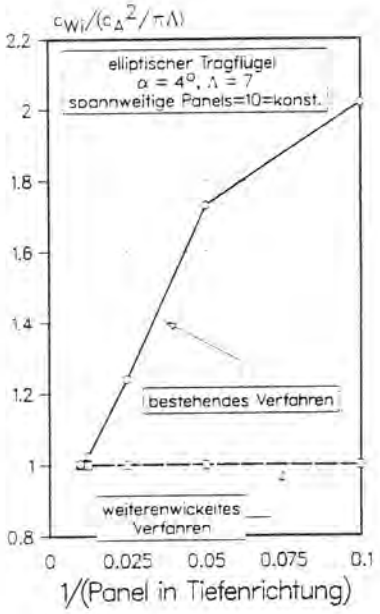


Bild 2: Verbesserung bei der Berechnung des induzierten Widerstandes

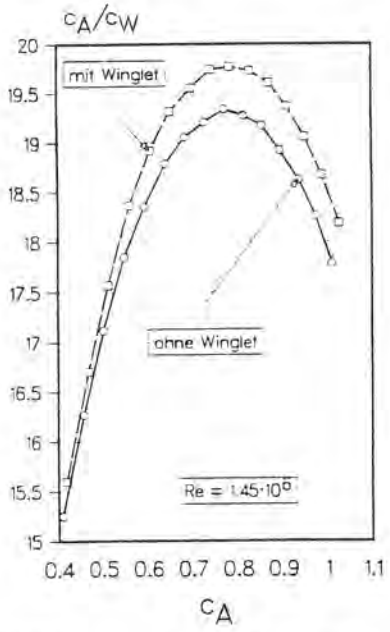


Bild 3: experimentell ermittelte Gleitzahlen mit/ohne Winglet

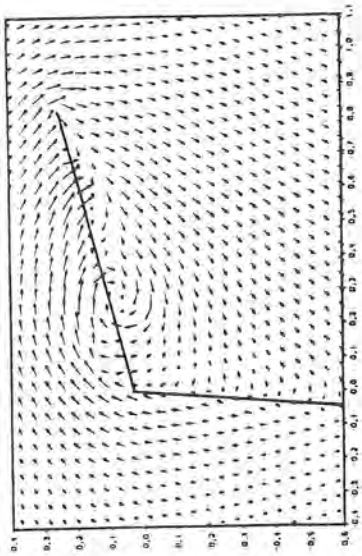


Bild 4: gemessene Geschwindigkeitsverteilung hinter Wingletanordnung

Literatur

/1/ Maskew, B., "PROGRAM VSAERO - Theory Document", Analytical Methods Inc., Redmond, Wash., 1984

/2/ Brune, G. W., Bogataj, P. W., "Induced Drag of a Simple Wing from Wake Measurements", SAE-Paper 901934, 1990

weiteres Vorgehen

Weiteres Auswerten der Meßdaten und Vergleich mit theoretischen Ergebnissen. Bestimmung des induzierten Widerstandes aus den Nachlaufmeßgrößen nach /2/.

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. J.-F. Michonneau	
Institution	SM-ES, DLR Göttingen	
Adresse	Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen	**Telefon** (0551)709-2887 **Telefax** (0551)709-2101
weitere Partner	O.N.E.R.A.	

Thema

Seitenwandinterferenzen bei Profilmessungen

Ausgangssituation

Die Störung durch die Seitenwände ist besonders groß, wenn sich auf der Profiloberseite bereits ein Überschallfeld gebildet hat. In verschiedenen Arbeiten wurde der Versuch unternommen, die Seitenwandinterferenzen zu minimieren. Allerdings fehlen 2D Messungen die die Entwicklung dieser Effekte in Abhängigkeit von der Machzahl und des Anstellwinkels zeigen könnten.

Ziel

Messung der Druckverteilung am Profil über die Spannweite und Messung der Grenzschichtdicke an der Seitenwand und Entwicklung eines Korrekturverfahrens.

Lösungsweg

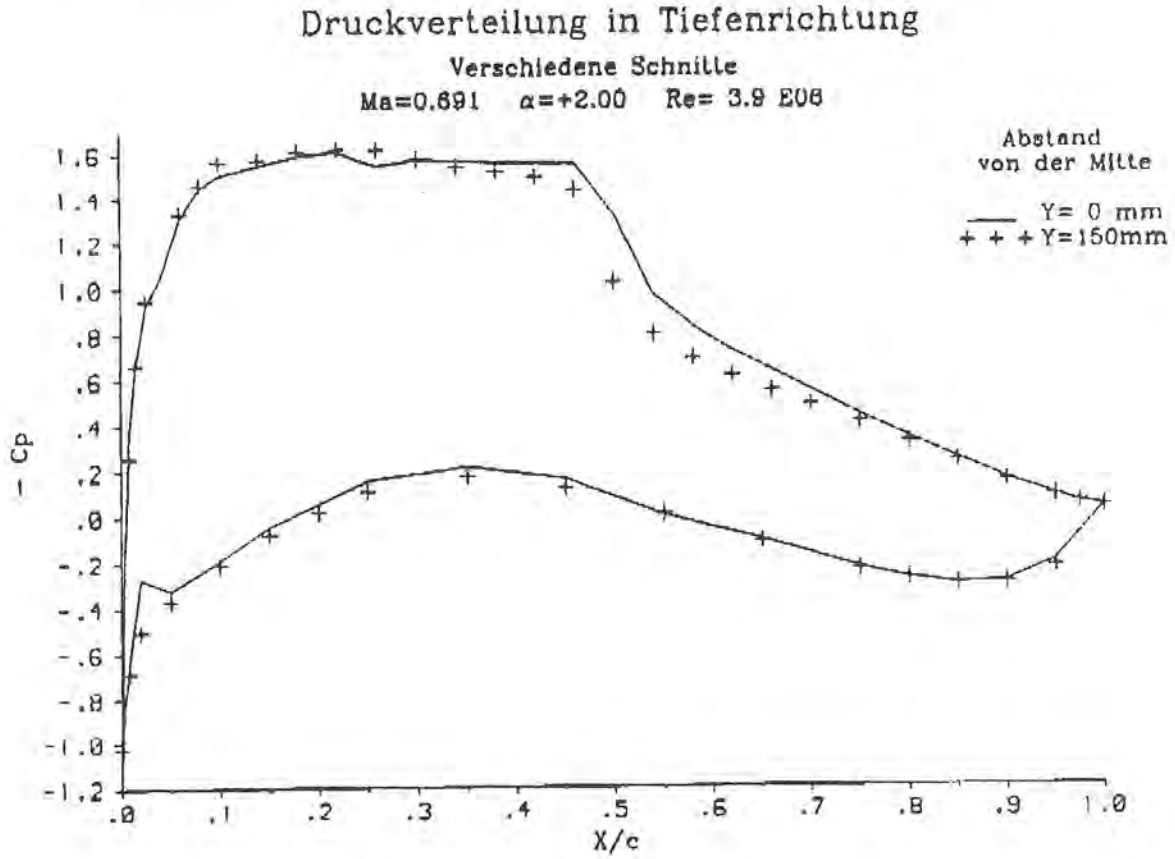
Für die Untersuchungen stand ein CAST7-Profil mit einer Sehnenlänge von 150 mm zur Verfügung. Das Profil verfügt über insgesamt 108 Druckbohrungen, die auf zwei Schnitte in Sehnenrichtung aufgeteilt sind. Die Spannweite des Profils beträgt 1 m; die Halterung für die Meßstrecke wurde daher so konstruiert, daß das Profil an beiden Seiten herausragte. Damit ergab sich die Möglichkeit, das Profil zu verschieben und so Druckverteilungen über die Spannweite zu messen. Zwei Rechen wurden konstruiert, um das Geschwindigkeitsprofil der Grenzschicht an der Seitenwand in der Nähe des Profils zu messen.

Das angestrebte Korrekturverfahren basiert auf einer guten Kenntnis der Druckgradienten in Spannweitenrichtung. Durch eine Potentialrechnung, die mit einer Berechnung der Grenzschicht gekoppelt ist, werden die Seitenwandinterferenzen bestimmt.

Dazu führt man eine 2D-Rechnung des Profils durch, um den Referenzfall zu erhalten, dann eine 3D-Rechnung, bei der die Seitenwände des Kanals um die Verdrängungsdicke der Grenzschicht verformt wurden (aus dem Grenzschichtprogramm). Der Unterschied zwischen den beiden Berechnungen ergibt die Korrektur, die dann auf die experimentellen Werte angewandt wird.

Die Versuche sollen dazu dienen, zu bestimmen, in welchen Machzahl- und Anstellwinkelbereichen dieses Korrekturverfahren so verwendbar ist und welche Veränderungen an dieser Methode vorgenommen werden müssen, um sie eventuell in Fällen größerer Störungen zu verwenden.

Die Abbildung zeigt zwei gemessene Druckverteilungen in Tiefenrichtung an zwei Positionen in Spannweitenrichtung. Es ist ermutigend festzustellen, daß eine solche Entwicklung auch in der Berechnung wiederzufinden ist. Die Versuche sind im Detail noch nicht ausgewertet. Ergebnisse werden anläßlich des STAB-Workshops gezeigt.



Literatur

J.F. Michonneau
R. Fournier
"Etude théorique des effets latéraux sur un profil, essais de compensation par déformation de la paroi haute réaliséà la soufflerie T2".
Projet de DEA, ONERA/CERT, DERAT, Septembre 1989.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis
Flügel großer Streckung

Ansprechpartner
Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution
TU Berlin
Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse
Marchstr. 14
1000 Berlin 10

Telefon 030/314-24449
Telefax 030/314-22866

weitere Partner
Dipl.-Ing. P. Bartsch/M. Britsch

Thema
Numerische Berechnung der turbulenten Strömung um Hochauftriebskonfigurationen

Ausgangssituation
Die Entwicklung und Optimierung leistungsfähiger Hochauftriebskonfigurationen basiert heutzutage zum überwiegenden Teil auf experimentellen Untersuchungen. Zunehmend gewinnt jedoch auch hier das „numerische Experiment" an Bedeutung. Dabei werden meist iterative Methoden verwendet, bei denen die Grenzschicht und die Außenströmung getrennt berechnet werden und über gemeinsame Randbedingungen gekoppelt werden.

Ziel
Ziel dieser Arbeit ist es, die turbulente Strömung um ein Tragflächenprofil mit Hochauftriebshilfen mit Hilfe eines Navier-Stokes-Verfahrens zu berechnen und damit die aerodynamischen Beiwerte (c_p, c_a, c_w) in Abhängigkeit von Reynoldszahl und Anstellwinkel verläßlich vorherzusagen.

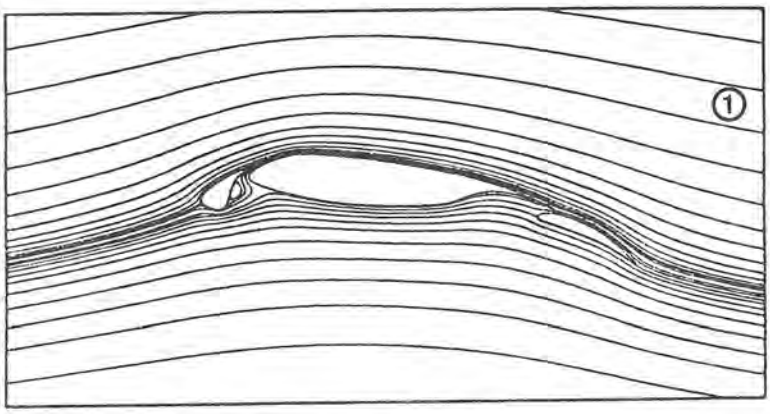
Lösungsweg
Die zweidimensionale Strömung um die in Abb. 1 gezeigte Hochauftriebskonfiguration (Startstellung) wird mit Hilfe eines Finite-Volumen Verfahrens berechnet /1/. Der Einfluß der Turbulenz auf das mittlere Strömungsfeld wird dabei durch das Standard k-ϵ Modell beschrieben /2/. Der wandnahe Bereich wird in den Rechnungen nicht numerisch aufgelöst, sondern mit Hilfe des logarithmischen Wandgesetzes überbrückt. Die Anströmgeschwindigkeit beträgt $U_\infty = 40$ m/s, die Profiltiefe ist $l = 0.6$ m. Daraus folgt eine Reynoldszahl von $Re = 1.6 \cdot 10^6$. Der Turbulenzgrad in der Anströmung wurde mit $Tu = 0.1\%$ angenommen. Berechnet werden die resultierenden Strömungsfelder für Anstellwinkel von 0° bis 16°. Die Anzahl der Gitterlinen beträgt 192×48 bzw. 384×96.

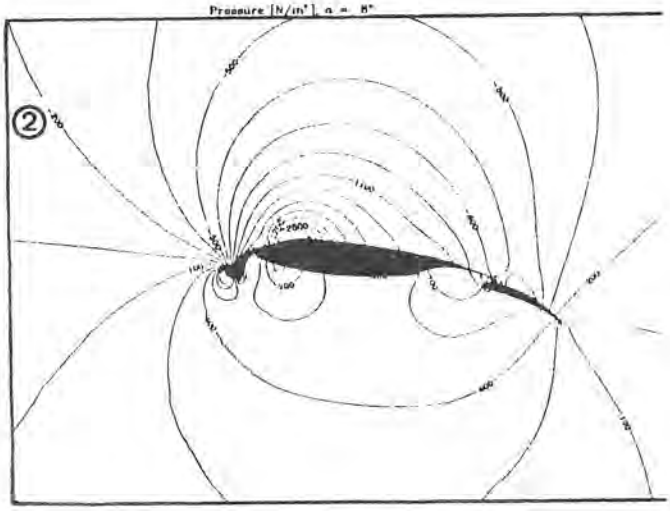
Ergebnis

Die Abb. 1 und 2 zeigen beispielhaft den Verlauf der Stromlinien sowie die Druckverteilung um das Profil. Der Anstellwinkel beträgt jeweils $\alpha = 8°$. Deutlich erkennbar ist die Ablöseblase hinter dem Slat, die jedoch mit zunehmendem Anstellwinkel immer kleiner wird und schließlich ganz verschwindet. Auf der Oberseite des Profils wird keine weitere Ablösung berechnet.

Bei der Druckverteilung (Abb. 2) zeigen sich erwartungsgemäß die höchsten Drücke im Staupunkt und auf der Unterseite der Tragfläche im vorderen Bereich sowie im Übergang zum Fowler. Der Staupunkt liegt aufgrund der Verdrängungswirkung des Profils auf dem unteren Teil des Slats. Das Druckminimum befindet sich auf der Oberseite des Profils im Bereich des Dickenmaximums.

Obwohl zum einen das berechnete Profil nicht exakt mit dem in /3/ vermessenen übereinstimmt und zum anderen die Rechnungen — im Gegensatz zu den Messungen — einen Freiflug simulieren, ergibt sich eine zufriedenstellende Übereinstimmung zwischen Numerik und Experiment.





Ausschnitt aus den berechneten Strömungsfeldern ($\alpha = 8°$):
Abb.1: Stromlinien Abb.2: Druckverteilung

Literatur

/1/ Peric, M., 'A Finite–Volume Method for the Prediction of Three–Dimensional Fluid Flow in Complex Ducts', PhD Thesis, University of London, 1985

/2/ Launder, B.E., Spalding, D.B., 'The numerical Computation of Turbulent Flow', Comp. Meth. Appl. Mech. and Eng., Vol. 3, pp. 269–289, 1974

/3/ Szodruch, J., Kotschote, J., „Grenzschichtmessungen an einem Transsonikprofil im MBB–LSWT", MBB–Bremen, Bericht TE 1–1279, 1983

weiteres Vorgehen

Die weiteren Arbeitsschritte konzentrieren sich zum einen auf Berechnungen weiterer Testgeometrien sowie zum anderen auf die numerische Simulation von Windkanalversuchen unter Berücksichtigung von Wandeinflüssen (feste bzw. bewegliche Wände).

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner A. Ronzheimer, Dr. C.-C. Rossow

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

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

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema Untersuchung einer Überflügelanordnung des Triebwerks durch Lösung der Euler-Gleichungen am Beispiel der VFW-614 Konfiguration

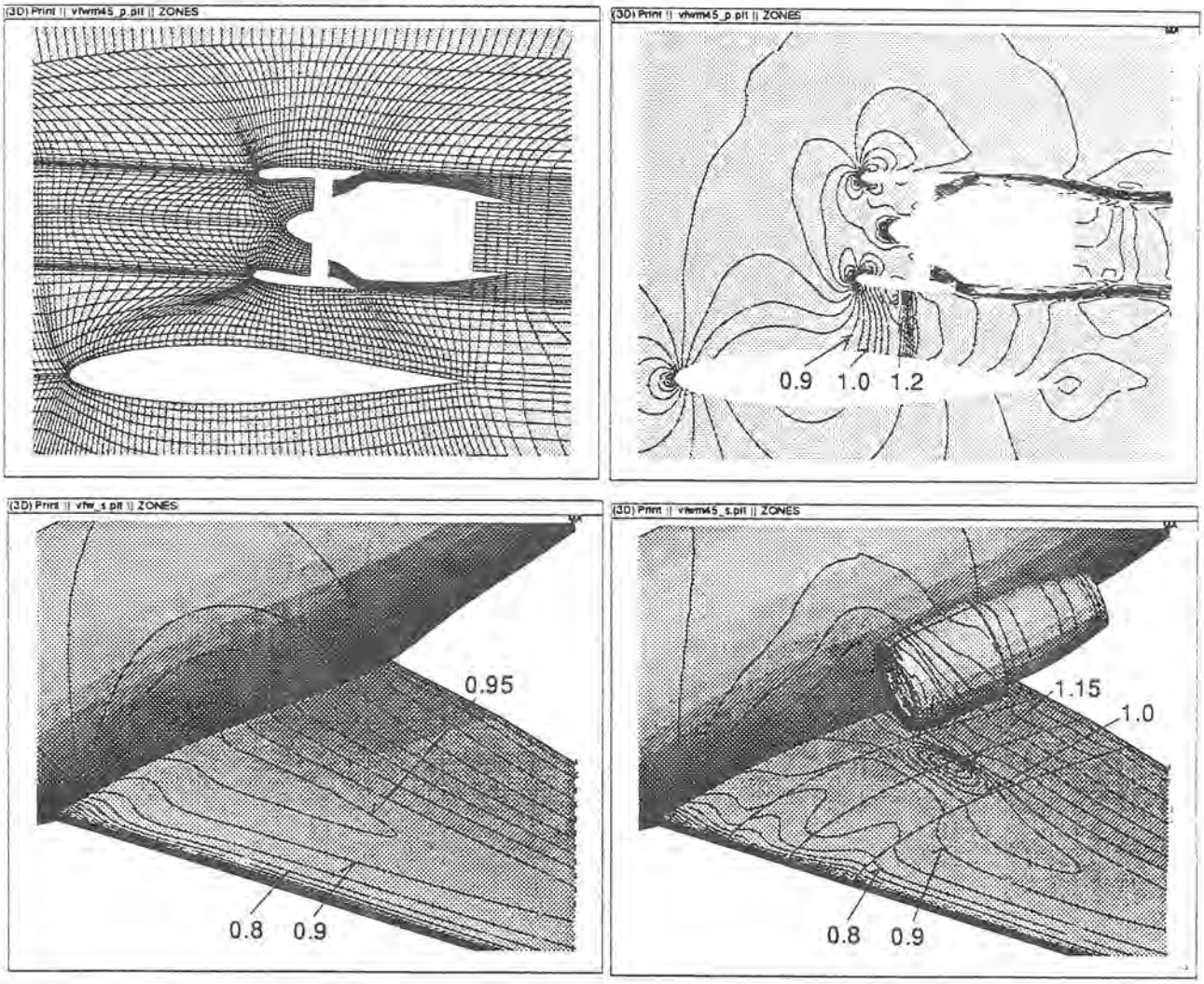
Ausgangssituation Der allgemeine Trend auf dem Triebwerkssektor zu extrem hohen Bypass-Verhältnissen führt zu großen Abmessungen des Triebwerks. Bei einer Anbringung unter dem Flügel erfordern bauliche Beschränkungen eine extrem flügelnahe Anordnung des Triebwerks. Daher sind größere Interferenzwirkungen zu erwarten, als bei heute üblichen Triebwerken. Es stellt sich die Frage, wie sich als Alternative eine Anordnung des Triebwerks über dem Flügel, die größere Freiheiten hinsichtlich der Triebwerkspositionierung zuläßt, auf die Zellenumströmung auswirkt.

Ziel Ziel der Arbeit ist es, die Interferenzphenomene durch Berechnung der reibungsfreien Umströmung auf Basis der Lösung der Euler-Gleichungen zu untersuchen.

Lösungsweg Im Rahmen der theoretischen Untersuchungen zum Interferenzeinfluß des Triebwerkes bei modernen Transportflugzeugen wurde ein dreidimensionaler blockstrukturierter Netzgenerator entwickelt, der die Einbettung verschiedener Triebwerke in verschiedenen Positionen in ein globales Netz um eine Flügel-Rumpf-Konfiguration gestattet. Die Berechnung der Umströmung erfolgt mit dem DLR-Euler-Verfahren CEVCATS. Hierbei wird die Simulation der Triebwerksströmung mittels spezieller Randbedingungen in der Fan-Ein- und Austrittsebene sowie in der Kerntriebwerksaustrittsebene realisiert. Obwohl sich diese Untersuchungen nur auf reibungsfreie Strömungsfelder beschränken, können die wesentlichen Interferenzwirkungen qualitativ gut durch Vergleich mit der Umströmung der triebwerkslosen Konfiguration abgeschätzt werden.
Für die Erstellung des Rechennetzes um eine Konfiguration mit Überflügelanordnung des Triebwerks wurde die Geometrie der VFW-614 zugrunde gelegt. Pylon und Nabenheckkörper des M-45 Triebwerks werden nicht berücksichtigt.

Ergebnis

Es sind die Ergebnisse von Strömungsrechnungen für einen typischen Reiseflugfall in Form von Linien konstanter Machzahl dargestellt. Bemerkenswert ist das Auftreten eines Überschallfeldes zwischen Flügel und Gondel bei einer weit unterhalb der Schallgeschwindigkeit liegenden Reiseflugmachzahl ($Ma_\infty = 0.65$, $\alpha = 1°$). Im Gegensatz dazu bleibt die Strömung um die triebwerkslose Konfiguration im Unterschall.



Literatur

(1) H. Hoheisel, R. Kiock C.-C. Rossow, A. Ronzheimer, W. Baumert, H. Capdevila: Aspects of Theoretical and Experimental Investigations on Airframe/Engine Integration Problems. ICAS Paper 90-2.7.3, Stockholm 1990

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

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

weiteres Vorgehen

Das Verfahren wird zur Zeit durch geeignete Experimente validiert. In weiteren Rechnungen soll der Einfluß des Pylons untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung
Ansprechpartner	Dr. G. Viehweger, WT-WK-KKK
Institution	Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V.
Adresse	Linder Höhe 5000 Köln 90
	Telefon 02203-601-2295 Telefax 02203-601-2139
weitere Partner	

Thema

Das Konzept des Kryo-Kanal Köln der DLR. Ergebnisse der Kraftmessungen mit dem AGARD-Kryo-Modell und Untersuchungen zur Strömungsqualität.

Ausgangssituation

Nach dem Abschluß der Kalibrierphase verfügt die DLR mit dem KKK über eine Anlage mit modernsten Versuchstechniken, in der an Gesamtmodellen Re-Zahlen von 9×10^6 und an 2-D-Modellen von 30×10^6 realisiert werden können.

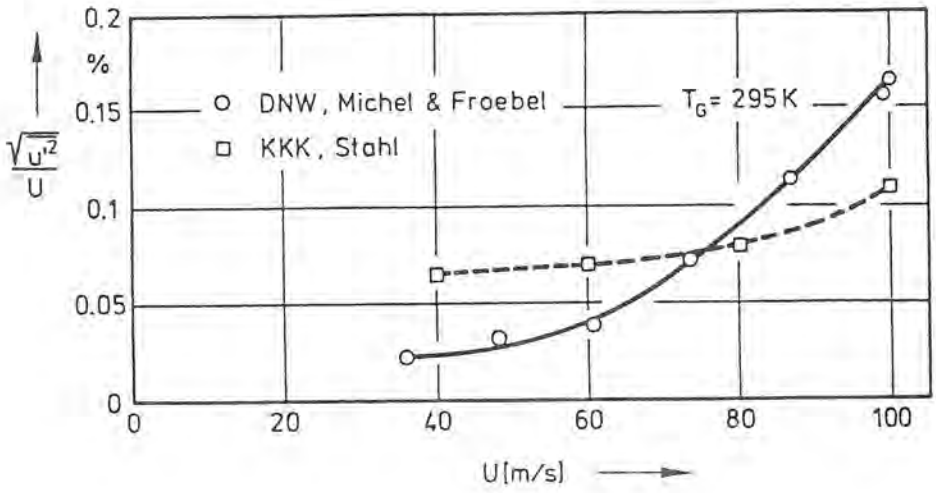
Ziel

Entkoppelte Erfassung der Reynoldszahl-, Machzahl- und Staudruckeinflüsse auf die Meßergebnisse.

Lösungsweg

- Vergleichsmessung zu Untersuchungen, die in konventionellen Groß-Windkanälen an den gleichen Modellgeometrien mit vergleichbaren Re-Zahlen (z.B. NASA-Ames) durchgeführt wurden.
- Genaue Kenntnis der Strömungsqualität des Kanals.

- Der Kanal verfügt über eine erstklassige Strömungsqualität: niedriger Turbulanzgrad, geringe Temperaturungleichförmigkeit im Meßquerschnitt.
- Die Analyse der Ergebnisse der Kraftmessungen im Vergleich zu den Messungen bei NASA-Ames läuft zur Zeit.



Der Turbulenzgrad von DNW und KKK

Literatur

G. Viehweger: The Kryo-Kanal Köln, KKK, Description of the Tunnel Conversion. Thermal Insulation, Instrumentation, Operational Experience and Test Results. Operating Costs. AGARD-Report No. 774

weiteres Vorgehen

Weiterentsicklung und Verbesserung der Meßtechniken.

Projektgruppe/ : Fluegel kleiner Streckung
Fachkreis
Ansprechpartner: Stephan Hitzel
Institut : DORNIER - Luftfahrt GmBH, Friedrichshafen,
Numerische Stroemungsmechanik BF30
Adresse : Postfach 1420, D 7541 Friedrichshafen Tel : 07545 - 8 -2159
Fax : 07545 - 84411
weitere Partner : IEPG - TA 15 Partner , NASA- Langley

Thema : VORDERKANTENWIRBELPLATZEN -
Analysen zum Mechanismus

Ausgangssituation :

Wirbelplatzen der Vorderkantenwirbel in der unmittelbaren Fluegelumgebung ist ein entscheidentes Limit zur Nutzung der Saugkraefte kontrollierbarer stabiler Wirbelsysteme . Wirbelplatzen ist durch zahlreiche Experimente phaenomenologisch zwar weitgehend erfasst, die Guete seiner Bestimmbarkeit haengt jedoch vom Verstaendnis des Mechanismus ab.

Ziel :

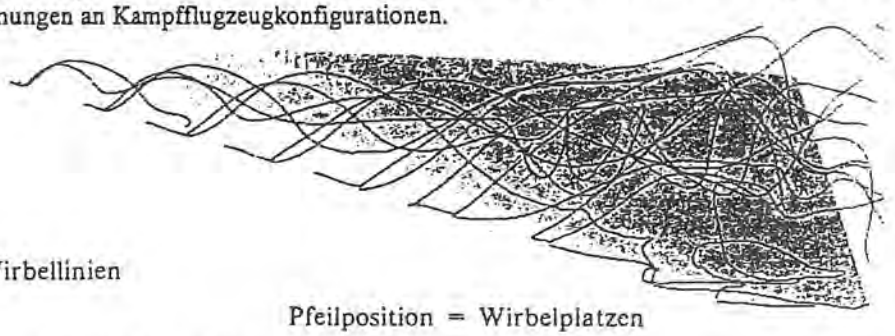
Klaerung des Mechanismus des Wirbelplatzens ueber schlanken Fluegeln und im Bereich von Druckfeldern um Flugzeugkonfigurationen sowie die Klaerung der numerischen Simulierbarkeit des Phaenomens.

Loesungsweg:

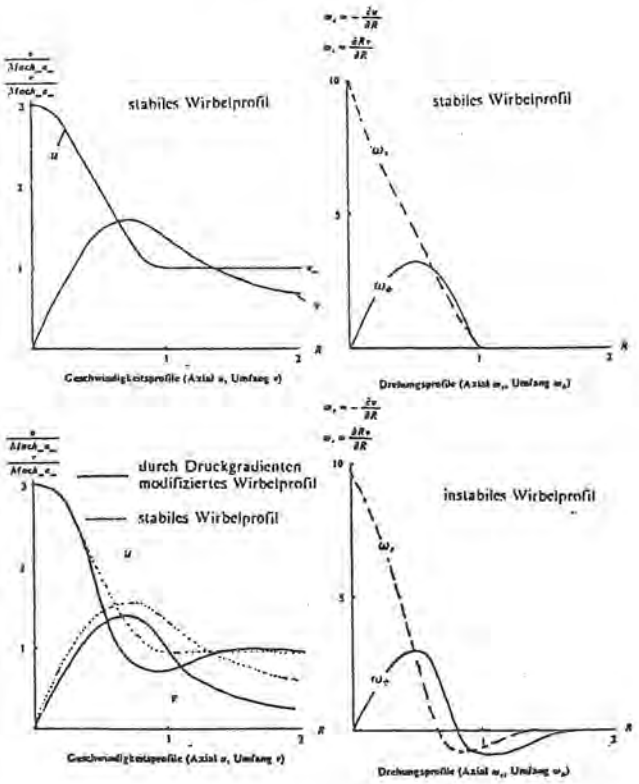
Eine Durchsicht experimenteller Ergebnisse zum Wirbelplatzen , theoretischer Ueberlegungen zum Phaenomen sowie eine detaillierte Analyse numerischer Simulationsergebnisse im sub-, trans- und supersonischen Geschwindigkeitsbereich auf Basis der Loesung der kompressiblen Eulergleichungen erlaubt eine Indizienkette zur Klaerung des Wirbelplatzmechanismus in Druckfeldern.

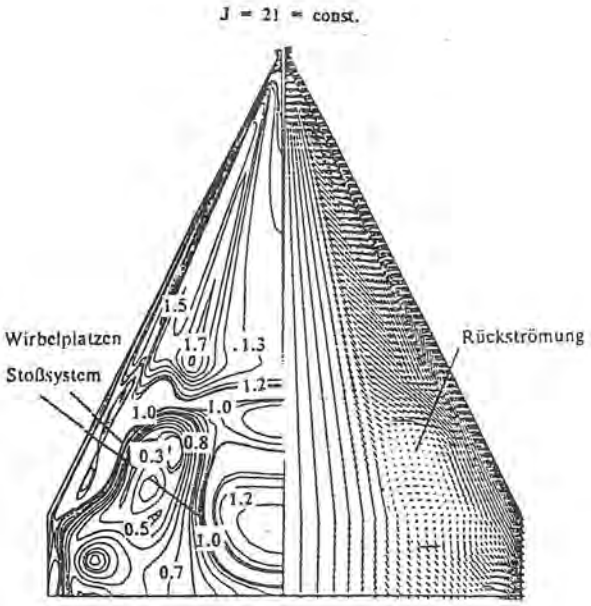
Ergebnis:

Die durch die experimentellen Befunde naheliegende Vermutung der weitgehenden Reynolszahlunabhaenigkeit des Wirbelplatzphaenomens wird durch theoretische Untersuchungen der beschreibenden Gleichungen bestaetigt. Die Reibung spielt zwar im Kernbereich eines Wirbels eine wichtige Rolle, eine Dimensionsanalyse zum Aufweitvorgang einer Wirbelroehre zeigt jedoch ihre untergeordnete Rolle beim Aufplatzvorgang. Andere Ueberlegungen zeigen ebenfalls die primaere Rolle konvektiver Vorgaenge zum Platzvorgang. Es zeigt sich hingegen,dass Druckverluste im Wirbelinneren stabilisierend wirken. Die numerische Simulation zeigt - abgesehen von interessanten Wirbelplatz/Stossinterferenzen - einige zusaetzliche Indizien zur Wirkung konvektiv bedingter-Druckgradienten auf den Wirbelplatzmechanismus, die dank der relativ einfachen Moeglichkeit von numerischen Experimenten durch die detaillierte Analyse auch im Trans - und Ueberschallbereich erreichbar sind. Auf Basis der vorliegenden Erkenntnisse wird eine Erklaerung der Aufplatzvorgaenge versucht. Die Erklaerung gestattet unter anderem die Interpretation von bislang ungeklaerten Wirkungen technischer Loesungen zur Beeinflussung von Wirbelstroemungen an Kampfflugzeugkonfigurationen.



Wirbellinien über dem Deltaflügel bei Mach = 0.40, α = 24 Grad
(adaptiertes Netz)





Machzahlkonturen und Geschwindigkeitsvektoren über dem Deltaflügel bei Mach = 0.85 , α = 24 Grad (verbessertes Normalnetz)

Literatur:

Zwischenbericht zur numerischen Simulation dreidimensionaleer, kompressibler Fluegelvorderkantensysteme mit mit einem Euler-Verfahren. DORNIER BF30-16/91

weiteres Vorgehen:

Navier-Stokes-Simulationen an Deltafluegeln im Hochanstellwinkelbereich im Sub- und Transschallbereich.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung
Ansprechpartner	K. Hünecke, Josef Mertens
Institution	Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF14, EF1
Adresse	Hünefeldstr. 1-5 W-2800 Bremen 1 Telefon 0421-538-2649,-3802 Telefax 0421-538-4486
weitere Partner	DNW, Emmeloord, NL Dassault Aviation, Paris
Thema	**HERMES Bodeneffekt-Messungen im DNW, Juli 1991**

Ausgangssituation 1989 wurden bei CEAT in Toulouse Bodeneffekt-Messungen mit der HERMES Konfiguration 0.0, Modell 2001 durchgeführt. Inzwischen existiert eine weitere Konfiguration 1.0, Modell 2008, für die bislang keine Bodeneffekt-Messungen vorlagen.

Ziel

- Bestimmung der Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung mit und ohne Klappenausschlag in Bodennähe, Fahrwerk ausgefahren.
- Vergleich der Messungen CEAT und DNW (Modell 2001)
- Vergleich der Konfigurationen 0.0 und 1.0 (Modelle 2001, 2008)
- Einfluß des rollenden Bodens im DNW

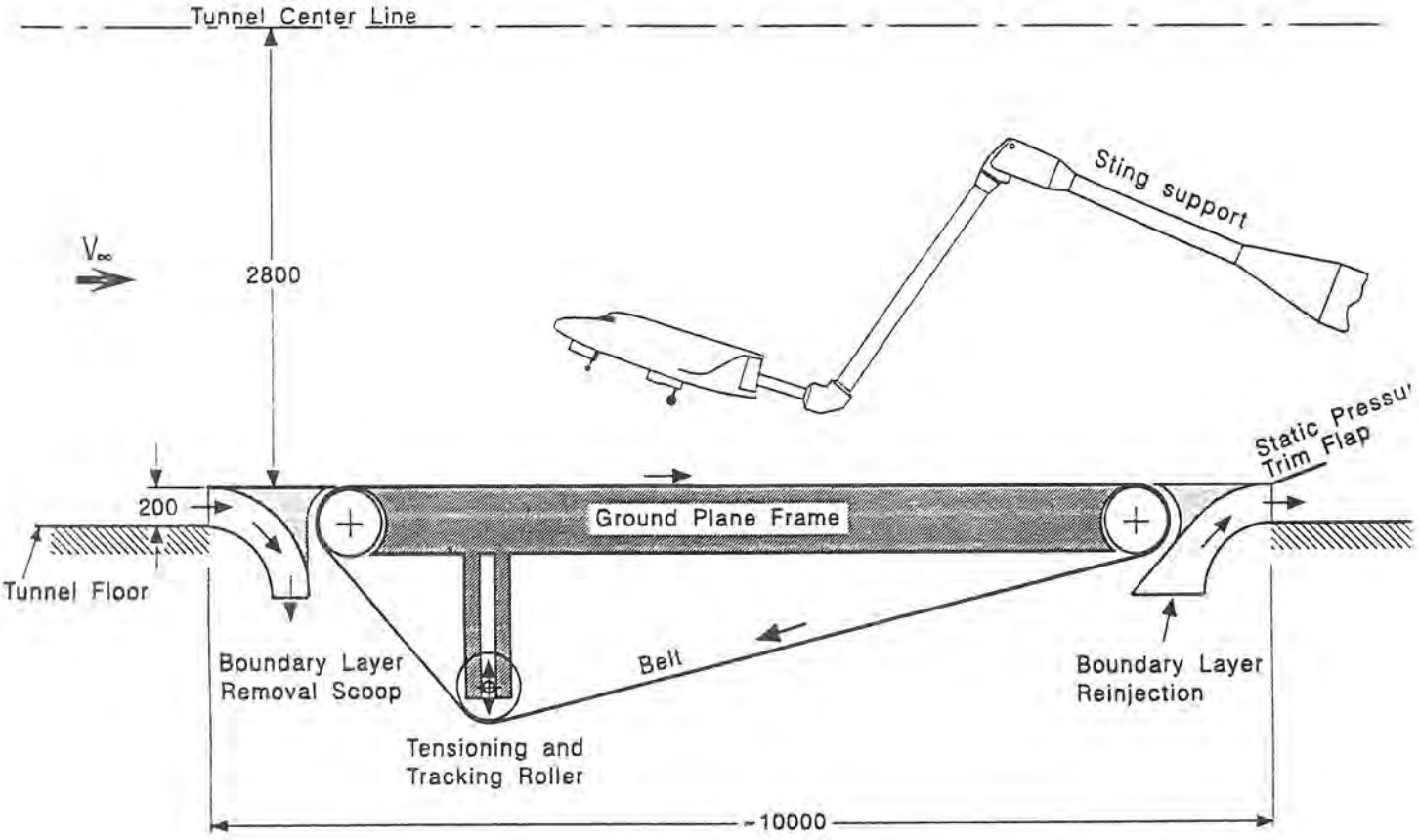
Lösungsweg Je ein Modell der HERMES-Konfiguration 0.0 und 1.0, Maßstab 1:8.5, wurden bezüglich der Längs- und Seitenbewegung im DNW vermessen. Die Messungen fanden im Juli 1991 statt.

Die Versuche wurden als 6-Komponenten-Kraftmessungen durchgeführt. Der Anstellwinkelbereich lag zwischen -4° und +20°, der Schiebewinkelbereich zwischen -10° und +10°.

Zur Simulierung des Bodens besitzt der DNW einen rollenden Boden mit Abschälung der Boden-Grenzschicht vor der Meßstrecke.

Ergebnis

Im Auftrieb- und Längsmomentenverhalten stimmen beide Konfigurationen überein mit vergleichbaren Messungen im Emmener Windkanal (ohne Bodeneffekt). Der Einfluß des rollenden Bodens ist vernachlässigbar.



Ground Representation by Moving Belt

Literatur K. Hünecke Final Report
wird veröffentlicht

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse Bienroder Weg 3
3300 Braunschweig

Telefon (0531)391-2972
Telefax (0531)391-5952

weitere Partner Dipl.-Ing. A. Brümmer

Telefon (0531)391-2975

Thema Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschallflugkörpern im Niedergeschwindigkeitsbereich

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

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

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

Ergebnis

Für das Prinzipmodell liegen umfangreiche Sechskomponentenmessungen vor. Typische Ergebnisse sind in Bild 2 dargestellt. Ein zentrales Seitenleitwerk (MI) bewirkt Roll- und Gierstabilität im Bereich symmetrischer Strömung, während im Schiebeflug bei größeren Anstellwinkeln plötzliche Kraft- und Momentenänderungen auftreten [3]. Die Konfiguration KH mit einem Doppelseitenleitwerk bei der halben Halbspannweite ist in der Umgebung von $\alpha = 20°$ instabil und erreicht nur einen wesentlich geringeren Maximalauftriebsbeiwert. Ein Doppelseitenleitwerk an den Flügelenden bewirkt eine Stabilisierung ohne besondere Probleme. Es ist lediglich auch bei dieser Konfiguration eine Reduktion des Maximalauftriebsbeiwertes festzustellen. Die zugehörige Wirbelbildung wurde durch Sichtbarmachung der Strömung analysiert [3].

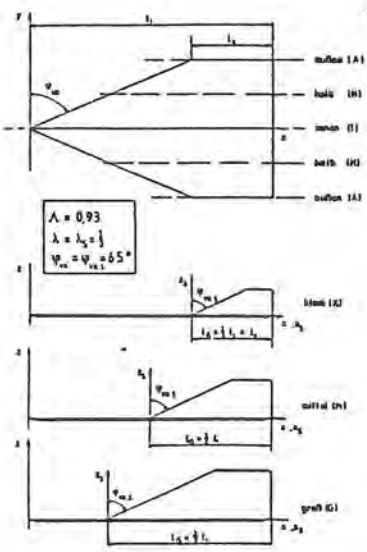


Bild 1:
Prinzipmodell
Übersicht

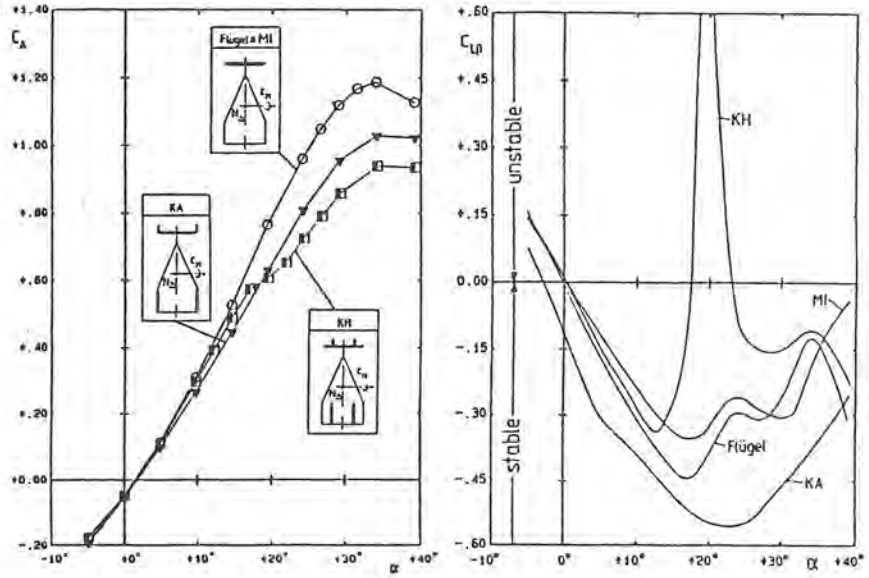


Bild 2: Ergebnisse der Sechkomponentenmessungen

Literatur

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

[2] D. Hummel, H. John, W. Staudacher: Aerodynamic characteristics of wing-body-configurations at high angles of attack. ICAS-Proceedings 1984, Vol. 1, 747 - 762.

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

weiteres Vorgehen

Die vorliegenden Sechskomponentenmessungen sollen durch Druckverteilungsmessungen und weitere Strömungssichtbarmachungen analysiert werden. Als anwendungsnahe Konfiguration soll das Modell ELAC-1 im Windkanal vermessen werden. Die begleitenden theoretischen Untersuchungen mit einem Wirbelleiterverfahren werden weitergeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. D. Hummel
Institution	Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig
Adresse	Bienroder Weg 3 33000 Braunschweig Telefon (0531)391-2972 Telefax (0531)301-5952
weitere Partner	Dipl.-Ing. S. Kommallein Telefon: (0531)391-2978

Thema

LDA-Untersuchung der abgelösten Strömung an schlanken Flügeln

Ausgangssituation

Die Wirbelströmung an Deltaflügeln bei mäßigen Anstellwinkeln ist aus Sondenmessungen gut bekannt. Von besonderem Interesse sind daher nun experimentelle Untersuchungen bei sehr großen Anstellwinkeln, insbesondere über den Aufplatzvorgang der Wirbel, über die Struktur der aufgeplatzten Wirbel und über den Übergang von einer aufgeplatzten Wirbelströmung in ein Totwasser. Wegen des von Sonden induzierten zusätzlichen Druckanstieges sind derartige Experimente nur mit der berührungslosen LDA-Meßtechnik möglich.

Ziel

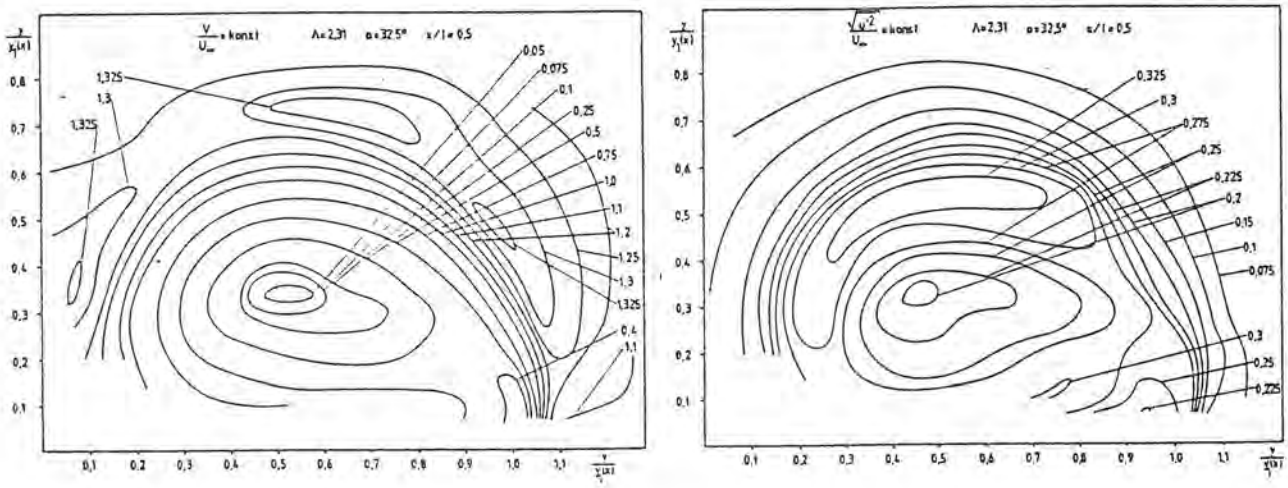
Mit Hilfe der LDA-Meßtechnik soll die Struktur dreidimensionaler Wirbelströmungen bei sehr großen Anstellwinkeln untersucht werden. Neben den mittleren Geschwindigkeiten sollen dabei insbesondere auch turbulente Schwankungen bestimmt werden. Anhand dieser Meßergebnisse sollen neue Einblicke in die physikalischen Vorgänge beim Wirbelaufplatzen und beim Übergang von einer aufgeplatzten Wirbelströmung in ein Totwasser gewonnen werden.

Lösungsweg

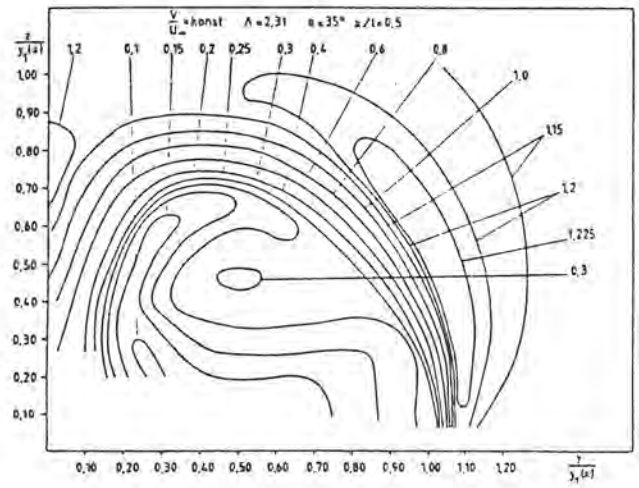
Mit dem Laser-Doppler Anemometer sollen zunächst Strömungsfelder an Deltaflügeln bei mäßigen Anstellwinkeln vermessen werden. Für derartige Strömungen stehen umfangreiche Sondenmessungen für Vergleiche zur Verfügung. Zur Überprüfung der mit dem LDA gemessenen turbulenten Schwankungen sollen auch einige Vergleichsmessungen mit einem Hitzdrahtanemometer durchgeführt werden. Nachdem die Meßtechnik anhand bereits bekannter Strömungsphänomene überprüft wurde, sollen anschließend Strömungsfelder an Deltaflügeln bei hohen Anstellwinkeln vermessen werden, bei denen die Wirbel aufgeplatzt sind oder bei denen bereits eine Totwasserströmung vorliegt.

Ergebnis

An einem Deltaflügel der Streckung $\Lambda = 2{,}31$ wurden Strömungsfeldmessungen bei den Anstellwinkeln $\alpha = 32{,}5°$ und $\alpha = 35°$ durchgeführt. Aus Druckverteilungsmessungen ist bekannt, daß beim ersten Anstellwinkel eine aufgeplatzte Wirbelströmung vorliegt. Im Fall einer aufgeplatzten Wirbelströmung, $\alpha = 32{,}5°$, $x/l = 0{,}5$, liegt stromabwärts vom Aufplatzpunkt im Wirbelzentrum ein Bereich mit geringen mittleren Strömungsgeschwindigkeiten und hohem Turbulenzgrad vor, der ringförmig von einem Bereich mit höherer Geschwindigkeit umschlossen wird. Im Fall einer Totwasserströmung, $\alpha = 35{,}0°$, $x/l = 0{,}5$, ist der Bereich mit verzögerter Strömung und hohem Turbulenzgrad stark vergrößert, und er erstreckt sich bis an die Wand. Der Übergang von aufgeplatzter Wirbelströmung zur Totwasserströmung vollzieht sich mit wachsendem Anstellwinkel plötzlich und zwar auf dem gesamten Flügel gleichzeitig. Er tritt bei dem Anstellwinkel auf, bei dem die Aufplatzstelle die Flügelspitze erreicht.



a)



b)

Verteilung der mittleren Geschwindigkeit V/U_∞ und der Schwankungsgeschwindigkeit $(\overline{n'^2})^{1/2}/U_\infty$ am Deltaflügel $\Lambda = 2{,}3$ im Schnitt $x/l = 0{,}5$ bei a) $\alpha = 32{,}5°$ und b) $\alpha = 35{,}0°$.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse Bienroder Weg 3
3300 Braunschweig

Telefon (0531)391-2972
Telefax (0531)301-5952

weitere Partner N. N.

Thema Aerodynamische Untersuchungen an Entenanordnungen

Ausgangssituation Die Interferenz der Wirbelsysteme zwischen Flügel und Leitwerk bei Entenkonfigurationen kann bei symmetrischer Strömung als weitgehend geklärt gelten (H.-Chr. Oelker [1]). Für praktische Anwendungen ist der Einfluß eines Rumpfes sowie der Fall unsymmetrischer Anströmung von großem Interesse.

Ziel Das Ziel des Vorhabens ist es, detaillierte Einblicke in die Interferenz der Wirbelsysteme von Flügel, Leitwerk und Rumpf sowohl bei symmetrischer als auch bei unsymmetrischer Strömung zu erhalten. Darüberhinaus sollen die Auswirkungen des Strömungsverlaufes auf aerodynamische Beiwerte und Druckverteilung ermittelt werden.

Lösungsweg Die früher untersuchte Konfiguration mit einem scheibenförmigen Rumpf (H.-Chr. Oelker [1]) wurde mit einem rotationssymmetrischen Rumpf ausgerüstet. Im 1,3 m Windkanal des Instituts werden Kraftmessungen, Druckverteilungsmessungen und Laser-Lichtschnitt-Untersuchungen über den Strömungsverlauf bis zu großen Anstellwinkeln und mäßigen Schiebewinkeln durchgeführt.

Ergebnis Bei kleineren Anstellwinkeln verlaufen die Wirbelsysteme von Leitwerk, Rumpf und Flügel weitgehend getrennt voneinander. Die Tendenz zur Vereinigung dieser Wirbelsysteme wächst bei symmetrischer Anströmung mit größer werdendem Anstellwinkel (Fig. 1), während sie bei unsymmetrischer Anströmung auf der nacheilenden Seite zunimmt und auf der voreilenden Seite abnimmt (Fig. 2). Bei größeren Anstellwinkeln und Schiebewinkeln platzen die Wirbel über der Konfiguration auf. Es zeigt sich, daß auch an dieser Konfiguration die günstige gegenseitige Beeinflussung von Flügel und Leitwerk bei symmetrischer Anströmung bis zu großen Anstellwinkeln eine geordnete Wirbelbildung an Flügel und Leitwerk gewährleistet, die zu sehr hohen Auftriebsbeiwerten führt. Bei unsymmetrischer Strömung kommt es dagegen schon bei kleinen Schiebewinkeln zu einem Zusammenbruch geordneter Wirbelströmung, insbesondere am Leitwerk, und daraus resultieren sehr ungünstige, plötzliche Veränderungen in den aerodynamischen Beiwerten.

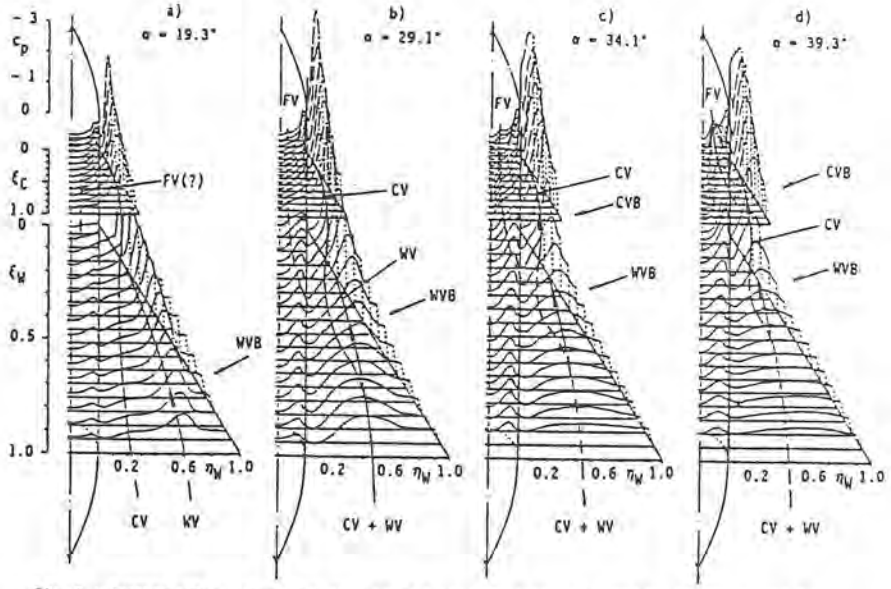


Fig. 1 : Suction side pressure distributions for the canard-on configuration in symmetrical flow (β = 0°) for various angles of attack α, Re = 1.4 · 10^6 (WV Wing vortex, FV Fuselage vortex, CV Canard vortex, B Breakdown)

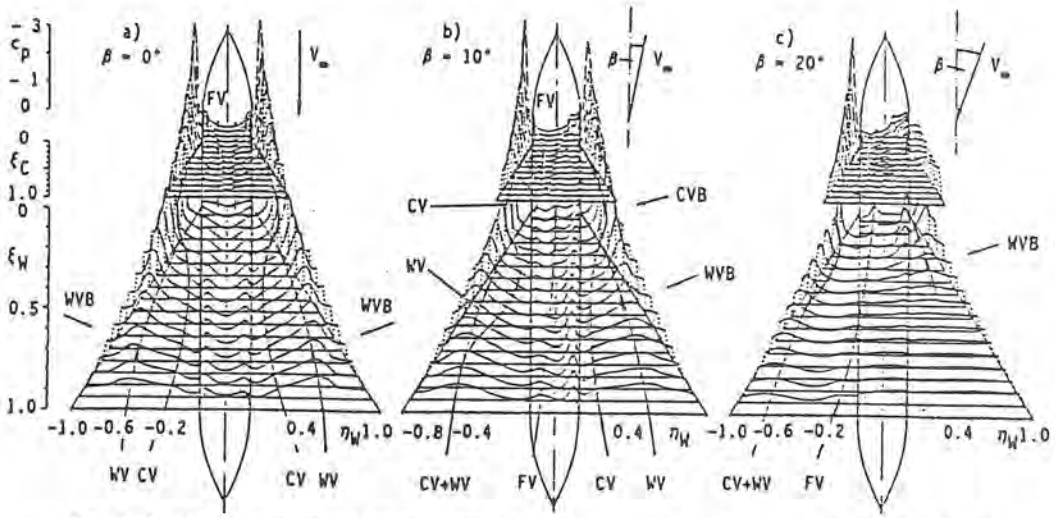


Fig. 2: Suction side pressure distributions for the canard-on configuration at angle of attack α = 24.2° and different angles of sideslip β, Re = 1.4 · 10^6 (WV Wing vortex, FV Fuselage vortex, CV Canard vortex, B Breakdown)

Literatur

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

[2] A. Bergmann, D. Hummel, H.-Chr. Oelker: Vortex formation over a close-coupled canard-wing-body configuration in unsymmetrical flow. AGARD-FDP-Symposium "Vortex Flow Aerodynamics", Scheveningen, 1990, 14-1 to 14-14.

weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen bei unsymmetrischer Anströmung sollen fortgeführt werden. Es ist geplant, die Leitwerkslage relativ zum Flügel systematisch zu variieren, um die Wirbelinterferenz gezielt zu beeinflussen und günstige Steuerstrategien zu entwickeln.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse Bienroder Weg 3
3300 Braunschweig

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

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

Thema Interferenzeffekte bei Entenanordnungen im Niedergeschwindigkeitsbereich

Ausgangssituation Die Interferenz zwischen Entenleitwerk und Flügel bei symmetrischer Strömung wird derzeit im Grundsatz verstanden. Allerdings bedürfen einige Teilaspekte noch der Klärung, nämlich die

1) Grenzschichtströmung auf dem Flügel bei mäßigen Anstellwinkeln und die
2) Wirbelstruktur im Bereich zwischen Leitwerk und Flügel bei größeren Anstellwinkeln.

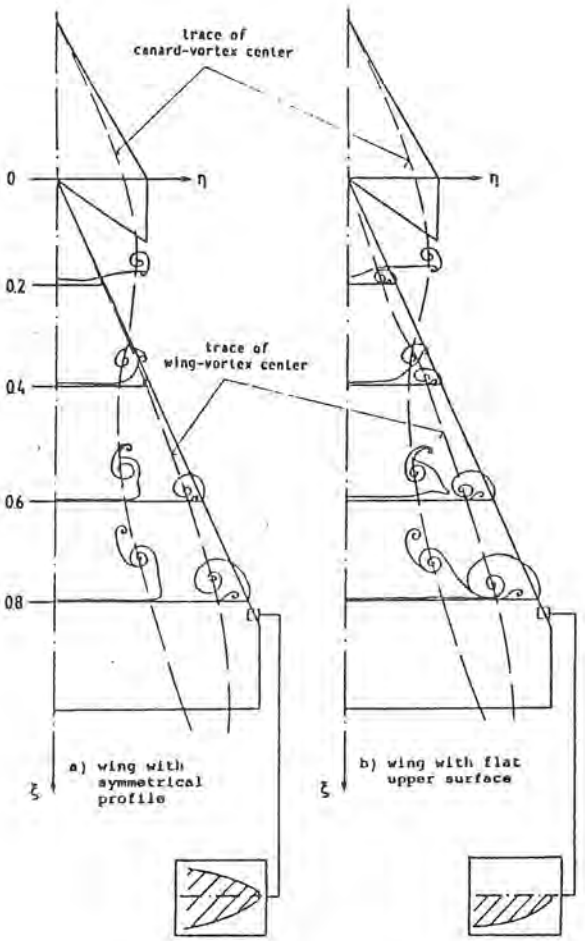
Ziel Durch experimentelle Untersuchungen soll der Strömungsverlauf geklärt werden, und es sollen Daten bereitgestellt werden, die bei der Validierung von Berechnungsverfahren der numerischen Aerodynamik benötigt werden.

Lösungsweg Die Grenzschichtmessungen werden an einem Modell mit Flügel und Leitwerk entsprechend der Konfiguration des Internationalen Vortex Flow Experiments durchgeführt. Um bestmögliche Versuchsbedingungen für Grenzschichtmessungen zu schaffen, wird ein Flügel mit ebener Oberseite verwendet. die Untersuchungen werden bei einem Anstellwinkel $\alpha = 10°$ durchgeführt. Die Reynoldszahl beträgt $Re = 4 \cdot 10^5$. Die Messungen zur Wirbelstruktur werden beim Anstellwinkel $\alpha = 20°$ am deutschen VFE-Originalmodell (VOMO) mit Hilfe der LDA-Meßtechnik durchgeführt.

Ergebnis Aufgrund früherer Untersuchungen an der VFE-Konfiguration mit einem Flügel mit symmetrischem Profil wurde erwartet, daß sich im Flügelmittelbereich die vom Canard kommende Wirbelschicht zunächst mit der saugseitigen Grenzschicht vereinigt, daß sie sich aber im weiteren Strömungsverlauf im Bereich der halben Halbspannweite wieder löst und dann in den Canard-Wirbel eingerollt wird. Dieses ist schematisch in Bild a) skizziert. Bei ersten Grenzschichtunter-

Ergebnis

suchungen an der Canard-Konfiguration mit dem Flügel mit flacher Oberseite ergab sich jedoch ein Strömungsfeld, wie es im Bild b) skizziert ist. Durch die vergleichsweise dünnere Flügelvorderkante entsteht der Flügelwirbel trotz des vom Canard induzierten Abwindfeldes bereits im Bereich der Flügelspitze. Dadurch wird der Abstand von Leitwerk- und Flügelwirbel im vorderen Flügelbereich verringert, und die vom Canard kommende Wirbelschicht wird in den Flügelwirbel eingezogen. Für diesen Strömungszustand wurden umfangreiche Druckverteilungs- und Grenzschichtmessungen vorgenommen.



Schematic idea of the flowfield above the canard configuration at low angle of attack

weiteres Vorgehen

Es sind weitere Grenzschichtuntersuchungen auf der Druckseite des Flügels der Canard-Konfiguration vorgesehen. Die Untersuchungen der Wirbelstruktur mit Hilfe der LDA-Technik befinden sich in Vorbereitung.

Förderung durch

Das Forschungsvorhaben wird im Rahmen der IEPG-TA15 Arbeitsgemeinschaft mit Unterstützung durch das BMVg durchgeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis FLÜGEL KLEINER STRECKUNG

Ansprechpartner J.M.A. LONGO / Dr. R. RADESPIEL

Institution Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR-Braunschweig

Adresse Postfach 3267
D-3300 Braunschweig

Telefon 0531-395-2289
Telefax 0531-395-2320

weitere Partner DASA - MBB Flugzeuge (München)

Thema Numerische Simulation der Vorderkantenablösung an Deltaflügeln mit Hilfe eines Navier-Stokes-Verfahrens.

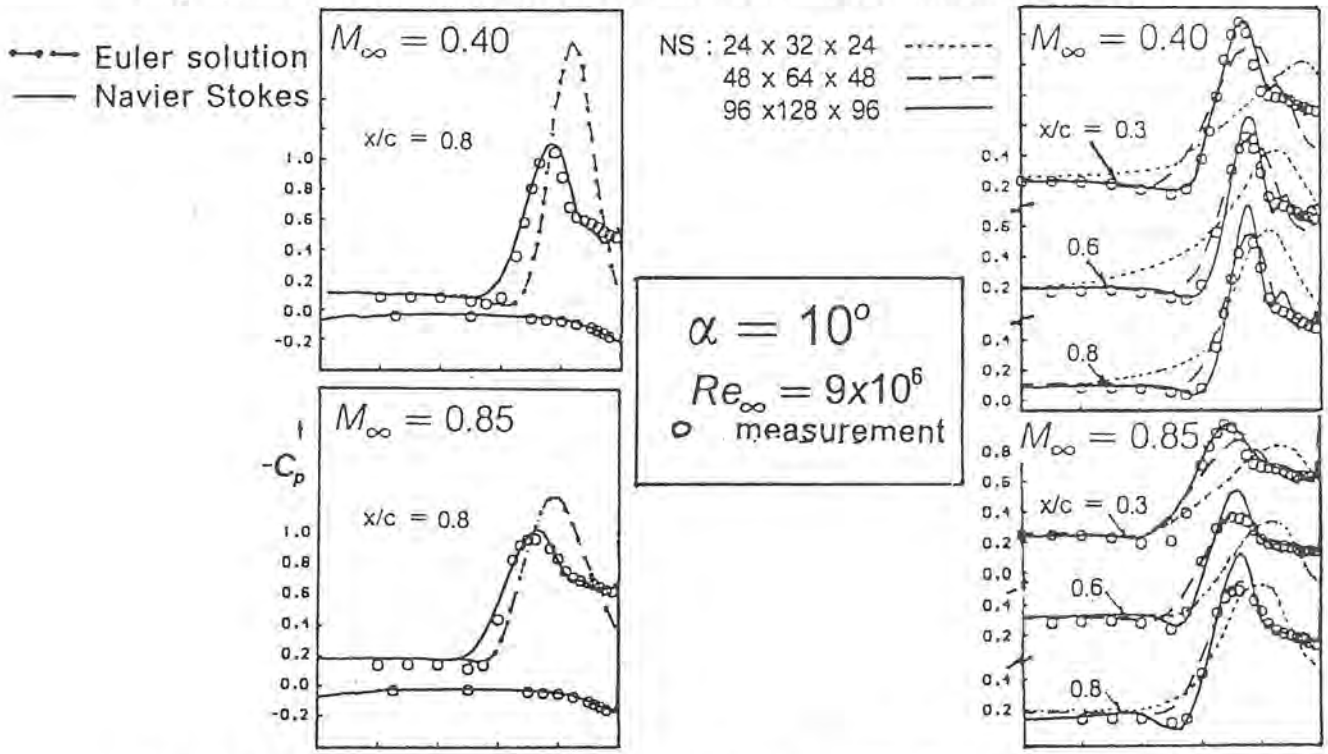
Ausgangssituation Validiertes Navier-Stokes-Verfahren für Deltaflügelkonfigurationen basierend auf einem Mehrgitter-Mehrblock-Algorithmus.

Ziel Validierung des Navier-Stokes-Verfahrens zur Berechnung von sub- und transsonischen Strömungen um Deltaflügel mit Rumpf.

Lösungsweg Das Rechenverfahren zur Lösung der 3D-Navier-Stokes-Gleichungen basiert auf einem Mehrgitter-Mehrblock-Finite-Volumen-Verfahren (1). Es verwendet ein Zelleckpunktschema mit zentralen Differenzen und einem expliziten, mehrstufigen Runge-Kutta-Zeitschrittverfahren. Durch einen Mehrgitteralgorithmus wurde eine gute Konvergenz des Verfahrens zur stationären Lösung erreicht. Für die Berechnung turbulenter Strömungen wurde das algebraische Turbulenzmodell von Baldwing und Lomax gewählt, welches für stark abgelöste Strömungen in Anlehnung an Degani und Schiff modifiziert wurde.

Ergebnis

Mit dem Navier-Stokes-Code wurde die turbulente Strömung um eine 65° gepfeilte Deltaflügel-Rumpf-Kombination mit scharfer Vorderkante berechnet (2). Die Anströmmachzahl variiert zwischen $M_\infty = 0,1$ und $M_\infty = 0,85$, der Anstellwinkel zwischen $\alpha = 10°$ und $\alpha = 20°$ und die Reynoldszahl zwischen $Re = 1,3 \cdot 10^6$ und $Re = 9 \cdot 10^6$. Numerische Ergebnisse wurden mit einem 0-0-Netz mit drei verschiedenen Netzdichten erzielt. Die globalen Eigenschaften der Strömung werden bereits mit dem groben 48x64x48-Netz aufgelöst. Unterschiede in den Ergebnissen für die verschiedenen Netze ergaben sich in der Nähe der Flügelspitze und für starke Stoß-Wirbel-Wechselwirkungen. Die Ergebnisse zeigen, daß für praktische Anwendungen eine hinreichend konvergierte Lösung innerhalb von 200 Mehrgitterzyklen erreicht wird. Dies entspricht bei einem Netz mit 150.000 Punkten einer Rechenzeit von etwa 40 Minuten auf einer CRAY-YMP. Ohne Mehrgitteralgorithmus werden dagegen etwa eine siebenfach höhere Rechenzeit benötigt.



Literatur

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

(2) Longo, J.M.A. and Radespiel, R.
"Vortical Flow Simulation by the Solution of the Navier-Stokes Equations".
Eighth Symposium on Turbulent Shear Flows (1991), München.

weiteres Vorgehen

Validierung des Navier-Stokes-Verfahrens bei unsymmetrischer Anströmung.

Mitteilung

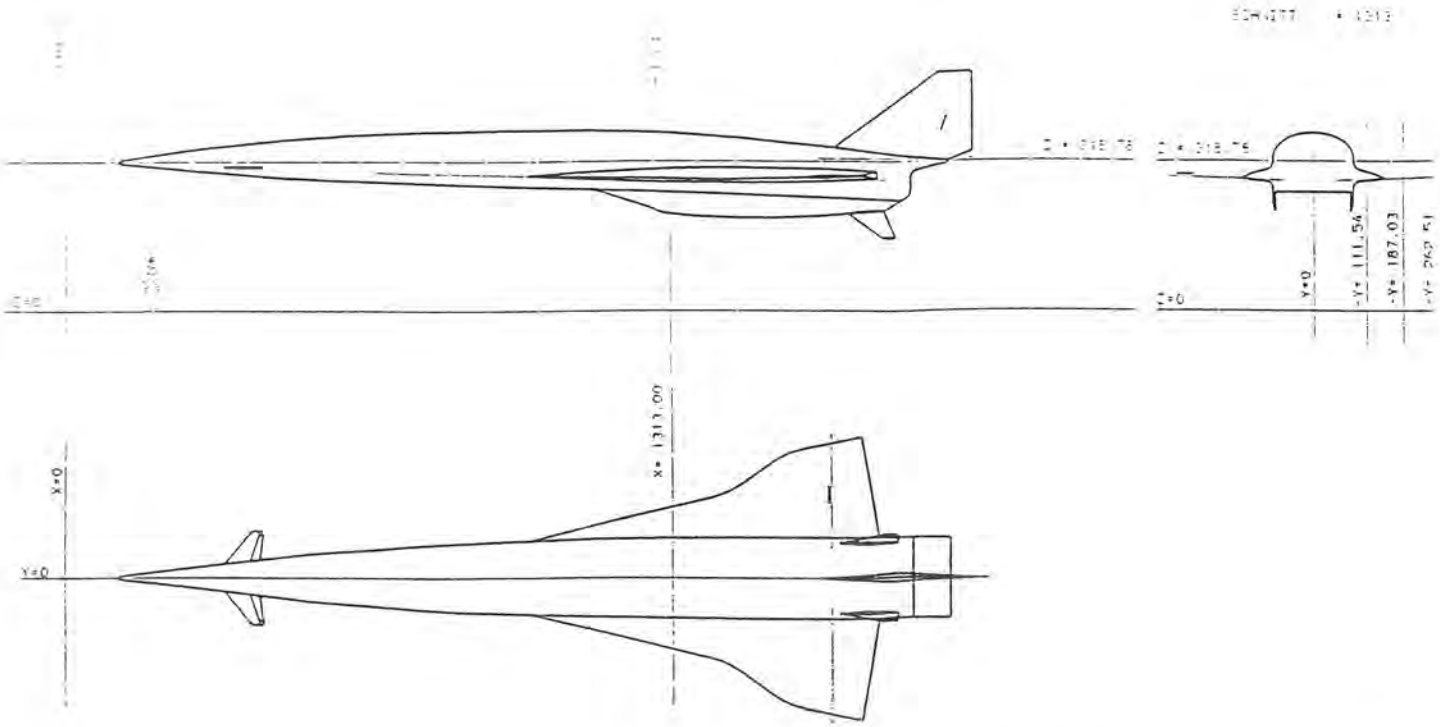
Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung
Ansprechpartner	J. Mertens, K. Hünecke, S. Rill, K. Rudolph
Institution	Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF1, EF14, EF10
Adresse	Hünefeldstr. 1-5 W-2800 Bremen 1
	Telefon 0421-538-3802,-2649 -4499,-2542 **Telefax** 0421-538-4486
weitere Partner	MBB-UF, Dornier
Thema	**Hyperschall-Technologie-Programm des BMFT** **Aerodynamik im Niedergeschwindigkeits-Bereich**
Ausgangssituation	Unzureichende Datenbasis für Hochgeschwindigkeits-Flugzeuge
Ziel	- Bestimmung der Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung - Validierung von Rechenverfahren
Lösungsweg	Beiwertermittlung mit Hilfe von Abschätzverfahren Vergleich mit Messungen

Ergebnis

Beitrag zum HYTEX-Datensatz von MBB-UF.

Vergleichende Anwendung von Panelverfahren zur Interpretation strömungsphysikalischer Eigenschaften.

Konstruktion eines Niedergeschwindigkeits-Windkanalmodells.



HYTEX-MODELL 02/91
MM 1:15

ERSTELLT AM 9.9.91 (BLOME)
AUS CATIAMODELL

FLUEGEL IN DER SEITENANSICHT VERVOLLSTAENDIGT
DREHACHSEN UND SEITENLEITWERK VERVOLLSTAENDIGT

Literatur J. Mertens Hyperschall-Technologieprogramm, Halbjahresberichte
DA-EF1M-070/91, 30.08.91

weiteres Vorgehen - Weiterführung der Arbeiten

- Durchführung der Windkanalmessungen

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	FLUGEL KLEINER STRECKUNG
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing., Dr. Math. Adriana NASTASE
Institution	Lehr- und Forschungsgebiet Aerodynamik des Fluges
Adresse	RWTH, Templergraben 55, 5100 AACHEN — Telefon 0241/80 54 38 — Telefax
weitere Partner	———

Thema Entwicklung und Anwendung einer Iterativen Optimum – Optimorum Theorie für die Abschätzung des Reibungseinflusses auf den Optimierten Formen der Flugkörper.

Ausgangssituation Der eigene Vorentwurf von vollständig – optimierten Flugkörpern (d.h. Flügeln, Integrierten Flügel – Rumpf – Konfigurationen und Integrierten Flügel – Rumpf – Vorderklappen – Konfigurationen mit veränderlichen Geometrien) hinsichtlich minimalen Widerstandes bei Überschallströmungen liegt vor (Abb. 1). Unsere Entwurfsoftware liegen die eigene Optimum – Optimorum Theorie zugrunde und benützen eigene Potentiallösungen als Startsoftware für die Berechnung der Geschwindigkeitsfelder um Flugkörper bei Überschallströmungen.

Ziele Die Ziele unserer weiteren Forschungen sind:
Wir haben, seit kurzem, in [3] und [4] eine Iterative Optimum – Optimorum Theorie entwickelt mit den folgenden Zwecken:
a) Den Einfluß der Reibung auf den Optimierten Formen der Flugkörper bei Überschallströmungen zu bestimmen und
b) Neuere, verfeinerte Zonal Software für die genauere Nachrechnung von der Umströmung von Flugkörpern bei Überschallströmungen zu erstellen.

Lösungsweg Die Iterative Optimum – Optimorum Theorie benützt die Potentiallösungen als Startlösungen für die klassische Optimum – Optimorum Theorie [1], [2]. Eine "Reibungsfreie vollständig – optimierte Form der Flugkörper" wird durch die Lösung der Variationsaufgabe erzeugt. Diese Form besitzt den minimalen Reibungsfreien Widerstand C_d und erfüllt auch einige aerodynamische und geometrische Nebenbedingungen.
Im Rahmen der <Iterativen Optimum – Optimorum Theorie> folgt eine Nachrechnung der Strömung mit einer reibungsbehafteten Start – Software. Wir benützen für diesen Zweck die dreidimensionalen, stationären, laminaren, kompressiblen Grenzschichtgleichungen.
Die Verteilung der Grenzschichtdicke $\delta(x_1,x_2)$ wird in Wechselwirkung mit der Potentialgerechneten Druckverteilung $p_e(x_1,x_2)$ an der äußeren Berandung der Grenzschicht (Abb. 2).
Der Reibungskoeffizient C_f der Flugkörper wird mit Hilfe dieser Grenzschichtrechnung (als Funktion von p_e) bestimmt.
In der zweiten Iteration wird wieder die klassische Optimum – Optimorum Theorie benutzt. Aber die neue Funktionale ist der gesamte Widerstandskoeffizient $C_d^{(t)} = C_d + C_f$.

Ergebnis

Es werden verschiedene Software für die Zonalen Potential/Grenzschicht Lösungen erstellt und verglichen. Diese Software werden in die zweite Approximation der Iterativen Optimum - Optimorum Theorie benützt, um die "Optimierten Potential - Oberflächen" der verschiedenen Flugkörper bei Überschallströmungen (unter Berücksichtigung von Reibungseffekten) zu "korrigieren".



Abb. 1

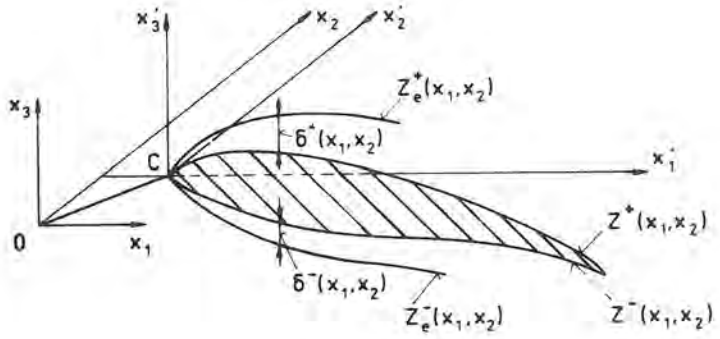


Abb. 2

Literatur

[1] Nastase, A.: Die Theorie des Optimum - Optimorum Tragflügels im Überschall. ZAMM 57, 1977.

[2] Nastase, A.: The Design of Intercontinental Supersonic Transport Aircraft of Second Generation by Using Global Optimization Techniques. ICAS - Proceedings 1990, Stockholm.

[3] Nastase, A.: The Aerodynamic Design Via Iterative Optimum - Optimorum Theory. Proceedings of IVth International Symposium on Computational Fluid Dynamics, California, Davis, 1991.

[4] Nastase, A.: The Design of Fully - Optimized Configurations by Using the Iterative Optimum - Optimorum Theory. ZAMM 72 (1992).

weiteres Vorgehen

Die Programme für die Iterative Optimum - Optimorum Theorie werden erstellt und zur Korrektur der <Potential Optimierten Deltaflügel - Oberfläche>, hinsichtlich Reibungseffekten, angewandt.

Datum 19. August 1991

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis
Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner
Dipl.-Ing. Andreas Schmoll

Institution
Institut für Luft- und Raumfahrt
der RWTH Aachen

Adresse
Wüllnerstr. 7
D-5100 Aachen

Telefon 0241 / 806814
Telefax 0241 / 35010

weitere Partner
Sonderforschungsbereich 25 "Wirbelströmungen in der Flugtechnik"
Leiter: Prof. Dr.-Ing. Rolf Staufenbiel

Thema
Wirbelaufplatzverhalten von Deltaflügel-Konfigurationen unter instationären Anströmbedingungen

Ausgangssituation
Die Aerodynamik von Flügeln kleiner Streckung wird wesentlich durch die Vorderkantenwirbel dominiert. Beim Flug mit hohen Anstellwinkeln und/oder Schiebewinkeln tritt Wirbelaufplatzen im Flügelbereich auf, was die aerodynamischen Beiwerte stark beeinflußt. Bei instationärer Anströmung ergeben sich erhebliche Phasennacheilungen in diesem Verhalten. Zudem beeinflußt auch die Konfiguration (Seitenleitwerk, Canard) die Vorderkantenwirbel stark.

Ziel
Klärung des Wirbelaufplatzverhaltens bei stationärer und instationärer Anströmung. Klärung des entsprechenden Konfigurationseinflusses. Korrelation mit Kraft- und Momentmessungen. Durchführung von flugmechanischen Rechnungen unter Berücksichtigung der gemessenen instationären Effekte zur Bestimmung der Auswirkungen des Wirbelaufplatzens (etc.) auf das dynamische Verhalten.

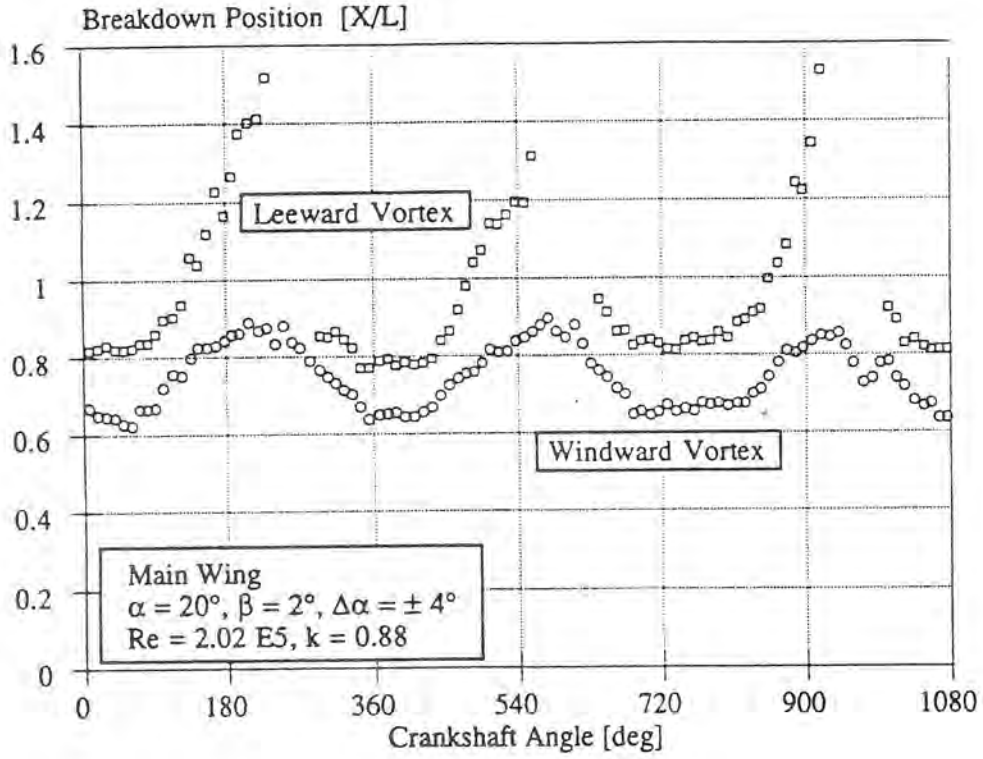
Lösungsweg
Strömungssichtbarmachung und -beobachtung in einem Wasserumlaufkanal. Bewegung des Modells zur Realisierung instationärer Anströmungen (meist Hubschwingversuche).Dokumentation mittels eines Videosystems.Vermessung der Wirbelbahnen und Aufplatzorte mittels einer Bildverarbeitungsanlage.

Ergebnis

1) Aufplatzverhalten wird durch Seitenleitwerke und insbesomdere durch Canards stark geändert. Beide Konfigurationserweiterungen führen zu stromab verschobenen Aufplatzorten.

2) Im instationären Fall ergeben sich Phasennacheilungen von bis zu etwa 90 Grad zwischen Anstellwinkelverlauf und Aufplatzort-wanderung.

Die Abbildung zeigt das unterschiedliche Wanderungsverhalten der beiden Wirbelaufplatz-punkte (Luv bzw. Lee) im Schiebeflug.



Literatur

1) ICAS-Proceedings 1988, Jerusalem, Israel
2) Steckemetz, B.: "Scharfkantige Deltaflügel unter großen Anstellwinkeln in Böen und Manövern", Dissertation, ILR, 1990
3) Verschiedene STAB-Publikationen

weiteres Vorgehen

Durchführung von Freirollversuchen zur Bestimmung des dynamischen Verhaltens in einer instationären Rollbewegung. Durchführung von flugmechanischen Rechnungen zu den untersuchten Konfigurationen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Dr.-Ing. S.R. Ahmed

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, D-3300 Braunschweig **Telefon** 0531-3952420
Telefax 0531-3952320

weitere Partner BRITE/EURAM Aero 1048

Thema Hubschrauber Rotor/Rumpf Interferenz

Ausgangssituation Ein in Zusammenarbeit mit dem Institut für Flugmechanik der Technischen Universität Braunschweig entwickeltes Hubschraubermodell wird zur Untersuchung der aerodynamischen Interferenzen in DLR-Windkanälen eingesetzt.

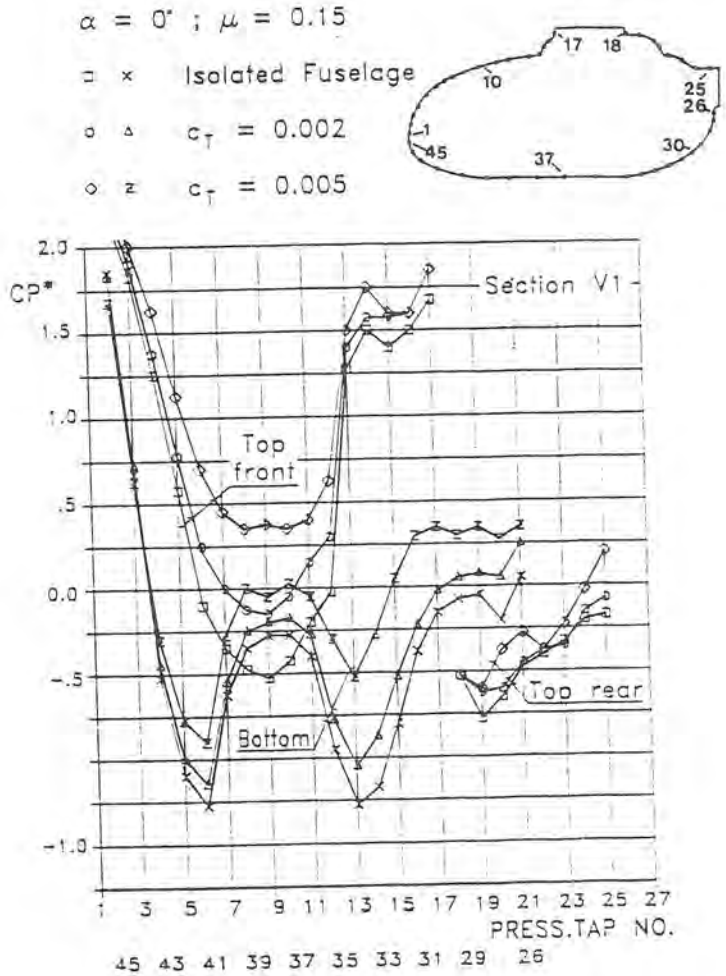
Ziel Das Ziel der Untersuchungen ist die Analyse der Interferenzvorgänge anhand von Druck- und Kraftmessungen und Strömungssichtbarmachung. Daneben dienen die Daten zur Verfahrensvalidierung.

Lösungsweg

1. Simultane Messung von Rotor- und Rumpfkräften.
2. Detaillierte Messung von Druckverteilung am Rumpf (stationär und instationär).
3. Strömungssichtbarmachung mit Rauch.

Die Untersuchungen werden für die Konfigurationen Rumpf allein und Rotor/Rumpf durchgeführt.

Ergebnis Ein typisches Ergebnis zeigt das Bild unten, wobei mit zunehmendem Rotorschub der Druck auf der Ober- und Unterseite der Rumpffläche ansteigt.



Influence of Rotor Thrust on Fuselage Surface Pressure Distribution

Literatur

S.R. Ahmed, F.W. Meyer: A Mach-scaled powered model for rotor-fuselage interactional aerodynamics and flight mechanics investigations. International Technical Specialists Meeting on Rotorcraft Basic Research, Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA, 1991.

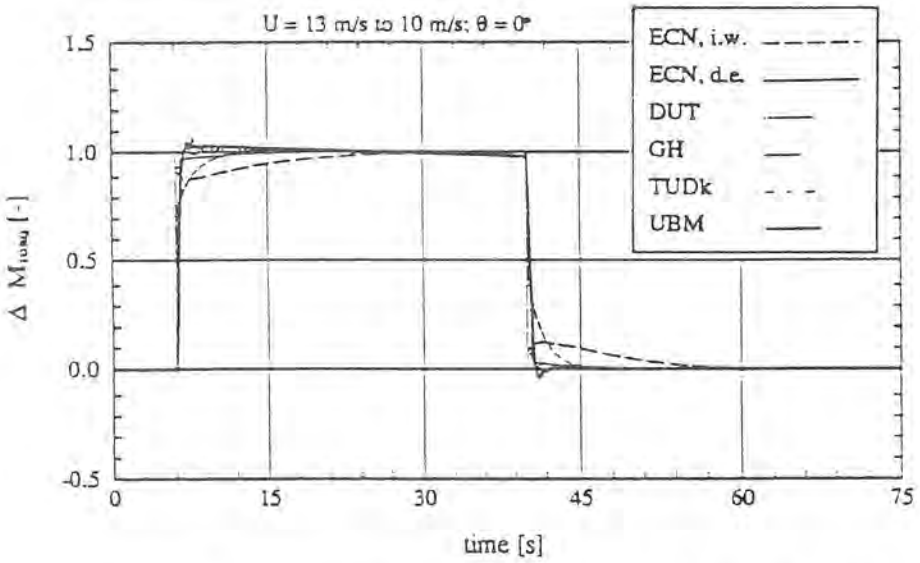
weiteres Vorgehen Messung und Analyse von instationärer Druckverteilung auf Rumpf und Leitflächen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler
Ansprechpartner	Rainer Bareiß, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner
Institution	Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Adresse	Pfaffenwaldring 31 7000 Stuttgart 80
Telefon	0711 / 685-3401
Telefax	0711 / 685-3408
weitere Partner	Netherlands Energy Research Foundation (ECN), Garrad Hassan and Partners (GH), Delft University of Technology (DUT), Technical University of Denmark (TUDk), Aeronautical Research Institute of Sweden (FFA)
Thema	Anwendung eines Wirbelgitterverfahrens für die zeitabhängige Lastberechnung bei Rotorblättern von Windkraftanlagen.
Ausgangssituation	Für die Berechnung von Blattlasten an einer Windkraftanlage wird die Verteilung der induzierten Geschwindigkeiten in der Rotorkreisscheibe benötigt. Von besonderem Interesse, im Hinblick auf die Auslegung, sind dabei die Antworten auf Böen oder Blatteinstellwinkeländerungen, da durch die abschwimmende Zirkulation und die veränderte Nachlaufschicht die stationären Lastwerte überschritten werden können. Innerhalb des EG-Projektes JOULE sollen in der Gruppe "Dynamic Inflow" einfache Modelle zur Beschreibung der Geschwindigkeitsverteilungen in der Rotorkreisscheibe definiert und implementiert werden.
Ziel	Die Ergebnisse - induzierte Geschwindigkeit, Biegemoment, Schub und Rotormoment - der einfachen Modelle sollen mit denen des Wirbelgitterverfahrens ROVLM und mit Messungen an der dänischen Windkraftanlage Tjaereborg (ELSAM-2000, 2MW) verglichen werden.
Lösungsweg	Das Wirbelgitterverfahren ROVLM liefert die Dipolstärken am Blatt und an den freien Nachlaufschichten und die Nachlaufgeometrie in ihrem zeitlichen Verlauf, ausgehend vom plötzlichen Start. Die Simulation der Antwort auf eine Böe oder einen Sprung im Blatteinstellwinkel setzt zunächst eine Anlaufrechnung zum Erreichen der stationären Lösung voraus. Anschließend können Geschwindigkeiten an ausgewählten Vergleichspunkten des Blattes und Lastverteilungen zu jedem Zeitpunkt berechnet werden.

Ergebnis

Untersucht wurden die Anworten auf eine Stufe im Wind von 13m/s auf 10m/s und zurück auf 13m/s. Zusätzlich wurde eine Stufe im Blatteinstellwinkel (0 Grad -> 2 Grad -> 0 Grad) untersucht. Die Ergebnisse der ersten Rechnungen zeigen eine qualitativ gute Übereinstimmung aller Verfahren. Unterschiede sind vor allem bei den Zeitkonstanten zu sehen. Dabei sind die instationären Effekte bei den Stufen im Blatteinstellwinkel größer als in den betrachteten Windstufen. Erste Vergleichsrechnungen von ROVLM mit Messungen geben die untersuchten Testfälle in Bezug auf die stationären Werte und die Zeitkonstanten der Antwort gut wieder.



Non-dimensional rotorshaft torque for step on the wind speed.

$$\Delta q = [q - q_{s1}]/[q_{s2} - q_{s1}]$$
$$\Delta q_s = [q_{s2} - q_{s1}]/q_{s1}$$

q = actual value
q_{s1} = stationary value at begin conditions
q_{s2} = stationary value after step in θ or U

Literatur

[1] Behr, R.; Röttgermann, A.; Wagner S. Calculation of Blade-Vortex Interaction of Rotary Wings in Incompressible Flow by an Unsteady Vortex-Lattice Method Including Free Wake Analysis. Erscheint in Notes on Numerical Fluid Mechanics. Braunschweig: Vieweg Verlag, 1991.
[2] Snel, H.; Schepers, J.G. Joint Investigation of Dynamic Inflow Effects and Implementation of an Engineering Method For Response Calculations. Erscheint auf der ECWEC (European Community Wind Energy Conference): Amsterdam, 1991.

weiteres Vorgehen

Für die Zukunft sind Rechnungen für verschiedene Blatteinstellwinkel, Rechnung eines Falles mit unsymmetrischen Anströmung (yawed operation) und weitere Vergleiche aller Verfahren mit Messungen geplant. Darüberhinaus soll in einer Erweiterung des Projektes eine Mess- und Vergleichsserie für die Stufen im Wind am Windkanal der TU Delft durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Benno Beesten, Dr.-Ing. Günther Neuwerth
Institution	Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen
Adresse	Wüllnerstr.7 5100 Aachen
Telefon Telefax	0241 / 80-6822 0241 / 35010
weitere Partner	
Thema	Berechnung der Rotornachlaufgeometrie im Hubschraubervorwärtsflug

Ausgangssituation

Für die Berechnung von instationären Blattlasten (Kräfte, Drücke, Lärm) im Hubschraubervorwärtsflug ist eine möglichst genaue Kenntnis der Wirbelpositionen im Nachlauf notwendig. Bislang wurden die Positionen experimentell aus Windkanalmessungen gewonnen.

Ziel

Durch Ergänzung eines Nachlaufberechnungsprogramms soll das angesprochene Rechenverfahren unabhängig von aufwendigen Messungen werden.

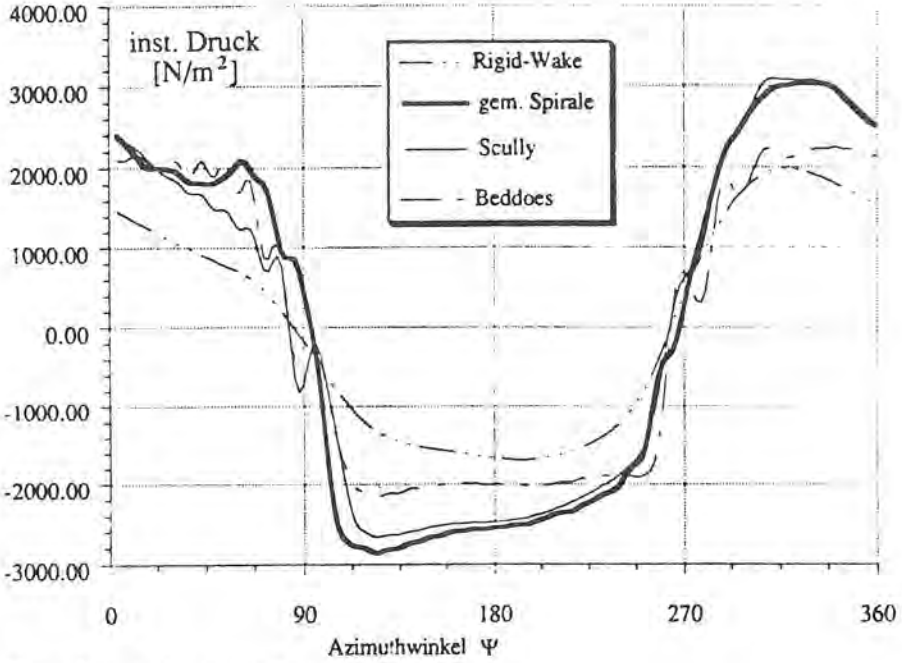
Lösungsweg

Es wurden verschiedene Rechenmethoden programmiert und in das modulare Programmsystem eingebaut. So wurden ein sehr einfaches - und damit schnelles - Rigid- Wake-Verfahren wie auch ein weitaus aufwendigeres Free-Wake-Verfahren nach Scully eingesetzt. Um einen Kompromiß zwischen Genauigkeit und Rechenaufwand zu finden, wurde zudem das Prescribed-Wake-Verfahren nach Beddoes in ein Programm umgesetzt und die Ergebnisse der Verfahren untereinander verglichen.

Ergebnis

Durch Anwendung unterschiedlicher Nachlaufmodelle ist es gelungen, unterschiedlich exakte Nachlaufgeometrien zu ermitteln. Da insbesondere im Hinblick auf Blatt-Wirbel-Interaktionen eine sehr exakte Berechnung des blattnahen Nachlaufs notwendig ist, dienen die recht ungenauen Rigid-Wake-Ergebnisse nur als Startwert für das Scully-Verfahren. Ein Vergleich der berechneten instationären Druckverläufe - zum einen auf Basis gemessener Wirbelpositionen zum anderen mit nach Scully berechneten Nachläufen - ergab sehr gute Übereinstimmungen. Durch Anwenden des Prescribed-Wake-Verfahrens nach Beddoes wurde eine drastische Rechenzeitverkürzung möglich, doch sind die Ergebnisse nicht ganz so gut wie mit dem Free-Wake-Verfahren.

Referenzblatt 90,0% Radius 5,4% Blattiefe Saugseite
4-Blatt-Rotor $\mu = 0{,}2$ $\beta = -1°$ $n = 1500\ min^{-1}$



Berechnung instationärer Druckverläufe

Literatur

Scully, M.P. Computation of Helicopter Rotor Wake Geometry and its Influence on Rotor Harmonic Airloads, ASRL Technical Report, TR 178-1, March 1975, Cambridge, MIT

Beddoes, T.S. A Wake Model for High Resolution Airloads, Proc. Int. Conf. Rotorcraft Basic Research, Research Triangle Park, NC, Feb. 1985

Beesten, B. Berechnung instationärer Druckverläufe im Hubschrauber-vorwärtsflug, 4.STAB-Workshop, Göttingen, Nov. 1989

weiteres Vorgehen

Die Berechnungen von komplizierten Rotorgeometrien (Winglets) erfordern weitere Modifikationen an den Programmen. Zudem soll versucht werden, durch Kombination des Scully- und des Beddoes-Verfahrens die Effizienz der Methode zu steigern.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner K. Ehrenfried und G.E.A. Meier

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
W-3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2515
Telefax 0551/709-2889

weitere Partner

Thema Verschiedene Mechanismen der Impulsschallerzeugung bei der Rotor-Wirbel-Wechselwirkung

Ausgangssituation Durch die Wechselwirkung der Blattspitzen-Wirbel mit nachfolgenden Rotorblättern wird vom Hubschrauber in bestimmten Flugsituationen Impulsschall erzeugt. Ein Modell für diesen Vorgang ist die zweidimensionale Wechselwirkung zwischen einem Wirbel und einem Tragflügel. Experimentelle Untersuchungen zeigten, daß in diesem Modellfall mehrere Mechanismen der Schallerzeugung wirksam sind. Allerdings können anhand der experimentellen Daten allein die Mechanismen nicht vollständig erklärt werden. Dazu sind ergänzende numerische Untersuchungen notwendig.

Ziel

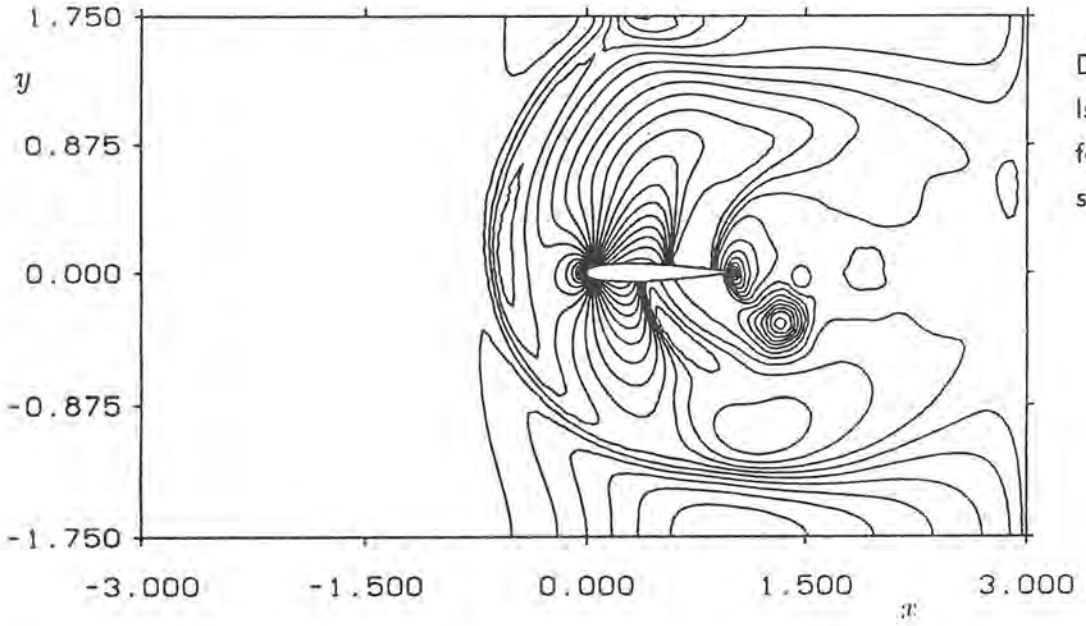
Ziel ist zuerst die numerische Verifikation der experimentellen Ergebnisse, bei denen die Dichte im Strömungsfeld aus Interferogrammen ermittelt wurde. Die zusätzlichen Information, die die Simulation über die anderen Größen im Strömungsfeld liefert, sollen dann zur vollständigen Erklärung der Schallerzeugungsmechanismen ausgenutzt werden. Es soll weiter überprüft werden, in welchem Maß die experimentellen Randbedingungen (wie z.B. die Kanalwände) die Wirbel-Tragflügel-Wechselwirkung beeinflussen. Zusätzlich können bei der numerischen Rechnung die instationären Kräfte und Momente, die auf den Tragflügel wirken, ermittelt werden.

Lösungsweg

In Anlehnung an die durchgeführten Experimente wird die Wechselwirkung eines Wirbels mit einem NACA0012-Profil simuliert. Es wird hier nur der Fall betrachtet, bei dem ein Wirbel den Tragflügel seitlich passiert und die Drehrichtung des Wirbels so ist, daß am Ort des Tragflügels die induzierte Geschwindigkeit eine Komponente in Hauptströmungsrichtung hat. Es werden wie im Windkanal seitlich feste Wände als Randbedingung vorgegeben. Zur Berechnung der Strömung werden die zweidimensionalen, instationären Euler-Gleichungen gelöst. Dazu wird ein Finite-Volumen-Verfahren verwendet, welches speziell für die Simulation von Strömungen mit Wirbeln verbessert wurde. Als Anfangsbedingung wird in die stationäre Lösung weit stromauf vom Tragflügel ein Wirbel eingesetzt. Dies geschieht auf spezielle Weise, um Störungen durch das Einsetzen zu vermeiden.

Ergebnis

Die numerischen Rechnungen zeigen gute Übereinstimmung mit den experimentellen Resultaten. Im wesentlichen sind zwei Mechanismen wirksam, die Impulsschall erzeugen. Zum einen wird durch den Wirbel kurzzeitig der Staudruck erhöht, und während dieser wieder absinkt wird eine Impulswelle stromaufwärts abgestrahlt. Der zweite Impulsschall entsteht durch ein Überschallgebiet, das durch den Wirbel am Tragflügel erzeugt wird. Dieses Überschallgebiet ist mit einem Verdichtungsstoß abgeschlossen. Wenn sich der Wirbel vom Tragflügel entfernt, bricht es zusammen, und der Stoß beginnt sich stromaufwärts zu bewegen. Daraus entsteht dann die zweite Impulswelle, die ebenfalls stromaufwärts läuft. Wie im gezeigten Bild zu erkennen ist, treten unter bestimmten Bedingungen noch weitere Stöße und Wellen auch auf der vom Wirbel abgewandten Seite des Tragflügels auf. Diese führen dann ebenfalls zur Abstrahlung von Schall. In den numerischen Rechnungen treten starke Reflexionen an den seitlichen Kanalwänden auf, die anschließend das Strömungsfeld um den Tragflügel stark beeinflussen. Dabei kann genau die Zeit ermittelt werden, die für die ungestörte Beobachtung der Wechselwirkung zur Verfügung steht. Diese Erkenntnisse sind für die Auswertung der experimentellen Resultate hilfreich.



Die Abbildung zeigt die Isobaren im Strömungsfeld während der Wechselwirkung.

Literatur

1.) G.E.A. Meier, U. Schievelbusch, und H.-M. Lent, "Stoßwellenentstehung bei transsonischer Wirbel-Profil-Wechselwirkung", Z. Flugwiss. Weltraumforsch., Vol. 14 (1990), Seite 327-332.

2.) K. Ehrenfried, "Numerische Untersuchung von Wirbel-Tragflügel-Wechselwirkungen im transsonischen Geschwindigkeitsbereich", Doktorarbeit, Universität Göttingen (1991).

weiteres Vorgehen

Untersuchung der Einflüsse von verschiedenen Parametern auf die Wechselwirkung. Anschließend ist die Erweiterung des Verfahrens auf die Navier-Stokes-Gleichungen und damit die Berücksichtigung von Reibungseffekten geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Entwurfsoptimierung/Numerische Simulation

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

Institution Universität der Bundeswehr München (UniBwM)
Institut für Luftfarhttechnik und Leichtbau

Adresse
Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon (089) 6004-3170
Telefax (089) 6004-4092

weitere Partner

Thema Numerischer Profil-Entwurf im krummlinigen Koordinatensystem

Ausgangssituation

Profile werden nach vorgeschriebener Druckverteilung entworfen. Drei verschiedene Entwurfsanforderungen wurden zur Validierung des Codes betrachtet. Für alle Untersuchung wurde das NACA0012 als Ausgangsgeometrie verwandt. Der erste Fall umfasst eine vorgeschriebene Druckverteilung nach einem roof-top-Typ im Unterschallbereich. Der zweite besteht aus der Beseitigung einer vorhandenen Stoss-Welle an der AusgangsContour. Zuletzt wird aus einem modifizierten NLF-Profil eine Ziel-Geometrie bestimmt und die dazugehörige Druckverteilung berechnet. Diese wird dem Code vorgegeben und die errechnete Geometrie wird anschliessend verglichen mit derjenigen des modifizierten NLF-Profils, wobei die Genauigkeit der Methode in Vordergrund der Untersuchung steht.

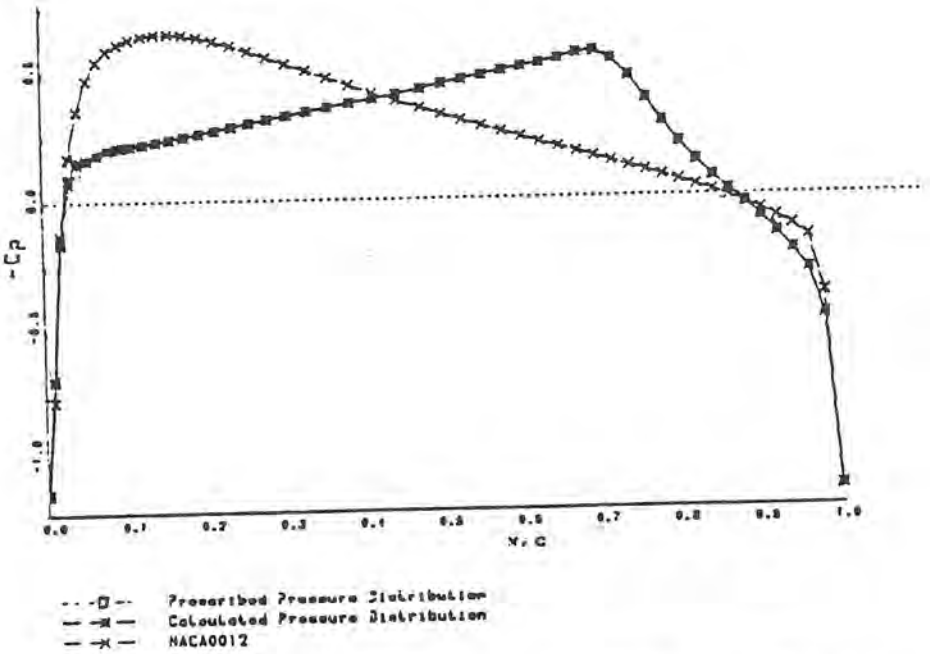
Ziel

Optimierung von Hubschrauberprofilen, die den unterschiedlichen Anforderungen einer Rotorblattumdrehung genügen. Eine Erweiterung der Methode für den 3-D Rotorentwurf wird zur Zeit betrachtet.

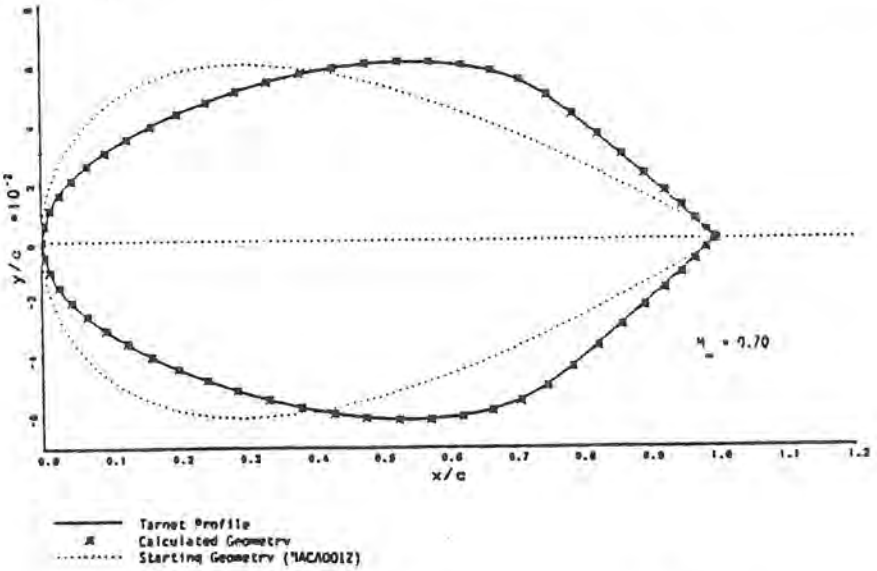
Lösungsweg

Aus dem Unterschied zwischen der gerechneten Druckverteilung des Analyse-Codes und der gewünschten Druckverteilung errechnet sich die neue U-Komponente der contravarianten Geschwindigkeit. Die V-Komponente folgt ihreseits aus dem Residuum. Durch die berechneten Geschwindigkeiten entsteht eine mofifizierte Profilgeometrie,damit man die contravariante Normal V-Komponente der Geschwindigkeit als Grenzbedingung in dem Analyse-Code zur Null erhält. Ein impliziter AF2 Algorithmus sorgt für die Zeitschritte der auf konservative Form geschriebenen vollständigen Potential Gleichung. Ein O-Typ Netz wird automatisch und algebraisch generiert.

Ergebnis



Comparison of C_p distributions for Case III ($M_\infty = 0.70$ and $\alpha = 0°$).



Comparison of profile geometries for Case III.

Literatur

Gally, T.A., and Carlson, L.A., "Transonic Wing Design Using Inverse Methods in Curvilinear Coordinates," *J. Aircraft*, Vol. 25, No. 11, Nov. 1988, pp. 1009-1017.

weiteres Vorgehen

Kopplung mit einem Programmodul zur Grenzschichtberechnung für einen realistischeren Profil-Entwurf

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Dr.-Ing. Reinert H. G. Müller

Institution FIBUS, Forschungsinstitut für Bildverarbeitung,
Umwelttechnik und Strömungsmechanik

Adresse Vaalser Straße 152a, Apt.1309 Telephon 0241-84210
D - 5100 Aachen Telefax 0241-871085
oder Paul-Klee-Weg 8
D - 4000 Düsseldorf 31 Telephon 0211-402420

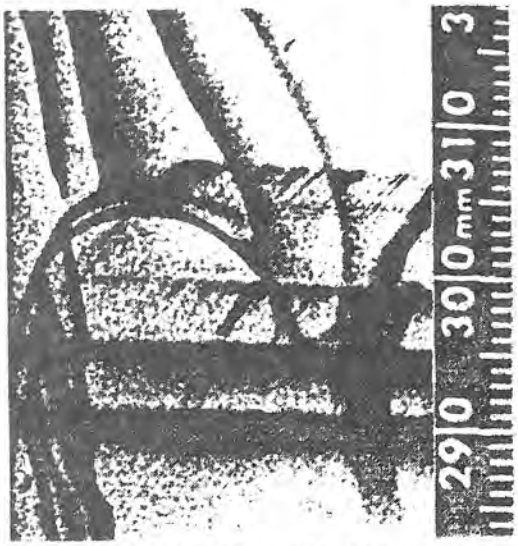
Thema Untersuchung spezieller Wirbelformen
an Rotorblättern von Hubschrauberrotoren

Ausgangssituation Keine der bisher entwickelten Berechnungsmethoden für die Strömung am Hubschrauberrotor ist in der Lage, genaue Angaben über die Struktur von Blattspitzenwirbeln zu geben. Da diese jedoch zur Erfassung der induzierten Störgeschwindigkeiten bei Blatt-Wirbel-Interaktionen notwendig sind, müssen eingehende Untersuchungen erfolgen - auf experimenteller und theoretischer Seite.

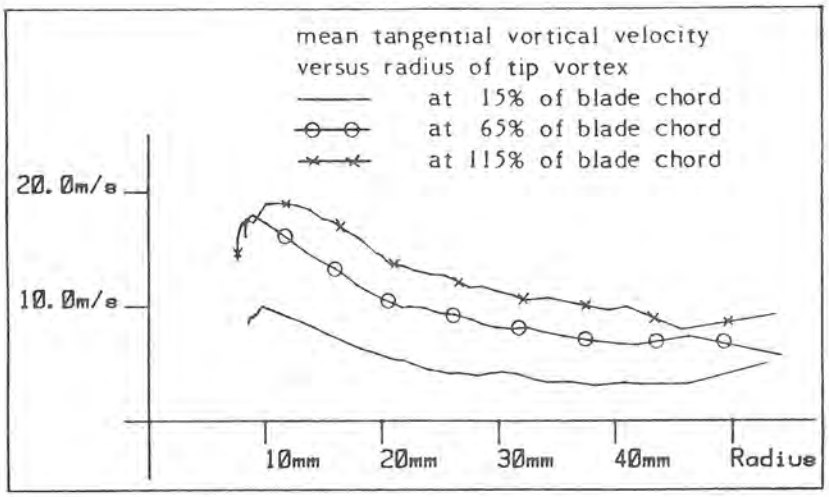
Ziel Mit Hilfe bekannter und neuartiger Versuchstechniken soll die Entstehung und eine eventuell mögliche Beeinflussung von Blattspitzenwirbeln sowie die Interaktion von Wirbeln miteinander oder mit Rotorblättern untersucht werden. Gleichzeitig sollen die theoretischen Voraussetzungen geschaffen werden, die Blatt-Wirbel-Interaktion mit strukturell veränderten Wirbeln (z.B. aufgeplatzten Wirbeln) rechnerisch erfassen zu können.

Lösungsweg Auf der experimentellen Seite wird das Vorhaben speziell durch eine neuartige Visualisierungsmethode ermöglicht, die eine qualitative und quantitative Untersuchung der Rotorströmung erlaubt. Hierbei werden durch eine Projektion winziger brennender Teilchen durch das Strömungsgebiet mit hoher Geschwindigkeit dünne Rauchspuren erzeugt, die sehr exakt den lokalen Strömungsgeschwindigkeiten folgen. Durch Anblitzen der Rauchspuren in bestimmten Zeitintervallen und Aufnahme mit einer oder (stereometrisch) mit zwei Kameras kann dann die Entwicklung der Rauchspuren verfolgt werden und es wird möglich, die lokalen Strömungsgeschwindigkeiten mit relativ hoher Genauigkeit zu vermessen.

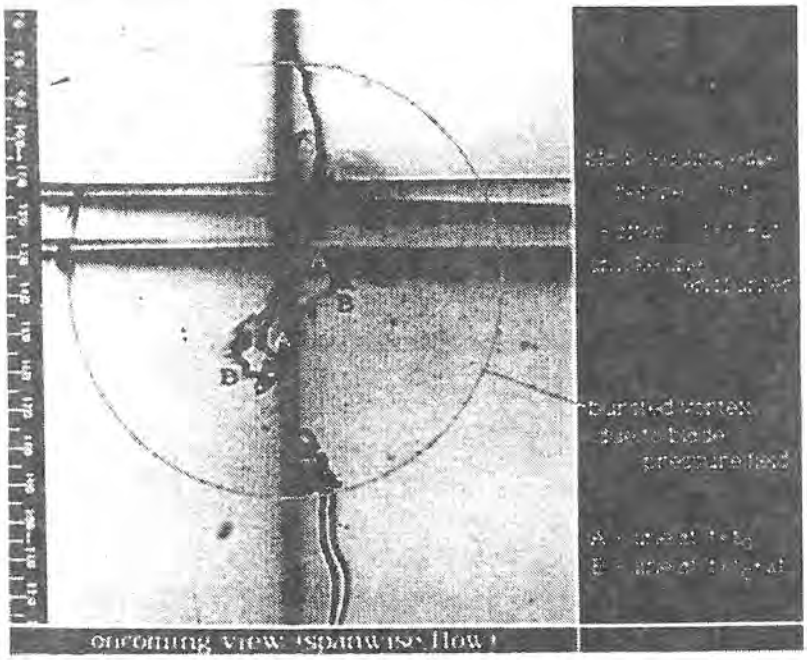
Ergebnis Erste Testmessungen am komplexen Strömungsgebiet eines Hubschrauberrotor zeigten die Möglichkeiten einer qualitativen und quantitativen Untersuchung mit der neuen Visualisierungsmethode auf. Der entstehende Blattspitzenwirbel, der weitere Verlauf sowie die Struktur der Blattspitzenwirbel, z. B. bei Annäherung an das jeweils folgende Rotorblatt (blade vortex interaction "BVI") konnten vermessen werden. Die Beeinflussung der Strömung durch das durchfliegende Teilchen kann vernachlässigt werden. Die Auswertung der Strömungsbilder geschieht mittels digitaler Bildverarbeitung. Dazu werden die mit zwei Kameras stereometrisch aufgenommenen Rauchspurenabbilder digitalisiert und vom Rechner in 3-dimensionale Datensätze der Rauchspuren umgewandelt. Diese Datensätze dienen dann zur Bestimmung der Geschwindigkeiten, der lokalen Wirbelvektoren, des Turbulenzgrades oder bei Vorhandensein einer größeren Anzahl von Rauchspuren auch zur interpolierten Darstellung der Geschwindigkeitsverhältnisse in ganzen Strömungsgebieten.



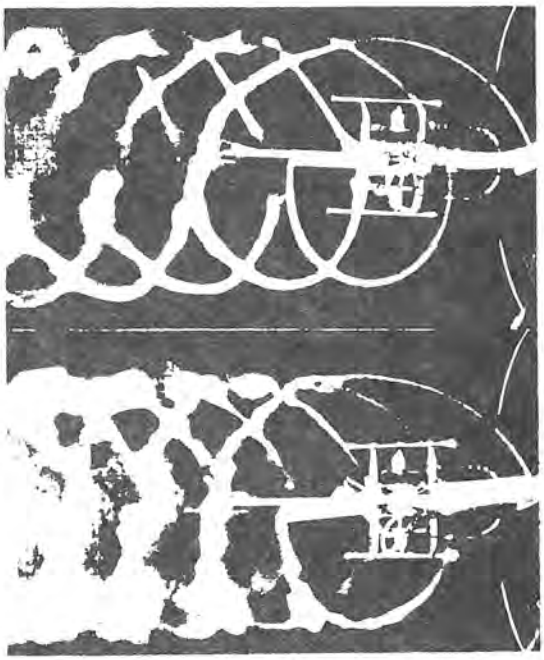
Blattspitzenwirbel bei der Entstehung...



Tangentialgeschwindigkeiten im entstehenden Blattspitzenwirbel



...und bei der Interaktion mit dem nachfolgenden Rotorblatt



oben: Rotornachlauf im Reiseflug
unten Wirbelaufplatzen (Sinkflug)

Literatur 1. Müller, R.H.G. and Hackeschmidt, M., "A New Method for Visualization and Measurement of Turbulent Flow Patterns," 8th Symposium on Turbulent Shear Flows, Technical University of Munich, Sept. 9-11, 1991, Munich, Germany

2. Müller, R.H.G. and Staufenbiel,R. "The Influence of Winglets on Rotor Aerodynamics," Vertica Vol 11, No 4, 1987.

3. Müller, R.H.G. "Winglets on rotor blades in forward flight - a theoretical and experimental investigation," Vertica Vol 14, No 1, 1990.

4. Müller, R.H.G. "Der Einfluß von Winglets an Rotorblattspitzen auf die Strömungsverhältnisse am Hubschrauberrotor," Dissertation RWTH Aachen, July 1988, FRG, published as: Fortschritt-Bericht VDI, Reihe 12, No.108 (1988)

5. Betz, A. "Verhalten von Wirbelsystemen," Z.A.M.M. Bd.XII Nr.3, (or NACA TM 713)

6. Rossow, V.J. "On the Inviscid Rolled-Up Structure of Lift Generated Vortices," AMES Research Center NASA-TM-X-62224

7. Müller, R.H.G., "Special Vortices at a Helicopter Rotor Blade," Journal of the American Helicopter Society, Oct. 1990, Volume 35, No 4

Weiteres Vorgehen Genauere Untersuchung von Blatt-Wirbel-Interaktionen mit Hilfe er neuen Methode und theoretische Arbeiten zu diesem Thema und zum Wirbelaufplatzen.

Datum 8. 11. 1991

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis DREHFLÜGLER

Ansprechpartner Dipl.-Math. K. Pahlke

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

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

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner Prof. C.-Q. Lin, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, Volksrepublik China

Thema Anwendung eines zeitgenauen zweidimensionalen Euler-Verfahrens auf Rotorumströmungen

Ausgangssituation

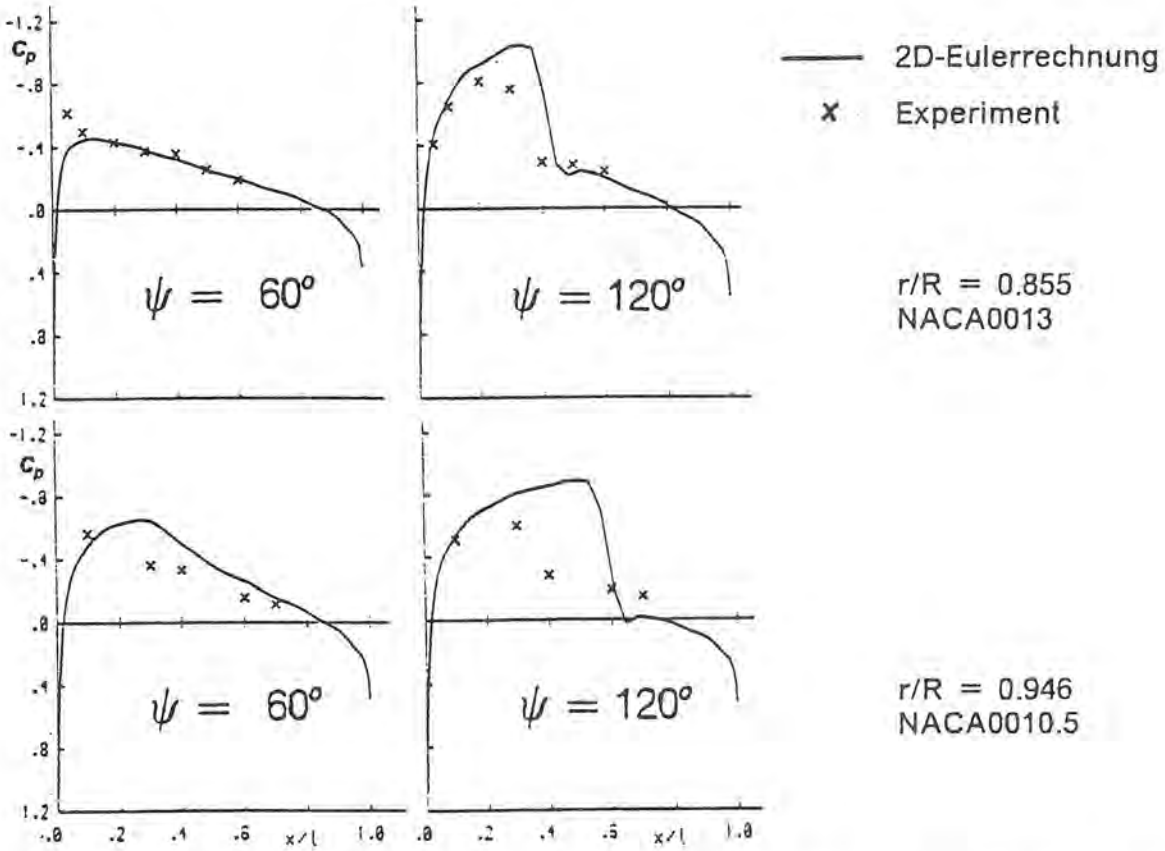
- Zeitgenaues Verfahren zur Berechung der Umströmung eines oszillierenden Profils mittels der zweidimensionalen Euler-Gleichungen (Ref. 1).
- Verfahren zur Berechnung des stationären Strömungsfeldes um Propeller oder Hubschrauberrotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen unter Verwendung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

Ziel Entwicklung eines Verfahrens zur Berechnung des dreidimensionalen instationären Strömungsfeldes um Hubschrauberrotoren im Vorwärtsflug.
Zwischenziel: Entwicklung eines eigenständigen zweidimensionalen Verfahrens für Profiluntersuchungen unter rotorähnlichen Anströmbedingungen.

Lösungsweg Das zweidimensionale zeitgenaue Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen wurde dahingehend weiterentwickelt, daß es die Umströmung eines starren Profils in beliebiger Bewegung berechnen kann. Hierzu wurden die Grundgleichungen in ein blattfestes Koordinatensystem transformiert, welches eine beliebige Translations- und Rotationsbewegung ausführt. Die Bewegung eines Schnittes eines Rotorblattes kann unter Vernachlässigung der dreidimensionalen Effekte als Überlagerung einer Bewegung in Anströmrichtung, einer Bewegung senkrecht zur Anströmung und einer Rotationsbewegung aufgefaßt werden. Somit kann das Verhalten eines Profils unter rotorähnlichen Anströmbedingungen untersucht werden. Das zweidimensionale Verfahren dient darüber hinaus als Testumgebung für Weiterentwicklungen insbesondere für Untersuchungen zur Effizienzsteigerung zeitgenauer Rechnungen. Die gewonnenen Erfahrungen können dann auf das dreidimensionale Verfahren übertragen werden.

Ergebnis

Es wurde ein Fall für einen Rotor im auftriebslosen Vorwärtsflug nachgerechnet. Es handelt sich um das 2-blättrige ONERA Windkanalmodell (Ref. 3), welches bei den Anströmbedingungen $\mu = 0.4$, $M_{tip} = 0.624$ vermessen wurde. Die Profile sind symmetrisch (NACA00XX) mit einer von der Wurzel zur Spitze abnehmenden relativen Dicke. Die Bilder zeigen den Vergleich zwischen Rechnung und Experiment für zwei radiale Schnitte (r/R = 0.855 und r/R = 0.946) für zwei Azimuthwinkel ($\psi = 60°$ und $\psi = 120°$). Der instationäre Charakter der Strömung zeigt sich sowohl in der Rechung als auch im Experiment durch die Unsymmetrie um den Azimuthwinkel $\psi = 90°$. Die Rechenergebnisse zeigen qualitativ das richtige Verhalten, wobei die Übereinstimmung zur Blattspitze hin schlechter wird, was sowohl auf dreidimensionale Effekte als auch auf stärkere Reibungseffekte durch die höheren Machzahlen zurückzuführen ist.



Literatur

(1) Pahlke, K., Lin, C.-Q.:Numerical Solution of Euler Equations for Airfoils in Arbitrary Unsteady Motion. DLR-IB 129-91/17

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

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

weiteres Vorgehen

Das Verfahren muß weiter validiert werden. Insbesondere ist die Nachrechung von Experimenten mit Rotoren im auftriebshafteten Vorwärtsflug vorgesehen. Das dreidimensionale Verfahren wird für die Berechnung der Umströmung eines auftrieblosen Rotors im Vorwärtsflug erweitert und getestet werden.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	HUBSCHRAUBER Rotor/Rumpf-Interferenz
Ansprechpartner	P. Stahl
Institution	MBB-UH HUBSCHRAUBER (HE121)
Adresse	Postfach 80 11 40, 8000 München 80 Telefon (089) 607 20299 Telefax (089) 34077
weitere Partner	BRITE/EURAM - AERO 0011-C
Thema	Study and Computation of Interactional Aerodynamics

Ausgangssituation

Kompaktere Bauweisen moderner Hubschrauber erfordern eine verstärkte Betrachtung der Interferenzproblematik. Die bislang isoliert verwendeten Auslegungsprogramme für Hauptrotor und Rumpf sollen zur Berechnung der Rotor/Rumpf-Interferenz miteinander gekoppelt werden.

Hauptmerkmale der Rotor/Rumpf-Interferenz sind:
- Durchströmung der Rotorkreisscheibe
- Erhöhung des Schubbedarfs des Rotors
- Versperrung des Rotornachlaufes durch den Rumpf

Ziel

- Erstellung eines Verfahrens für die Berechnung der Interferenz des Rotor- und Rumpfströmungsfeldes

- Auswirkungen der Rotor/Rumpf-Interferenz auf
  - Trimmzustand
  - Flugleistungen
  - Rotor- und Rumpflasten

Lösungsweg

1. Bereitstellen von Meßdaten für die Validierung der verwendeten Rechenmethoden
2. Verbesserung der Algorithmen und Methoden der entkoppelten Rotor- und Rumpfverfahren
3. Erstellen und Validierung eines einfachen gekoppelten Verfahrens
4. Weiterentwicklung des Verfahrens zu vollständig gekoppelten Strömungsfeldern
5. Berechnung des Interferenzeinflusses auf Flugleistungen sowie Rotor- und Rumpflasten

AG STAB

Rotor with fuselage inflow

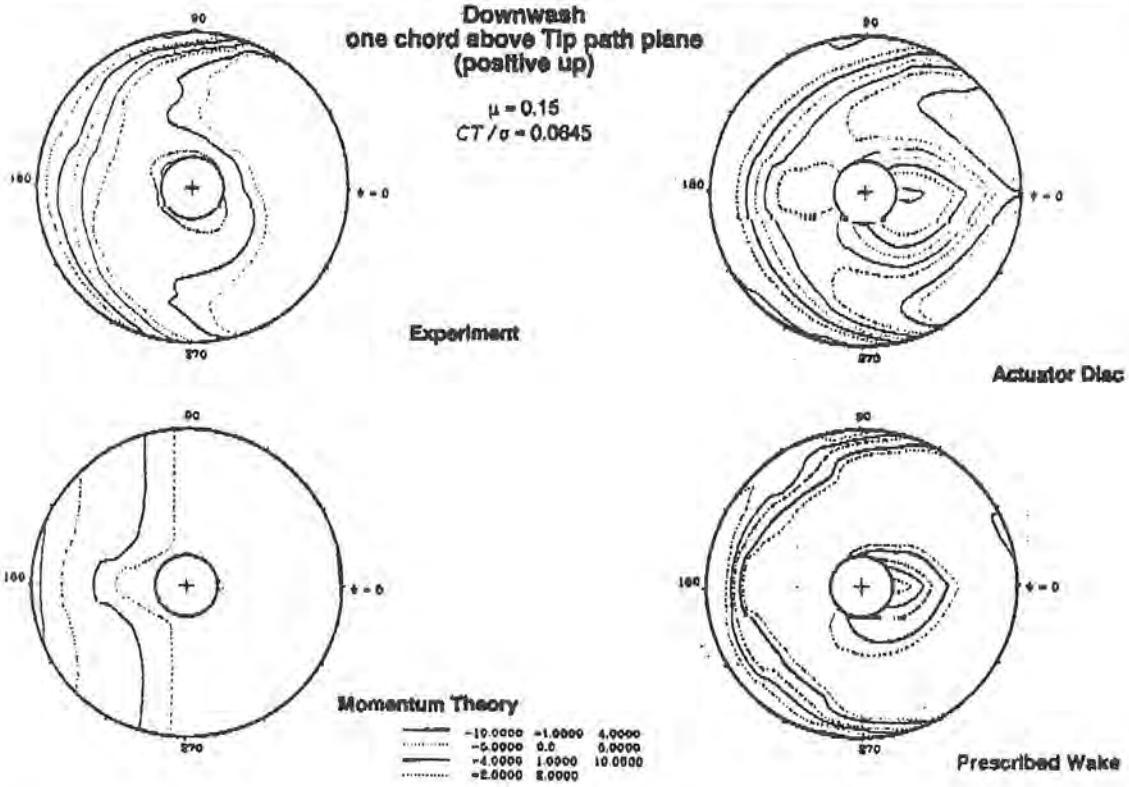


Bild: Abwindverteilung des Hauptrotors mit Rumpfverdrängungwirkung

Literatur

(1) J.W. Elliott, S.L. Althoff
'Inflow Measurements made with Laser Velocimeter on a Helicopter Model in forward flight', Volume I-III, NASA TM 800541-800543

(2) P. Fischer
'Erweiterung eines Wirbelmodells mit vorgegebener Nachlaufgeometrie zur Rotordurchflußberechnung', Diplomarbeit, 1988

(3) M. Hoyer
'Theorie und Anwendung eines Panel- und Grenzschichtverfahrens an Hubschrauberrümpfen, Diplomarbeit 1990

Mitteilung

Projektgruppe: *Drehflügler*

Fachkreis

Ansprechpartner: *Stahl-Cucinelli, Heidemarie*

Institution: Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Hubschrauber

Adresse: Postfach 80 11 40
8000 München 80

Telefon: *089/607-23681*

Telefax: *089/607-34077*

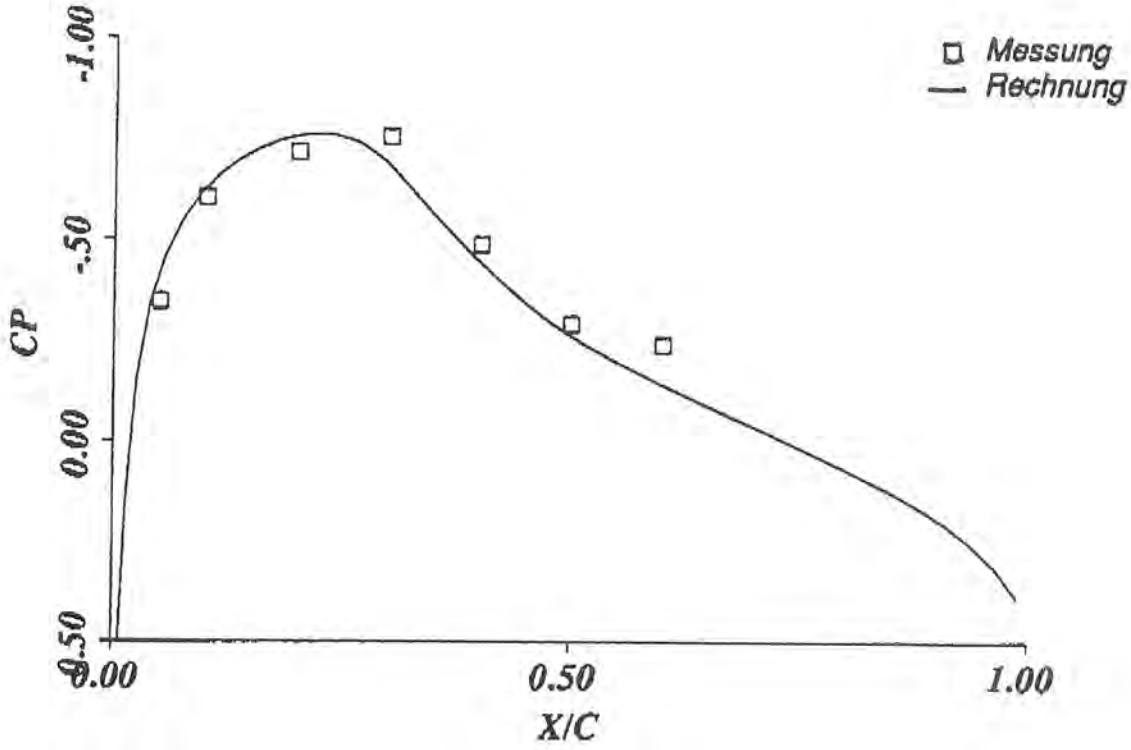
weitere Partner: *keine*

Thema:
Anwendung der Eulergleichungen auf die instationäre Strömung am Hubschrauberrotor

Ausgangsituation:
Ein stationärer 3D-Eulercode wurde für die instationäre Strömung modifiziert. Erste Testrechnungen mit α= f(t) lieferten sinnvolle Ergebnisse. Testrechnungen mit M = f(t) hingegen zeigten Probleme beim Aufbau der Strömung am Blatt.

Ziel:
Ziel der Untersuchung ist, die Ursachen für die Schwierigkeiten bei der Erzeugung einer Lösung für M = f(t) herauszufinden.

Lösungsweg:
Aus Rechenzeitgründen wird der 3D-Code auf 2D-Strömungen reduziert und für M = f(t) getestet, um die Ursache der Probleme herauszufinden.



Vergleich von Messung mit Rechnung bei instationärer Strömung (M = f(t))

Literatur:
MBB-EUFLEX
A new flux extrapolation scheme solving the Euler equations for arbitrary 3D geometry and speed
A. Eberle, MBB/LKE122/S/PUB/140,1984

Weiteres Vorgehen:
Die aus den 2D-Untersuchungen gewonnenen Erkenntnisse sind auf die 3D-Strömung zu übertragen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Dipl.Ing. Roland Stangl

Institution Institut für Luftfahrttechnik

Adresse
Universität der Bundeswehr München
Werner-Heisenberg-Weg 39

8012 Neubiberg

Telefon 089/6004-2271
Telefax 089/6004-4092

Thema

Konvergenzbeschleunigung eines Euler-Verfahrens zur Berechnung der stationären Rotorumströmung mit Hilfe einer Multigrid-Methode

Ausgangssituation

Es existiert ein 3-dimensionales, stationäres Eulerverfahren zur Berechnung des Strömungsfeldes um einen Mehrblatt-Hubschrauberrotor im Schwebeflug.
Das Verfahren basiert auf einer Finite-Volumen Methode in zell-zentrierter Formulierung. Die Flüsse werden mit einem Upwind-Schema vom Godunov Typ berechnet, das von A. Eberle entwickelt wurde. Mit Hilfe einer impliziten Gauß-Seidel Relaxation wurde das Verfahren in der Konvergenz beschleunigt und auf instationäre Berechnungen vorbereitet.
Das Raumnetz ist vom O-O Typ und besitzt für typische Anwendungen ca. $2*10^5$ Gitterpunkte.

Ziel

Für die Berechnung einer stationären Lösung werden auf einem Convex C 202 Vektorrechner etwa $1.4*10^5$ CPU Sekunden benötigt. Für instationäre Berechnungen steigt dieser Bedarf um ein bis zwei Größenordnungen. Für industrielle Anwendungen muß dieser Rechenaufwand drastisch gemindert werden. Dazu bieten sich Multigrid-Verfahren, in denen die Strömungsdaten auf verschieden feinen Gittern errechnet werden, an.

Lösungsweg

Multigrid-Methoden haben bewiesen, daß sie effizient die Konvergenz von numerischen Strömungsberechnungen beschleunigen können.
Die hier angewandte Methode wurde 1986 von A. Jameson und S. Yoon für implizite Verfahren vorgestellt und seither für verschiedene Strömungsprobleme angepaßt.
Der Ablauf für einen Zyklus mit zwei Netzniveaus ist folgender:
1. Berechnen der Residuen R_{h1} im feinsten Netz h1 mit nachfolgendem impliziten Teil und Update der Lösung U_{h1}.
2. Volumengewichtete Übergabe der Strömungsgrößen des feinen Netzes auf das grobe :

$$U_{h2} = 1/V_{h2} * \Sigma (V_{h1} * U_{h1})$$

Die folgenden Schritte werden mehrmals durchgeführt bevor die Lösung wieder auf das feine Netz übertragen wird:

3. Berechnen de Residuen R_{h2} im groben Netz.
4 Impliziter Teil und Update der Lösung U_{h2}

5. Die Prolongation, d.h die Übergabe der Lösungen auf das feine Netz wird folgendermaßen durchgeführt:

$$U_{h1} = U_{h1} + (U_{h2}-U_{h2}^t)$$

Der Index t kennzeichnet den transferrierten Wert.

Ergebnis

Erste Berechnungen mit zwei Gitterniveaus und reduzierter Netzgröße haben bereits Konvergenzbeschleunigungen um den Faktor 3 bis 6 ergeben. Dabei wurde die Anzahl der Iterationen im feinem und groben Netz variiert. Ein Optimum der Beschleunigung und der Genauigkeit scheint sich bei einer Iteration im feinem Netz und 10 Iterationen im groben Netz einzustellen.

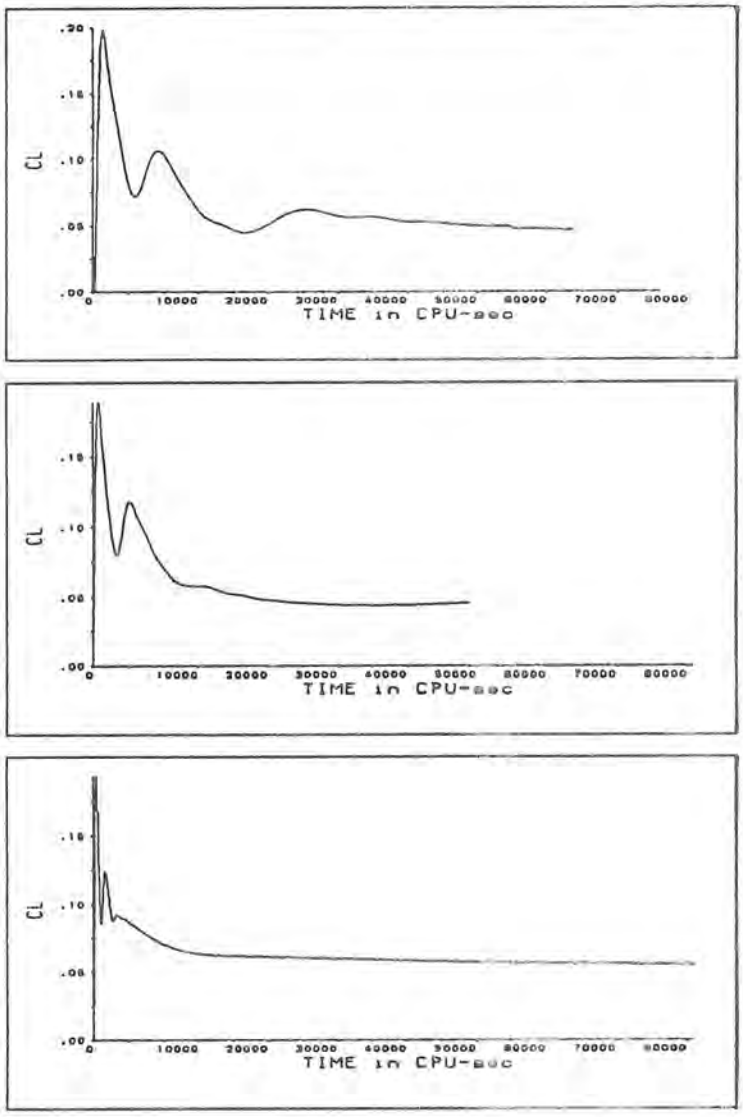


Bild 1. zeigt den Zeitlichen Verlauf der globalen CL-Zahl bei einer Berechnung nur im feinem Gitter.
In Bild 2. ist in der gleichen zeitlichen Skalierung der Verlauf für eine Multigrid Rechnung mit je einer Iteration im feinem und groben Netz dargestellt. Der Beschleunigungsfaktor ist hier 1.6 bis 1.7.
Bild 3. schließlich zeigt das bisher beste Ergebnis für eine Rechnung mit einer Iteration im feinem und 10 Iterationen im groben Netz. Der Faktor beträgt hier 3.0 bis 5.5.

Der Beschleunigungsfaktor wurde auf zwei verschiedene Arten errechnet, zum einem wurde die Zeit verglichen bis zum Auftreten eines charakteristischen "Berges" im CL-Verlauf, zum anderen wurde die Zeit verwendet bis die Änderung der CL-Zahl unter einem bestimmten Wert gefallen war.

Literatur

Jameson A., Yoon S.: *Multigrid Solution of the Euler Equations Using Implicit Schemes*. AIAA Journal, Nov 1986.
Krämer E., Hertel J. ,Wagner S.: *Euler Procedure for Calculation of the Steady Rotor Flow with Emphasis on Wake Evolution*. In AIAA, 8th Applied Aerodynamics Conference, Portland, OR, Aug. 1990.
Krämer E.: *Theoretische Untersuchungen der stationären Rotorblattumströmung mit Hilfe eines Euler-Verfahrens*. Universität der Bundeswehr München, Dissertation an der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik, 1991.

Weiteres Vorgehen

Nächste Untersuchungen werden mehr Gitterniveaus, das erweiterte Multigridverfahren und verschiedene Restriktions- und Prolongationsoperatoren miteinbeziehen. Zusätzlich ist die Umstellung auf eine neue Netztopologie mit überlappenden Gittern geplant. Zuletzt sollen diese Methoden auch auf instationäre Rechnungen angewandt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. S. Wagner, A. Lesching

Institution Universität der Bundeswehr München, Neubiberg
Institut Für Luftfahrttechnik und Leichtbau, LRT

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 6004-2136
Telefax 6004-3171

weitere Partner

Thema Erstellung eines Entwurfsverfahrens für Drehflügler neuerer Technologien

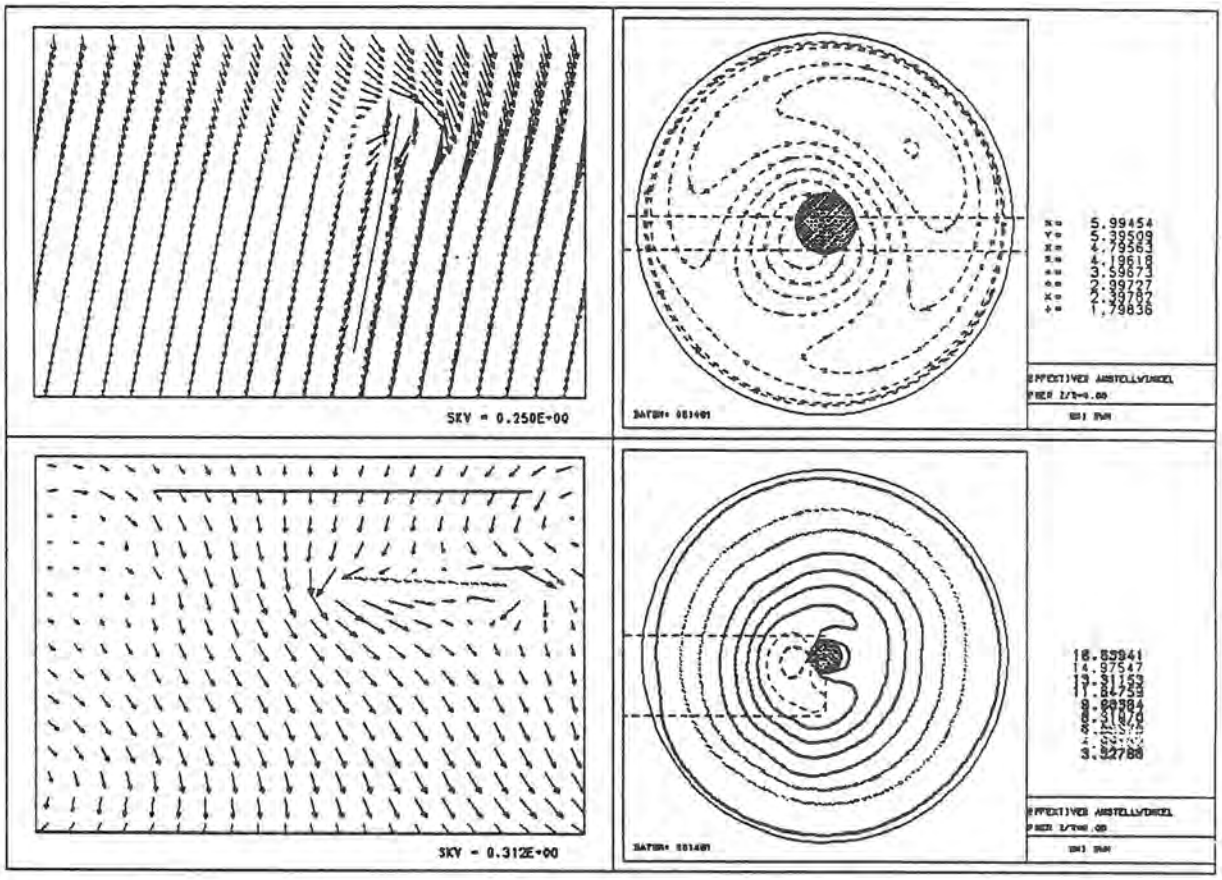
Ausgangssituation Grundlage bildet ein Hubschrauberauslegungsprogramm,in dem mit einem Wirbelgitterverfahren die aerodynamischen Leistungsparameter je nach zu untersuchendem Missionsabschnitt erfaßt werden. Vorausgesetzt wird die Laplacegleichung und reibungs- ,drehungsfreie Strömung.

Ziel Erstellung eines Programmpaketes für die Berechnung des Leistungsbedarfes von Kipprotorflugzeugen in einzelnen Missionsabschnitten in der Trimmrechnung. Die Interferenzeffekte des Tragflügels auf das Rotorverhalten sollen mit einem dreidimensionalen Wirbelgitterverfahren repräsentiert werden. Bedingung sind akzeptable Rechenzeiten für den industriellen Einsatz.

Lösungsweg Ein dreidimensionales, inkompressibles, zeitabhängiges Wirbelgitterverfahren wird für die Berechnung der aerodynamischen Rotorparameter benutzt. Die Nachlaufschicht entwickelt sich im Verlauf der Rechnung. Die Verkürzung der Rechenzeit geschieht über eine Anpassung des Zeischrittes in Verbindung mit der lokalen Nutzung eines Ersatzmodelles. Das Rotorblatt und der Tragflügel sind mit Dipolelementen belegt. Im Flügelnahbereich wird aufgrund der lokalen Strömungsgeschwindigkeit und der Benutzung der 'Subvortex-Methode' die Strömung tangential zur Flügelkontur geführt. Mit einer Variation der Steuergrößen für alle relevanten Geschwindigkeitsbereiche ist das Leistungsverhalten der Rotor-Tragflügel-Kombination erfaßt und wird in die Trimmrechnung eingebunden.

Ergebnis

Darstellung des effektiven Rotoranstellwinkels für eine Vorwärts- und Schwebeflugkonstellation bei Rotor-Tragflügel-Kombination



Literatur

B. W. Mc Cormick, Aerodynamics og VSTOL Flight Academic Press Inc., New-York 1967
D. P. Witkowski, Aerodynamic Interaction between Propellers and Wings, Purdue University, AIAA'88

weiteres Vorgehen

Untersuchung der Kompressibilitätseffekte auf das Leistungsverhalten des Rotors. Erfaßung der zeitlich sich ändernden Rotorlastverteilung über einen Umlauf bei der Rotor-Tragflügel-Kombination

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügler

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

Instituition: Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon: 0711/6853401
Fax: 0711/6853438

weitere Partner

Thema

Erzeugung 3-dimensionaler Verdrängungskörper mit exakt berechenbaren Strömungsgeschwindigkeiten und Druckverläufen auf der Körperoberfläche und der Körperumgebung

Ausgangssituation

Um bei der Behandlung instationärer Rumpf - Rotor Interferenzeffekte akzeptable Rechenzeiten zu erreichen, werden einfache, hubschrauberähnliche Rumpfformen mit möglichst niederer Panelzahl benötigt.Die Modellierung des Rumpfes erfolgt durch, vorzugsweise low-order, Panelverfahren. Zwischen möglichst geringer Panelzahl einerseits, und erforderlicher Rechengenauigkeit andererseits, ist ein Kompromiss zu suchen.

Ziel

1) Erzeugung spezieller Verdrängungskörper deren Umströmungsverhältnisse auf potentialtheoretischem Weg exakt berechenbar sind.
2) Panellierung dieser Körper und Vergleich der Oberflächendruckverläufe

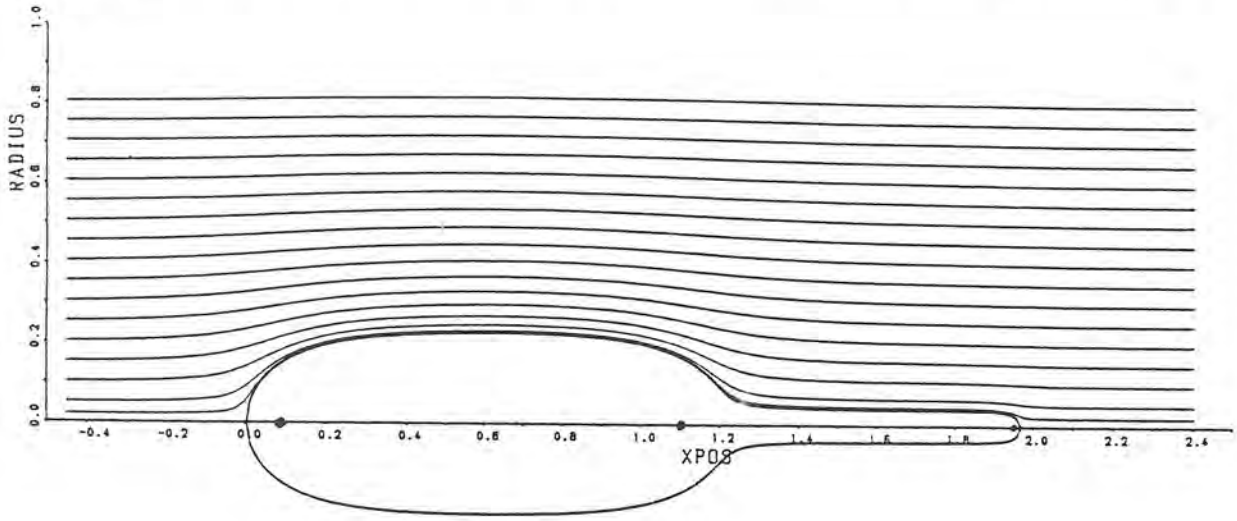
Lösungsweg

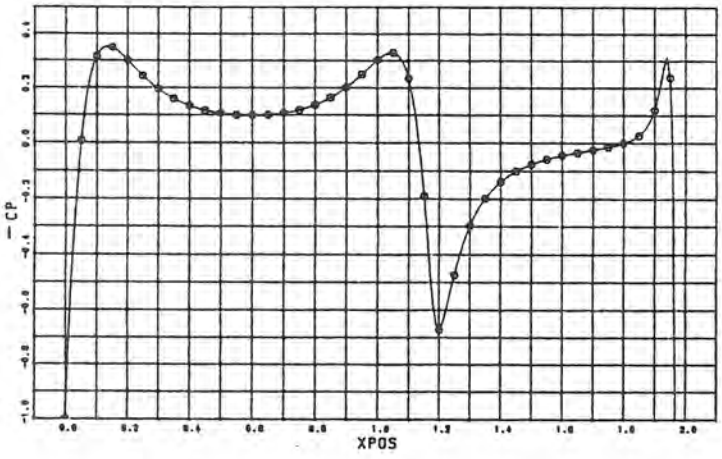
Dreidimensionale, Potentialpunktquellen und -senken sind auf einer Linie in Anströmrichtung plaziert, und bilden so einen geschlossenen, rotationssymmetrischen 3-D Verdrängungskörper. Die Summe aller Ergiebigkeiten muß sich dabei zu null ergeben. Durch lineare Überlagerung aller induzierten Geschwindigkeiten und der Anströmgeschwindigkeit erhält man das Strömungsgeschwindigkeitsfeld innerhalb und außerhalb des Körpers. Punkte der Körperoberfläche und der Stromlinien werden durch Integration des Volumenstroms an gegebenen Querschnitten der Körperlängsachse iterativ, aber mit beliebig großer Genauigkeit per Intervallschachtelung berechnet. Die tatsächliche Körpergröße erhält man erst nach dem Lauf des Rechenprogramms. Sie muß durch Vorschätzung / Vorrechnung und entsprechende Plazierung der Quellen und Senken festgelegt werden.

AG Stab

Ergebnis

Hubschrauberähnlicher Verdrängungskörper bei null Grad Anstellwinkel gebildet aus einer Quelle und zwei Senken, mit zugehöriger Druckverteilung entlang der Längs- (x-) Achse.





Literatur

TRUCKENBRODT, Erich
Fluidmechanik Band 2
Springer Verlag, Berlin 1980

KEUNE, Friedrich
Singularitätenverfahren in der Strömungslehre
G. Braun Verlag, Karlsruhe 1975

weiteres Vorgehen

Erweiterung des Verfahrens auf nicht rotationssymmetrische Körper. Untersuchung von Möglichkeiten zur Anstellwinkelvariation.

Datum 14. August 1991 **AG Stab**

M I T T E I L U N G

Projektgruppe/
Fachkreis Drehflügler

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

Institution: Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon 0711/685-3421
Telefax 0711/685-3438

weitere Partner: Projektbeteiligte bei BRITE EURAM
AERO 0011-C(A)"SCIA"

Thema: Untersuchung von Interferenzeffekten zwischen Hubschrauberrotoren, Rümpfen und Rotornachläufen

Ausgangssituation:

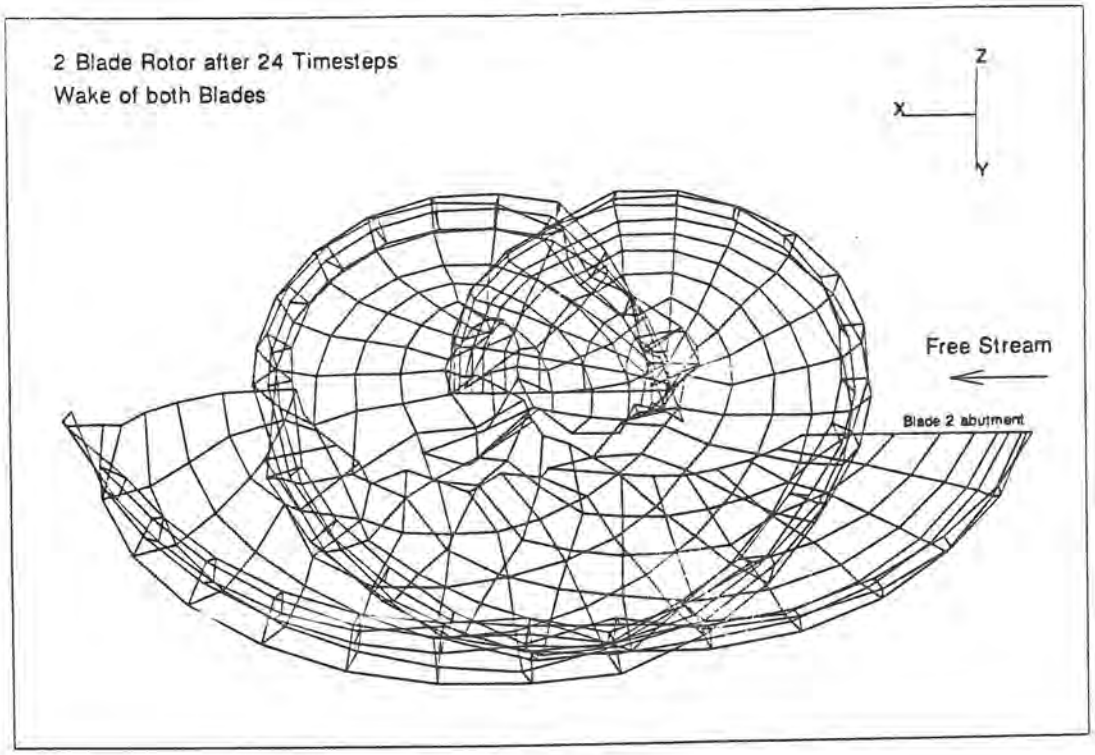
Anwendung eines Wirbelgitterverfahrens zur strömungstechnischen Rotorblattnachlaufmodellierung. Untersuchung von Interferenzeffekten mit der Methode des sich frei entwickelnden Tragflächennachlaufs.

Ziel: Ermittlung von nachlaufbedingten Auftriebsschwankungen an Rotorblättern im Hubschraubervorwärtsflug.

Lösungsweg:

Das derzeit in Entwicklung befindliche Simulationsprogramm ermöglicht die zeitschrittweise Berechnung der sich hinter einem Rotorblatt bildenden und frei entwickelnden Nachlauf-Wirbelschicht im Vorwärtsflug.
Die mit Wirbelringen (Dipolen) panelierten Rotorblätter starten zum Zeitpunkt t = 0 impulsiv, und erweitern zu jedem folgenden Zeitschritt das Nachlauf-Wirbelsystem durch Einspeisung von Wirbelaktivität in die neugebildete Wirbelschichtreihe. Im Vorwärtsflug kommt es zur Annäherung von Blättern an den sich aufrollenden Nachlauf der vorauseilenden Rotorblätter in verschiedener Weise.
Anströmverhältnisse an den Blattkontrollpunkten werden in solchen Fällen maßgeblich von den nahegekommenen Wirbelstrukturen beeinflußt, und durch Anwendung des BIOT-SAVART'schen Gesetzes numerisch mit berücksichtigt.

Ergebnis: Das numerisch gewonnene Nachlauf-Wirbelsystem vermittelt einen ersten Eindruck von Umfangspositionen des Rotors an denen eine deutliche Nachlauf-Blatt Wechselwirkung zu erwarten ist.
(2 Blatt-Testrotor, Ansicht schräg von oben)
Im abgebildeten Fall wurde ein 2-Blatt Rotor 1 Umdrehung mit einem Fortschrittsgrad von 0,20 bewegt.



Literatur:

[1] Röttgermann, A., Behr, R., Schöttl, C., Wagner, S.: Calculation of Blade-Vortex Interaction of Rotary Wings in Incompressible Flow by Unsteady Vortex Lattice Method including Free Wake Analysis. Hackbusch, W. (Ed.): Numerical Techniques for Boundary Element Methods, Notes on Numerical Fluid Mechanics Vol.33. Braunschweig: Vieweg Verlag 1992.

[2] Zerle, L., Wagner, S.: Projektinterne Fortschrittsberichte in BRITE EURAM AERO 0011-C(A)

weiteres Vorgehen:

Zusätzliche Untersuchungen, Rechenprogrammerweiterungen und Vergleiche mit Meßergebnissen im Rahmen des internationalen Projekts.
Schwingungsanalyse der berechneten Veräufe der gebundenen Zirkulation an den Rotorblättern.

Datum: 15.01.92

Mitteilung

Projektgruppe/	Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis	Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner	Dr. U. Dallmann, H. Gebing
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen
	Telefon (0551) - 709 - 2442 **Telefax** (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Instationäre, dreidimensionale, abgelöste Wirbelströmung: Numerische Simulation der kompressiblen, viskosen Umströmung einer Kugel

Ausgangssituation und Ziel

Verschiedene im Institut entwickelte Verfahren zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen wurden bislang zur Berechnung von abgelösten Strömungen bei hohen Reynoldszahlen eingesetzt. Dabei treten jedoch oft physikalisch bedingte, instationäre Wirbelablösephänomene auf, die anhand von Prinzipkörper-Untersuchungen mit *zeitgenauen* Navier-Stokes-Verfahren simuliert werden müssen. Die dabei erzielten Ergebnisse liefern nicht nur neue Einsichten in die gekoppelt zeitlich-dreidimensionalen Ablösephänomene. Die als Schwerpunkt bei SM-TS entwickelte topologische Strömungsfeldanalyse (nicht nur das Stromlinienplotten !!!) von topologischen Struktur*änderungen* beim Überschreiten von kritischen Verzweigungsparametern liefert auch *ein* Konzept dafür, numerische Rechenverfahren zu bewerten und weiter zu entwickeln.

Lösungsweg

Im Anschluß an frühere Arbeiten von Schulte-Werning et al. wird das instationäre Verhalten einer dreidimensional abgelösten Strömung an einer Kugel in Abhängigkeit von der *Re*-Zahl für $Ma = 0.4$ numerisch simuliert. Dazu werden die vollständigen Erhaltungsgleichungen für ein kompressibles, viskoses Strömungsfeld durch Algorithmen vom Beam-Warming-Typ integriert.

Ergebnis

Nach Überarbeitung des Quellcodes wurden neue Simulationsrechnungen zunächst für kleine Re-Zahlen ($Re = 20, 30, 100, 200, 400$) gestartet. Für $Re = 20$ stellt sich eine Kugelumströmung ohne Ablösung, für $Re = 30$ ein stationärer Ringwirbel im Nachlauf ein (Experiment: $Re_{kritisch} = 24$). Dieser axialsymmetrische, stationäre Ringwirbel vergrößert sich bis $Re = 200$, wobei die Nachlauflänge bezogen auf den Kugeldurchmesser D auf $L/D = 1.4$ und der Ablösewinkel auf $\theta = 65°$ (gemessen vom hinteren Staupunkt) anwächst. Für $Re = 400$ stellt sich ein dreidimensionales, instationäres Verhalten des Nachlaufs ein. Eine Links-Rechts-Symmetrie mit zeitlich fester Symmetrieebene wird aufgrund einer entsprechenden Gittersymmetrie initialisiert und prägt sich (in Übereinstimmung mit Experimenten) mit erhöhter Re-Zahl immer stärker aus. In dieser Symmetrieebene oszilliert der hintere Staupunkt mit der Strouhal-Zahl $St = 0.133$ (Exp.: $St = 0.16$). Von größerer Bedeutung ist aber die früher auch u.a. am querangeströmten Kreiszylinder (Dallmann/Schewe: AIAA 87-1266) beobachtete Quasi-Stationarität der Ablöselinie trotz Instationarität des Nachlaufs: Der hintere Staupunkt schwankt um $\Delta\theta \approx 14°$, aber die auch bei höheren Re-Zahlen fast kreisförmige Ablöselinie schwankt periodisch nur um $\Delta\theta \approx 1°$. Diese St-Zahl findet sich auch im zeitlichen Verhalten des Widerstandes und des Auftriebes der Kugel.

Wichtig dürfte diese Quasi-Stationarität der Ablöselinie bei gleichzeitig instationärem, periodisch abgelöstem Nachlauf im Strömungsfeld deshalb sein, weil sich dadurch vereinfachte Möglichkeiten der Beeinflussung von Strömungsablösung und Nachlauf ergeben könnten.

Literatur

[1] Schulte-Werning, B.,
Numerische Simulation und topologische Analyse der abgelösten Strömung an einer Kugel. DLR-FB 90-43, 1990 (Dissertation Univ. München, 1990)

[2] Schulte-Werning, B., Dallmann, U.,
Numerical simulation of vortex chain formation by vorticity shedding from a sphere into the wake. In: Separated Flows and Jets (V.V. Kozlov, A.V. Dovgal, eds.) Proc. IUTAM Symp. Novosibirsk, USSR, July 1990, Springer (1991) pp.1-14.

[3] Dallmann, U.,
Analysis of simulations of topologically changing three-dimensional separated flows. In: Separated Flows and Jets (V.V. Kozlov, A.V. Dovgal, eds.) Proc. IUTAM Symp. Novosibirsk, USSR, July 1990, Springer (1991) pp.167-171.

Weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Prof. H. Eckelmann, Dipl.-Phys. B.R. Noack

Institution Max-Planck-Institut für Strömungsforschung

Adresse Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen Telefon 0551/709-2513
Telefax 0551/709-2704

weitere Partner Dipl.-Phys. M. König

Thema Untersuchung der dreidimensionalen Zylinderumströmung mit Galerkin-Verfahren

Ausgangssituation

Bisherige numerische Simulationen der Zylinderumströmung mit Grid-Verfahren (FEM, FDM) wurden i.a. auf Hochleistungsrechnern durchgeführt. Eine niederdimensionale Beschreibung der Lösungen für einfache Stabilitätsuntersuchungen oder semi-analytische Untersuchungen sind mit diesen Verfahren nicht möglich.

Ziel Ziel des Projekts ist die Reduktion der Navier-Stokes Gleichung auf niedrigdimensionale Differentialgleichungssyteme. Diese Systeme sollen mit PCs numerisch integrierbar sein ohne die Genauigkeit traditioneller numerischer Verfahren zu verlieren.

Lösungsweg

Das Geschwindigkeitsfeld $\vec{u}(\vec{x}, t)$ am Ort $\vec{x}$ zur Zeit t wird in eine stationäre Grundmode $\vec{u}_0$ und eine Störung $\vec{u}'$ zerlegt. Beide Anteile erfüllen die Haftbedingungen am Zylinder. Während die Grundmode im Unendlichen die Anströmgeschwindigkeit annimmt, verschwindet dort die Störung. Die Störung wird nach einem abzählbaren, vollständigem Orthonormalsystem (Moden-System) in einem geeigneten Hilbert-Raum entwickelt. Für die entsprechenden Fourier-Koeffizienten werden in einer Galerkin-Projektion die Bewegungsgleichungen hergeleitet.

Ergebnis

Die stationäre, periodische und turbulente Zylinderumströmung kann mit Größenordnung 100 Moden für niedrige Reynoldszahlen bis ca. 250 berechnet werden. Die theoretische Strouhal-Zahl der periodischen Lösung weicht nur wenige Prozent von experimentellen Werten ab.
Erstmalig gelang für die stationäre und periodische Lösung eine globale, nichtparallele, dreidimensionale Stabilitätsuntersuchung mit Angabe des Spektrums und den ersten kritischen Eigenfunktionen.

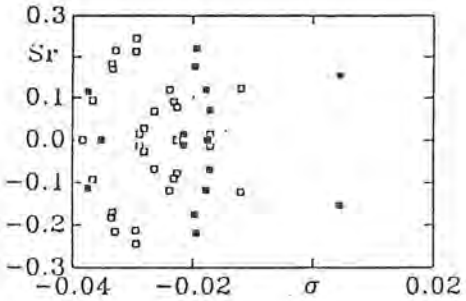


Abb. 1: Stabilitätspektrum der stationären Lösung für $\mathbf{Re} = 50$. Die ausgefüllten (leeren) Quadrate representieren die Eigenwerte $\lambda = \pi(\sigma + \mathbf{i}\mathbf{Sr})$ mit den zugehörigen 2D (3D) Eigenfunktionen.

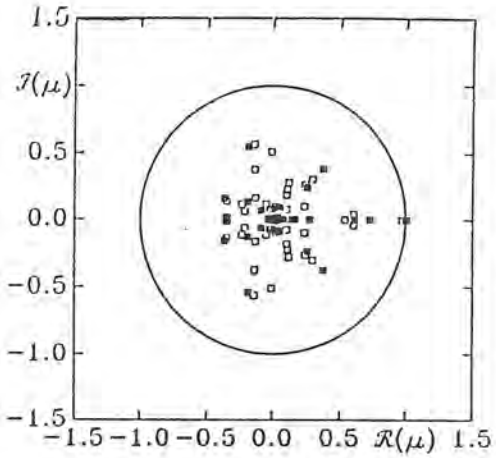


Abb. 2: Floquet-Spektrum der periodischen Lösung für $\mathbf{Re} = 200$. Die Quadrate stellen Floquet-Multiplier μ dar. Bei $\mu \approx 1$ zeigt sich eine 3D Instabilität.

Literatur

Es gibt noch keine Veröffentlichungen zu diesem Projekt.

weiteres Vorgehen

Das Galerkin Verfahren soll numerisch effizienter gemacht werden und für komplexere Körper erweitert werden. Physikalisch steht ein besseres Verständnis der Transition und des turbulenten Nachlaufes im Vordergrund.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe und Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Helmut Esch

Institution DLR , Hauptabteilung Windkanäle

Adresse DLR WT-WK-KP
Postfach 906058, 5000 Köln 90

Telefon 02203 6012345
Telefax 02203 6012085

weitere Partner

Thema Rumpf-Ruder-Interferenz an Rümpfen mit rechteckigem Querschnitt im Überschall

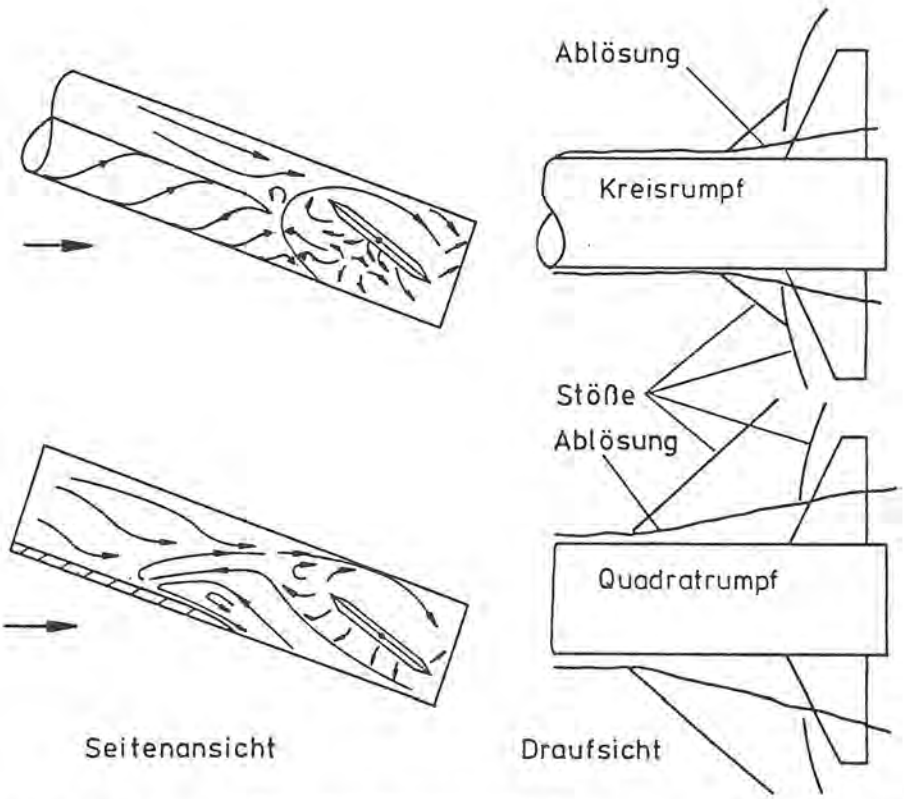
Ausgangssituation Für nicht-kreisförmige Rümpfe existieren nicht genügend Unterlagen, um die Rumpf-Ruder-Interferenz nach den bewährten empirischen Beiwertsynthese-Verfahren abzuschätzen

Ziel Es sollten die Bereiche festgestellt werden, in denen sich die Rumpf-Ruder-Interferenz nicht mehr mit den gebräuchlichen, einfachen Rechenverfahren bestimmen läßt

Lösungsweg Um einen Überblick zu erhalten, werden Normalkräfte und Momente von vier verschiedenen Ruderformen gemessen. Die Ruderwinkel lagen zwischen $\eta=0°$ und $20°$ bei Anstellwinkeln der Rumpfachse von $0°$ bis $24°$. Der Rumpfquerschnitt war kreisförmig und quadratisch, in Einzelfällen auch rechteckförmig. Die Versuche wurden im Trisonikkanal TMK der DLR in Köln durchgeführt bei Machzahlen $1,5 \leq Ma \leq 4$.

Ergebnis Es können deutliche Unterschiede in den Ruderkräften auftreten, wenn sich die Querschnittsform des Rumpfes von kreisförmig auf quadratisch oder rechteckig ändert. Ursache ist die Stoß-Grenzschicht-Interferenz. Dadurch daß das Überdruckgebiet des Ruders am Kreis- und Quadratrumpf auf unterschiedlich stabile Grenzschichtbereiche trifft, ergeben sich unterschiedliche Strömungsablösungen. Am

Rechteckrumpf beginnt die Ablösung weiter stromauf als am Kreisrumpf. Dadurch liegt ein größerer Bereich des Ruders in einer energieärmeren Strömung und die Ruderkräfte sind kleiner als am Kreisrumpf. Ab Anstellwinkeln $\alpha \geq 8°$ muß mit deutlichen Unterschieden gerechnet werden. Die Differenzen nahmen mit abnehmender Spannweite zu. Es wurden Abweichungen bis auf 60% des Wertes am Kreisrumpf beobachtet.



Unterschiede in der Strömungsablösung an einer Rumpf-Ruder-Kombination bei kreisförmigem und quadratischem Rumpfquerschnitt

Literatur

H. Esch Kraftmessungen zur Rumpf-Ruder-Interferenz an Rümpfen mit rechteckigem Querschnitt im Überschall
DLR IB 39113-91A13

weiteres Vorgehen

Nach der Bestimmung der Ruderkräfte an ausgesuchten Ruderformen sollen sich Detailuntersuchungen mit Druckverteilungsmessungen und Ölfilmbildern anschließen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Frank

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstrasse 12, 7500 KARLSRUHE-1

Telefon (0721) 608-2677
Telefax (0721) 608-4290

weitere Partner Dr. H. Mauch

Thema THEORETISCHE UND EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNGEN ZUR BAUWERKSAERODYNAMIK

Ausgangssituation

Bei der Umströmung von Bauwerken treten vielfach instationäre Vorgänge auf, die zu unterschiedlichsten Belastungen des Bauwerkes oder der Bauwerksteile führen. Deshalb ist die Kenntnis dieser Strömungszustände für die Bemessung eines Bauwerkes von großer Bedeutung. Für die meisten in der Praxis interessierenden Fälle von gebäudeaerodynamischen Problemen handelt es sich dabei um dreidimensionale, turbulente Strömungsvorgänge. Es entsteht ein äußerst komplexes Stromfeld, und zwar sowohl auf der Luv-Seite der Gebäude wie auch im Bereich der abgelösten Strömung an den Seiten-, Dach- und Lee-Flächen.

Ziel

Mit dem vorliegenden Forschungsvorhaben soll versucht werden, diese komplizierten dreidimensionalen und instationären Strömungsvorgänge auf theoretischem Wege vorherzusagen. Dazu sollen die dreidimensionalen Druck- und Geschwindigkeitsfelder um scharfkantige, quaderförmige Körper bestimmt werden.
Ziel des Projektes ist es einmal die experimentellen Grundlagenuntersuchungen für eine realistische Simulation von Bauwerksumströmungen im Windkanal theoretisch abzustützen, und zweitens aus den berechneten Stromfeldern Aussagen abzuleiten, die zu einer Verbesserung der Bemessung von Bauwerken führen.

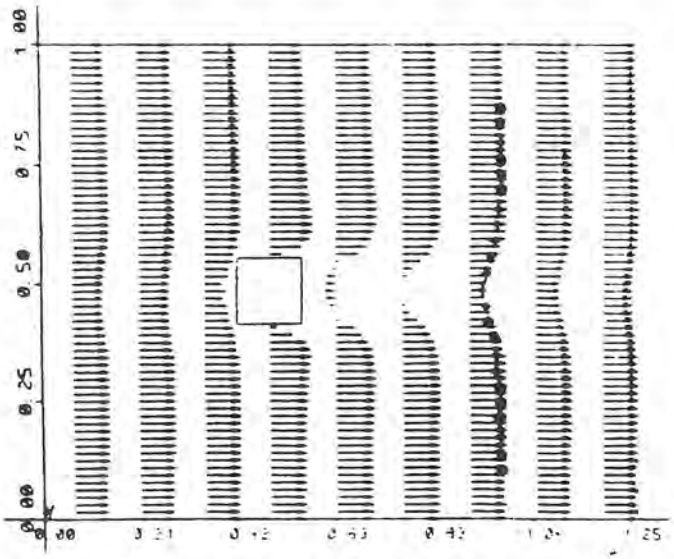
Lösungsweg

Hierfür werden die Grundgleichungen für die dreidimensionale, instationäre, reibungsbehaftete, inkompressible Strömung mittels einer Finiten-Differenzenmethode diskretisiert. Die Grobstrukturen der turbulenten Strömung werden dabei direkt aufgelöst. Die durch das verwendete Maschennetz der Diskretisierung nicht auflösbaren Feinstrukturanteile, also die allerkleinsten Wirbelelemente, müssen durch geeignete Turbulenzmodelle angepaßt werden. Dies geschieht im vorliegenden Projekt mit Hilfe der Large-Eddy-Simulation (LES). Die Zeitintegration erfolgt mit einem Euler-Leapfrog-Verfahren. Aus Gründen der Rechenzeitminimierung wird bei jedem Zeitschritt die Poissongleichung für den Druckterm mit Hilfe einer Fast-Fourier-Transformation (FFT) gelöst. Dazu ist es notwendig
die Einflußmatrixtechnik (CMT) zu verwenden. Diese Methode gestattet die Anwendung von schnellen Poissonlösern auf Aufgaben mit komplexerer Geometrie und komplizierteren Randbedingungen, ohne dabei wesentlich an Effizienz zu verlieren.

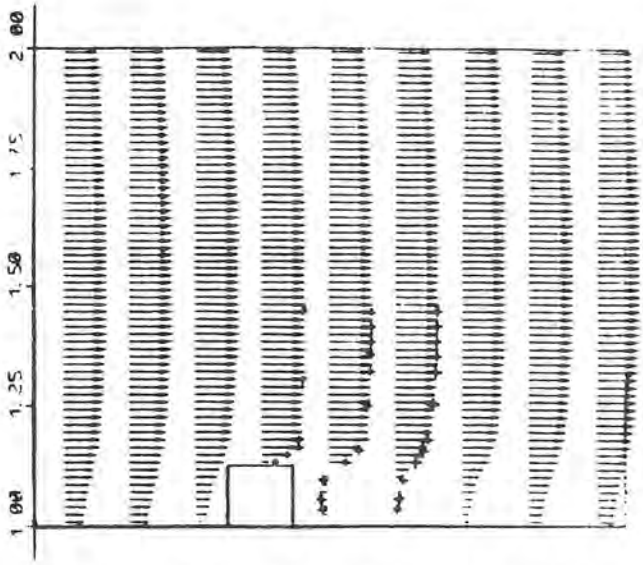
Ergebnis

Erste Ergebnisse für die Druckverteilung um quaderförmige Körper im Kanal liegen bereits vor. Trotz des verwendeten relativ grobmaschigen Rechengitters ist die Übereinstimmung mit Experimenten bereits sehr gut.

Das entwickelte Programm ist so aufgebaut, daß auf einfachem Wege auch noch die Wärmeleitungsgleichung in den Code eingebaut werden kann. Damit können dann auch Probleme des Wärmeüberganges in turbulenten Strömungen berechnet werden.



Vergleich der zeitlich gemittelten Profile für die Geschwindigkeitskomponente in Strömungsrichtung mit Experimenten (+)
Draufsicht. Re = 406.594.



Vergleich der zeitlich gemittelten Profile für die Geschwindigkeitskomponente in Strömungsrichtung mit Experimenten (+).
Seitenansicht. Re = 406.594.

Literatur

1. Mauch, H.; Frank, W.: Berechnung der dreidimensionalen Umströmung eines quaderförmigen Körpers im Kanal. Erscheint in Kürze in der ZAMM.

2. Stiller, J.: Ein Programmsystem für die numerische Lösung der Poisson-Gleichung auf lokal verfeinerten kartesischen Gittern. SFB-210/T/76-Bericht, Universität Karlsruhe (1991).

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung des Codes durch lokale Verfeinerung des Gitters in Körpernähe in allen drei Raumrichtungen mit einem Multigrid-Verfahren.

Förderung durch:
DFG-SFB 210 Teilprojekt B11

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Geropp und Dr.-Ing. A. Leder

Institution Institut für Fluid- und Thermodynamik
Lehrstuhl für Strömungstechnik

Adresse Universität - GH - Siegen
Paul-Bonatz-Str. 9-11
5900 Siegen

Telefon 0271/740-4681/2
Telefax 0271/740 2320

weitere Partner

Thema Phasengekoppelte LDA-Messungen und Turbulenzmodellierungen großräumiger Ablösegebiete

Ausgangssituation

Die Wirbel- und Turbulenzmodellierung großräumiger Ablösegebiete hinter ebenen und axialsymmetrischen stumpfen Körpern erfordert detaillierte Kenntnisse des zeitlich gemittelten Strömungsfeldes und der zugehörigen turbulenten Korrelationsgrößen. In den bisherigen Arbeiten wurden dazu mit Hilfe der klassischen LD-Anemometrie Messungen vorgenommen. Dabei wurde deutlich, daß allein auf der Basis des reinen Reynoldsschen Mittelungsprozesses großräumige, periodische Wirbelbewegungen und ihre Wechselwirkung nur unzureichend beschrieben werden.

Ziel

Zur Verbesserung des Verständnisses der erwähnten großräumigen Wirbelbewegungen im Ablösebereich werden daher die periodischen und stochastischen Strömungsfeldänderungen getrennt erfaßt. Es werden Ablösegebiete hinter stumpfen Körpern unterschiedlicher Geometrien in einem unendlich ausgedehnten Strömungsfeld sowie die Wechselwirkung des Ablösegebietes mit einer ruhenden bzw. mitbewegten Berandung (z.B. Wechselwirkung Kfz - Straße im Heckbereich) untersucht.

Lösungsweg

Die genannten experimentellen Untersuchungen werden mit Hilfe der sogenannten phasengekoppelten LDA-Technik durchgeführt. Bekanntlich kann jede Variable des Strömungsfeldes, z.B. die Geschwindigkeit u, formal interpretiert werden als die Summe dreier Anteile, bestehend aus dem zeitlichen Mittelwert $\bar{u}$, dem periodischen Term $\tilde{u}$ und einem stochastischen Anteil u'.

Die mit dem LDA in einem einzelnen Punkt des Strömungsfeldes ermittelten Daten werden durch ein Ensemble von z.B. N Geschwindigkeitswerten dargestellt. Liegt nun im Strömungsfeld eine charakteristische Frequenz eines ablösenden Wirbels vor, so können diese N-Meßwerte in Abhängigkeit des Phasenwinkels Ø der detektierten Frequenz dargestellt werden. Neben den üblichen Mittelungsprozessen können dann auch für kleinere Phasenwinkelintervalle phasengemittelte Geschwindigkeitswerte $\langle u \rangle$ und daraus der periodische Term $\tilde{u} = \langle u \rangle - \bar{u}$ bestimmt werden. Damit ist es auch möglich, die Normal- und Schubspannungsterme für periodische und stochastische Strömungsfeldbewegungen zu ermitteln.

Ergebnis

Mit der beschriebenen Meßtechnik konnten die zeitlich gemittelten sowie die periodischen und stochastischen Strömungsgrößen im Ablösegebiet und Nachlauf bei ebener und axialsymmetrischer Entwicklung der freien Scherschichten erfaßt werden. Daraus ergab sich eine Reihe systematischer Gesetzmäßigkeiten, u.a. für die Ausdehnung des abgelösten Gebiets und für die dynamischen Strömungsvorgänge im Totwasserbereich. So konnte beispielsweise festgestellt werden, daß innerhalb der Scherschichtströmungen Sattelpunkte auftreten. Sie sind in Abb.1 und Abb. 2 für den Fall einer senkrecht angestellten ebenen Platte - der Koordinatenursprung liegt im Mittelpunkt des Modells - durch momentane Stromlinien hervorgehoben. Abb. 2 stellt denselben Strömungsausschnitt wie Abb. 1 dar, jedoch zu einem 0,02 Sekunden späteren Zeitpunkt. Stromauf der Sattelpunkte liegen die Strömungsbereiche mit maximalen Amplituden der Normalspannungen $\langle u'^2 \rangle$ und $\langle v'^2 \rangle$ sowie der Schubspannung $\langle u'v' \rangle$. Die Positionen der Extremwerte sind in Abb. 1 und Abb. 2 durch Dreieck-, Viereck- bzw. Stern-Symbole kenntlich gemacht. An diesen Stellen erreicht auch der Produktionsterm für Turbulenzenergie seinen absoluten Extremwert. Der Vergleich von Abb. 1 und Abb. 2 verdeutlicht, daß die im Ablösebereich entstehenden kohärenten Wirbelstrukturen sich durch konvektiven Transport stromabwärts verlagern.

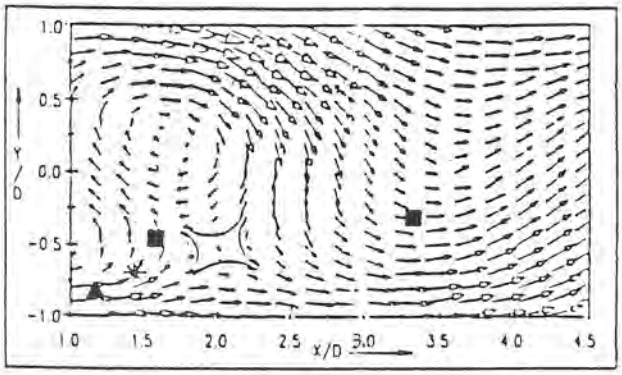


Abb.1: Vektordiagramm im Ablösegebiet und Nachlauf der senkrecht angestellten ebenen Platte zum Zeitpunkt t_0

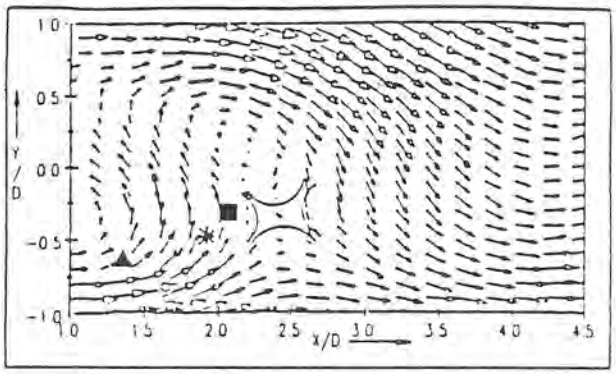


Abb.2: Vektordiagramm im Ablösegebiet und Nachlauf der senkrecht angestellten ebenen Platte zum Zeitpunkt $t = t_0 + 20$ ms

$$\blacktriangle : \langle u'^2 \rangle / U_\infty^2 \geq 0{,}24 \; ; \; \blacksquare : \langle v'^2 \rangle / U_\infty^2 \geq 0{,}29 \; ; \; * : |\langle u'\, v' \rangle| / U_\infty^2 \geq 0{,}12$$

Literatur

A. Leder, D. Geropp: Dynamics of Turbulent Energy Production in Separated Flows. Int. Symp. on Engin. Turbulence, Modelling and Measurements, Sept. 1990, Dubrovnik (Yugoslavia).

A. Leder: Abgelöste Strömungen. Physikalische Grundlagen Vieweg Verlag, Wiesbaden, Braunschweig, 1991.

weiteres Vorgehen

In den nächsten Jahren werden analoge LDA-Messungen im Nachlauf ebener Kfz-Modelle mit und ohne bewegtem Fahrbahnboden durchgeführt. Die gewonnenen empirischen Sachverhalte werden zur Erweiterung bestehender Turbulenzmodelle benutzt. Erste Untersuchungen dazu liegen vor.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner I.Huber

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089)-607-24366
Telefax (089)-607-25764

weitere Partner

Thema Validation of EULER-Codes for Supersonic Flows

Ausgangssituation EUFLEX-Code (siehe Literatur-Hinweis)

Ziel Im Vergleich mit internationalen Codes (GARTEUR-AG15) soll die Genauigkeit, Robustheit und Anwendbarkeit vom EUFLEX-Code herausgefunden werden.

Lösungsweg Auf fünf Testbeispiele sollen Euler-Codes angewandt werden. Mit EUFLEX ist Testcase 4, eine stumpfe Nase gerechnet worden. Unterschiedliche Netze in Feinheit und Zellkonstruktion (quadratic und stretched cells) werden betrachtet.
Bei dieser Nase soll vor allem die Lage der Stöße, die Druckverteilung auf der Oberfläche und die lokale Machzahl untersucht werden.
Der Vergleich mit Meßwerten zeigt die Genauigkeit des Verfahrens, die Variation der Netzfeinheit soll die Stoßlage schärfer herausstreichen.

Ergebnis

Für das grobe Netz ist die Eulerrechnung nach ca. 2000 Iterationen genügend auskonvergiert (beim mittelfeinen Netz etwas früher).
Die Übereinstimmung von Experiment und Rechnung ist recht gut. Die Isolinien der Machzahl zeigen deutlich die Stoßlage.Sie ist erwartungsgemäß beim feineren Netz schärfer erkennbar.

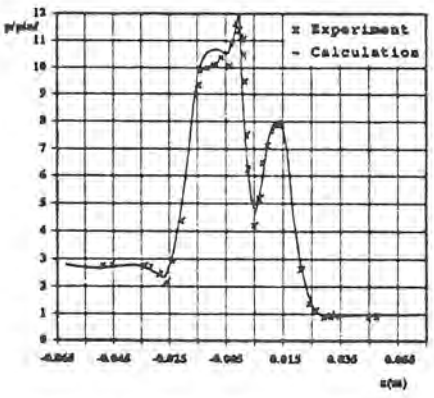


Diagram 4.2: wall pressure P/PINF
MBB, EUFLEX quadratic cells, coarse grid

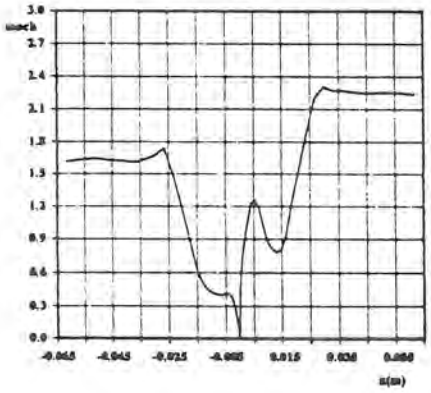


Diagram 4.1: machnumber
MBB, EUFLEX quadratic cells, coarse grid

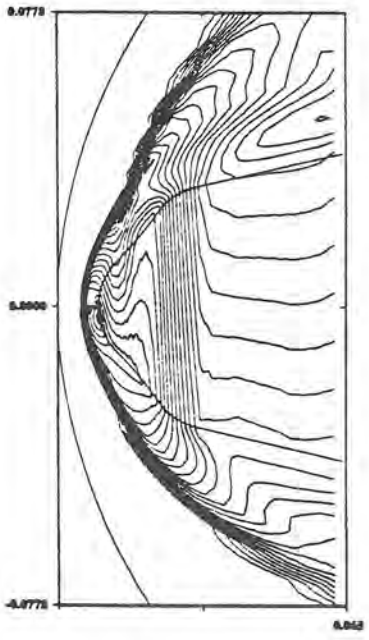


Diagram 4.6: ISOLINES machnumber
MBB, EUFLEX quadratic cells, coarse grid

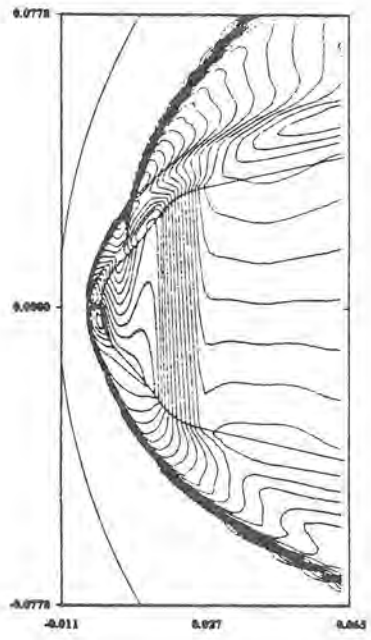
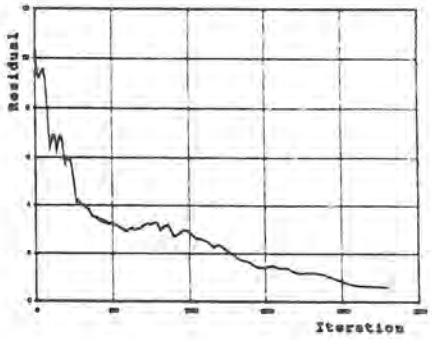


Diagram 4.6: ISOLINES machnumber
MBB, EUFLEX quadratic cells, medium grid



Literatur

A.Eberle: MBB-EUFLEX
A New Flux Extrapolation Scheme Solving the EULER Equations for Arbitrary 3-D Geometry and Speed.
MBB/LKE122/S/PUB/140 (1985)

weiteres Vorgehen

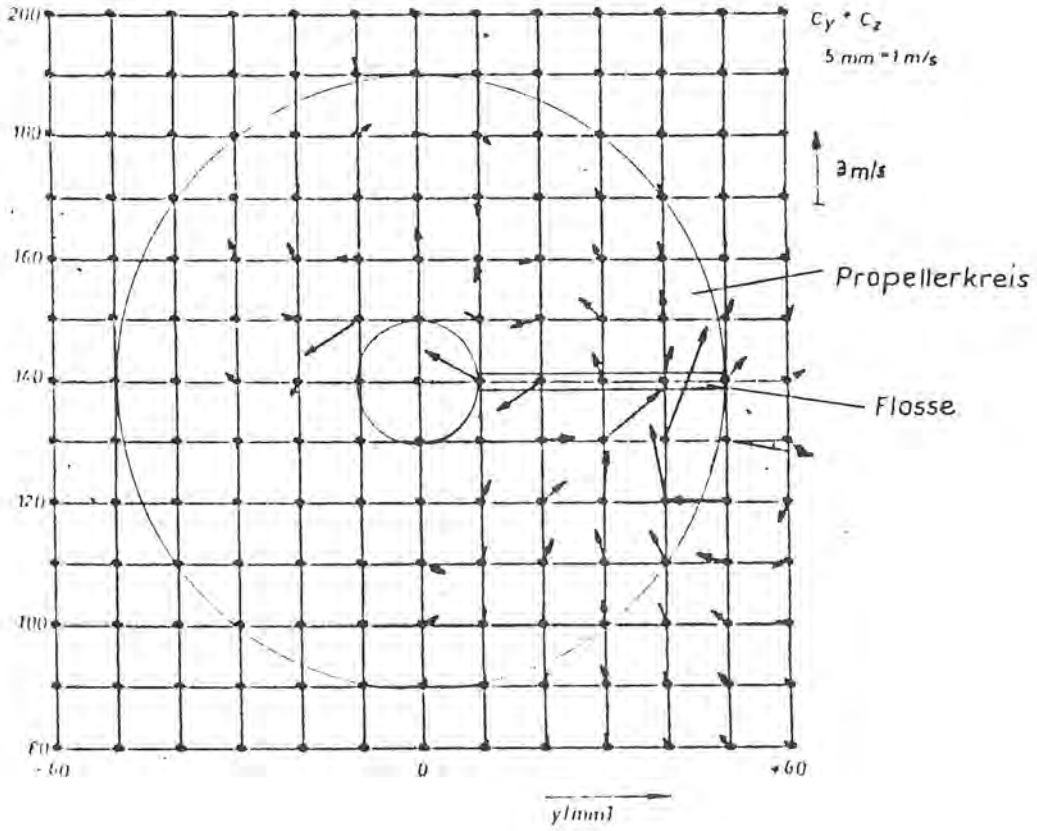
Weitere Testrechnungen sind geplant, um exaktere Aussagen machen zu können, wie sich Netzstruktur und Feinheit des Gitters auf das Eulerergebnis auswirkt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden
Ansprechpartner	Doz.Dr.-Ing.habil.H.Ihlenfeld / Dr.-Ing. H. Kitzing
Institution	Institut für Strömungsmechanik an der TU Dresden
Adresse	Mommsenstr. 13 0-8027 Dresden
Telefon	003751 4579258 221
Telefax	4710418
weitere Partner	Schiffbau-Versuchsanstalt Potsdam GmbH
Thema	Einfluß konstruktiver Maßnahmen auf das Strömungsfeld im Hinterschiffsbereich
Ausgangssituation	An Doppelrumpfmodellen im Maßstab 1:50 wurden verschiedene konstruktive Veränderungen vorgenommen (asymmetrisches Hinterschiff, Leiteinrichtungen), die das Strömungsfeld beeinflussen sollten.
Ziel	Das Geschwindigkeitsfeld im Bereich der Propellerzuströmung und im Propellerquerschnitt sollte erfaßt und in übersichtlicher Form dargestellt werden. Durch die Berechnung integraler Kennwerte (z.B. Mitstromziffer, Nachstromgütegrad) sollte ein unmittelbarer Vergleich verschiedener Varianten möglich sein.
Lösungsweg	Mit Hilfe von Fünflochkegelsonden wurde in jedem Rasterpunkt des Strömungsfeldes der Vektor der mittleren Geschwindigkeit und der örtliche Druck bestimmt. Die Auswertung erfolgt auf der Grundlage der eingemessenen räumlichen Charakteristiken. Die Ergebnisse für eine Spantebene werden als Vektoren der Quergeschwindigkeit oder als Isolinien auf einem Plotter dargestelt. Die Kegelsondenmessungen werden ergänzt durch Messungen in der wandnahen Strömung mit Grenzschichtsonden und durch Versuche zur Sichtbarmachung der Strömung.

Ergebnis

Die Messungen wurden in mehreren Spantquerschnitten für die Ausgangsform, zwei asymmetrische Hinterschiffsformen und eine Leitflosse bei drei verschiedenen Anstellwinkeln durchgeführt. Durch Subtraktion z. B. des Strömungsfeldes mit einer Leitflosse vom Strömungsfeld ohne Leitflosse konnte der Einfluß direkt sichtbar gemacht werden. Ein Beispiel zeigt die untenstehende Abbildung. Gemessen wurde im Propellerquerschnitt. Die Leitflosse befindet sich unmittelbar davor.



Literatur

Kitzing, H.: Geschwindigkeitsmessungen an Schiffsmodellen im Windkanal der TU Dresden.
Rostocker Schiffstechnisches Symposium 1991

weiteres Vorgehen

Durch parallele Druckmessung unter Verwendung von Präzisionsdruckwandlern ist eine erhebliche Verkürzung der Meßzeit möglich.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden
Ansprechpartner	Doz.Dr.-Ing.habil.H.Ihlenfeld/ Dr.-Ing. G. Schlanzke
Institution	Institut für Strömungsmechanik an der TU Dresden
Adresse	Mommsenstr. 13 0-8027 Dresden
Telefon	003751 4579258 259
Telefax	4710418
weitere Partner	

Thema Strömungstechnische Untersuchungen an PKW-Modellen im Windkanal

Ausgangssituation Durch die weltweite Energiesituation und die hohe Umweltbelastung infolge der anfallenden Schadstoffe aus technologischen und energetischen Prozessen war es dringend erforderlich, den Energieverbrauch auf allen Gebieten zu reduzieren. Im Automobilbau konnte das durch Verbesserung der Energieumsetzung im Antriebssystem und durch Verminderung des Luftwiderstandes des Fahrzeuges erfolgen.

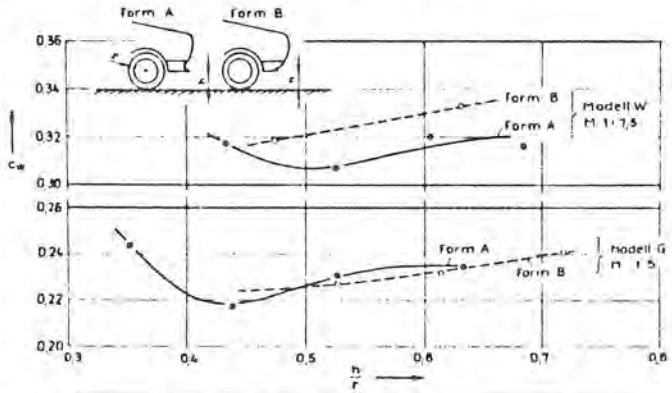
Ziel An vom Fahrzeughersteller vorgegebenen PKW-Formen sollten aerodynamische Untersuchungen durchgeführt werden mit dem Ziel, den Einfluß verschiedener Formparameter auf den Widerstand zu ermitteln und somit den Gesamtwiderstand zu senken.

Lösungsweg An PKW-Modellen im Maßstab 1 : 5 wurden aerodyn. Messungen im Niedergeschw.-Windkanal der TU Dresden durchgeführt. Unter Mitarbeit von Designern vom Institut für industrielle Formgestaltung der TU wurden verschiedene Formparameter systematisch geändert und deren Einfluß auf den Gesamtwiderstand ermittelt. Neben der Messung der Widerstandskräfte abhängig von der Anströmgeschwindigkeit wurden die Strömungsvorgänge durch Rauchversuche und in ausgewählten Fällen durch Anstrichbilder sichtbar gemacht.

Ergebnis

Durch die Berücksichtigung formgestalterischer und ergonomischer Forderungen waren den möglichen Änderungen im Sinne der aerodyn. Verbesserung Grenzen gesetzt. Die erreichten Widerstandssenkungen betragen bei den verschiedenen Modellen zwischen Anlieferungszustand und Endzustand 9,9 bis 21,3 %. Bei den Messungen wurden die Verluste beim Durchströmen der Fahrzeuge sowie in verschiedenen Fällen die Verluste durch Anbauteile (z.B. Scheibenwischer, Seitenspiegel, Türklinken, Fensterfugen u.a.) bedingt, durch die Modellausführung nicht erfaßt. Die Bilder zeigen den Einfluß einiger Formdetails auf den Widerstandsbeiwert.

Bild 5. Einfluß der Kontur sowie des Bodenabstandes des Bugspoilers auf den Widerstand, gemessen an zwei verschiedenen Modellen bei $Re = 6 \cdot 10^5$



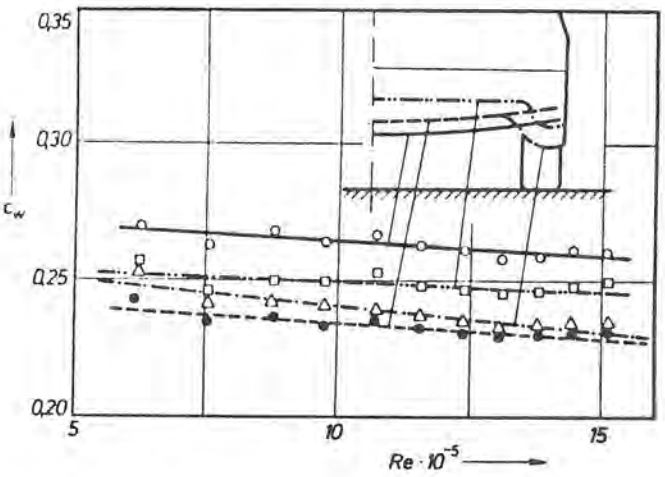


Bild 7. Einfluß der Dachkontur auf den Widerstandsbeiwert

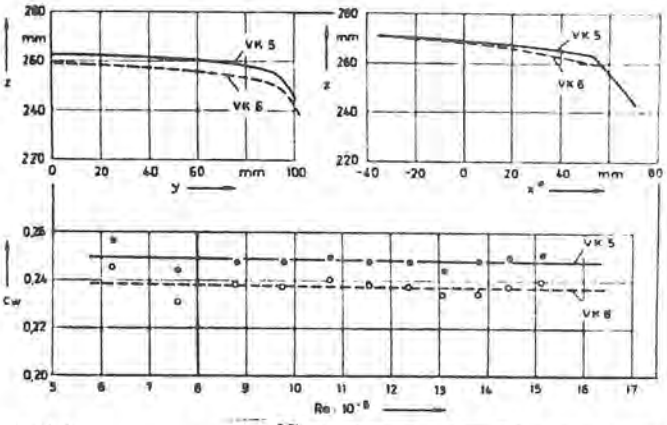
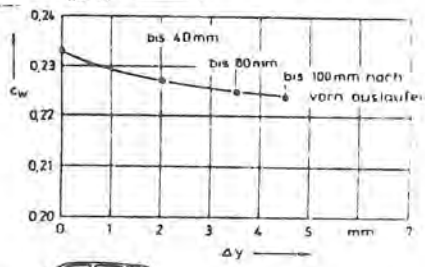
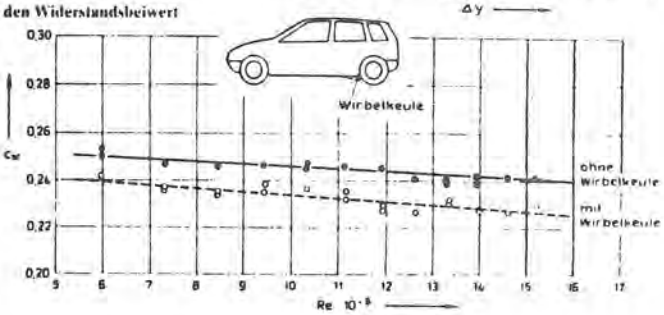


Bild 6. 4
Einfluß des Heckspoilers auf den c_w-Wert
Bild 8. ▸
Einfluß des seitlichen Einzuges Δy am Heck auf den Widerstandsbeiwert
Bild 9. ▾
Einfluß von Wirbelkeulen vor den Hinterrädern auf den Widerstandsbeiwert





Literatur

/1/ Schlanzke, G.: Windkanalmessungen an PKW-Modellen. Abschlußbericht im Inst. f. Strömungsmechanik der TU Dresden 1988

/2/ Schlanzke, G.: Strömungstechn. Untersuchungen an PKW-Modellen. Bericht im Inst. f. Strömungsmechanik der TU Dresden 1989

/3/ Schlanzke, G.: Untersuchungen an PKW-Modellen im Niedergeschw.-Windkanal der TU Dresden. Wiss. Z.d. TUD 38 (1989), H. 3

weiteres Vorgehen

Das Thema wurde 1990 abgebrochen.

Mitteilung

Objektgruppe/ Fachkreis: Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden

Ansprechpartner: Doz.Dr.-Ing.habil.H.Ihlenfeld / Dr.-Ing. D. Benndorf

Institution: Institut für Strömungsmechanik an der TU Dresden

Adresse: Mommsenstr. 13
0-8027 Dresden

Telefon 003751 4579258
Telefax 4710418

weitere Partner:

Thema: Experimentelle Ermittlung der Abmessungen des gebäudenahen Strömungsfeldes

Ausgangssituation: Das gebäudenahe Strömungsfeld stellt insbesondere bei hohen Gebäuden infolge der sehr hohen Turbulenz eine Unbehaglichkeitszone dar. Bisherige experimentelle Ermittlungen wurden überwiegend ohne Nachbildung der Windgrenzschicht und ohne Einfluß verschiedener Dachformen durchgeführt.

Ziel: Ziel der Untersuchungen war die Bestimmung der Abmessungen der Rezirkulationszone um Gebäudemodelle in Abhängigkeit von der Gebäudestellung und -streckung, von den Zuströmverhältnissen und von der Dachneigung.

Lösungsweg: Die Messungen erfolgten in einem Windkanal mit Nachbildung der Windgrenzschicht. Die Modelle bestanden aus Grundkörpern und Zusatzmodellen unterschiedlicher Dachneigung. Es wurden die durch Anstrichversuche ermittelten Bodenstromlinien ausgemessen und mit dem Berechnungsverfahren nach BERANEK verglichen.

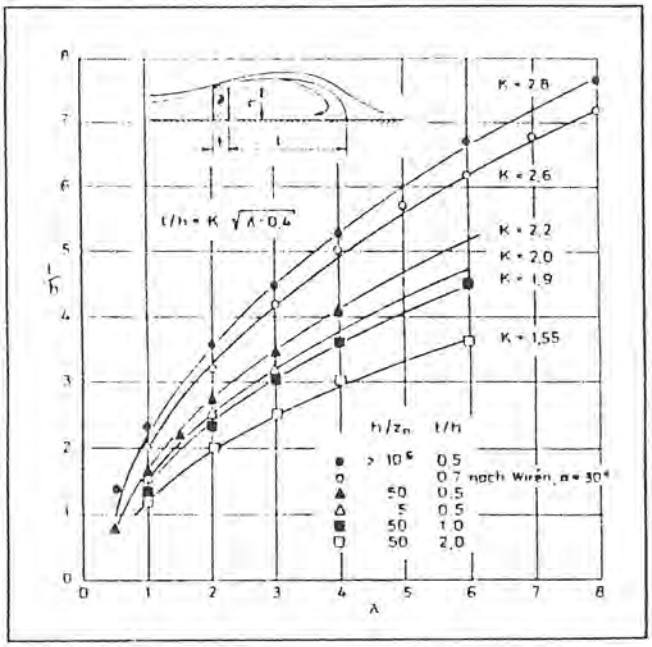
Ergebnis

Trägt man alle ausgemessenen Wirbellängen l/h über der Streckung λ = b/h auf, ergeben sich bei senkrechter Anströmung und Dachwinkel α = 0 für unterschiedliche Anströmprofile h/z_o ähnliche, von λ, h/z_o und der Tiefe t/h abhängige Kurven, die im Bereich $1 < \lambda < 6$ durch die Gleichung

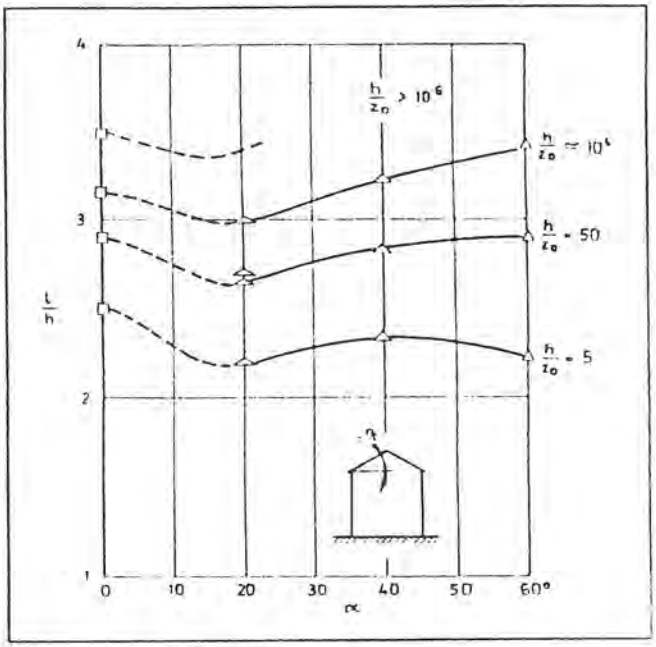
$$l/h = \left[2{,}15 + 0{,}06 \ln (h/z_o) - 0{,}45\ t/h\right] \cdot \sqrt{\lambda - 0{,}4}$$

gut angenähert werden können (Abbildung). Für abweichende Anströmwinkel φ ist für die Streckung $\lambda\varphi = \lambda \cos\varphi + (t/h) \sin\varphi$ zu setzen. Die von BERANEK 1980 berechneten Windumgebungsflächen vermindern sich mit zunehmender Bodenrauhigkeit beachtlich. Erwartungsgemäß bildet sich für alle Zuströmbedingungen bei $\alpha \approx 20$ die kleinste Rezirkulationszone.

5 *Wirbelraumlänge als Funktion der Gebäudestreckung und -tiefe bei unterschiedlichen Zuströmbedingungen, $\alpha = 0$*



6 *Einfluß der Dachneigung auf die Wirbellänge*



Literatur

Benndorf, D.: Experimentelle Ermittlung des gebäudenahen Strömungsfeldes. VB 242, Niedergeschwindigkeits-Windkanal, Inst. für Strömungsmechanik, TU Dresden, 12/1989

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden
Ansprechpartner	Doz.Dr.-Ing.habil.H.Ihlenfeld / Dr.-Ing. D. Benndorf
Institution	Institut für Strömungsmechanik an der TU Dresden
Adresse	Mommsenstr. 13 0-8027 Dresden
	Telefon 003751 4579258 Telefax 4710418
weitere Partner	

Thema: Windeinfluß auf Lüftungsanlagen von Produktionshallen

Ausgangssituation:

Bei der Optimierung der Raumluftströmung in Produktionshallen wird der Windeinfluß im allgemeinen nicht berücksichtigt. Klimatische Störungen, nicht ausreichender Konzentrationsabbau von Schadstoffen, zusätzlicher Staubanfall, höherer Energieaufwand oder Umrüstung sind die Folge.

Ziel:

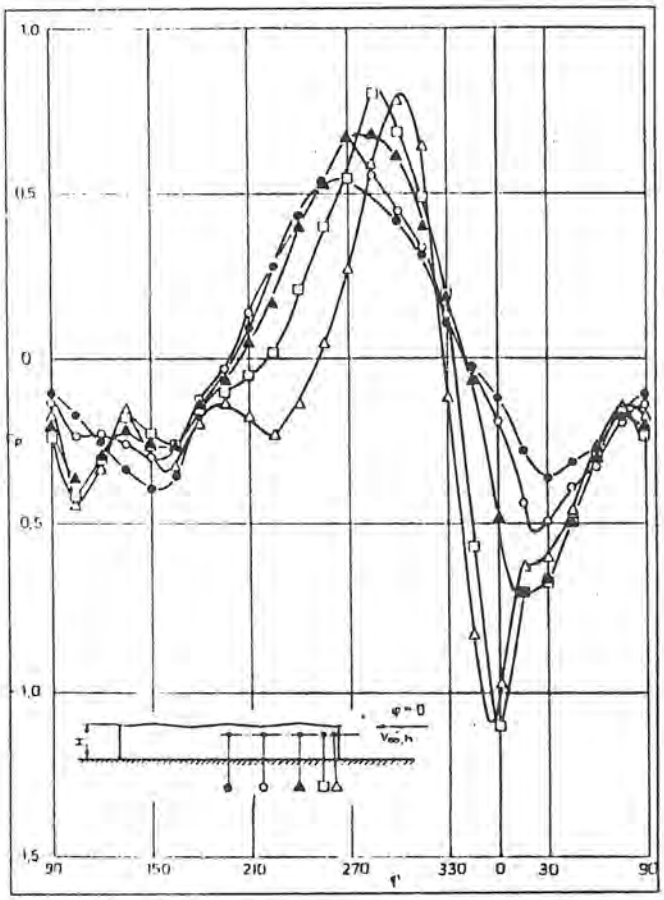
Da die Lüftungsanlagen über Zu- und Abluftschächte sowie andere Gebäudeöffnungen beeinflußt werden, soll die Druckverteilung an typischen Einzelhallen und Hallengruppen gemessen und als Randbedingung für die Berechnung der Innenströmung und von Zwangsbelüftungssystemen bereitgestellt werden.

Lösungsweg:

Der Auftraggeber (ILKA) stellte Projektunterlagen für Hallentypen mit flachem Satteldach und Sheddach zur Verfügung.
Im 1. Arbeitsabschnitt wurden je eine Doppelhalle mit beiden Dachformen sowie eine Hallengruppe im Maßstab 1 : 200 im Windkanal gemessen. Die Windgrenzschicht für freie Anströmung wurde nachgebildet.

Ergebnis

Die Ergebnisse wurden als Diagramme ausgedruckt und in Berichtsform zusammengefaßt. Die durch Windrichtungs- und Windstärkeänderungen verursachten Druckschwankungen sind auf der Bauwerkshülle von unterschiedlicher Größe. Druckschwankungen bis zu 50 Pa bei nur 8 m/s Wind in Firsthöhe stehen an anderen Gebäudeabschnitten nur Schwankungen von 5 Pa gegenüber. Die Dachform hat merkbaren Einfluß auf die Druckverteilung an den Fassadenflächen (freistehende Halle).



4 Druck an 5 Meßstellen einer Seitenfläche; z = 0,65 H

Literatur

Benndorf, D.: Windeinfluß auf Lüftungsanlagen von Produktionshallen. VB 252, Niedergeschwindigkeits-Windkanal, Inst. f. Strömungsmechanik, TU Dresden, 1990

weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen wurden 1991 vom Auftraggeber abgebrochen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

"Stumpfe Körper / Rümpfe"

Ansprechpartner

T. Knaack, Dr. J. Kux

Institution

Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse

Lämmersieth 90, 2000 Hamburg 60

Telefon (040)29 84 - 3100

Telefax - 3199

weitere Partner

Thema

Vergleich experimenteller und numerischer Untersuchungen der Strömung an einem Schiffsrumpf

Ausgangssituation

In vergleichenden Untersuchungen einer Schiffsumströmung wird im Experiment und in Berechnungsverfahren zunächst der Einfluß der freien Wasseroberfläche und die Wirkung des Propellers vernachlässigt. Berechnungen einer Schiffsumströmung - mit der Entwicklung der Grenzschicht am langen, parallelen Mittelteil und der Ablösung im Heckbereich - werden oftmals unter Verwendung von zonalen Verfahren durchgeführt.

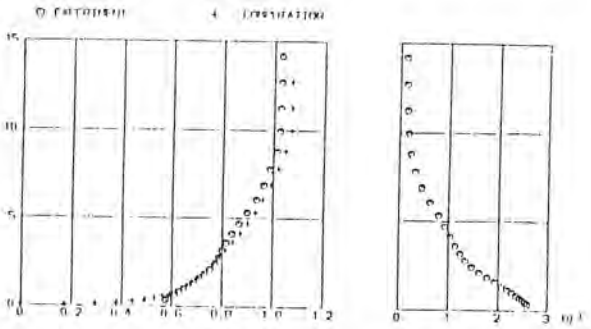
Ziel

Lösungsweg

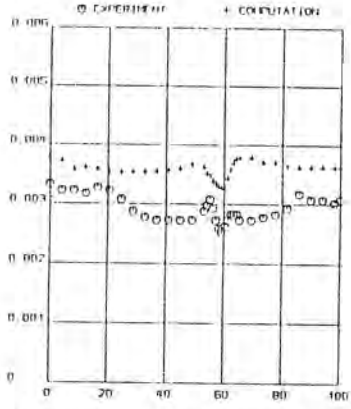
In Windkanalexperimenten an einem Doppelmodell eines Schiffes werden Komponenten der mittleren Geschwindigkeit sowie deren turbulente Schwankungen bestimmt. Getrennt für die Zonen - Grenzschicht mit/ohne Ablösung - sind die berechneten Parameter des Strömungsfeldes mit den Ergebnissen der Experimente zu vergleichen.

Ergebnis

Die experimentellen Ergebnisse über die Verteilung der mittleren Geschwindigkeit und der turbulenten kinetischen Energie entlang des Schiffes und im Nachstrom liegen vor. Grenzschichtberechnungen (ohne Ablösung) wurden durchgeführt. Im Bereich der Schiffsmitte zeigen Geschwindigkeitsprofile und die daraus berechneten Wandschubspannungen eine gute Übereinstimmung zwischen Experiment und Numerik.



Geschwindigkeits- und Turbulenzprofil in der Schiffsmitte



Verteilung der Wandschubspannungen entlang des Spantes

Literatur

Larsson L., Patel V. G., Dyne G.,"Ship Viscous Flow Proceedings of the 1990 SSPA-CHT-IIHR Workshop", Flowtech Int. AB, Research Report No. 2, Gothenburg, 1991

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

weiteres Vorgehen

Berechnungen der Strömungen im Heckbereich des Schiffes. Vergleich mit den experimentellen Daten

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Prof. Dr. Kosmowski, Doz. Dr. Lilienblum

Institution TU Magdeburg
Institut für Strömungstechnik und Thermodynamik

Adresse Postfach 4120
3010 Magdeburg

Telefon 091-592301
Telefax 091-592156

weitere Partner

Thema Gasbeladene Flüssigkeitsströmungen in einem Krümmer rechteckigen Querschnitts mit Ablösegebieten

Ausgangssituation

Eine Kanalströmung mit Richtungsänderung ist im Fall der Blasenströmung zusätzlich zu den Ablösungserscheinungen durch Entmischungsvorgänge gekennzeichnet. Das kinematische Ungleichgewicht zwischen der flüssigen Dispersionsphase und den dispersen Gasblasen bewirkt veränderte Stromlinien gegenüber dem einphasigen Fall.

Ziel

Es gilt, die Geschwindigkeitsvektoren beider Phasen in Abhängigkeit von der Lage des betrachteten Punktes im Kanalquerschnitt zu ermitteln. Darüber hinaus sind auch Angaben zur Konzentrationsverteilung der Blasen, ausgedrückt durch den Gasvolumenanteil ϵ, und zur Lage des Ablösepunktes wünschenswert.

Lösungsweg

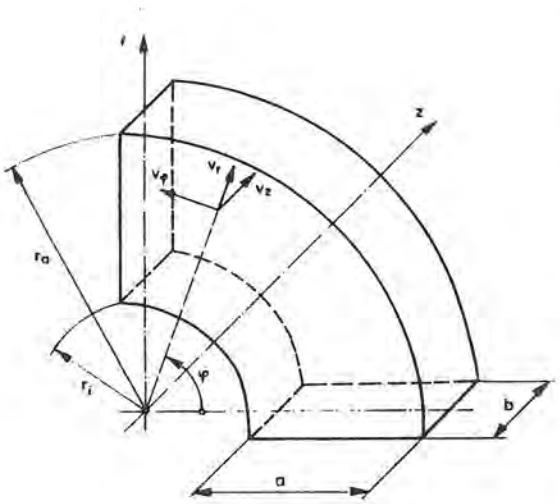
Zu beachten ist, daß Blasenströmungen, bedingt durch Effekte im Nachlauf der Blasen, stets turbulent sind. Dadurch erhalten die zwischen der Phasen- und Geschwindigkeitsverteilung bestehenden Zusammenhänge eine besondere Bedeutung.

Es werden zunächst Möglichkeiten zur mathematischen Modellierung aufgezeigt, wobei die Wirkung der Sekundärströmung in die Betrachtungen einbezogen wird. Nach einigen Vereinfachungen läßt sich ein System nichtlinearer gewöhnlicher Differentialgleichungen 1. Ordnung aufstellen, das mittels Differenzenverfahren gelöst werden kann.

Die Untersuchungen sind durch Druck-, Geschwindigkeits- und Dichtemessungen sowie die Anwendung fotografischer Methoden zur Dokumentation der Ablösung und Phasentrennung zu ergänzen.

Ergebnis

Die numerischen Ergebnisse liefern, bezogen auf einen mittleren z-Wert für unterschiedliche φ-Eingabewerte die zeitlichen Mittelwerte für beide Phasen $\overline{v_{F\varphi}}(r)$ und $\overline{v_{G\varphi}}(r)$.



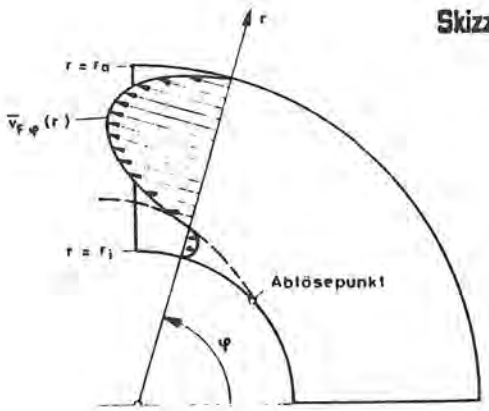
Auch die Schwankungsgeschwindigkeiten infolge Turbulenz werden berechnet, weiterhin die Sekundärströmung $\overline{v_{Fr}}(z)$ für variable r-Werte und die Phasenverteilung $\varepsilon(r,z)$.
Die experimentellen Ergebnisse beziehen sich auf einen mittleren z-Wert. Sie ergeben

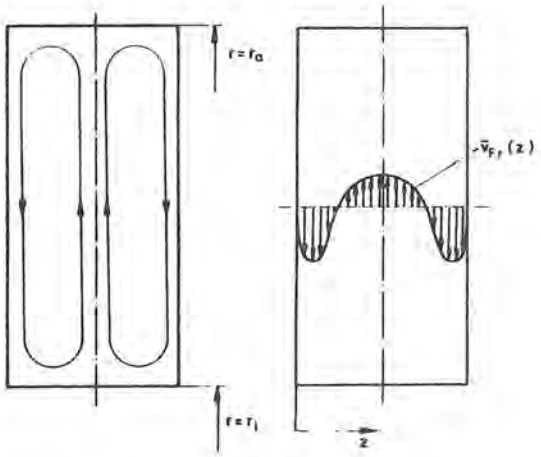
$$\overline{v_{F\varphi}}(r,\varphi)\,,\sqrt{\overline{v'^2}}(r,\varphi)\,,$$

$$\varepsilon(r,\varphi)\,,p(r,\varphi)$$

und die Lage des Ablösepunktes in Abhängigkeit vom Gasvolumenstromanteil.

Skizze/Diagramm/Bild





Literatur

[1] Kosmowski, I.; Al-Ahmad, H.; Lilienblum, W.:
Turbulente Blasenströmung im Krümmer.
Technische Mechanik 11 (1990) 4, S. 51 - 59

[2] Usui, K.; Aoki, S.; Inoue, A.:
Flow Behaviour and Pressure Drop of Two-Phase Flow through C-shaped Bend in Vertical Plane.
Journal of Nuclear Science and Technology 17 (1980) 12, pp. 875 - 887

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner H.-P. Kreplin, R. Stäger

Institution DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen **Telefon** 0551/709-2259-2237
Telefax 0551/709-2101

weitere Partner

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

Ausgangssituation

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

Ziel

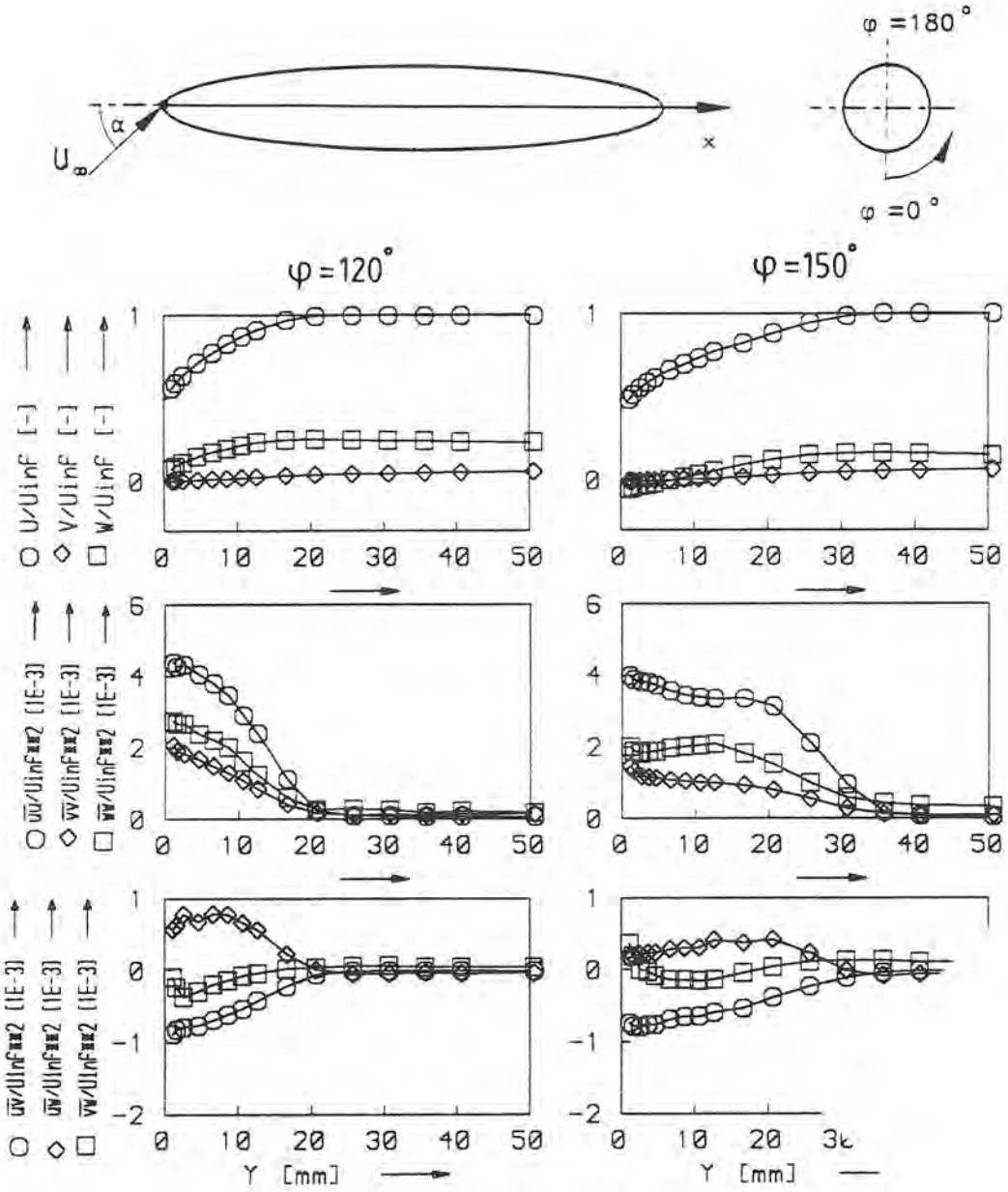
Vervollständigung der experimentellen Datenbasis durch Turbulenzmessungen in der dreidimensionalen Grenzschicht für den Modellanstellwinkel $\alpha = 10°$ (Testfall der AGARD-FDP WG 10).
Turbulenzmodellierung für 3d-Grenzschichten an Rümpfen und Flugkörpern bei mäßigen Anstellwinkeln.

Lösungsweg

Für die Turbulenzmessungen in der 3d-Grenzschicht wird die Hitzdrahtmeßtechnik eingesetzt. Der Einfluß der Sondengeometrie auf die Meßergebnisse für die Komponenten des Reynoldsschen Spannungssensors ist von Rosemann [1] für verschiedene Mehrdrahtsonden untersucht worden. Hierbei zeigte sich, daß eine Vierdrahtsonde vom Kovasznay-Typ, die man sich aus zwei X-Drahtsonden zusammengesetzt denken kann, die geringsten Fehler bei Turbulenzmessungen erwarten läßt.
Dieser Sondentyp wird für Messungen in der 3d-Grenzschicht am Rotationsellipsoid im 3m-Niedergeschwindigkeitskanal Göttingen (NWG) bei einem Modellanstellwinkel $\alpha = 10°$ eingesetzt.

Ergebnis

Bei einer Anströmgeschwindigkeit von 30 m/s ($Re_L = 4{,}5 * 10^6$) und künstlich erzeugtem Grenzschichtumschlag wurden in der hinteren Modellhälfte Messungen in vier x-Schnitten durchgeführt. Dabei ist insbesondere der Bereich konvergierender Wandstromlinien und aufgedickter Grenzschicht auf der Leeseite von Interesse.



Profile der mittleren Geschwindikeitskomponenten und der Reynoldsschen Spannungen bei x_0 /L = 0.64 und α = 10°

Literatur

[1] H. Rosemann: Einfluß der Geometrie von Mehrfach-Hitzdrahtsonden auf die Meßergebnisse in turbulenten Strömungen; DLR-FB 89-26, 1989.

weiteres Vorgehen

Detaillierte Auswertung der Messungen sowie Analyse der Daten im Hinblick auf die Überprüfung von Turbulenzmodellen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner G.E.A. Meier

Institution DLR SM-ES

Adresse Bunsenstr. 10,
W-3400 Göttingen

Telefon 0551/709 2370
Telefax 0551/709 2101

weitere Partner G.K. Suryanarayana, H. Pauer

Thema Widerstandssenkung stumpfer Körper mittels Ventilation

Ausgangssituation

Der Druckwiderstand hat den größten Anteil am Strömungswiderstand stumpfer Körper. Aufgrund von Ablösung wird eine vollständige Druckrückgewinnung, so wie sie die Potentialströmungstheorie vorhersagt, nicht erreicht.

Ziel

Druckwiderstandssenkung durch Änderung der Druckverteilung mittels Ventilation

Lösungsweg

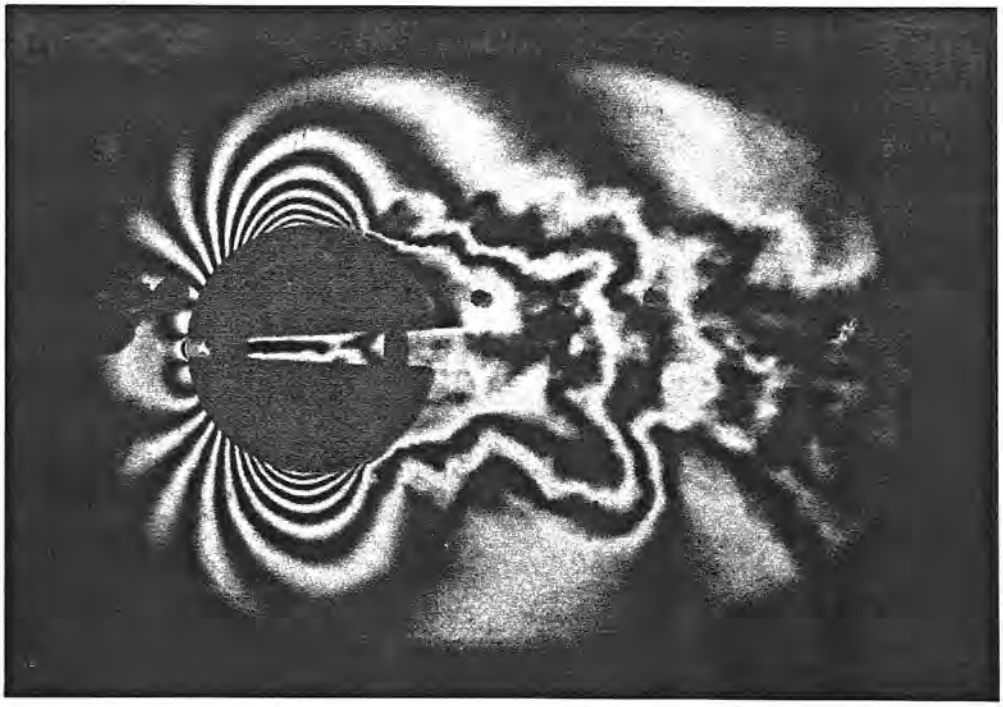
Es wurden Versuche mit glatten Kugeln (ϕ = 200 mm) in einem offenen Windkanal ausgeführt. Diese Kugeln waren mit einer zentralen Bohrung parallel zur Anströmrichtung versehen. Es wurde der Durchmesser und die Konizität dieser Bohrung variiert und die Kraft mit einer Einkomponentenwaage im Reynoldszahlenbereich von $0{,}6 \cdot 10^{5}$ bis $7{,}5 \cdot 10^{5}$ gemessen.

Weiterhin wurden Interferogramme von längsgeschlitzten kurzen Zylindern in einem transsonischen Windkanal aufgenommen.

Ergebnis

Die Kraftmessungen ergaben eine Widerstandssenkung um bis zu 50% bei Kugeln mit glatter Oberfläche. Der Effekt wurde sehr von Oberflächenrauhigkeit beeinflußt. Im überkritischen Bereich z.B. hat sich der Widerstandsbeiwert nach Anbringen eines Stolperdrahtes (Dicke = 0.8 mm, α = 50°) um den Faktor 2.25 sogar erhöht und lag damit über dem der Vollkugel mit Stolperdraht.

Basierend auf Fadensondenmessungen, Anstrichbildern und den Interferogrammen wird ein Modell für die Umströmung im überkritischen Bereich vorgeschlagen. Der aus der Bohrung kommende Freistrahl mischt innerhalb einer kurzen Entfernung die umgebene Luft des Nachlaufes ein, so daß die sich ausbildende symmetrische Wirbelstruktur eine Umströmung ähnlich der eines stromlinienförmigen Körpers ergibt.



Mach-Zehnder Interferogramm, Ma = 0.3, Re = $3.5 \cdot 10^5$

Literatur

1. Meier, G.E.A., Suryanarayana, G.K., Pauer, H.: *Widerstandsverminderung durch Ventilation*. 7. DGLR-Fachsymposium *Strömung mit Ablösung*, 07.-09.11.90, Aachen. DGLR-Bericht 90-06, S. 311ff.

2. Meier, G.E.A., Suryanarayana, G.K., Pauer, H.: 1st European Fluid Mech. Conf., 16.-20.09.91, Cambridge, England.

weiteres Vorgehen

1. Messung der Druckverteilung um ventilierte Kugeln
2. Strömungssichtbarmachung

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner D. Nikolitsch

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149, 8000 München 80 **Telefon** (089)607-22964
Telefax (089)607-25764

weitere Partner E.Waxweiler

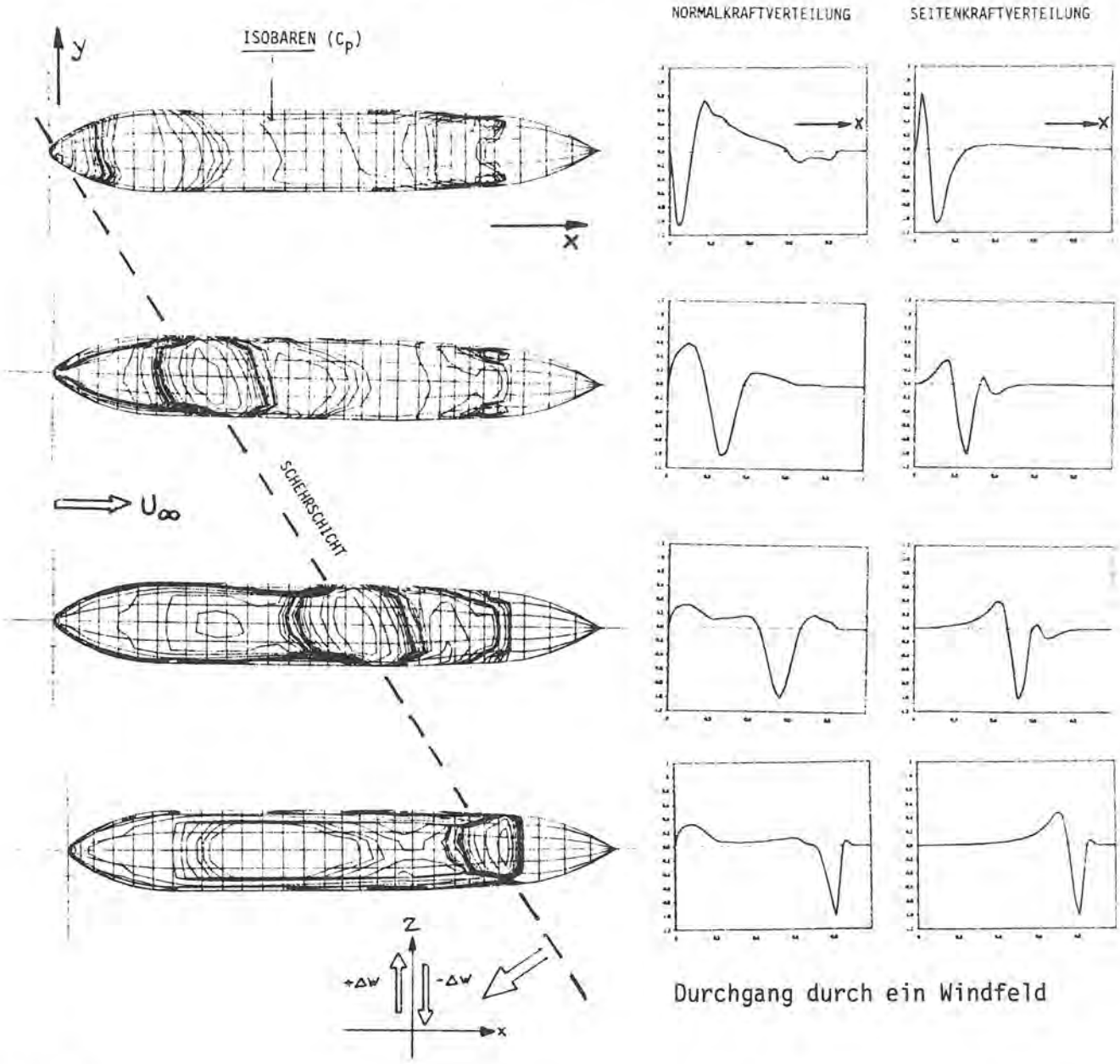
Thema Aerodynamische Interferenzen mehrerer Flugkörper

Ausgangssituation Neuartige Problemstellungen der Projektaerodynamik machen es erforderlich, einen aus mehreren Flugkörpern bestehenden Verband, der sich in einem Abwindfeld befindet, als aerodynamische Einheit rechnerisch zu erfassen und flugmechanisch als Gesamtheit zu simulieren.

Ziel Verknüpfung von Flugmechanik und Aerodynamik zu einem umfassenden Simulationsprogramm.

Lösungsweg Panelverfahren in Kombination mit 3D-Wirbelverfahren verbunden mit einem Runge-Kutta Integrator 4.Ordnung und konstanter Schrittweite zur Flugbahnsimulation.

Ergebnis Druckverteilungen, Lastverteilungen, Kräfte und Momente, Flugbahnen.



Durchgang durch ein Windfeld

Literatur

weiteres Vorgehen Optimierung des Integrationsverfahrens Zur Bestimmung der Flugbahn. Ausdehnung der Gesamtsimulation auf mehrere interferierende Körper.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis
Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner
Dipl. Phys. Frank Ohle

Institution
Institut für Angewandte Mechanik und Strömungsphysik der Georg-August-Universität Göttingen

Adresse
Bunsenstraße 10
W-3400 Göttingen

Telefon 709-2544
Telefax 709-2595

weitere Partner
Prof. Dr. Helmut Eckelmann

Thema
Niederdimensionale Beschreibung und Steuerung der Kármánschen Wirbelstraße

Ausgangssituation
Bisher wurden zur Steuerung der Nachlaufströmung hinter stumpfen Körpern nur Methoden die auf einer Rückkopplung basieren verwendet. Erste numerische Untersuchungen zeigen jedoch, daß eine rückkopplungsfreie Steuerung mit nichtlinearer Anregung effektiver ist.

Ziel
Anwendung einer von Hübler und Lüscher (1989) entwickelten Methode zur rückkopplungsfreien Steuerung dynamischer Systeme auf die Kármánsche Wirbelstraße

Lösungsweg
-Rekonstruktion einer gewöhnlichen Differentialgleichung ($\dot{x} = f(x)$) aus einer experimentel ermittelten Zeitreihe, die das System qualitativ gut beschreibt.

-Wahl einer geeigneten Wunschdynamik $\dot{y} = g(y)$

-Berechnung der Steuerkraft $F(t) = g(y) - f(x)$ für jeden Zeitschritt t, mit der das experimentelle System angeregt wird. (Bild 1).

Ergebnis

Bisher wurde die rekonstruierte Modellgleichung daraufhin untersucht, in wie weit sie dynamische Veränderungen reproduzieren oder den Response der Wirbelstraße auf äußere sinus- oder rechteckförmige Steuerkräfte vorhersagen kann (Ohle & Eckelmann 1991). Es zeigt sich (Bild 2), daß das rekonstruierte Modell den Response der Wirbelstraße auf solche Steuerkräfte qualitativ vorhersagen kann.

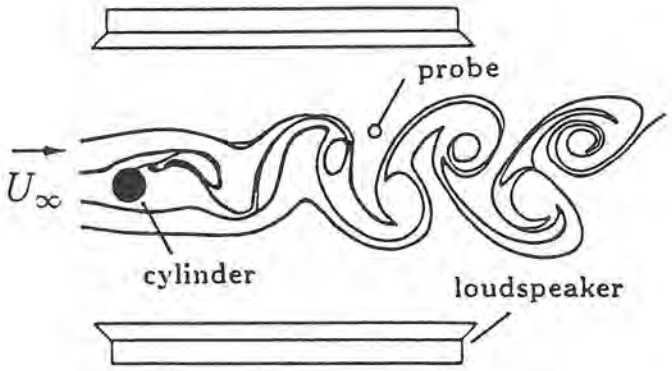


Bild 1 Experimenteller Aufbau

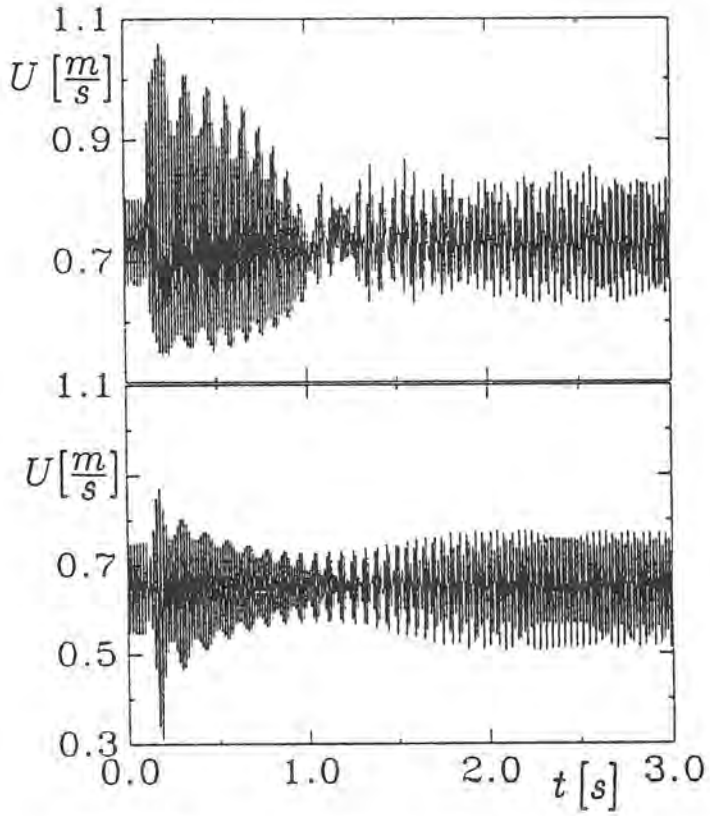


Bild 2 Experimentelle und Simulierte Zeitreihe einer angregten Wirbelstraße für eine Sinusförmige Anregung, bei der sich die Anregungsfrequenz in der Zeit ändert

Literatur

Hübler A. & Lüscher E. Resonant Stimulation and Control of Nonlinear Oscillators. Naturwissenschaften. **76**. 67. 1989

Ohle F. & Eckelmann H. Low-Dimensional Modeling of Transient Kármán Vortes Streets at Low Reynolds Numbers. MPI für Strömungsforschung. Bericht 105. 1991

weiteres Vorgehen

Experimentelle Realisierung der rückkopplungsfreien Steuerung der Kármánschen Wirbelstraße

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper / Rümpfe

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

Institution Ruhr-Universität Bochum

Adresse Institut für Thermo- und Fluiddynamik
Postfach 10 21 48, D-4630 Bochum 1

Telefon (0234) 7003790
Telefax 7002541

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

Thema Die Berechnung dreidimensionaler abgelöster Strömungen um Kraftfahrzeuge mit Hilfe der Zonenmethode.

Ausgangssituation Es war ein dreidimensionales Verfahren auf Basis der Zonenmethode entwickelt worden, das für Strömungen um stumpfe Körper mit fixierter Heckablösung einsetzbar ist. Das Verfahren benutzt das Prinzip des Ersatzkörpers, das auch auf den Nachlauf angewendet wird. Das Verfahren wurde zunächst auf dreiachsige Halbellipsoide in Bodennähe für den asymptotischen Grenzfall $Re \rightarrow \infty$ angewendet. Widerstands- und Auftriebsbeiwerte konnten berechnet werden.

Ziel Ziel des Projektes ist die Entwicklung eines Verfahrens zur Berechnung der dreidimensionalen Umströmung von Kraftfahrzeugen unter Berücksichtigung der Relativbewegung zum Boden. Das Verfahren soll uneingeschränkt für Voll-, Stufen- und Fließheckmodelle eingesetzt werden und die Berechnung der Widerstands- und Auftriebsbeiwerte als Funktion der Reynolds-Zahl ermöglichen.

Lösungsweg Als Berechnungsverfahren wird die Zonenmethode eingesetzt, die die Tatsache ausnutzt, daß das Strömungsfeld um Kraftfahrzeuge (Re ca. 10^7) strukturiert ist. Bei den Zonen handelt es sich um die reibungslose Außenströmung, den Nachlauf mit eingebettetem Totwasser und die Grenzschichten an Körper und Boden. Für die genannten Zonen können jeweils unterschiedliche asymptotische Grenzfälle der Navier-Stokes-Gleichungen angegeben werden. Die Zonen werden asymptotisch aneinander angepaßt. Die Verdrängungswirkung des Nachlaufs und der Grenzschichten wird durch das Konzept des Ersatzkörpers simuliert. Experimentelle Befunde beim ebenen Problem zeigen, daß die Kontur des Nachlaufersatzkörpers universell ist, wenn sie geeignet entdimensioniert wird. Die Bestimmung der geometrischen Parameter zur Entdimensionierung erfolgt iterativ über eine integrale Impulsbilanz und eine universelle Gleichung, die den Basisdruck mit dem Druck im Wiederanlegepunkt in Beziehung setzt. Als Berechnungsverfahren für die reibungslose Außenströmung wird ein Panelverfahren mit kombinierter Dipol- und Quellbelegung eingesetzt. Für die Körpergrenzschicht wird ein Integralverfahren benutzt, für die Bodengrenzschicht soll ein Differenzenverfahren angewendet werden.

Ergebnis Das Verfahren wurde auf dreidimensionale Kraftfahrzeugkonfigurationen unterschiedlicher Heckform angewendet. Die Abhängigkeit der Kraftbeiwerte c_W und c_A von der Reynolds-Zahl wurde zunächst für die Vollheckvariante untersucht, deren Ersatzkörper in Bild 1 gezeigt wird. Der Einfluß der Reynolds-Zahl auf die Druckverteilung und den Druckwiderstand ist bei dieser Geometrie vernachlässigbar. Für übrigen Geometrien (Fließheck und Stufenheck) wurde bisher nur der asymptotische Grenzfall $Re \to \infty$ betrachtet. Es wurden geeignete Annahmen bezüglich der Position der Ablösung getroffen, die in Einklang mit den ebenfalls durchgeführten Messungen standen. Die Bilder 2 und 3 zeigen berechnete Druckverteilungen im Mittelschnitt der dreidimensionalen Vollheck- und Fließheckvariante im Vergleich zu Meßergebnissen ($Re = 2.5 \cdot 10^5$), die auf einer Katapultmeßstrecke gewonnen wurden.

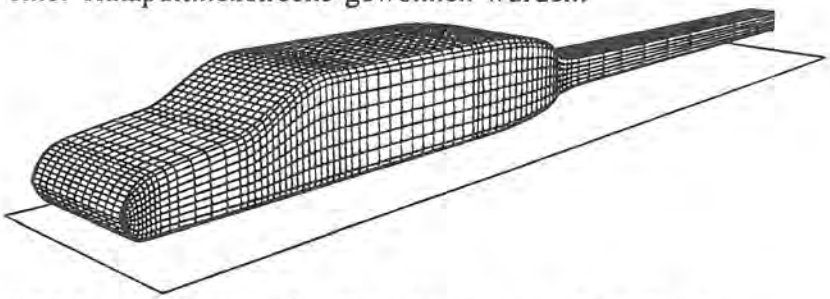


Bild 1: Ersatzkörper des Kraftfahrzeuges mit Vollheck

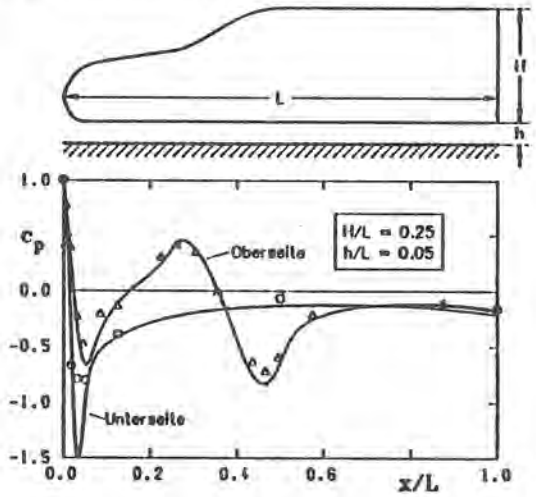


Bild 2: Berechnete und gemessene Druckverteilung im Mittelschnitt eines Kraftfahrzeuges mit Vollheck

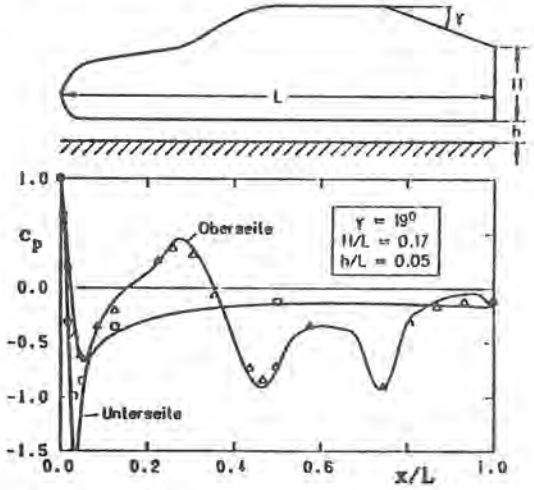


Bild 3: Berechnete und gemessene Druckverteilung im Mittelschnitt eines Kraftfahrzeuges mit Fließheck

Literatur

[1] F.-J. Bauhaus: Theoretische Untersuchung von Strömungen um Kraftfahrzeuge mit Hilfe der Zonenmethode, Dissertation Ruhr-Universität Bochum 1991.

[2] M. Kronast: Einfluß eines ruhenden und bewegten Bodens auf die Umströmung zwei- und dreidimensionaler Fahrzeugmodelle. Dissertation Ruhr-Universität Bochum 1991.

[3] P. Dilgen, H.-D. Papenfuß, K. Gersten: Berechnung dreidimensionaler abgelöster Strömungen mit Hilfe der Zonenmethode im Hinblick auf die Kraftfahrzeugaerodynamik, DGLR-Bericht 90-06, S. 236-240, 1991.

weiteres Vorgehen

Z. Zt. bestehen noch Mängel bezüglich der Bestimmung des korrekten Nachlaufersatzkörpers. Durch geeignete Modifikation dieses Körpers soll die lokale Kräftefreiheit erfüllt werden. Weitere Untersuchungen sollen auch auf die Stufenheckheckvariante ausgedehnt werden.

Projektförderung: Gefördert im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogrammes "Physik abgelöster Strömungen".

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. Heinz-Dieter Papenfuß, Prof. Dr.-Ing. Klaus Gersten

Institution Ruhr-Universität Bochum

Adresse Institut für Thermo- und Fluiddynamik
Postfach 10 21 48, D-4630 Bochum

Telefon (0234) 7003790
Telefax 7002541

weitere Partner

Thema Experimentelle und numerische Untersuchungen der Aerodynamik bodengebundener Fahrzeuge

Ausgangssituation Das dreidimensionale Strömungsfeld um ein Kraftfahrzeug wird von der reibungsfreien Außenströmung und dem Nachlauf dominiert. Diese Gebiete stehen in starker Wechselwirkung zueinander. Eine Besonderheit stellt die Relativbewegung zwischen Fahrzeugunterseite und Fahrbahn dar. Eine theoretische Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte bei unterschiedlichen Reynolds-Zahlen war bisher nicht möglich.

Ziel Entwicklung der Zonenmethode zur Berechnung der Strömung um stumpfe Körper mit fixierter Ablösung und ihre Anwendung auf die Aerodynamik von Kraftfahrzeugen [1]. Experimentelle und theoretische Untersuchung des Bodeneffektes [2].

Lösungsweg Bei hohen Reynolds-Zahlen ist das Strömungsfeld um einen stumpfen Körper strukturiert: reibungslose Außenströmung, Nachlauf mit eingebettetem Totwasser und Körpergrenzschichten. Die Zonenmethode nutzt diese Strukturierung aus und behandelt das Strömungsfeld im Sinne einer Erweiterung der Prandtlschen Grenzschicht-Theorie. Im Zentrum steht das Konzept des Ersatzkörpers, der die Verdrängungswirkung des Nachlaufs und der Grenzschichten auf die reibungslose Außenströmung simuliert. In Analogie zu turbulenten Strömungen an zurückspringenden Stufen wird angenommen, daß die Ersatzkörperkontur im Nachlaufbereich bei geeigneter Normierung eine universelle Form besitzt. Die Kontur des Nachlaufersatzkörpers enthält freie Parameter, die iterativ aus einer Impulsbilanz und einem universellen Zusammenhang zwischen Basisdruck und Druck im Wiederanlegepunkt (Ende des Rückströmungsgebietes) bestimmt werden können. Für die numerischen Untersuchungen an Kraftfahrzeugen wurde vorausgesetzt, daß der Ort der Strömungsablösung fixiert ist. Diese Voraussetzung erfüllt das Vollheck, auf das sich diese Untersuchungen beschränkten. Zur Überprüfung der Theorie wurden Messungen durchgeführt in eigens dafür erstellten Versuchsanlagen zur korrekten Simulation der Relativbewegung zwischen Fahrzeugmodell und Fahrbahn (laufendes Band im Windkanal und Katapult-Meßstrecke [2, 3]).

Ergebnis

Rechnungen wurden für ein dreidimensionales Kraftfahrzeug mit Vollheck durchgeführt, das den Mittelschnitt mit dem Opel Omega-Caravan gemeinsam hat. Für dieses Fahrzeug wurde die Druckverteilung zusätzlich auf der Katapult-Meßstrecke gemessen [3], so daß ein Vergleich zwischen Theorie und Experiment möglich ist. Bild 1 zeigt berechnete und gemessene Druckverteilungen im Mittelschnitt und in einem ausgewählten Querschnitt für einen Bodenabstand von h/L = 0.05.

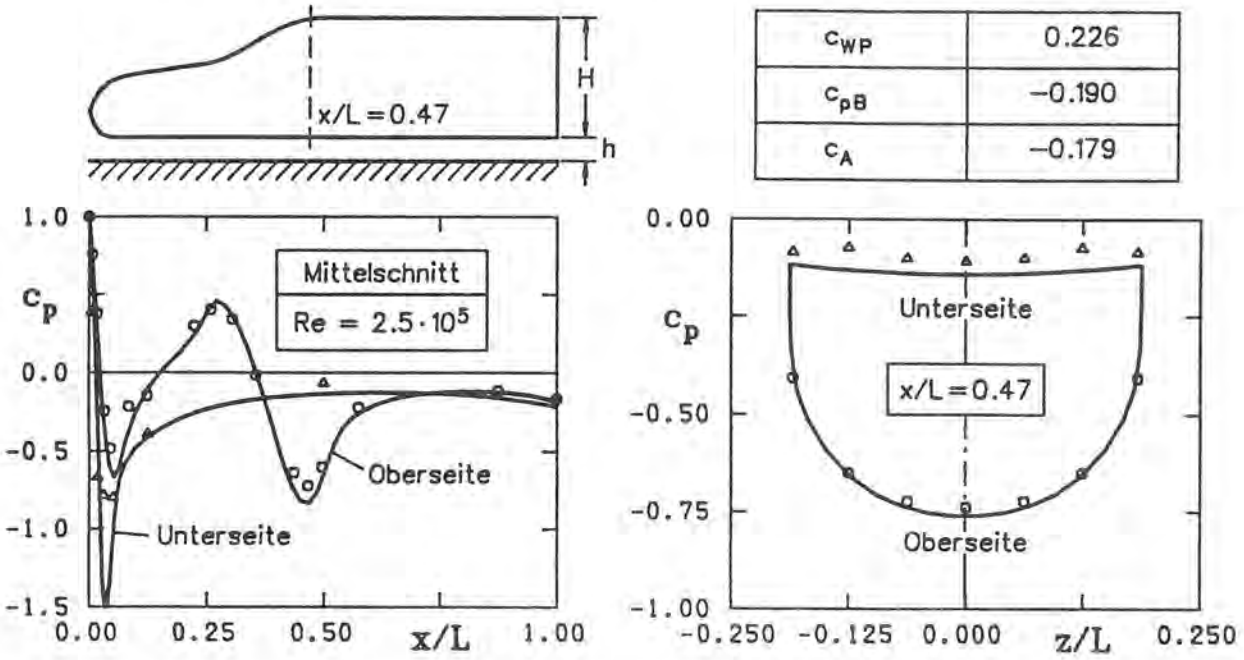


Bild 1: Druckverteilung an einem dreidimensionalen Fahrzeug in Bodennähe. Vergleich zwischen Experiment und Zonenmethode

Die Brauchbarkeit der Zonenmethode für den dreidimensionalen Fall wurde durch die Experimente bestätigt. Damit steht ein in der Praxis der Automobilindustrie einsetzbares Berechnungsverfahren für symmetrische Umströmung von Kraftfahrzeugen der hier untersuchten Form zur Verfügung. Erweiterungen auf andere Heckformen sind prinzipiell möglich.

Literatur

[1] F.-J. Bauhaus: Theoretische Untersuchung von Strömungen um Kraftfahrzeuge mit Hilfe der Zonenmethode, Dissertation Ruhr-Universität Bochum 1991.

[2] M. Kronast: Einfluß eines ruhenden und bewegten Bodens auf die Umströmung zwei- und dreidimensionaler Fahrzeugmodelle. Dissertation Ruhr-Universität Bochum 1991.

[3] H. D. Papenfuss and M. Kronast: Moving-model technique used in automobile aerodynamics for measurement of ground effects. Experiments in Fluids 11, 161-166 (1991).

weiteres Vorgehen

Die Zonenmethode soll auf andere Heckformen übertragen werden (Stufenheck, Fließheck). Die Kontur des Nachlaufersatzkörpers soll weiter optimiert werden, um die Bilanzgleichungen genauer zu erfüllen.

Projektförderung: Gefördert im Rahmen des Verbundforschungsvorhabens der Stiftung Volkswagenwerk "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik".

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Rodi

Institution Sonderforschungsbereich 210, Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1

Telefon (0721) 608-3535

Telefax (0721) 608-4290

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchung der instationären Wirbelablösung an quadratischen Zylindern

Ausgangssituation

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

Ziel

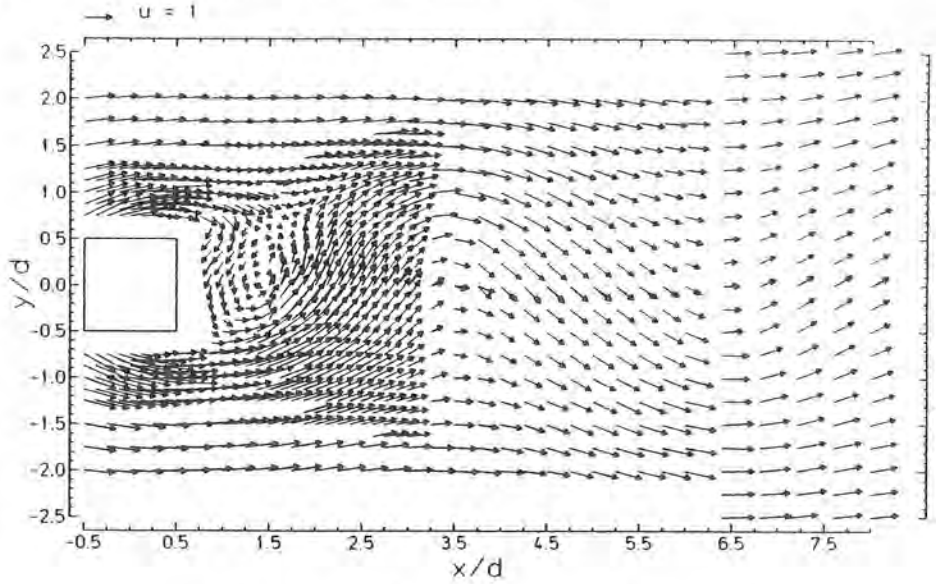
Bereitstellung von Meßdaten für die Strömung um quadratische Einzelzylinder und paarweise angeordnete Zylinder. Dabei Trennung der gemessenen Schwankungsbewegung in einen periodischen Anteil und einen stochastischen, turbulenten Anteil.

Lösungsweg

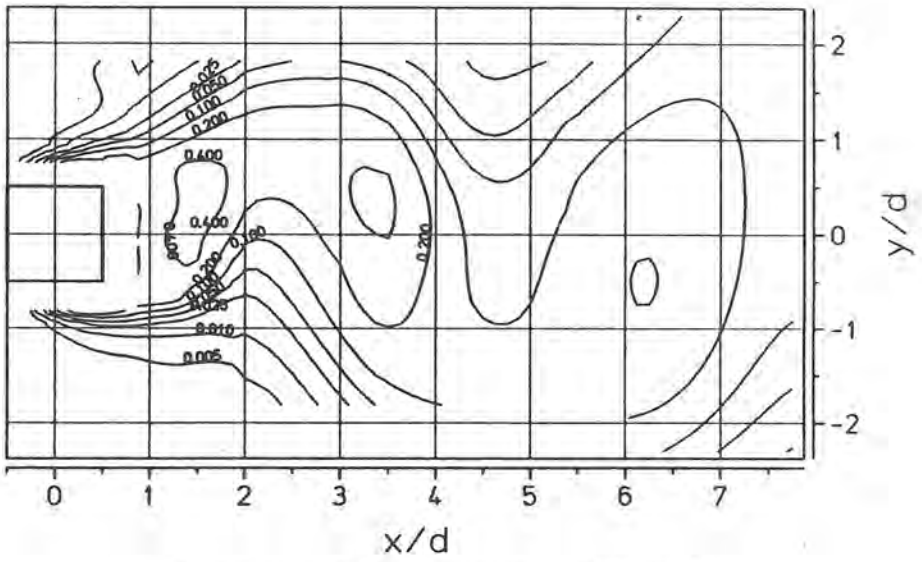
Durchführung der Messungen in einem geschlossenen Wasserkanal. Zunächst Sichtbarmachungsuntersuchungen. Sodann detaillierte Ausmessung des Geschwindigkeitsfeldes mit Hilfe eines Zweikomponenten-Laser-Doppler-Anemometers. Zur Trennung der Geschwindigkeitsschwankungen in periodische und stochastische wird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

Ergebnis

Messungen wurden in der Strömung um einen quadratischen Einzelzylinder bei Re = 22.000 durchgeführt. Nachfolgend werden gemessene phasengemittelte Geschwindigkeitsvektoren und Turbulenzintensitäten zu zwei verschiedenen Zeitpunkten (Phasenwinkel) vorgestellt. Messungen für die Strömung um zwei nebeneinander angeordnete quadratische Zylinder sind ebenfalls abgeschlossen, werden aber noch ausgewertet.



Geschwindigkeitsvektoren bei Phase 1



Isolinien der Turbulenzenergie bei Phase 1

weiteres Vorgehen

Messung der Wirbelablöseströmung um einen quadratischen Einzelzylinder bei ankommender Scherströmung.

Förderung durch:
DFG im Sonderforschungsbereich 210

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe		
Ansprechpartner	Rodi		
Institution	Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe		
Adresse	Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1	**Telefon**	(0721) 608-3535
		Telefax	(0721) 608-4290
weitere Partner	Dr. S. Majumdar, National Aeronautical Laboratory, Bangalore, Indien		

Thema Berechnung der dreidimensionalen Strömung um automobilähnliche Körper

Ausgangssituation

Die numerische Berechnung der Strömung um Automobile ist eine schwierige Aufgabe und steckt noch in den Anfängen.

Ziel

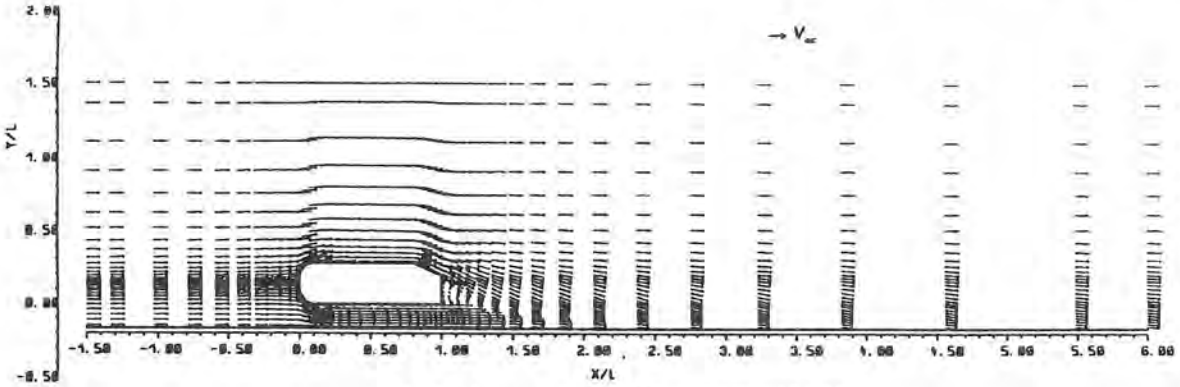
Ziel des Vorhabens ist das Austesten der Möglichkeiten von Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Verfahren zu Simulierung der Strömung um Automobile.

Lösungsweg

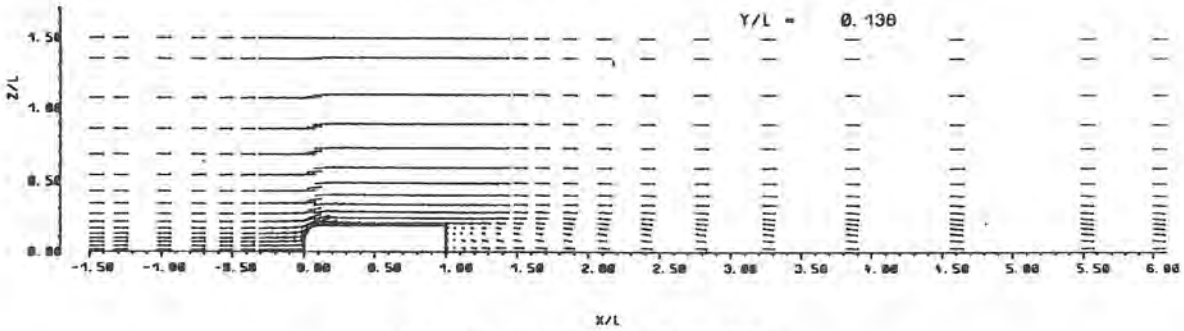
Grundlage ist das von Rodi in der Mitteilung "Entwicklung effizienter numerischer Berechnungsverfahren für dreidimensionale inkompressible Strömungen mit komplexen Berandungen" kurz beschriebene 3D Finite-Volumen-Verfahren. Die turbulenten Spannungen werden mit dem k-ε Modell berechnet. Zunächst kommt das Standard-k-ε-Modell unter Verwendung von Wandfunktionen zum Einsatz; später sollen auch Rechnungen mit einem Zweischichtenmodell durchgeführt werden, bei dem die wandnahen, viskositätsbeeinflußten Zonen mit einem Eingleichungsmodell aufgelöst werden.

Ergebnis

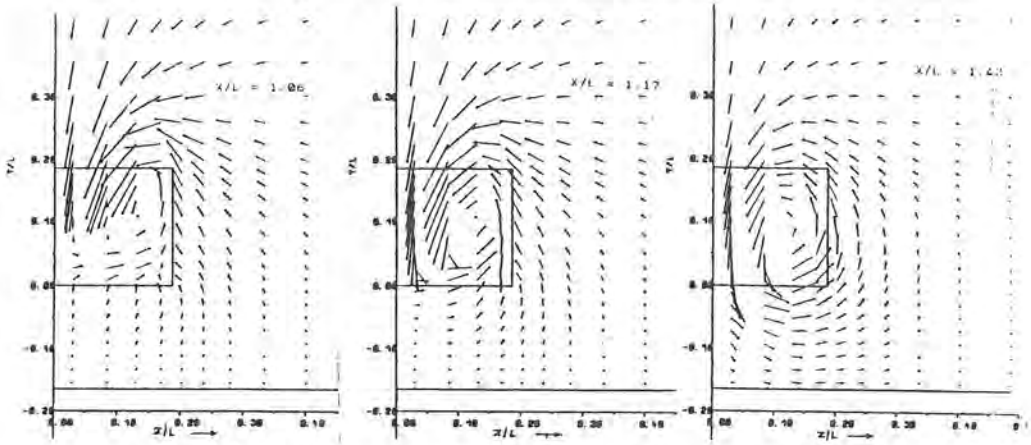
Erste Rechnungen wurden für die Strömung um einen relativ einfachen automobilähnlichen Körper mit Schrägheck durchgeführt, der von Ahmed bei der DLR in Braunschweig experimentell untersucht wurde. Bei Verwendung eines 45 x 30 x 17 Rechennetzes betrug die mit einem Eingitterverfahren benötigte Rechenzeit auf einer Siemens S 600/20 Anlage 25 CPU-Sekunden. Berechnete Geschwindigkeitsvektoren sind im nachfolgenden Bild dargestellt. Das Gitter ist für eine ausreichende Auflösung allerdings noch zu grob. Erste Versuche, die Rechnung mit einem feineren Gitter durchzuführen, stießen auf numerische Konvergenz- und Stabilitätsprobleme, zu deren Überwindung noch weitere Untersuchungen notwendig sind.



a) In der vertikalen Symmetrieebene



b) In der horizontalen Mittelebene



c) In verschiedenen Querschnitten hinter dem Körper

Berechnete Geschwindigkeitsvektoren

weiteres Vorgehen

Überwindung der numerischen Schwierigkeiten bei Verwendung feinerer Rechennetze, Rechnungen mit einem Zweischichten-Turbulenzmodell, Rechnungen für andere automobilähnliche Körper.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/ Rümpfe
Ansprechpartner	Dr. G.Schwarz
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80 (Vaihingen)
Telefon	0711-685-3468
Telefax	0711-685-3438
weitere Partner	--------

Thema

Untersuchung der Umströmung stark angestellter Körper bei Überschallgeschwindigkeit mit optischen, insbes. interferometrischen Methoden.

Ausgangssituation

Bei starker Anstellung tritt im allg. Strömungsablösung auf. Zur Untersuchung von Strömungen mit Ablösungen sind berührungsfreie Meßmethoden, wie z.B. optische Verfahren, am besten geeignet.

Ziel

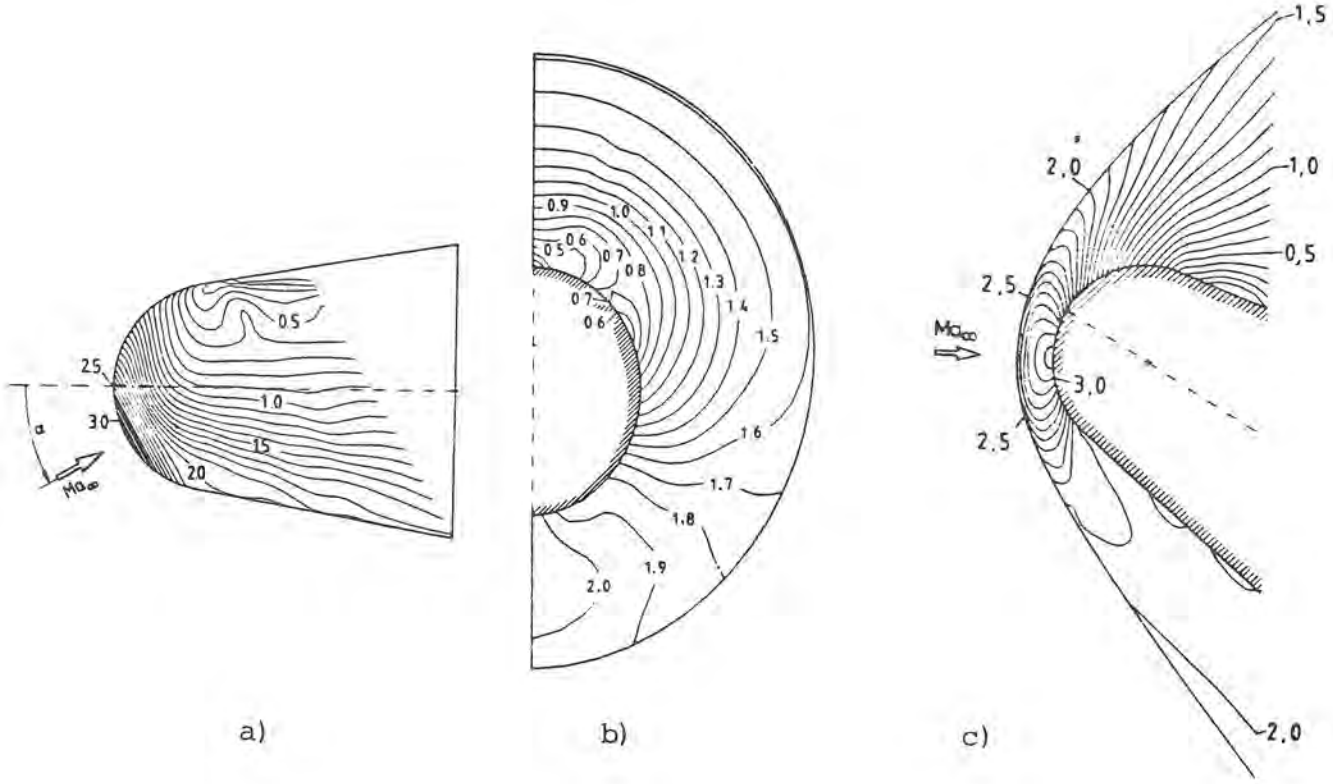
Experimentelle Ermittlung der Strömungsfelder um Körper bei hohen Anströmgeschwindigkeiten für voll dreidimensionale Fälle über die Rekonstruktion des Dichtefeldes aus Interferenzbildern unter Zuhilfenahme weiterer optischer Methoden, bzw. Methoden zur Sichtbarmachung von Strömungen wie Schlieren- u. Schattenmethode sowie Wandanstrichbilder. Die Ausdehnung des Verfahrens auf die Erfassung auch instationärer Felder wird angestrebt.

Lösungsweg

Es wurde ein eigenes Auswerteverfahren für die Rekonstruktion des Dichtefeldes aus Interferogrammen für beliebige, nicht symmetrische Fälle erstellt [1]. Eine rechnergestützte, hochauflösende Auswerteeinrichtung wurde entwickelt und gebaut, die erforderlichen Auswerteprogramme erstellt und an - zunächst noch nicht dreidimensionalen Feldern (Kreiskegel, ohne und mit Anstellung, Kugel) - getestet [2]. Als Beispiel eines voll 3-dimens. Feldes wurde die Umströmung eines Kugel- Kegel-Körpers bei $Ma_\infty = 2$ und Anstellung von 0° bis 30° untersucht [3]. Die Interferometrie wird durch Schlieren- und Wandanstrichbilder, sowie Wanddruckmessungen ergänzt [4].

Ergebnis

Das Verfahren bietet die Möglichkeit, derartige Felder mit einer Genauigkeit von 1% ÷ 2% experimentell, ohne Wechselwirkung mit der Strömung, zu vermessen, wobei auch feine Details der Strömung, wie Vorderkantenwirbel, erfasst werden können. In den Feldern dürfen Unter- und Überschallgebiete gemischt vorkommen.



Interferometrisch ermitteltes Dichtefeld der Umströmung eines Kugel-Kegel-Körpers bei $Ma_\infty = 2$, Anstellwinkel $\alpha = 30°$.
Linien konstanter Dichte
a) auf der Körperoberfläche
b) in einer Schnittebene senkrecht zur Anströmung
c) in der vertikalen Symmetrieebene

Literatur

[1] Knauss, H.: Ein Auswerteverfahren für allgemeine dreidimensionale Dichtefelder mit Hilfe der Interferenzmethode. Dissertation, Universität Stuttgart, 1977

[2] Schmidt, W.: Ein automatisiertes Auswerteverfahren für die Interferometrie dreidimensionaler Gasströmungen, Dissertation, Universität Stuttgart, 1984

[3] Zeller, C.: Untersuchung eines dreidimensionalen asymmetrischen Dichtefelds mit Hilfe der Interferenzmethode, Dissertation, Universität Stuttgart, 1989

[4] Schwarz, G., Knauss, H.: Quantitative Experimental Investigation of Threedimensional Flow Fields around Bodies of Arbitrary Shapes in Supersonic Flow with Optical Methods. Vortrag beim 2. Internat. Symposium on Flow Visualization, Bochum 1980, abgedruckt in: W.Merzkirch, Ed., Flow Visualization II, Mc Graw Hill, 1982.

weiteres Vorgehen

Anwendung des Verfahrens auf weitere Umströmungsprobleme; Untersuchung der Möglichkeit, die Datenerfassung und -verarbeitung ohne Einbuße an Genauigkeit zu beschleunigen; Arbeit an der Erweiterung des Verfahrens auf instationäre Vorgänge.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/ Rümpfe

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. I. Teipel, Dipl.-Ing. T. Huth

Institution Institut für Mechanik

Adresse Universität Hannover, Inst. für Mechanik
Appelstr. 11, W-3000 Hannover 1

Telefon 0511 / 762-4122
Telefax 0511 / 762-4182

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen des Totwassergebietes hinter einem ruhenden oder quer zur Anströmung oszillierenden Kreiszylinders.

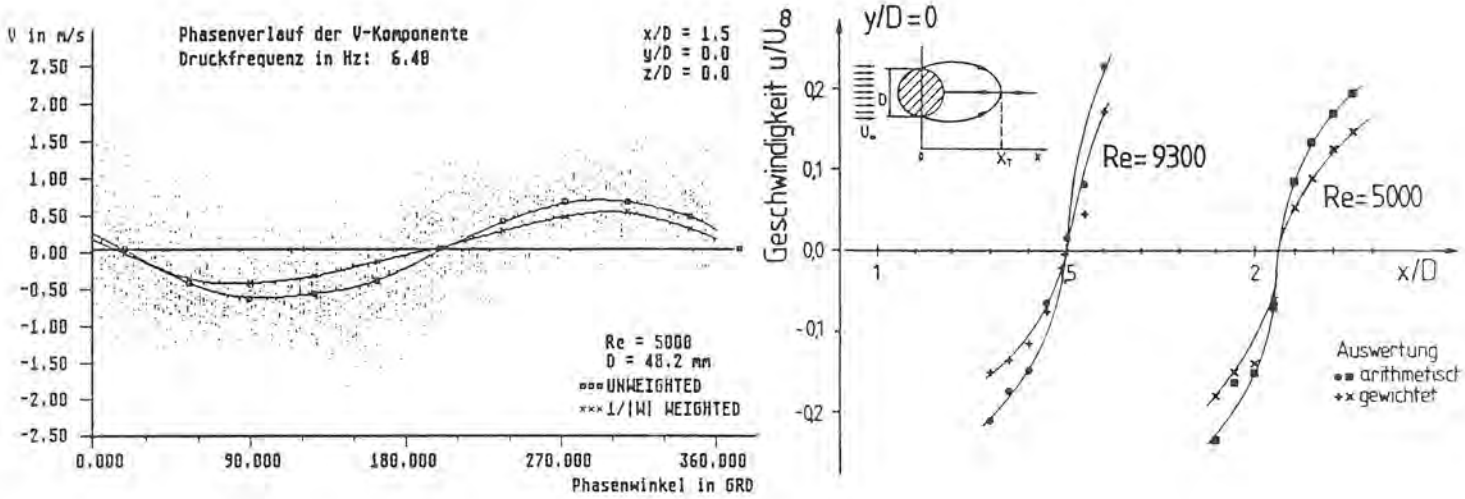
Ausgangssituation Die bei moderaten Re-Zahlen auftretende periodische Wirbelablösung ist eine der Ursachen für den Anregungsmechanismus von Schwingungen bei stumpfen Körpern.

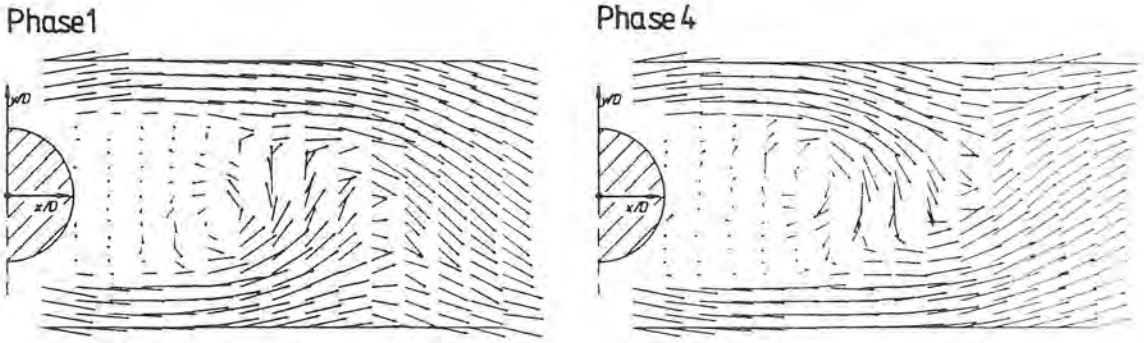
Ziel Um eine Grundlage für numerische Berechnungsverfahren bzw. deren Verifikation zu erhalten, sind empirisch gewonnene Daten wie z.B. quantitative Aussagen über die im Totwassergebiet auftretenden instationären Wirbelgebiete unabdingbar.

Lösungsweg Besondere Bedeutung für das Verständnis der physikalischen Zusammenhänge in turbulenten Ablösegebieten erlangen die den stochastischen Fluidbewegungen vielfach überlagerten quasiperiodischen Anteile. Mit Hilfe der Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) ist es möglich, durch die nahezu interferenzfreie Meßwerterfassung, die interessierenden Phasenmittelwerte der Strömung zu messen.
Die Phasenzuordnung erfolgt über piezoresistive Druckaufnehmer, die in dem Modellkörper angebracht sind und zur Bestimmung des Referenzsignals dienen.

Ergebnis

Es liegen erste phasengemittelte Ergebnisse für die Strömungsgrößen im Nachlaufbereich eines querangeströmten ruhenden Kreiszylinders vor. Bei der Auswertung der Ergebniss wurde großer Wert auf die quantitativen Unterschiede zwischen arithmetischer und 2-D-gewichteter Ensemble-Mittelung gelegt.





Phasenbilder der Nachlaufströmung, Re = 5.000

Literatur

(1) A. Leder, D. Geropp: Turbulenzsensorik für abgelöste Strömungen - gegenwärtiger Leistungsstand - künftige Anforderungen, Inst. f. Luft- u. Raumfahrt, TU Berlin, ILR Mitteilung 260, 1991.

(2) A.W. Marris: Review of Vortex Streets, Periodic Wakes and Induced Vibration Phenomena, J. of Basic Eng., Vol. 86, 1964.

(3) A. Roshko: On the Development of Turbulent Wakes from Vortex Streets, NACA Report 1191, 1954.

weiteres Vorgehen

Verbesserung des Antriebs zur oszillierenden Bewegung des Modellkörpers. Exakte Synchronisation von Wirbel-Ablösefrequenz und Oszillation des Zylinders. Messungen der Geschwindigkeitsgrößen im Totwassergebiet im "lock-in" Zustand.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Dr.-Ing. C. Tropea

Institution INVENT GmbH

Adresse Am Weichselgarten 21
8520 Erlangen

Telefon 09131/777638
Telefax 09131/777666

weitere Partner R. Martinuzzi Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Cauerstr. 4, 8520 Erlangen, Telefon: 09131/859477, Telefax: 091 31/859503

Thema Untersuchungen des Strömungsfeldes um scharfkantige wandgebundene Hindernisse

Ausgangssituation:

Die Umströmung wandgebundener dreidimensionaler Hindernisse ist ein vielfältiges Phänomen und läßt sich heute wegen ihrer Komplexität weder analytisch noch durch Anwendung hochentwickelter numerischer Simulationen zufriedenstellend analysieren. Somit bieten sich experimentelle Untersuchungen solcher Strömungen geradezu an, um genauere Kenntnisse über die Eigenschaften dieser Strömungen zu gewinnen.

In den letzten 20 Jahren wurde die Umströmung wandgebundener rechteckiger Hindernisse in Grenzschichtströmungen zunehmend erforscht. Bei diesen Untersuchungen handelte es sich hauptsächlich um Messungen des Wanddruckes und der Oberflächenspannungen oder der Geschwindigkeiten im Nachlaufgebiet weit hinter dem Hindernis. Es bestehen immer noch wenige detailierte Informationen über das globale Strömungsfeld oder über dessen dynamisches Verhalten für diese spezifische Hindernisgeometrie.

Ziel

Das erste Ziel dieser Untersuchung bestand darin, ein Vergleich zwischen der Umströmung einer nominal zweidimensionalen Geometrie und der einer dreidimensionalen Geometrie aufzustellen. Verschiedene Hindernisse unterschiedlicher Breite wurden auch eingesetzt, um den Übergang zwischen diesen zwei Grenzfällen zu erforschen und damit Aussagen über verschiedene Strömungseigenschaften in Abhängigkeit von der Hindernisbreite zu ermöglichen. Es wurde angestrebt, die Umströmung der jeweiligen Hindernisse durch Hervorhebung der Strukturen, die solche Strömungsfelder erzeugen, zu charakterisieren. Eine qualitative Beschreibung wurde vorgenommen, um Ähnlichkeiten bzw. Unterschiede zwischen diesen Umströmungen festzulegen. Durch Geschwindigkeits- und Wanddruckmessungen konnte die Umtrömung einer dreidimensionalen Hindernissgeometrie ausführlich beschrieben werden.

Lösungsweg

Für alle Untersuchungen wurde der Hindernisquerschnitt konstant gehalten. Die sogenannte Rippenströmung (d.h. das Hindernis überquert die ganze Kanalbreite) und ein Würfel halber Kanalhöhe wurden als repräsentative Beispiele für zwei- bzw. dreidimensionale Geometrien gewählt. Die Kristallviolett-, Öl-Anstrich- und Laserlichtschnitt-Verfahren zur Strömungssichtbarmachung wurden zur Erfüllung dieser Aufgabe eingesetzt.

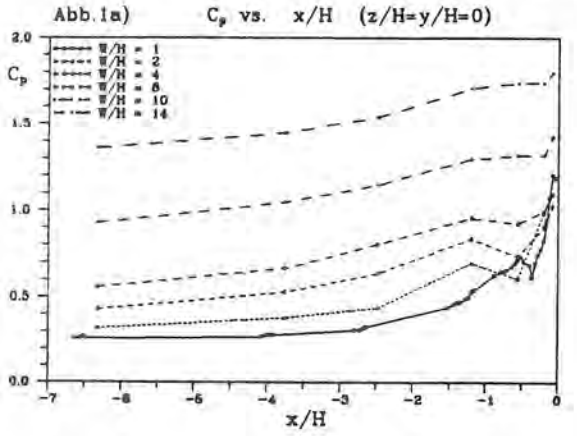
Eine Analyse jener Ergebnisse ergab Informationen über die Entwicklung **solch globaler** Parameter wie Ablöse- und Wiederanlegelängen bzw. -punkte, Position der Staupunkte oder Wirbelkerne als Funktion des Aspektverhältnisses. Diese diente auch zur örtlichen Bestimmung solcher Strömungsmerkmale wie die des Hufeisenwirbels und der Gebiete nominaler Zweidimensionalität.

Anschließend wurden detailierte Untersuchungen in den Strömungsgebieten vorgenommen, in denen Unterschiede festgestellt wurden. Hier wurden Gebiete in Wandnähe und besonders an den Hindernisvorderseiten im Ablösegebiet und an Stellen instationärer Strömung untersucht. Dabei wurde die Anwendung lokaler Meßverfahren erforderlich. Zu diesem Zweck wurde ein Zweikomponenten Laser-Doppler Anemometer und ein Druckaufnehmer zu Wanddruckmessungen eingesetzt.

Die aus diesen Untersuchungen gewonnenen Ergebnisse zeigen:

Ergebnis

- Bei kleinen W/H–Verhältnissen sind örtliche Druckmaxima und –minima innerhalb des Ablösegebietes deutlich zu erkennen. Dies deutet darauf hin, daß sich die Struktur des Ablösegebietes vor dem Hindernis in Abhängigkeit von Breite-zu-Höhe (W/H)–Verhältnissen ändert (siehe Abb.1a).
- Die Druckrückgewinnung findet bei kleineren (W/H)–Verhältnissen als bei größeren statt, wie es bei Grenzschichtströmungen der Fall ist (siehe Abb.1b).
- Für kleine W/H–Verhältnisse zeigen die gemessenen Wahrscheinlichkeitsverteilungen der Geschwindigkeiten in der Nähe des Ablösepunktes eine ausgeprägte Bimodalität. Diese Art der Instationarität ist charakteristisch für solche Umströmungen (siehe Abb.2).
- Die Ausläufer des Hufeisenwirbels werden an den Hindernisseiten stromabwärts umgelenkt. Somit beeinflußt der Hufeisenwirbel auf beträchtliche Weise die Strömung im Nachlauf (siehe Abb. 3).



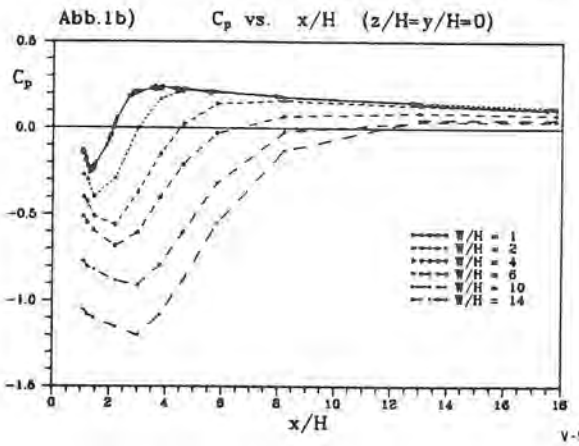


Abb.2)

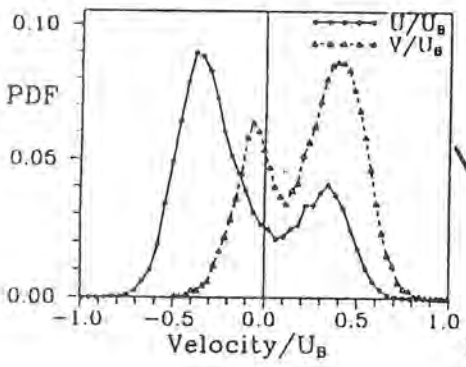
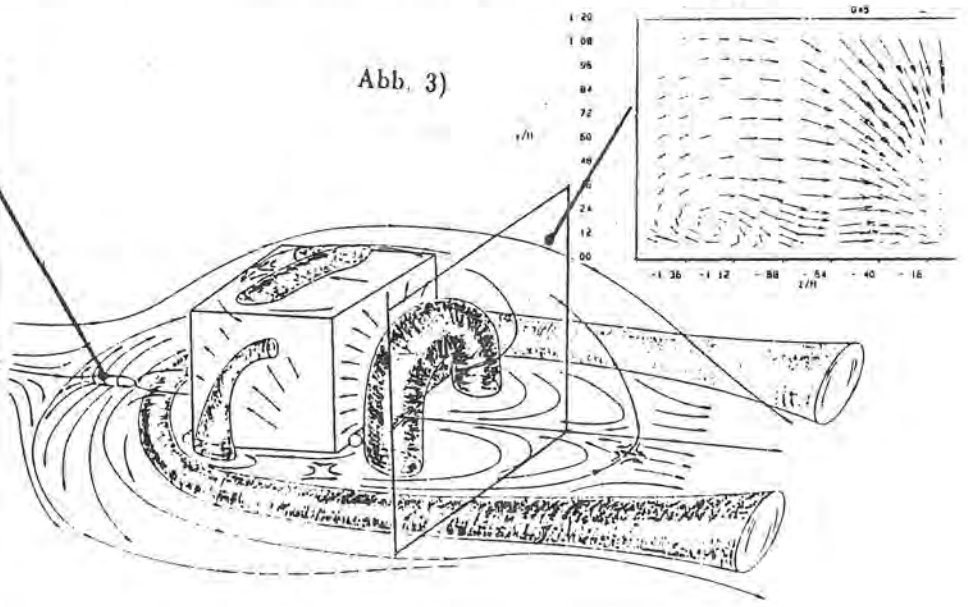


Abb. 3)



Literatur

- König, J., Martinuzzi, R. und Tropea, C.: Die Umströmung dreidimensionaler Hindernisse, DGLR–Bericht 90–06, Strömungen mit Ablösung,s.204–208, 1990.
- Larousse, A., Martinuzzi, R. and Tropea, C.: Flow Around Three–Dimensional Surface–Mounted Obstacles, Proc. 8th Symposium on Turb. Shear Flows, München, 1991.

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Stumpfe Körper/ Rümpfe
(Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation)

Ansprechpartner Dipl.-Math. M. Rösler
Doz.Dr.-Ing.habil. B. Hanel

Institution TU Dresden
Institut für Strömungsmechanik, Lehrgebiet Thermofluiddynamik

Adresse Mommsenstr. 13
0-8027 Dresden

Telefon Dresden 4579212
Telefax

weitere Partner RWTH Aachen, Lehrstuhl Wärmeübertragung und Klimatechnik (Prof. Renz, Prof. Zeller);
ROM Hamburg (Dr.Glück)

Thema Mathematisch-numerische Untersuchung von dreidimensionalen, inkompressiblen Kanal- und Raumluftströmungen

Ausgangssituation Forschungscode zur Berechnung dreidimensionaler, inkompressibler, stationärer und instationärer, laminarer und turbulenter Strömungen

Ziel Es sollen Aussagen
- zur Robustheit und Stabilität des Lösungsalgorithmus
- zur Effizienz einer Mehrgittertechnik
- zum Einfluß des Turbulenzmodells auf das Verhalten des Lösungsalgorithmus
- zur Auswirkung von Modifikationen im diskreten Modell

anhand von Kanal- und Raumluftströmungen erfolgen.

Lösungsweg Die zu lösenden Impuls- und Wärmetransportgleichungen werden räumlich mit einer FVM auf einem versetzten Gitter diskretisiert. Die zeitliche Diskretisierung erfolgt innerhalb einer expliziten Druck-Geschwindigkeitsiteration. Das diskrete Modell wird auf lokale Konsistenz, Konservativität und Stabilität untersucht. Für die Lösung der diskreten Poissongleichung wird eine Mehrgittertechnik eingesetzt. Der dem diskreten Modell entsprechende Code wird auf verschiedene praxisnahe Situationen angewendet. Es werden Kanaleinlaufströmungen, Umströmungen von Hindernissen, freie und gemischte Konvektion in klimatisierten Räumen jeweils mit Bestimmung des örtlichen Wärmeübergangs untersucht. Zur Berechnung turbulenter Strömungen werden das Standard -k -ε - Turbulenzmodell und diverse Turbulenzmodellierungen in Wandnähe verwendet. Die numerischen Ergebnisse werden mit experimentellen Untersuchungen verglichen. Parallel dazu wird die Durchführung von Experimenten zu dreidimensionalen Raumluftströmungen vorbereitet.

Ergebnis

Es liegen Resultate der numerischen Simulation von Kanalströmungen und der Strömung in einem Modellraum vor. Dabei wurde festgestellt, daß die Auswirkung von Modifikationen im diskreten Modell auf die Simulationsergebnisse stark problemabhängig ist. Zum Beispiel erwies sich der Einfluß einer Konsistenzverbesserung der Differenzenapproximation der Wärmeleitungsterme auf den numerisch berechneten Wärmeübergang bei einer laminaren Kanaleinlaufströmung als gering. Die Effizienz der Mehrgittertechnik ist sowohl für laminare als auch für turbulente Problemstellungen sehr gut. Die Verbesserung des Wärmeübergangs in einer Kanalströmung durch Anbringen von Hindernissen (Bild 1) ist in Bild 2 dargestellt. Bild 3 zeigt die Geometrie des oben erwähnten Modellraums.

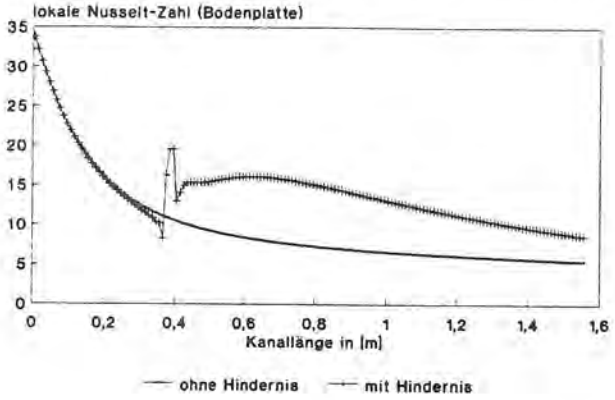


Bild 2: Verlauf der Nusselt-Zahl bei Re = 4023

Skizze/Diagramm/Bild

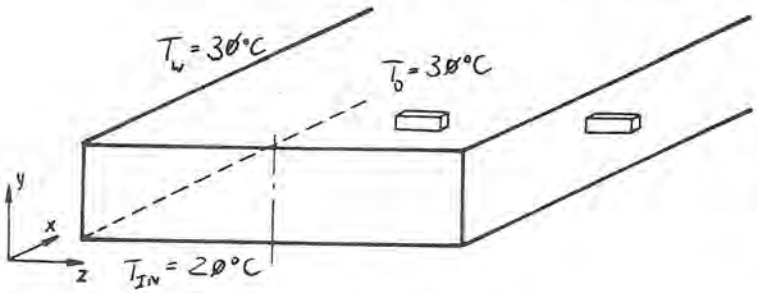


Bild 1: Skizze des Kanals mit zwei symmetrisch angeordneten Hindernissen

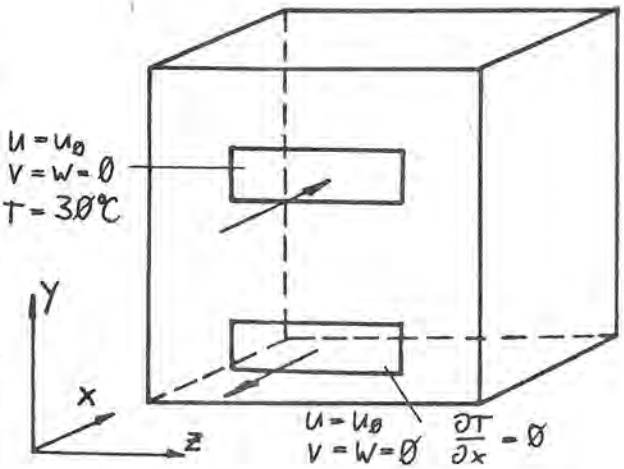


Bild 3: Geometrie und Randbedingungen für den Modellraum

Literatur

Hackbusch, W.: Multigrid methods and applications. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg 1985

Harlow, F. H.; Welch, J. E.: Numerical calculation of time-dependent viscous incompressible flow of fluid with free surface. The Physics of Fluids 8 (1965), S. 2182-2189

Scholz, R.; Hanel, B.: Computergestützte Berechnung der Raumluftströmung. Verlag Technik, Berlin 1988

weiteres Vorgehen

Numerische Simulation von Raumluftströmungen bei kleinen Luftwechseln und Vergleich mit Meßergebnissen und anderen Computercodes

Förderung durch: BMFT, Projektträger BEO, Projektnummer 0329016D

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

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

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

Adresse Pfaffenwaldring 21 bzw. Pfaffenwaldring 9
7000 Stuttgart 80

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

weitere Partner

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

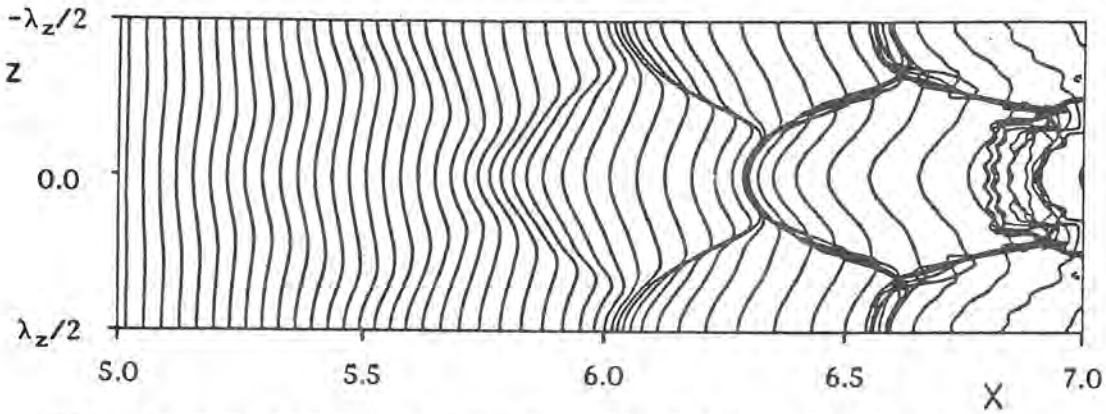
Ausgangssituation Über den laminar-turbulenten Strömungsumschlag in kompressiblen Grenzschichten ist noch wenig bekannt. Für kompressible Grenzschichten lassen sich mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie bisher nur über den Beginn und die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die Anfachung linearer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

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

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

Ergebnis

Bei einer Machzahl von M=1.6 wurde die räumliche, nichtlineare Entwicklung zwei- und dreidimensionaler Störwellen bis nahe an die Turbulenz numerisch simuliert. Frühere Simulationen (siehe STAB Jahresbericht 1990) zeigten, daß die Sekundärinstabilitätsmechanismen (fundamentale/subharmonische Resonanz), die in inkompressiblen Grenzschichten die nichtlineare 3D Entwicklung einleiten, zwar auch in kompressiblen Grenzschichten auftreten können, aber bei höheren transsonischen Machzahlen (M>1) nicht die dominierende Rolle für die Umschlagsentwicklung wie in inkompressiblen Grenzschichten spielen. Die Simulationen bei M=1.6 ergaben, daß wegen der unterschiedlichen Phasengeschwindigkeiten der 2D und der 3D Wellen die Bedingungen für das Einkoppeln der Wellen (Resonanz) wesentlich erschwert sind, so daß Resonanz erst bei deutlich höheren Amplituden der 2D Welle (ca. 5%) als in inkompressibler Strömung (0.5%-2%) auftritt. Zum anderen sind die physikalischen Verhältnisse in Grenzschichten bei hohen transsonischen Machzahlen grundlegend anders als bei inkompressibler Strömung, da gemäß linearer Stabilitätstheorie 3D Wellen stärker angefacht sind als 2D Wellen. Zur besseren Modellierung der physikalischen Verhältnisse wurden deshalb (bei M=1.6) Simulationen durchgeführt, in denen der Grenzschicht nur eine dreidimensionale Störwelle endlicher Amplitude (ca. 1%) überlagert wurde. Die Ergebnisse zeigten, daß der Umschlagprozeß infolge 3D Störungen wesentlich rascher abläuft und daß dabei (im Gegensatz zu den Λ-Wirbeln bei inkompressibler Strömung) charakteristische "wabenförmige" Strukturen auftreten, die bisher nicht beobachtet wurden.



Wabenförmige Strukturen beim Umschlag infolge 3D schräglaufenden Störwellen in einer ebenen kompressiblen Plattengrenzschicht bei M=1.6, sichtbar gemacht durch Zeitlinien.

Literatur

A. Thumm: Numerische Untersuchungen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag in transsonischen Grenzschichtströmungen. Dissertation, Universität Stuttgart, 1991.

weiteres Vorgehen

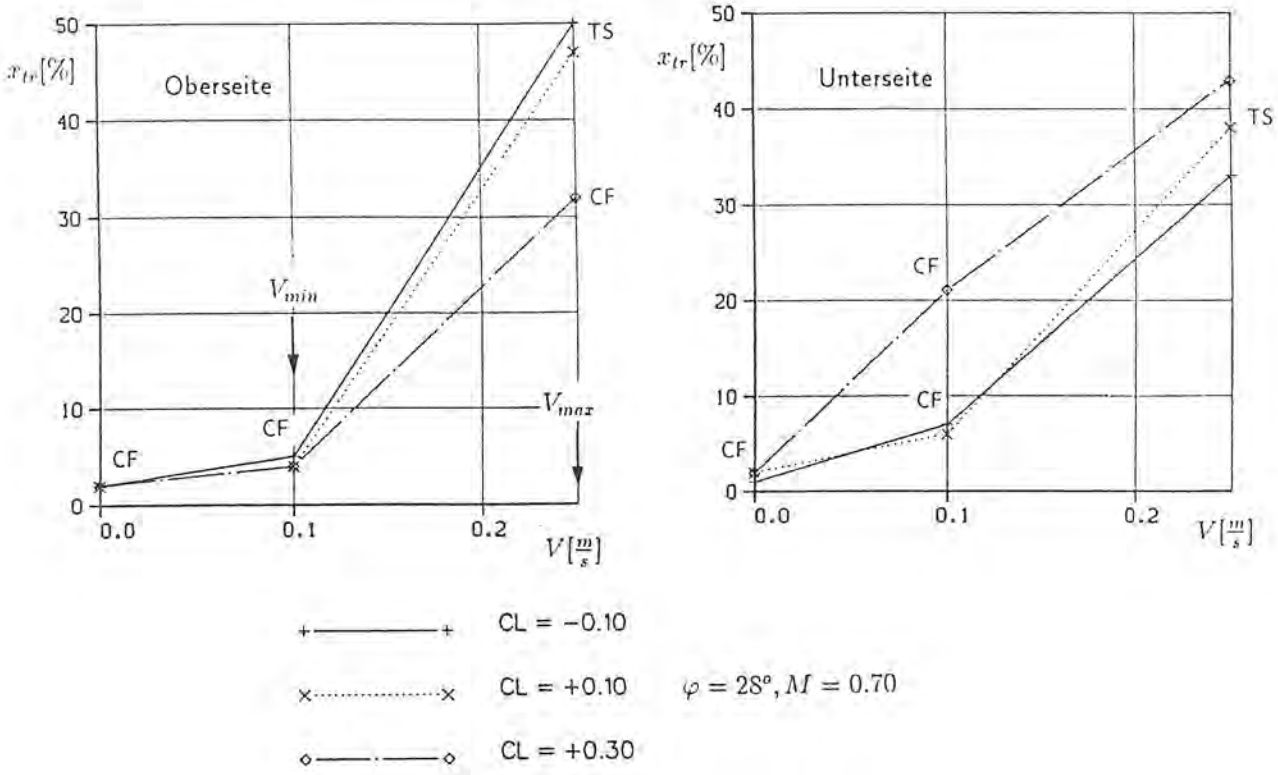
Untersuchung der räumlichen Entwicklung von dreidimensionalen Wellenpaketstörungen in transsonischen Plattengrenzschichtströmungen.

Förderung durch BMFT im Rahmen des Laminarflügelprogramms

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel
Ansprechpartner	Dr. H. Bieler
Institution	Deutsche Airbus GmbH
Adresse	EF 11 Postfach 10 78 45 2800 Bremen 1 Telefon 0421 538 3232 Telefax 0421 538 4486
weitere Partner	Institutionen, die im BRITE/EURAM Programm ELFIN der EG mitarbeiten
Thema	Laminarhaltung dreidimensionaler Grenzschichtströmungen durch lokale Absaugung (Hybrid-Technologie)
Ausgangssituation	Bei größeren Verkehrsflugzeugen (z.B. vom Airbus-Typ) läßt sich eine Laminarhaltung der Flügelströmung durch Formgebung allein schwer realisieren. Wirkungsvoller ist eine lokale Absaugung nahe der Vorderkante.
Ziel	Verringerung des Gesamtwiderstandes bei gleichzeitiger Minimierung der aufzubringenden Absaugeleistung.
Lösungsweg	Im Vergleich mit den USA besteht in Europa ein großer Nachholbedarf sowohl an grundlagenorientierten Studien als auch an anwendungsnahen Windkanal- und Freiflugexperimenten, die die Machbarkeit des Hybridkonzeptes demonstrieren. Im Rahmen des BRITE/EURAM Programmes ELFIN wird der Effekt der Vorderkantenabsaugung im ONERA-Windkanal SIMA an einem modifizierten ATTAS-Handschuh untersucht.

Ergebnis Wie in der letzten STAB-Mitteilung erläutert (Januar 91), resultierte aus Entwurfsrechnungen (für verschiedene Anstellwinkel) und Orr-Sommerfeldanalysen eine nichtäquidistante Kammeranordnung an der Vorderkante. Fig. 1 zeigt für 3 unterschiedliche Auftriebsbeiwerte den vorhergesagten Umschlagsort als Funktion der mittleren Absaugegeschwindigkeit. Die minimale Geschwindigkeit V_{min} darf nicht unterschritten werden, um ein Ausströmen aus den Löchern zu verhindern. Die maximale Geschwindigkeit V_{max} wird dadurch begrenzt, daß - bedingt durch die kleine Porosität - die lokale Lochgeschwindigkeit ein Vielfaches der mittleren Geschwindigkeit beträgt. Oberhalb empirisch abgeschätzter Grenzen kann es daher zu loch-induzierten Störungen kommen.



Vorhergesagte Transitionslage in Abhängigkeit
von der mittleren Absaugegeschwindigkeit

Literatur

Pfenninger, W.	Laminar Flow Control. AGARD-R-654 (1977).
Hefner, J.N. Sabo, F.E.	Research in NLF and LFC. NASA-CR 2487 (1987).
Bieler, H. Reneaux, J., Bulgubure, Ch. Hurez, A.	First Evaluation of Design Aspects for a Hybrid Laminar Flow Control (HLFC) on a modified ATTAS Glove for ELFIN. ELFIN-TR No. 12 (1991).

weiteres Vorgehen

Detaillierte Auswertung des S1-Versuches im Rahmen von ELFIN II und Untersuchung der für die Aerodynamik relevanten Aspekte eines Absaugesystems.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dr. H. Bippes

Institution: DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

Telefon: 0551/709-2406
Telefax: 0551/709-2101

weitere Partner:

Thema: Einfluß der Krümmung auf die Stabilität und den Umschlag einer dreidimensionalen Grenzschicht

Ausgangssituation: Das bisher erfolgreichste Kriterium für die Voraussage des laminar-turbulenten Übergangs, das e^n-Kriterium basiert auf der linearen Stabilitätstheorie. Nichtlineare Entwicklungen sowie Abhängigkeiten von den Anfangsbedingungen werden durch den empirisch zu bestimmenden Parameter n berücksichtigt. An stärker gekrümmten konvexen und vor allem an konkaven Wänden und in dreidimensionalen Grenzschichten ist nicht nur die Berücksichtigung der genannten Einflußgrößen durch einen einzigen Parameter n ein ungelöstes Problem, sondern es hat sich bereits die lineare Theorie als unzureichend erwiesen.

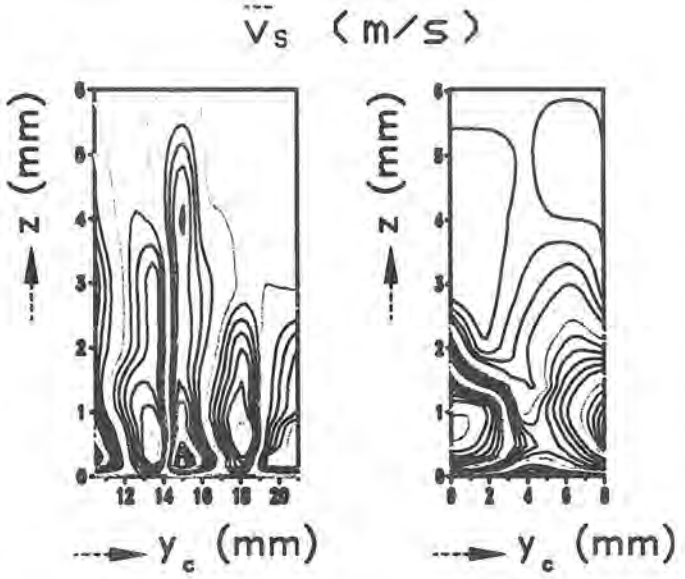
Ziel: Es soll der Einfluß der Krümmung auf die Entwicklung der Instabilität experimentell ermittelt werden und zwar sowohl im linearen Bereich der Anfachung als auch im nichtlinearen Bereich. Die Ergebnisse sollen dazu dienen, bisher zur numerischen Praktikabilität in der linearen Theorie gemachte Annahmen durch physikalisch begründete zu ersetzen und den Gültigkeitsbereich der erweiterten linearen Theorie zu überprüfen. Erkenntnisse aus dem nichtlinearen Bereich der Anfachung sollen dazu genutzt werden, Transitionskriterien an die Physik anzupassen. Schließlich soll die Beeinflußung des Umschlags durch die äußeren Bedingungen geklärt werden, um die bisherige Unsicherheit in der Voraussage einzugrenzen.

Lösungsweg:

Um den Einfluß der Krümmung auf die Entwicklung der Transition besonders deutlich herauszuarbeiten, wird ein Experiment an einer Flügelkonfiguration mit ausgedehnten stark gekrümmten konkaven und konvexen Profilsektionen durchgeführt. Zur Schaffung einer realistischen Vergleichsbasis mit der Theorie wird eine Strömung simuliert, die der mathematischen Behandlung möglichst weitgehend zugänglich ist ("infinite swept wing"-Bedingungen). Dreidimensionale Effekte wurden durch die Schiebestellung des Modells erzeugt. Zur Bestimmung des Einflusses des Druckgradienten kann dieser in gewissen Grenzen durch Ändern des Anstellwinkels variiert werden. Die Entwicklung der Störungen wird im wesentlichen durch Feldmessungen mittels Hitzdrahtanemometrie ermittelt. Daneben sind Messungen mit Oberflächenheißfilmen und LDA vorgesehen.

Ergebnis

Bisherige Experimente zeigten, daß es gelungen ist ein Flügelmodell zu entwerfen mit stark konkav und konvex gekrümmten Flügelsektionen, an dem Krümmungseffekte deutlich werden und an dem trotzdem die Strömung im vorgegebenen Re-Zahlbereich bis zur Hinterkante anliegt. Dadurch können die Oszillationen der Staulinie an der Vorderkante, die Instabilitäten vortäuschen oder anregen, vermieden werden.
Hohe Druckgradienten und mögliche Schiebewinkel führen bereits bei relativ kleinen Anströmgeschwindigkeiten zur Instabilität, wodurch eine ausreichende meßtechnische Auflösung der Störentwicklung gewährleistet wird. Im zweidimensionalen Fall entstehen am konkaven Teil ausgeprägte Görtlerwirbel. Bei Schiebestellung entwickelt sich eine komplizierte Störströmung, in der Längswinkel größerer Wellenlänge dominieren. Laufende Wellen entwickeln sich in einem relativ breiten Frequenzband. Als wichtigstes Ergebnis stellte es sich heraus, daß die Zentrifugalkräfte an konkaven Wänden auch im dreidimensionalen Fall die Stabilität verringern.



a)Stationäre und b) instationäre Störbewegung in der instabilen dreidimensionalen Grenzschicht an einer konkaven Wand, angezeigt durch die Isotachen in Ebenen normal zur Geschwindigkeit.

Literatur

Perhossaini, H.; Bippes, H.; Steinbach, D.: *Modèle pour l'étude expérimentale des effets de la courbure sur la transition de la couche limite sur une aile en flèche: résultats préliminaires.* La Recherche Aérospatiale. No. 6, S. 15-21. 1990.

weiteres Vorgehen

Durch detaillierte Strömungsfeldmessungen wird die Entwicklung der Störbewegung im linearen und nichtlinearen Bereich beschrieben. Es werden die Daten bereitgestellt, die es erlauben, physikalisch realistische Ansätze für primäre und sekundäre Stabilitätsrechnungen und für numerische Simulationsrechnungen für Grenzschichten an gekrümmten Wänden zu finden sowie vorhandene Theorien zu überprüfen. Das Endziel ist, ein physikalisch erklärtes Transitionskriterium für Grenzschichtströmungen an gekrümmten Wänden.

Mitteilung

Projektgruppe/	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Fachkreis			
Ansprechpartner	Th. Bol, Dr. U. Dallmann, Dr. D. Schwamborn, M. Simen		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	**Telefon** **Telefax**	(0551) - 709 - 2442/2271 (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Kopplung von Grenzschichtrechnung und Instabilitätsanalyse unter Berücksichtigung der Oberflächenmetrik.

Ausgangssituation

Die Ergebnisse einer Flügel-Grenzschichtrechnung mit COWBOL (***CO***mpressible ***W***ing ***BO***ndary ***L***ayer- Code) umfassen nicht alle benötigten Eingaben für eine Instabilitätsanalyse mit COSMET (***CO***mpressible ***S***tability Analysis with Local ***MET***ric) oder COSTA (***CO***mpressible Flow ***ST***ability ***A***nalyzer).
Eine direkte Kopplung von Grenzschichtrechnungen und Instabilitätsanalyse verlangt daher aufbereitete Eingabedaten.

Ziel

Schaffung eines Werkzeuges, welches den Vorgang der Erzeugungen der Eingabe für die Instabilitätsanalyseprogramme COSMET oder COSTA weitestgehend automatisiert.

Lösungsweg

Es wurden Strategien zur Berechnung der metrischen Koeffizienten und Maßstabsfaktoren einer umströmten Oberfläche entwickelt und Transformationen für die Größen mit vektoriellem Charakter (z.B. Geschwindigkeiten) implementiert.

Ergebnis

Für die Kopplung von Grenzschichtrechnung und Instabilitätsanalyse liegt ein Programmpaket vor, welches das kompressible, finite Differenzenverfahren COWBOL mittels UNION an die Instabilitätsanalyseverfahren COSMET oder COSTA ankoppelt und nach genau spezifizierten Eingabedaten der reibungsfreien Grundströmung und Oberflächengeometrie die verschiedenen Optionen von COSMET nutzbar macht und mittels *N*-Faktor Strategie eine Transitionsvorhersage erlaubt. Zur detaillierten Analyse der primären, linearen Instabilität einer kompressiblen Flügelgrenzschichtströmung sind z.Zt. folgende Darstellungen an jeder Flügelposition möglich:

- räumliche Anfachungsraten
- N-Faktoren (räumliche Theorie)
- zeitliche Eigenwerte
- Kurven konstanter zeitlicher Anfachung
- Kurven konstanter Frequenz
- Wellenzahl und Anfachungsrate für eine bestimmte Frequenz und Ausbreitungsrichtung
- minimale Reynoldszahl, für die eine bestimmte Anfachungsrate existiert
- Kurven konstanter zeitlicher Anfachung für eine bestimmte Ausbreitungsrichtung
- Anfachungsraten und N-Faktoren für Wellen bestimmter Frequenz und Wellenlänge (zeitliche Theorie)
- Anfachungsraten unf N-Faktoren unter Berücksichtigung der Krümmung der Wellenvektortrajektorie (implizit)

Literatur

[1] Simen, M,: COSMET - A DLR/Dornier Computer Program for Compressible Stability Analysis with Local Metric. DLR-IB 221-91 A 09, DLR Göttingen, 1991.

[2] Simen, M., Dallmann, U.: The Linear Stability Equations of Compressible, Parallel Three-Dimensional Flow along Curved Surfaces. DLR-IB 221-90 A 13, DLR Göttinge, 1990.

[3] Schwamborn, D.: Laminare Grenzschichten in der Nähe der Anlegelinie an Flügeln und flügelähnlichen Körpern mit Anstellung. DLR-FB 81-31,

Weiteres Vorgehen

Verallgemeinerung des Programmes UNION und erhöhen der Benutzerfreundlichkeit.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner H. Deyhle, Dr. H. Bippes

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

Telefon 0551/ 709-2455
Telefax 0551/ 709-2101

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchung des "receptivity"-Problems bei Querströmungsinstabilität

Ausgangssituation Bisherige Untersuchungen zur Querströmungsinstabilität in 3-d Grenzschichten zeigten das Auftreten zweier verschiedener Instabilitätsmoden: stationärer Querströmungswirbel und laufender Wellen. Die Stromabentwicklung dieser beiden Moden hängt stark vom Störgehalt der Umgebung ab. Aufgrund der frühen nichtlinearen Effekte treten in verschiedenen Windkanälen unterschiedliche Transitionswege auf, wodurch die Lage des Umschlagspunkts stark beeinflußt wird.

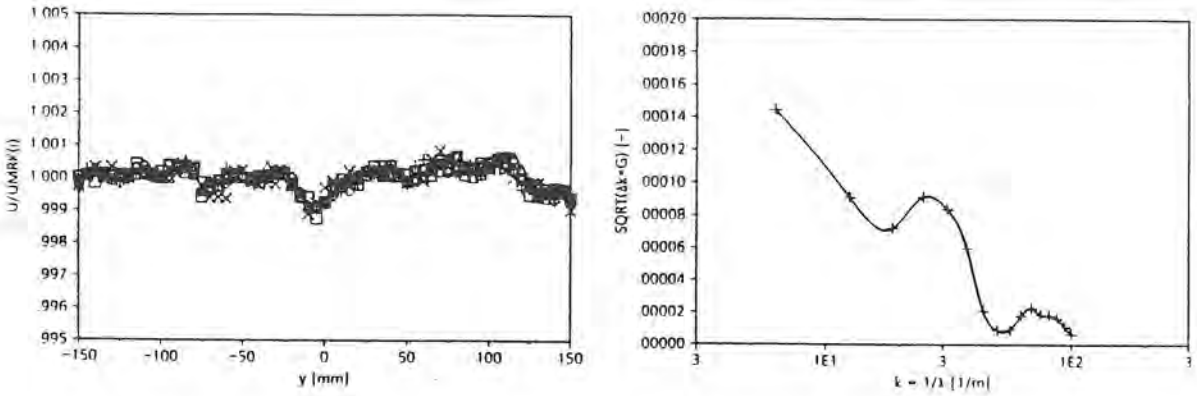
Ziel

- Eingrenzung der Unsicherheit in der Transitionsvorhersage.
- Entwicklung eines physikalisch relevanten Transitionskriteriums, mit quantitativer Berücksichtigung der identifizierten Störquellen.

Lösungsweg Durchführung von Experimenten mit sich überlappenden Parameterbereichen in verschiedenen Windkanälen zur Identifizierung des Störumfeldes und zur Spezifizierung des Transitionsablaufs.

Ergebnis

In Windkanälen hoher Turbulenzgrade können Querströmungswirbel und laufende Wellen als primäre Instabilitäten betrachtet werden. Bei kleineren Turbulenzgraden dominieren die stationären Längswirbel und laufende Wellen entwickeln sich als Sekundärinstabilitäten (1).
Wellenlänge und Anfangsamplitude der Querströmungswirbel scheinen von den Sieben in der Beruhigungskammer des Windkanals beeinflußt zu werden. Durch Hitzdrahtmessungen in der leeren Meßstrecke konnten Längswirbelstrukturen in der Zuströmung sichtbar gemacht werden, deren Entstehung mit der Entwicklung der Nachlaufströmung hinter Sieben verbunden ist (2). Daneben sind Oberflächenrauhigkeiten oder Verschmutzungen in der Lage, Längswirbelstrukturen auf der Oberfläche zu fixieren.
Laufende Wellen werden durch das breitbandige Spektrum der Windkanalturbulenz angeregt.



Räumliche Variation kurzzeitgemittelter Geschwindigkeiten
in der leeren Meßstrecke und dazugehöriges Wellenzahlspektrum.

Literatur

(1) H. Bippes, H. Deyhle: Das receptivity Problem in Grenzschichten mit längswirbelartigen Störungen (erscheint in ZfW)

(2) J Böttcher, E. Wedemeyer: The flow downstream of screens and its influence on the flow in the stagnation region of cylindrical bodies, J. Fl. Mech., Vol. 204, p501-522, 1989

weiteres Vorgehen

Untersuchungen in Windkanälen mit verschiedenen Störumfeldern zur Identifikation und quantitativen Erfassung der Störquellen. Definition und Bereitstellung der relevanten Anfangsbedingungen für numerische Simulationen.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner P. Guntermann

Institution

Adresse Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen, Wüllnerstr. 5-7, 5100 Aachen

Telefon 0241-805426
Telefax

weitere Partner

Thema **Untersuchung eines Laminarprofils in kompressibler Unterschallströmung**

Ausgangss. Laminarflügel werden in inkompressibler Strömung bereits erfolgreich eingesetzt. Das Transitionsverhalten bei großen Mach- und Reynoldszahlen ist bisher jedoch nur in Ansätzen geklärt. Daher ist eine intensive numerische und experimentelle Forschung auf diesem Gebiet notwendig.

Ziel

- Entwicklung von Meßtechniken zur Untersuchung der Transition
- Validierung numerischer Berechnungsverfahren
- Beeinflußung der Transition und der Ablösung durch geringfügige Variation der Profilgeometrie
- Bestimmung zulässiger Formtoleranzen
- Technische Realisierung eines verstellbaren Modells

Lösungsweg Zur Untersuchung der Transitionsvorgänge im Windkanal sind die experimentellen Randbedingungen zu überprüfen und mit Freiflugbedingungen zu vergleichen. Daher wird zunächst die Strömungsqualität im Transsonischen Windkanal Aachen untersucht (räumliche Strömungsuniformität, Turbulenzgrad, Adaptionsgüte der Wandstromlinien, Konturgenauigkeit der Modelle).
Ausgehend von dem Laminarprofil NLF(1)-0416 [3], welches für inkompressible Fluide entwickelt wurde, werden Untersuchungen bei verschiedenen Machzahlen im Windkanal durchgeführt. Neben Druckmessungen auf der Profiloberfläche und im Nachlauf zur Bestimmung von Auftriebs- und Widerstandskraft wird das Strömungsfeld mit Farbschlierenverfahren sichtbar gemacht. Zur Lokalisation des Grenzschichtumschlags werden verschiedene Meßtechniken entwickelt, angepaßt und erprobt. Zur Interpretation der Ergebnisse werden sowohl Feldverfahren (schubspannungssensitive Flüssigkristalle) als auch lokale Meßverfahren (Multi-Sensor-Heißfilmtechnik) eingesetzt. Hinweise zum Grenzschichtverhalten können jedoch auch anhand der Druckmessungen und der Strömungsaufnahmen gewonnen werden.
Parallel zu den Experimenten werden Potential-Grenzschicht-Rechnungen durchgeführt. Die Grenzschicht wird mit einem Zwei-Gleichungs-Integralverfahren berechnet, dessen Schließungsproblem durch die Ansätze von Drela und Giles [1] gelöst werden. Die Grenzschichtverdrängungswirkung wird durch eine entsprechende Ausblasgeschwindigkeit auf der Profiloberfläche berücksichtigt.

Ergebnis

Die gemessenen Druckverläufe und Widerstandsbeiwerte stimmen gut mit den Messungen der NASA-Langley [3] und mit den Potential-Grenzschicht-Rechnungen überein. Durch den störenden Einfluß der Druckbohrungen werden die dort aus Nachlaufmessungen bestimmten Widerstandsbeiwerte um ca. 30 bis 40% vergrößert. Anhand der Flüssigkristallbilder können diese Störungen in Form von Turbulenzkeilen festgestellt werden. Eine detailliertere Untersuchung der Transition kann anhand der Multi-Sensor-Heißfilmmessungen [2] erfolgen. Ein plötzliches Anwachsen der Fluktuationen sowie ein Nulldurchgang der Schiefe der Häufigkeitsverteilung zeigen das Turbulentwerden der Strömung an. Das bei diesen Messungen beobachtete Phasenumkehrphänomen [4] deutet auf eine laminare Ablöseblase hin. Weiterhin zeichnet sich die Ablöseblase auch durch einen plötzlichen Druckanstieg aus, der bei vorzeitiger Transitionsfixierung verschwindet. Die Ablöseblase sowie turbulente Wirbelstrukturen stromab können trotz ihrer geringen räumlichen Ausdehnung mittels Differentialinterferometers mit Kurzzeitbelichtung visualisiert werden. Aufgrund der geringen Reynoldszahl im Windkanal (ca. 2 bis 3 Millionen) können Anfachungsvorgänge nur unzureichend simuliert werden. Die Transition wird häufig durch eine laminare Ablöseblase bzw. bei überkritischer Strömung durch einen Stoß hervorgerufen. Bei dem für inkompressible Fluide entwickelten Laminarprofil treten bei überkritischen Anström-Machzahlen starke Stöße auf.

Im Hinblick auf die Entwicklung des verstellbaren Tragflügelmodells werden mit dem oben erwähnten Berechnungsverfahren Voruntersuchungen gemacht. Die Transitionslage kann mit Hilfe der semi-empirischen e^n-Methode mit guter Genauigkeit vorhergesagt werden. Als zulässige Welligkeitsamplitude der Modelloberfläche für Transitionsuntersuchungen wird bei einer Wellenlänge von 12mm (6% der Sehnenlänge) ein Wert von 0.005 mm bestimmt. Beim Vergleich zweier Rechnungen jeweils mit und ohne Beaufschlagung einer Welle liegt die maximale Geschwindigkeitsabweichung durch diese Störung in der Größenordnung der Anströmungsturbulenz.

Literatur

[1] Drela, M.
Giles, B.
Viscous-Inviscid Analysis of Transonic and Low Reynolds Number Airfoils, AIAA Journal 25, No. 10, 1987

[2] Kornberger, M.
Feyzi, F.
Transitionsbestimmung mit Multisensor-Heißfilmtechnik im Windkanal und im Freiflug, DGLR-Bericht 90-06, 1990

[3] Somers, D. M.
Design and Experimental Results for a Natural-Laminar-Flow Airfoil for General Aviation Applications, NASA TP 1861, Hampton, 1981

[4] Stack J. P.
Mangalam S. M.
Kalburgi V.
The Phase Reversal Phenomenon at Flow Separation and Reattachment, AIAA-88-0408, Reno, 1988

weiteres Vorgehen

Aufbauend auf den Untersuchungen an dem starren Profil wird ein Modell entwickelt, das mit einer flexiblen Oberseite ausgestattet ist. Es soll untersucht werden, inwieweit durch kleine Veränderungen der Profilgeometrie eine Strömungsbeeinflußung, d. h. eine Stromabverschiebung der Transition bzw. Ablösung, erreicht werden kann.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dr. K.H. Horstmann

Institution: DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse: Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2438
Telefax 0531 395 2320

weitere Partner: Dr. S.J. Miley

Thema

Vergleich von Windkanal- und Flugversuchsergebnissen zu Tollmien-Schlichting-Wellen am Laminarhandschuh der LFU 205

Ausgangssituation

Windkanal- und Flugversuche am Laminarhandschuh der LFU-205 zeigten gute Übereinstimmung im Grenz-N-Faktor für TSI.

Ziel

Erklärung der Tatsache, daß im DNW ähnlich hohe N-Faktoren wie im Freiflug auftraten.

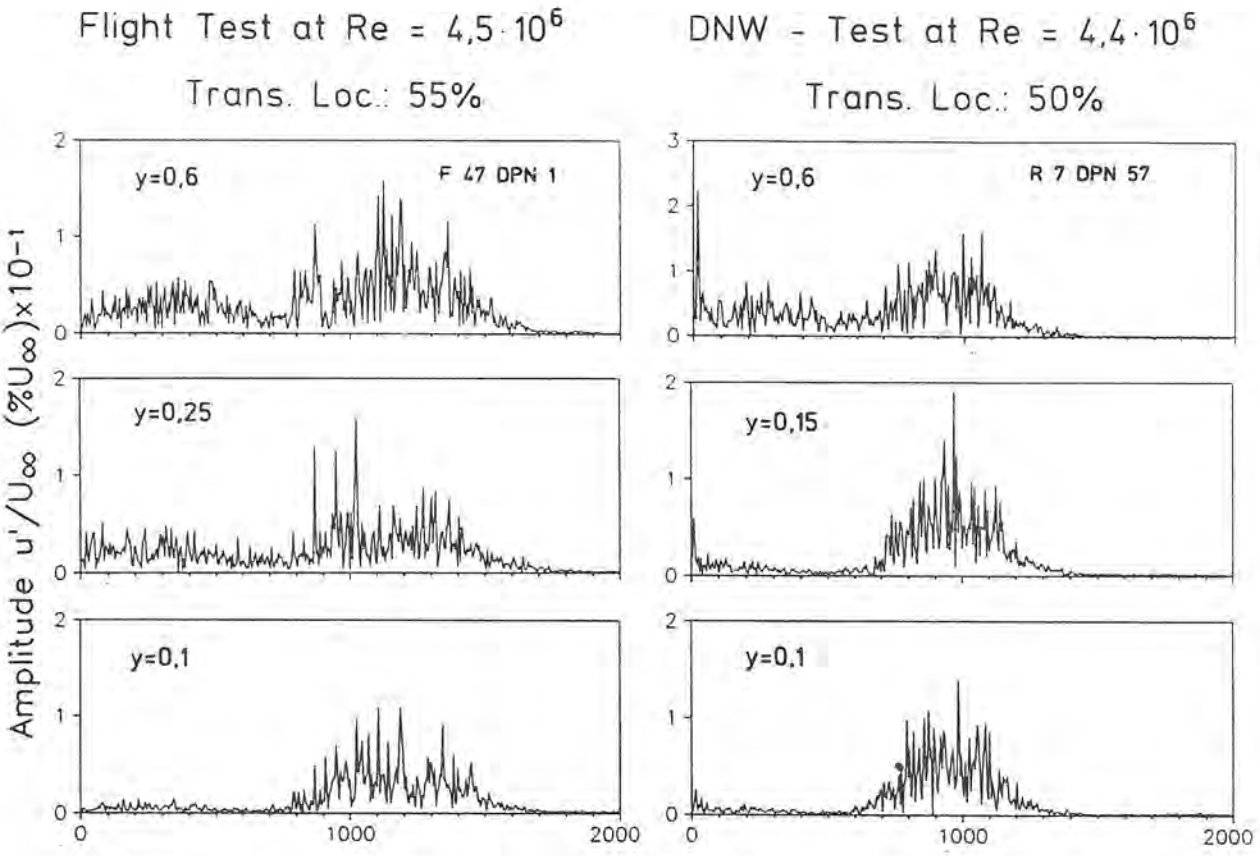
Lösungsweg

Zur Lösung des Problems wurden detaillierte Messungen mittels Hitzdrahtsonden im Bereich der laminaren Grenzschicht im Flug und im DNW durchgeführt.
Neben Tollmien-Schlichting Schwingungen, deren Frequenzen und Wellenlängen experimentell ermittelt wurden, konnten auch detailliert Geschwindigkeitsprofile und Schwankungsgeschwindigkeiten gemessen werden.

Ergebnis

Wesentliches Ergebnis dieser Untersuchungen ist, daß sowohl im Flug als auch im Windkanal Tollmien-Schlichting-Wellen gemessen werden konnten, deren Wellenlängen und Frequenzen gut mit der linearen Stabilitätstheorie übereinstimmen.

Die Windkanalergebnisse zeigen auf, daß Störungen der laminaren Grenzschicht durch die Windkanalturbulenzen nur im Frequenzbereich $f < 100$ Hz auftraten. In diesem Frequenzbereich liegen für den LFU-205 Handschuh keine angefachten TS-Wellen vor. Diese treten erst bei Frequenzen $1000 \text{ Hz} < f < 2000$ Hz auf. Dies bedeutet, daß die Störungen durch die Windkanalturbulenz keinen Einfluß auf die Entwicklung der TS-Wellen haben, die letztlich zum Umschlag führen.



Amplitude spectra of flight and windtunnel tests on the glove at $Re = 4.5 \cdot 10^6$

Literatur

Miley, S.J.; Horstmann, K.H.
Flight and wind tunnel investigations of Tollmien-Schlichting waves on an aircraft wing.
DLR IB-129-91/18, 1991.

weiteres Vorgehen

Detaillierte Analyse der Hitzdrahtmessungen.

Mitteilung

Projektgruppe/	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. L. Kleiser, M. Wagner		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	**Telefon** **Telefax**	(0551) - 709 - 2295 (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Dr. H. Bippes, H. Deyhle, DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Thema

Numerische Simulation der Transition in dreidimensionalen Grenzschichten

Ausgangssituation

Die Vorgänge beim laminar-turbulenten Übergang in 3D Grenzschichten sind nicht ausreichend geklärt. Halbempirische Verfahren zur Vorhersage der Transitionslage sind physikalisch wenig fundiert und mit großen Unsicherheiten behaftet. Theoretische Modelle zur quantitativen Beschreibung des nichtlinearen Transitionsbereichs fehlen.

Ziel

Aufklärung von Phänomenen und Mechanismen der Transition in dreidimensionalen Grenzschichten und Ableitung vereinfachter Modelle für die Berechnung des Transitionsbereichs. Untersucht wird die durch Querströmungsinstabilität verursachte Transition und die Wechselwirkung verschiedener Instabilitätsmoden.

Lösungsweg

Numerische Simulation der Transition auf der Basis der Navier-Stokes-Gleichungen. Die numerische Simulation ermöglicht auch die Erfassung der späteren, stark nichtlinearen Stadien der Transition bis zum Übergang in die ausgebildete Turbulenz. Das verwendete zeitliche Simulationsmodell wurde durch Vergleich mit der linearen Theorie und mit Feldmessungen des DLR-Transitions-Prinzipexperiments eingehend überprüft.

Ergebnis

Es wurden numerische Simulationen der Transition der dreidimensionalen Grenzschichtströmung auf einer schiebend angeordneten ebenen Platte mit aufgeprägtem Druckgradienten, gemäß dem Aufbau im DLR-Prinzipexperiment, durchgeführt. Im Bereich kleiner Störamplituden führt die primäre Stabilitätstheorie - trotz der das Strömungsfeld bereits ab der halben Plattentiefe bestimmenden Nichtlinearitäten - hinsichtlich der Auswahl der am Transitionsprozeß beteiligten Störungen zu zuverlässigen Aussagen [1]. Dies konnte durch einen Vergleich mit Experimenten von Bippes und Müller bestätigt werden [2]. Numerische Simulationen der Grenzschichtströmung durch Integration der Navier-Stokes-Gleichungen [3] geben Aufschluß über die mit zunehmender Störamplitude die Transition bestimmenden nichtlinearen Wechselwirkungen zwischen stationären und laufenden Störungen.

Die Simulationsergebnisse zeigen, daß die Amplitude der laufenden Störungen maßgeblichen Einfluß auf den Transitionsverlauf hat. Die nichtlinearen Wechselwirkungen zwischen der jeweils dominanten stationären und laufenden Störung bewirken eine stark anwachsende nichtlineare Verformung der mittleren Strömung. Erreicht die Amplitude der laufenden Störung ungefähr den Wert der stationären Störung, so wird erst die laufende und kurz darauf auch die stationäre Störung stark gedämpft. Beide Störungen gehen dann in eine nichtlineare Sättigung über; die mittlere Strömung erreicht ihr turbulentes Sättigungsprofil.

Im Rahmen des BRITE/EURAM-Vorhabens ELFIN wurden in Stromabrichtung gemittelte Geschwindigkeitsprofile aus einer numerischen Simulation [3] stabilitätstheoretisch untersucht. Die Ergebnisse geben einen detaillierten Eindruck von den Auswirkungen nichtlinearer Verformungen der Grundströmung auf die primären Stabilitätseigenschaften. Untersucht wurden Profile im Querströmungswirbelzentrum und in der Mitte zwischen zwei Wirbeln. Der gegenüber der laminaren Grundströmung erweiterte instabile Bereich enthält zusätzlich zu den Querströmungswirbeln stark angefachte hochfrequente, ungefähr in Potentialströmungsrichtung laufende Störungen, die insbesondere im Wirbelzentrum maßgeblich zur Transition beitragen.

Ein verfeinertes zeitliches Simulationsmodell, das die Variation der laminaren Grundströmung und das Anwachsen der Grenzschicht entlang der Platte berücksichtigt, wurde implementiert und anhand linearer Tests validiert. Erste Anwendungen dieses Modells im nichtlinearen Bereich ergaben gute Resultate.

Literatur

[1] M. Wagner: Lineare Stabilitätsanalyse zum DLR-Transitionsexperiment in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen. Interner Bericht, DLR-IB 221-90 A 04, Göttingen, 1990.

[2] H. Bippes, B. Müller, M. Wagner: Measurements and stability calculations of the disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer. Erscheint in Physics of Fluids, 1991.

[3] F. Meyer, L. Kleiser: Numerical simulation of transition due to crossflow instability, (D. Arnal & R. Michel, eds.), Springer, 1990, pp. 609 - 619.

[4] M. Wagner, L. Kleiser: Nonlinear disturbance development in three-dimensional boundary layer transition. 1st European Fluid Mechanics Conf., 16.-20. Sept. 1991, Cambridge, U.K.

Weiteres Vorgehen

Einsatz des verfeinerten Simulationsmodells, weiteres Vordringen im Transitionsprozeß bis in die ausgebildete Turbulenz, Klärung der Spätstadien der Transition.

Förderung durch

Grundfinanzierung, BRITE/EURAM

Mitteilung

Projektgruppe/	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. L. Kleiser, Dr. N.D. Sandham, Dipl.-Ing. C. Härtel		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	**Telefon** **Telefax**	(0551) - 709 - 2295 (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation und Modellierung der Transition und Turbulenz

Ausgangssituation

Die Vorgänge beim laminar-turbulenten Übergang in Grenzschichtströmungen sind bisher nicht ausreichend geklärt. Theoretische Modelle zur quantitativen Beschreibung des nichtlinearen Transitionsbereichs fehlen. Die Methode der direkten numerischen Simulation (DNS) hat neue Wege sowohl für Grundlagenuntersuchungen zum Verständnis der Transition und Turbulenz in Scherströmungen als auch für die Entwicklung und Verbesserung von ingenieurmäßigen Modellen für aerodynamische Berechnungsverfahren eröffnet. Da der Rechenaufwand für DNS turbulenter Strömungen mit der dritten Potenz der Reynoldszahl ansteigt, sind solche Simulationen grundsätzlich auf relativ niedrige Reynoldszahlen beschränkt. Für die Berechnung praxisrelevanter Strömungen werden deshalb die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RNS) eingesetzt, die Schließungsannahmen für die unbekannten turbulenten Korrelationen benötigen. Diese Turbulenzmodelle sind aber wenig universell und häufig unzulänglich.

Eine zwischen DNS und RNS liegende Methode ist die Grobstruktursimulation (Large-Eddy-Simulation, LES). Hier werden die großen, stark problemabhängigen Skalen der Turbulenz räumlich und zeitlich aufgelöst, und nur der Effekt der turbulenten Feinstruktur wird modelliert. Von den Feinstrukturmodellen ist eine wesentlich größere Universalität zu erwarten als von den üblichen statistischen Turbulenzmodellen.

Ziel

Aufklärung der Phänomene und Mechanismen der Turbulenzentstehung in Grenzschichten. Ableitung vereinfachter Modelle für die Berechnung transitioneller und turbulenter Grenzschichtströmungen.

Lösungsweg

Numerische Simulationen (DNS und LES) der Transition bis zum Übergang in die ausgebildete Turbulenz. Auswertung der DNS-Datenbasis zur Analyse der Phänomene und zur Weiterentwicklung von Modellen. Beispielhaft untersucht wird zunächst die durch die Tollmien-Schlichting-Instabilität verursachte Transition.

Ergebnisse

Die Vorgänge bei der Entstehung der Turbulenz in den Spätstadien der durch die Tollmien-Schlichting-Instabilität ausgelösten Transition wurden untersucht. Wirbelbildung und -zerfall wurden durch Auswertung von Druck- und Wirbelstärkefeldern analysiert. Dabei konnte am Beispiel der Kanalströmung erstmals ein geschlossenes Bild der Kette der Phänomene und Mechanismen vom Einsetzen der Transition aufgrund der primären Instabilität über die Ausbildung transitioneller Strukturen bis hin zu einem zyklischen, selbsterhaltenden Prozeß der Wandturbulenz gewonnen werden [1, 2].

Aufbauend auf dem bestehenden Programmsystem zur DNS wurde ein Verfahren zur Grobstruktursimulation transitioneller und turbulenter Strömungen implementiert. Als Feinstrukturmodell wurde der Ansatz von Smagorinsky verwendet. Als Testfall wurde zunächst die vollturbulente Kanalströmung berechnet. Die numerischen Ergebnisse weisen dabei eine gute Übereinstimmung mit Experimenten und auch mit Ergebnissen von früheren DNS auf. Die Berechnung transitioneller Strömungen mittels LES stößt auf besondere Probleme, da das Strömungsgeschehen extrem ortsabhängig ist und laminare wie turbulente Bereiche gleichzeitig in benachbarten Regionen vorliegen. Eigene Rechnungen mit einem in der Literatur vorgeschlagenen, für den Transitionsbereich modifizierten Feinstrukturmodell haben gezeigt, daß damit für die transitionelle Strömung – im Unterschied zur turbulenten Strömung – nicht unbedingt bessere Ergebnisse zu erzielen sind als mit einer grobauflösenden direkten Simulation. Die Notwendigkeit einer Verbesserung des Feinstrukturmodells im Transitionsbereich ist klar erkennbar.

Zur Berechnung des mittleren Geschwindigkeitsprofils transitioneller und turbulenter Strömungen entlang fester Wände wurde ein völlig neuartiges, durch die bei der Auswertung der DNS-Daten im Transitionsbereich beobachteten Phänomene motiviertes Modell entwickelt. Der Ansatz zeichnet sich dadurch aus, daß die aus Experimenten und numerischen Simulationen bekannten Prozesse in der transitionellen bzw. turbulenten Wandgrenzschicht nicht durch die statistische Mittelung ignoriert, sondern durch einfache Ansätze direkt modelliert werden. Dieses "Strukturmodell" wurde am Beispiel der Kanalströmung erfolgreich über einen großen Reynoldszahlbereich (bis $Re = 10^6$) einschließlich des Transitionsbereichs getestet [3]. Bemerkenswert ist die korrekte Voraussage des Reibungsbeiwerts und des Formfaktors auch im laminar-turbulenten Übergangsgebiet. Alle Ergebnisse wurden mit einem einzigen, von der Reynoldszahl unabhängigen Satz von Modell-Konstanten erzielt. Eine Erweiterung auf Grenzschichtströmungen erscheint ohne grundsätzliche Schwierigkeiten möglich.

Literatur

[1] Sandham, N.D., Kleiser, L.: Vortex formation in the late stages of transition to turbulence. Proc. Boundary Layer Transition and Control Conference, Cambridge, U.K., April 1991, pp. 26.1-26.12; Published by the Royal Aeronautical Society, London, 1991.

[2] Sandham, N.D., Kleiser, L.: The late stages of transition to turbulence in channel flow. Eingereicht bei J. Fluid Mech.

[3] Sandham, N.D.: A model equation for transition and turbulence in plane channel flow. Proc. Eighth Symposium on Turbulent Shear Flows, München, September 1991, Paper 18-1.

Weiteres Vorgehen

Erweiterung und weitere Auswertung der DNS-Datenbasis. Analyse und Verbesserung vorhandener Feinstrukturmodelle für transitionelle und turbulente Strömungen.

Förderung durch

Grundfinanzierung, DLR-Gastwissenschaftlermittel, DFG

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner M. Kloker, H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3427
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Numerische Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlags in verzögerten Grenzschichten

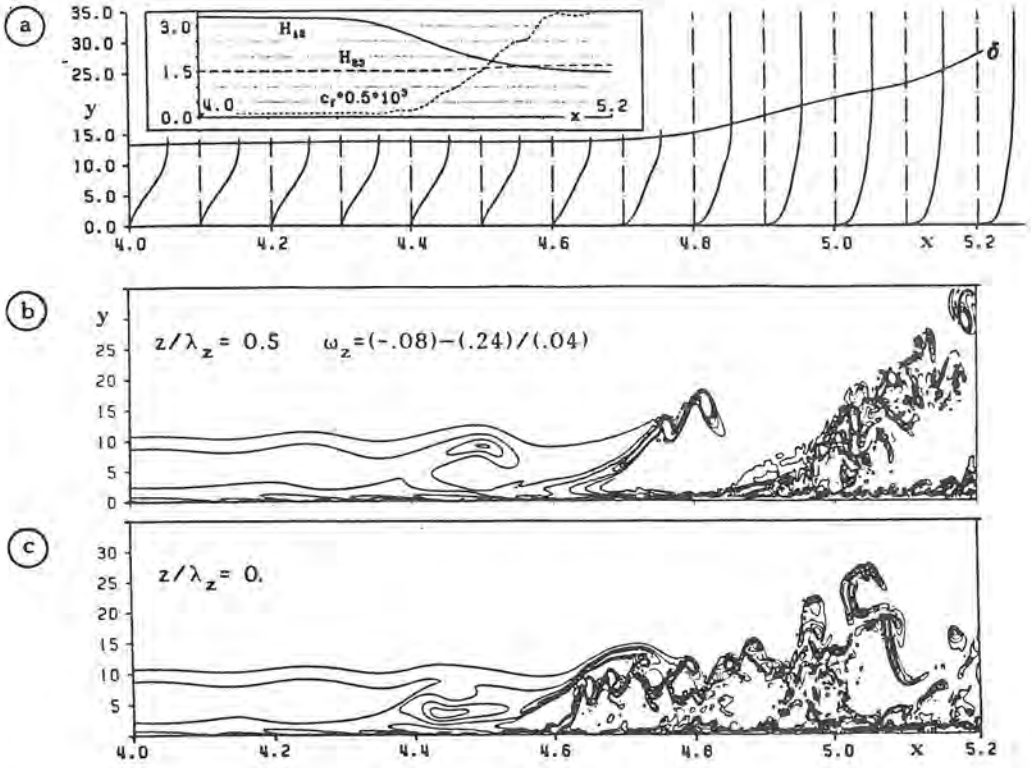
Ausgangssituation Bei zweidimensionalen Tragflügelumströmungen mit turbulenzarmer Anströmung wird der laminar-turbulente Umschlag auf der Profiloberseite durch die Verzögerung der Grenzschicht im Druckanstiegsgebiet ausgelöst. Das Verständnis dieses praktisch wichtigen Umschlagvorganges ist noch sehr unvollständig, da systematische experimentelle Untersuchungen von modellhaften, kontrolliert eingeleiteten Umschlagvorgängen in diesen sehr instabilen Grenzschichten eine außerordentlich turbulenzarme Anströmung erfordern und damit schwer zu realisieren sind.

Ziel Detaillierte Untersuchung der in verzögerten Grenzschichten durch Einleitung kontrollierter Störungen ausgelösten Umschlagmechanismen, deren Dokumentation und Verständnis. Vergleich mit den bekannteren Umschlagvorgängen in Grenzschichten ohne Druckgradient.

Lösungsweg Direkte numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von kontrolliert eingeleiteten Störwellen in zweidimensionalen, verzögerten Grenzschichten über einer ebenen Platte. Die Simulation erfolgt auf der Grundlage der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Medien. Das numerische Verfahren ist eine Weiterentwicklung eines für Grenzschichten ohne Druckgradient erprobten Verfahrens. Die Raumdiskretisierung erfolgt mit finiten Differenzen in Hauptströmungsrichtung und normal zur Plattenoberfläche (äquidistantes Gitter) und einem Spektralansatz mit Fouriermoden in Querrichtung.

Ergebnis

Durch gezielte Weiterentwicklung des numerischen Verfahrens konnte der Strömungsumschlag (fundamentaler Umschlagstyp) in einer stark verzögerten Grenzschicht (Hartree-Parameter β_H=-0.18) praktisch bis zum vollturbulenten, zeitlich nichtperiodischen Stadium simuliert werden.



Ergebnisse der hochauflösenden Simulation (930*121*128 Gitterpunkte):
a) Stromabentwicklung des zeitlich gemittelten Längsgeschwindigkeitsprofiles $\bar{u}(y)$ mit Formparametern H und lokalem Reibbeiwert c_f
b,c) momentane ω_z-Wirbelstärke Höhenlinien in den x-y-Ebenen z/λ_z=0.5 (b) und z=0 (c) nach 19 Störperioden (die Wirbelstärke ω_z ist ein Maß für die lokale Schubspannung $\partial u/\partial y$)

Literatur

Bestek, H., Kloker, M., Müller, W.: Abschlußbericht zum Teilprojekt "Laminarhaltung von Grenzschichten" des Verbundforschungsvorhabens der Stiftung Volkswagenwerk "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik", 1991.

weiteres Vorgehen

Analyse der durch die aufwendige Simulation bereitgestellten Datenmenge (vollständiges, instationäres Strömungsfeld) und detaillierter Vergleich mit Ergebnissen einer Simulation des Grenzschichtumschlages ohne Druckgradient.

Mitteilung

Projektgruppe/	Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis	Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner	Dr. W. Koch
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen
	Telefon (0551) - 709 - 2263 **Telefax** (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Nichtlineare Stabilitätstheorie

Ausgangssituation

Die Methoden zur Berechnung des nichtlinearen Verzweigungs- und Stabilitätsverhaltens wurden am Beispiel der ebenen Poiseuilleströmung entwickelt und überprüft [1], [2].

Ziel

Entwicklung eines physikalisch relevanten Transitionskriteriums ohne Eingabe empirischer Daten.

Lösungsweg

Das nichtlineare Verzweigungs- und Stabilitätsverhalten von Gleichgewichtslösungen der quasiparallelen Blasiusgrenzschicht werden untersucht, um mögliche Ursachen der abrupten Änderungen im Reibungsbeiwert während des laminar-turbulenten Übergangs aufzuspüren.

Ergebnis

Unter Anwendung der Parallelströmungsannahme wurde zunächst die Neutralfläche zweidimensionaler, nichtlinearer Tollmien-Schlichting-Wellen berechnet. Dabei wurde ein superkritischer Lösungszweig gefunden, der bisher nur von der Gruppe um Lifshits in Novosibirsk beschrieben wurde. In einem zweiten Schritt wurde die Stabilität dieser Neutralfläche gegenüber dreidimensionalen, sekundären Instabilitäten vom Klebanoff-Typ untersucht. Es ergab sich die Möglichkeit einer direkten Resonanz zwischen sekundären Instabilitätsmoden mit algebraischer Anfachung. Gegenüber der herkömmlichen exponentiellen Anfachung wirkt die algebraische Anfachung explosionsartig und gibt Anlaß zur Vermutung, daß zwischen ihr und den rapiden Änderungen bei der Transition ein Zusammenhang besteht. Berechnet man die Reynoldszahl, die zu neutraler Anfachungsrate im Resonanzpunkt führt, so landet man verblüffend nahe an der experimentell beobachteten Transitions-Reynoldszahl einer schwach gestörten Blasiusgrenzschicht. ***Bild 1*** zeigt die Anfachungsrate $\mathcal{R}e(\sigma_R)$ im Resonanzpunkt als Funktion der Reynoldszahl Re. Die zur neutralen Anfachung gehörige Reynoldszahl $Re \approx 890$ ist deutlich gekennzeichnet.

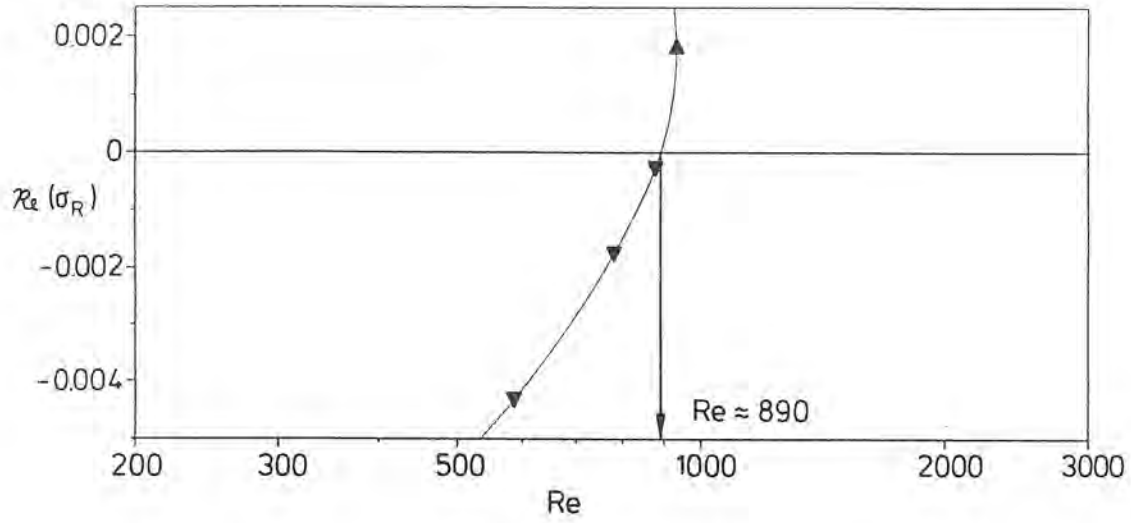


Bild 1

Literatur

[1] Ehrenstein, U. und Koch W.: "Three-dimensional wave-like equilibrium states in plane Poiseuille flow". J. Fluid Mech. **228** (1991), 111-148.

[2] Ehrenstein, U. und Koch, W.: "Local and global analysis of secondary bifurcations in plane Poiseuille flow". Eur. J. Mech. B/Fluids **10** (1991), 19-24.

Weiteres Vorgehen

Es ist geplant, die Methode auf Falkner-Skan-Grenzschichten zu übertragen und mit bisherigen e^N-Resultaten für zweidimensionale Profilströmungen zu vergleichen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner H.-P. Kreplin, G. Höhler

Institution DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2259/2408
Telefax 0551/709-2101

weitere Partner DLR SM-EA; Deutsche Airbus GmbH;
Inst. f. Luft- u. Raumfahrt der TU Berlin

Thema Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen

Ausgangssituation

Im Rahmen der Gemeinschaftsaufgabe Laminarflügel sind Freiflugmessungen mit dem ATTAS-Versuchsträger sowie Windkanalmessungen an einem 1:2 Modell des ATTAS-Flügels mit Laminarhandschuh (TLF-Modell) im DNW und S1-Windkanal der ONERA durchgeführt worden.

Ziel

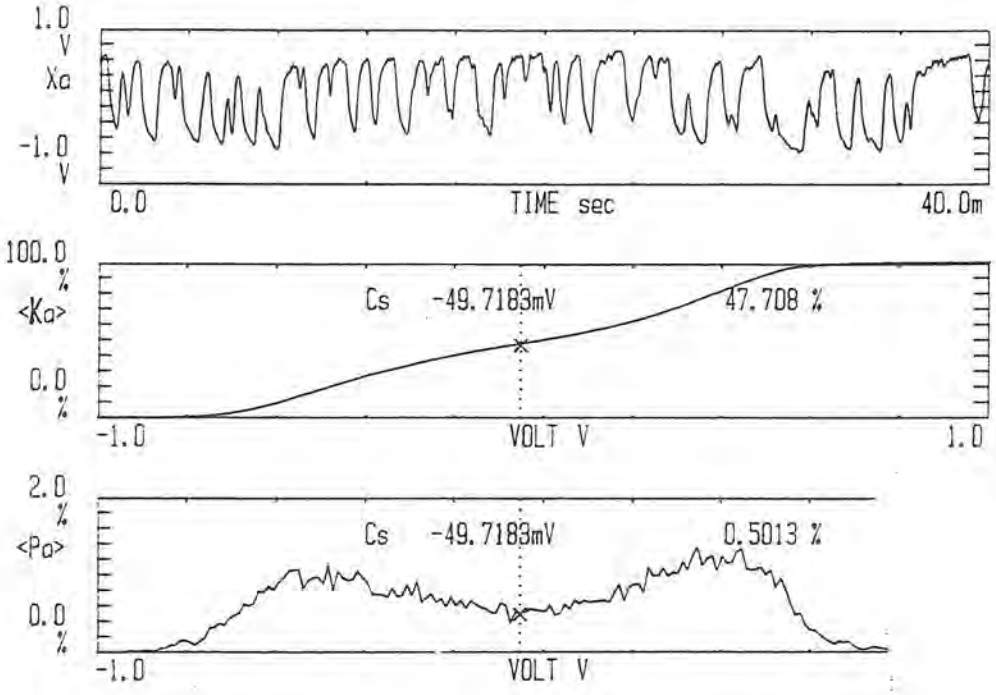
Bestimmung des Grenzschichtumschlags am gepfeilten Laminarflügel bei Machzahlen bis zu Ma = 0,8. Vergleich zwischen Freiflug- und Windkanalversuchen.
Untersuchung der lokalen, instationären Ereignisse beim laminar-turbulenten Übergang in dreidimensionalen Grenzschichten. Bestimmung der Wandschubspannung.

Lösungsweg

Die Lage des Grenzschichtumschlags wird meist mit Hilfe der Infrarotthermographie bestimmt, die als Feldmethode die Beobachtung der gesamten Handschuhoberseite ermöglichte. Als Ergänzung hierzu werden Oberflächenheißfilmsensoren eingesetzt, die mit hoher zeitlicher Auflösung lokale Informationen über die 3d-Grenzschichtsrömung insbesondere beim laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag liefern.
Anwendung der Oberflächenheißfilmtechnik im Rahmen der BRITE/EURAM-Aufgabe ELFIN bei den Flugversuchen der F100 mit Laminarhandschuh sowie bei den Windkanalmessungen an einem Großmodell mit Absaugung im Bereich der Flügelnase im S1-Kanal der ONERA.

Ergebnis

Die Heißfilmmessungen erlauben eine eindeutige Klassifizierung der unterschiedlichen Grenzschichtzustände (laminar, transitionell, turbulent). Für die Anwendung bei den ELFIN-Versuchen wurden zwei Array-Sensoren an Prinzipmodellen erprobt. Dabei handelt es sich um einen Tollmien-Schlichting-Sensor mit drei Filmen und um einen Querströmungssensor mit sechs in einer Reihe angeordneten Filmen. Die instationären Anteile der Heißfilmsignale werden mit Methoden der diditalen Signalverarbeitung analysiert. Aus Frequenzspektren, Kreuzspektren, Korrelationen, Häufigkeitsverteilungen erhält man u.a. TS-Frequenzen, Wellenlängen von QS-Wirbeln, Ausbreitungsrichtungen und Geschwindigkeiten von Wellen in der Grenzschicht sowie Intermittenzfaktoren.



Bestimmung des Intermittenzfaktors γ mittels Häufigkeitsverteilung: ATTAS-Flugversuch; Ma = 0,55; H = 22000ft; x/L = 0,15 (Zeitsignal Xa, kumulative Amplitudenverteilungsfunktion Ka und Amplitudenhäufigkeitsfunktion Pa: → $\gamma \approx 0,5$)

Literatur

H.-P. Kreplin, G. Höhler: Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik an einem Laminarflügelmodell in Großwindkanälen. 7. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung", 7.-9.11.90, Aachen, DGLR-Bericht 90-06, S. 86-90, 1991.

H.-P. Kreplin, G. Höhler: Oberflächenheißfilmmessungen am ATTAS-Laminarhandschuh. DGLR-FA 3.3-Sitzung "Meßtechnik für Flugversuche", 30.-31.01.91, Hamburg, in: ILR-Mitt. 256, Inst. für Luft-und Raumfahrt der TU Berlin, 1991.

weiteres Vorgehen

Beteiligung an weiteren F100-Meßflügen, Messungen am HLF-Großmodell im S1-MA, Auswertung, Fortführung in ELFIN II:

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner W. Müller, M. Kloker, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

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

weitere Partner

Thema Laminarhaltung von Grenzschichten

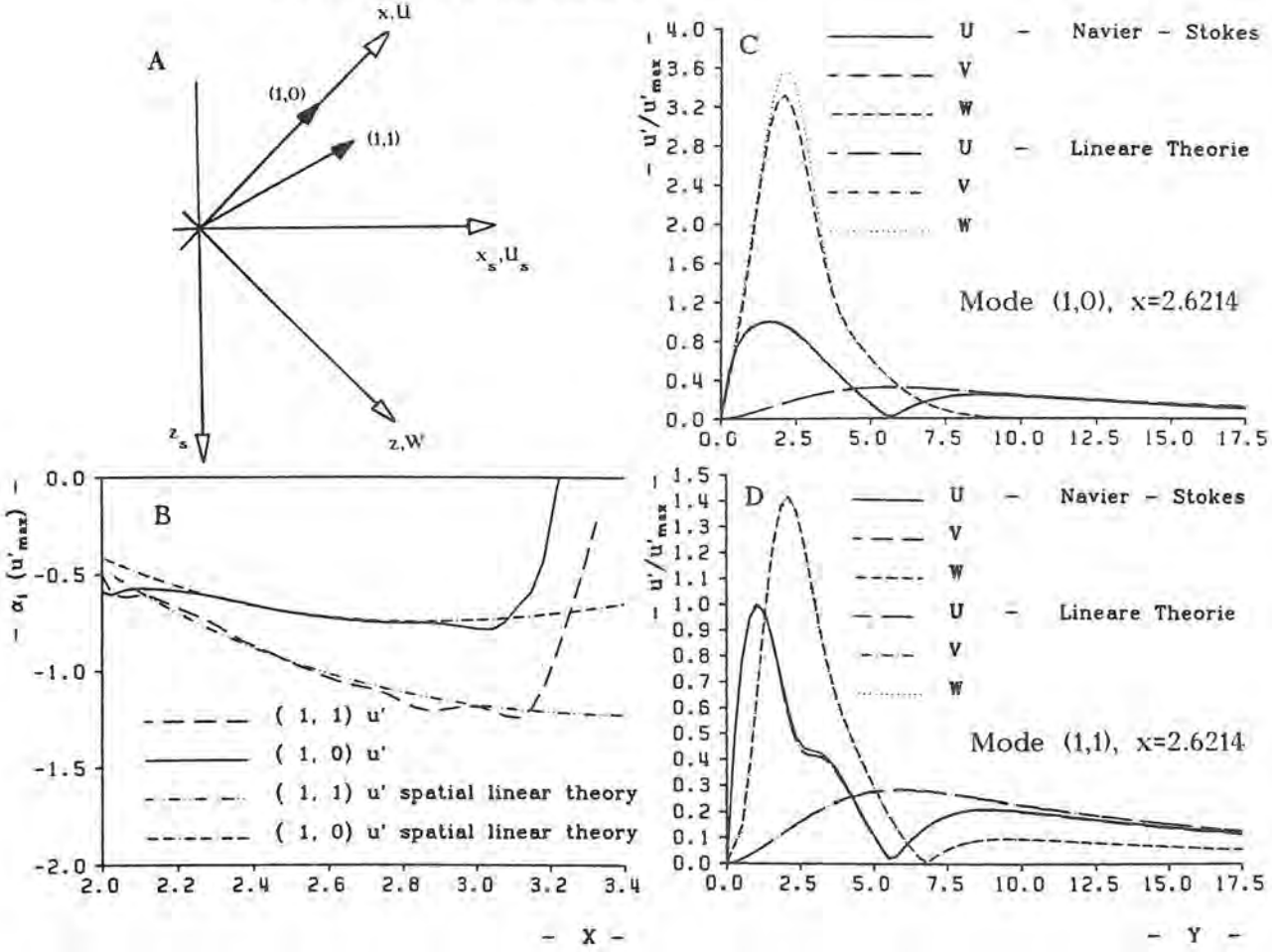
Ausgangssituation Das Verständnis der Strömungsvorgänge beim laminar-turbulenten Umschlag in praktisch wichtigen Grenzschichtströmungen mit Druckgradient in Strömungsrichtung ist noch sehr unvollständig. Ein besseres Verständnis der ablaufenden Vorgänge und Mechanismen ist jedoch eine wichtige Voraussetzung für alle Methoden der Laminarhaltung durch Formgebung und/oder durch passive und aktive Grenzschichtbeeinflussung.

Ziel Untersuchung der Umschlagvorgänge in praktisch wichtigen inkompressiblen Grenzschichtströmungen am unendlich langen geraden oder schiebenden Flügel mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen der räumlichen Störungsentwicklung in Grenzschichten mit Druckgradient in Strömungsrichtung. Untersuchung der Möglichkeit der Umschlagbeeinflussung durch lokale Absaugung.

Lösungsweg Numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in zweidimensionalen Grenzschichten mit Druckgradient in der Außenströmung und/oder mit lokaler Absaugung an der Plattenoberfläche. Dazu soll ein vorhandenes und erprobtes kombiniertes Differenzen-Spektralverfahren zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für eine inkompressible, dreidimensionale Strömung entsprechend modifiziert und erweitert werden.

Ergebnis

Die Erweiterungen des Verfahrens zur Berechnung der instationären Störströmung auf einem unendlichen schiebenden Tragflügel sind weitgehend abgeschlossen. In ersten Testrechnungen wurde die Stromabentwicklung von stationären und instationären Störungen kleiner Amplitude in einer 3-D Grundströmung untersucht und mit der linearen Stabilitätstheorie verglichen.



Zusammenhang zwischen körperfestem x,y,z-Koordinatensystem und dem stromlinienorientierten x_s,y,z_s-Koordinatensystem sowie den Wellenvektormoden (A). Darstellung der linearen Anfachungsrate bezogen auf das Maximum der u'-Störgeschwindigkeit (B) zweier Störwellenmoden sowie deren normierte Eigenfunktionen (C),(D) in einer Plattenströmung mit 45° Schiebewinkel ohne Druckgradient. Im Vergleich zwischen räumlicher linearer Theorie und Navier-Stokes-Simulation zeigen sich nahezu identische Verteilungen sowohl bei den Anfachungsraten, als auch bei den Eigenfunktionen.

Literatur

Bestek, H., Kloker, M., Müller, W., Abschlußbericht zum Teilprojekt "Laminarhaltung von Grenzschichten" des Verbundforschungsvorhabens der Stiftung Volkswagenwerk "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungsmechanik", 1991.

weiteres Vorgehen

Untersuchung der linearen und nichtlinearen Entwicklung von stationären und instationären Störungen bei verschiedenen Druckgradienten in 3-D Grenzschichten.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Prof.Dr.-Ing.W.Nitsche

Institution TU-Berlin

Adresse Institut für Luft- und Raumfahrt
Marchstraße 12
D-1000 Berlin 10

Telefon o3o/314 24449
Telefax o30/314 22866

weitere Partner

Dipl.-Ing.L.Wald/Dipl.-Ing.M.Schubert ILR/TU-Berlin

Thema

NUMERISCHE SIMULATIONEN ZUM EINSATZ VON OBERFLÄCHEN-HEISSFILMEN IN LAMINAREN UND TURBULENTEN STRÖMUNGEN

Ausgangssituation

Die Oberflächenheißfilmtechnik ist ein bewährtes Instrumentarium zur Untersuchung laminar-turbulenter Tragflügelströmungen. Um neben einer rein qualitativen Signalauswertung auch quantitative Messungen (Wandschubspannung/Wandschubspannungsschwankung) durchführen zu können, müssen Heißfilme kalibriert werden. Hierbei tauchen Fragen auf nach Gültigkeit einer Kalibrierung für laminare und turbulente Strömungen sowie nach dem Einfluß veränderlicher Strömungstemperaturen.

Ziel

Primäre Zielsetzung der durchgeführten Untersuchung war die Klärung der o.a. Fragestellungen über ein numerisches Experiment in Form einer gekoppelten Berechnung des Temperatur- und Geschwindigkeitsfelds der Strömung in der Umgebung eines Heißfilms in Verbindung mit dem Temperaturfeld der Struktur.

Lösungsweg

Zur Berechnung des Geschwindigkeits- und Temperaturfeldes der Strömung wurde eine FVM-Grenzschichtverfahren mit k-ϵ Turbulenzmodell /1/ eingesetzt, die Berechnung des Temperaturfeldes in der Struktur (einschließlich des Heißfilms) erfolgte über ein FEM-Programm. Die Kopplung beider Temperaturfelder erfolgte iterativ /2/ und die Berechnungen wurden instationär durchgeführt, d.h. die numerische Simulation gleicht dem Einschaltvorgang einer Heißfilmmessung bis zum Erreichen des thermischen Gleichgewichts.
Die Berechnungen wurden unter Variation der Strömungsgeschwindigkeit(5 bis 25 m/s) durchgeführt, und zwar für

- -laminare Strömungen
- -turbulente Strömungen

und unter Variation der Strömungstemperatur und des Wandmaterials (PVC, Stahl,Aluminium) unterhalb des Oberflächenheißfilms.

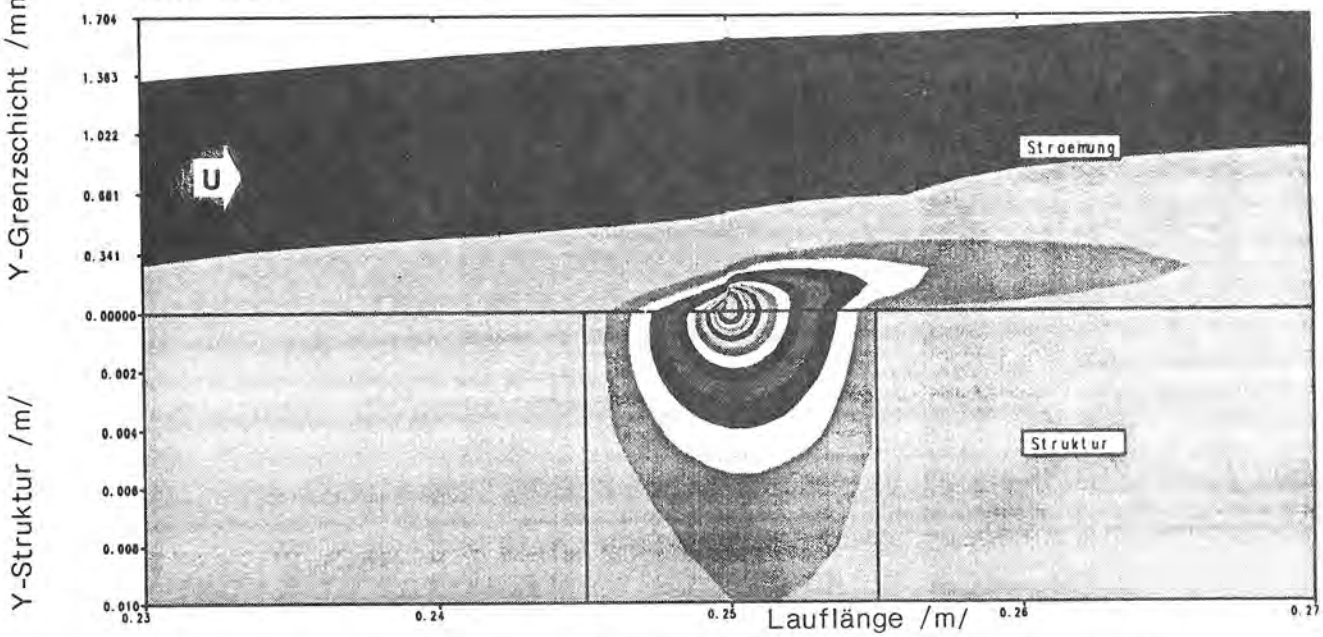
Ergebnis

Die Ergebnisse der numerischen Simulationen können wie folgt zusammengefaßt werden:

* Obgleich die resultierenden Temperaturfelder für laminare und turbulente Strömungen sehr unterschiedlich sind, ergeben sich für identische Heißfilm- und Strömungstemperaturen völlig übereinstimmende Eichkurven für die Brückenspannung als Funktion der Wandschubspannung.

* Der bekannt große Einfluß der Strömungstemperatur auf eine Heißfilmkalibrierung kann durch eine Wärmebilanzkalibrierung /3/ aufgefangen werden, und zwar einheitlich für laminare und turbulente Strömungen.

Ferner verdeutlichen die Simulationen die Notwendigkeit einer thermischen Isolierung eines Oberflächenheißfilms durch Wahl schwach wärmeleitender Wandmaterialien.



Berechnetes Temperaturfeld in der Umgebung eines Oberflächenheißfilms.
u=20 m/s , T-Fluid=300K, T-Heißfilm = 423 K (laminare Strömung)

Literatur

/1/ Scheuerer,G. Entwicklung eines Verfahrens zur Berechnung zweidimensionaler Grenzschichten an Gasturbinenschaufeln. Diss. Univ. Karlsruhe, 1983

/2/ Wald,L. Numerische Berechnungen des instationären Temperaturfeldes in einer thermisch belasteteten ebenen Platte in Kopplung mit einem Grenzschichtverfahren. DGLR-Jahrbuch ´89,Vol.1,pp.397,1989

/3/ Thünker,R. Nitsche,W. Swoboda,M. Hot-wire, hot-film and surface hot-film applications in strongly temperature loaded flows. ICIASF ´89 Rec. ,pp.434,1989

Weiteres Vorgehen

In weiterführenden Untersuchungen soll das Verfahren zur Simulation thermischer Interaktionen bei der Anwendung von Multi-Sensor-Heißfilmarrays eingesetzt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dr. G. Redeker

Institution: DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse: Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2430
Telefax 0531 395 2320

weitere Partner

Thema: Vergleich unterschiedlicher Strategien zur N-Faktorberechnung für die Transitionsvorhersage an gepfeilten Flügeln

Ausgangssituation

Die Transitionsvorhersage ist mittels linearer Stabilitätstheorie und durch Grenz-N-Faktoren aus Experimenten möglich. Die Größe der N-Faktoren hängt von der Art der Integration ab.

Ziel

Ziel der Untersuchung ist die Klärung der Frage, welche Art der Integration (Strategie), (Envelope-Methode, fixed direction, fixed weavelength) sich besonders gut für gepfeilte Flügel eignet.

Lösungsweg

An vorhandenen experimentellen Ergebnissen (Druckverteilung, Transitionslage) mittels linearer Stabilitätstheorie mehrere Möglichkeiten durchspielen. Im vorliegenden Fall wurde an experimentellen Ergebnissen der ONERA [1] die Envelopen-Methode und die fixed direction, fixed wavelength-Methode angewendet.

Ergebnis

Die Envelope-Methode liefert nur einen Grenz-N-Faktor am Ort des Umschlags, da jeweils in Richtung der stärksten Anfachung integriert wird. Die fixed direction/fixed wavelength Methode liefert zwei Grenz-N-Faktoren und zwar N_{TS} bei $\Psi = 0°$ und f = const. und N_{CF} bei λ = const. und f = 0 Hz. Beide Vorgehensweisen liefern konsistente Ergebnisse für die Transitionsvorhersage, jedoch ist die fixed direction/fixed wavelength-Methode für den Entwurf besser geeignet, da Aussage möglich ist, ob Transition infolge TSI oder CFI erfolgt.

Literatur

[1] Arnal, D.; Juillen, J.C.; Afchain, D.; Loiret, P..
Aile AFV82 à F2 avec bord d'attagne cambré: mesures de pression et détection de la transition par sublimation et films chaud.
ONERA Rep. OA 38/5018 AYD (DERAT No. 38/5018 DY), 1987.

weiteres Vorgehen

Analyse weiterer experimenteller Daten an gepfeilten Flügeln.

Datum 12.12.1991

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Dr. G. Redeker

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2430
Telefax 0531 395 2320

weitere Partner H. Köster, R. Müller DLR
A. Blanchard, J. Reneaux ONERA

Thema

Messungen am Profil DLR-VL2 im Kryo-Windkanal T2 der ONERA

Ausgangssituation

Messungen von Laminarprofilen in transsonischen Kanälen sind keine Routinemessungen. Für jeden Windkanal müssen Erfahrungen im Umgang mit Laminarprofilen gesammelt werden; insbesondere bei höheren Reynoldszahlen.

Ziel

Messungen an einen transsonischem Laminarprofil bei höheren Reynoldszahlen (Re ≈ $20 \cdot 10^6$).

Lösungsweg

Der Kryo-Windkanal ONERA/CERT Toulouse erlaubt für Profilmodelle der Tiefe 15 cm Reynoldszahlen bis zu $20 \cdot 10^6$. In Kooperation mit der ONERA wurde deshalb das Profil DLR-LV2 in diesem Windkanal untersucht.

Ergebnis

Der T2 Windkanal zeichnet sich durch gute Strömungsqualität im niedrigen Reynoldszahlbereich aus (N-Faktoren mit SALLY-Programm N_{TS} = 14). Bild 1 zeigt bei Re = $3 \cdot 10^6$ ausgeprägte Laminardellen. Bei hohen Reynoldszahlen Re > $10 \cdot 10^6$ konnten keine Messungen mit überwiegend laminaren Grenzschichten mehr durchgeführt werden, aufgrund von Störungen durch Partikel und Eis bei tiefen Temperaturen.

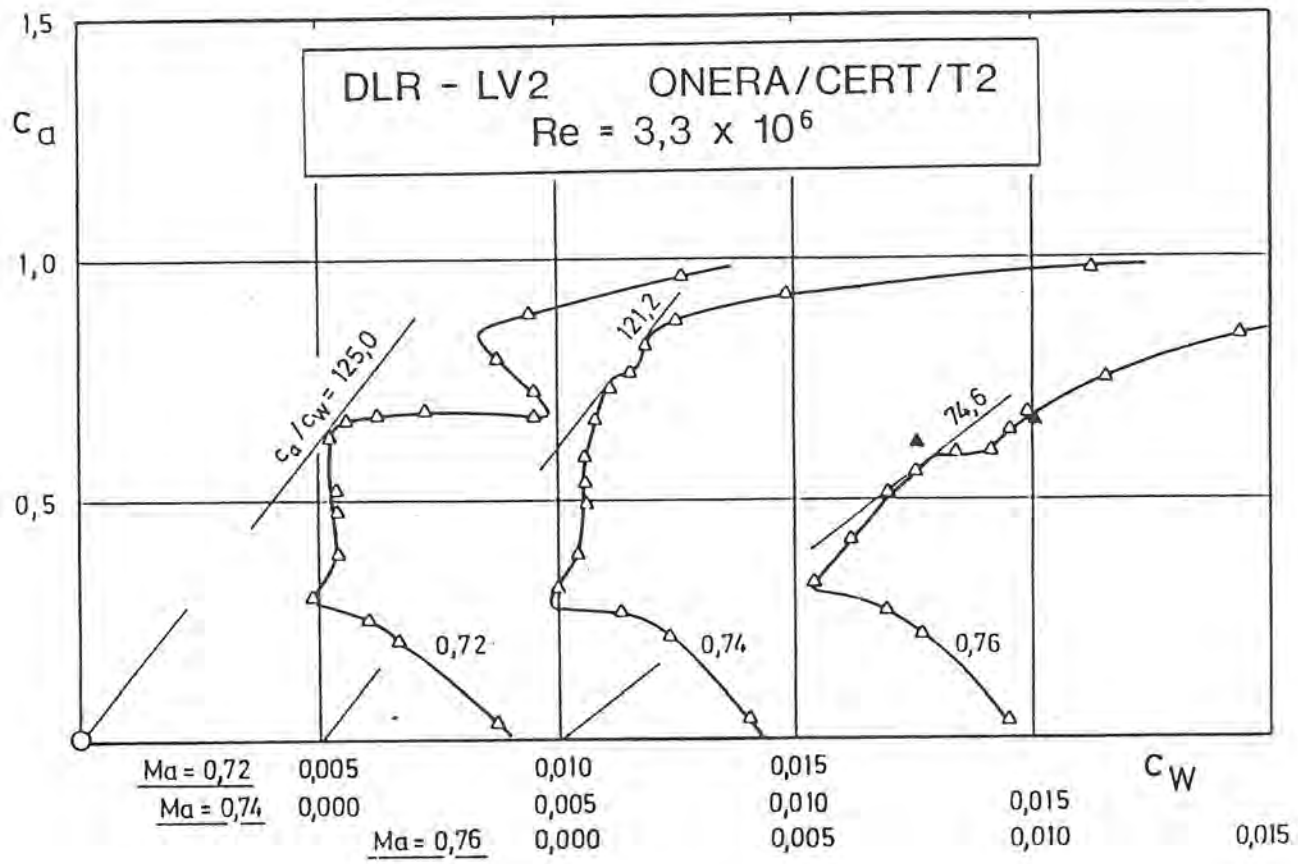


Bild 1 Polaren des Profil DLR-LV2 aus dem T2-Windkanal der ONERA

Literatur

Blanchard; A.; Dor, J.B.; Mignosi, A.; Redeker, G.; Breil, J.F.; Payry, M.J.; Plasanet, M.:
Procès-verbal des essais à grand nombre de Reynolds du profil LV2 de corde 150 mm à la soufflerie T2. ONERA Rep. OA 23/4365 AN 081 D (DERAT No. 13/5019.13), 1991.

weiteres Vorgehen

Ausführliche Analyse der Meßdaten.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dipl.-Ing. D. Rempfer, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3426
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Niedrigdimensionale Modelle turbulenter Strömungen

Ausgangssituation Gegenwärtig existieren nur einige wenige Arbeiten zur Untersuchung offener turbulenter Strömungssysteme mit Hilfe von Begriffen aus der Theorie dynamischer Systeme. Die Entwicklung des Strömungsfeldes in kohärente Strukturen führt auf ein Minimalsystem zur Beschreibung der Strömung und erlaubt so die Erstellung niedrigdimensionaler Modelle.

Ziel Zunächst werden die dreidimensionalen kohärenten Strukturen der transitionellen Plattengrenzschicht aus Daten direkter Navier-Stokes-Simulationen des Umschlags bestimmt. Das dynamische Verhalten dieser kohärenten Strukturen wird durch ein System gewöhnlicher Differentialgleichungen beschrieben, das bei relativ geringem Rechenaufwand die Untersuchung des Langzeitverhaltens dieser Strukturen erlaubt. Damit kann die Relevanz des Begriffes des deterministischen Chaos aus der Theorie dynamischer Systeme für die Vorgänge in der Plattengrenzschicht untersucht werden.

Lösungsweg Die kohärenten Strukturen werden nach Lumleys Methode der "Proper Orthogonal Decomposition" (POD) als Karhunen-Loève-Entwicklung des Strömungsfeldes bestimmt. Das resultierende Eigenwertproblem für die Autokorrelationsfunktion wird so transformiert, daß die Ordnung des Problems nur von der Anzahl der zur Verfügung stehenden Zeitschritte der direkten Simulation abhängt. Über einen Galerkin-Ansatz kann dann durch Einsetzen der kohärenten Strukturen in die Navier-Stokes-Gleichungen ein System gewöhnlicher Differentialgleichungen hergeleitet werden, welches das zeitliche Verhalten der Strukturen beschreibt.

Ergebnis

Es wurden die dreidimensionalen kohärenten Strukturen der Plattengrenzschicht in verschiedenen Stadien des Umschlags bestimmt. Dabei erhält man als erste (energiereichste) kohärente Struktur ein Gebilde, das große Ähnlichkeit mit dem aus Experimenten bekannten Λ-Wirbel aufweist (Bild 1). Das dynamische Verhalten der kohärenten Strukturen in späten Stadien des Umschlags zeigt niedrigdimensionales chaotisches Verhalten mit einem positiven Ljapunov-Exponenten (Bild 2).

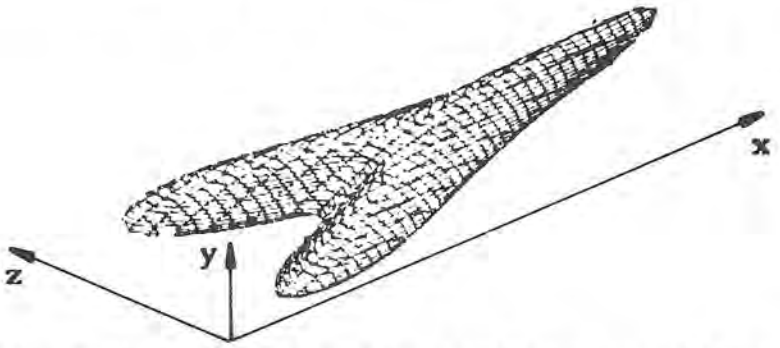


Bild 1: Höhenfläche u=0.6 m/s der kohärenten Struktur erster Ordnung im Bereich zwischen x=369 mm und x=438 mm Abstand von der Plattenvorderkante.

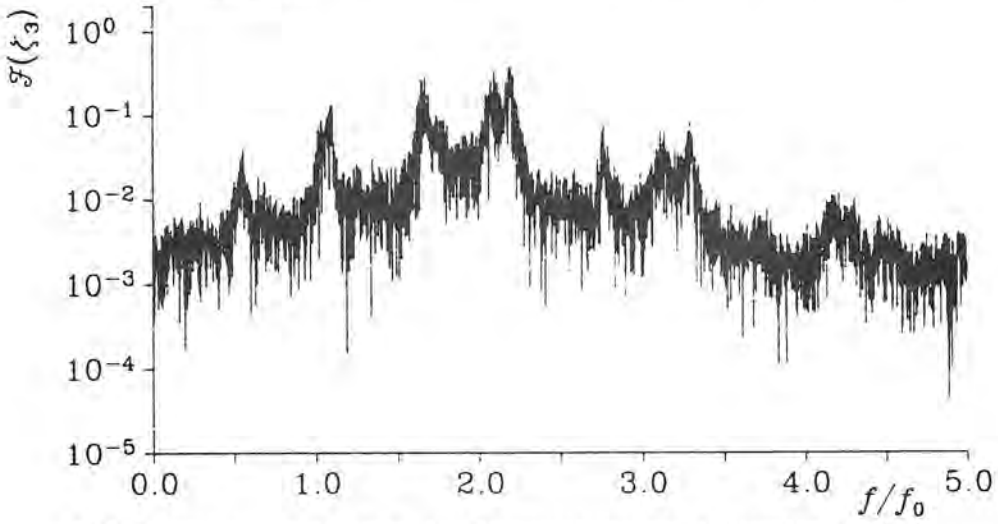


Bild 2: Amplitudenspektrum des Zeitverhaltens der kohärenten Struktur zweiter Ordnung (Bereich von x=431 mm bis x=500 mm Abstand von der Plattenvorderkante

Literatur

D. Rempfer, H.Fasel
Evolution of Coherent Structures during Transition in a Flat-Plate Boundary Layer.
Proc. 8th Conf. on Turbulent Shear Flows, 9.-11. Sept. 1991, München.

weiteres Vorgehen

Durch Untersuchung der Energiegleichung der kohärenten Strukturen sollen Einsichten in die kausalen Zusammenhänge im System der kohärenten Strukturen gewonnen werden. So findet man beispielsweise im Bereich der Spike-Stadien Strukturen, deren Energie während eines Spikes um einen Faktor von mehr als Zehn ansteigt. Es soll daher untersucht werden, welche Arten von Wechselwirkungen zwischen den kohärenten Strukturen ein derartiges Verhalten verursachen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dr. U. Rist, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3432
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Untersuchung des kontrollierten laminar-turbulenten Strömungsumschlags in inkompressibler Grenzschichtströmung.

Ausgangssituation Die Experimente von Kachanov erlauben einen detaillierten Einblick in Vorgänge, die beim kontrollierten Umschlagprozeß (Einleitung durch periodische Störungen großer Amplitude) ablaufen. Derartige Vorgänge lassen sich, solange die Störamplituden klein sind, durch verschiedene Modelle der Stabilitätstheorie prinzipiell, und zum Teil auch quantitativ erklären. Die Ergebnisse einer numerischen Simulation der Kachanov-Experimente liefern hervorragende quantitative Übereinstimmung mit den Messwerten und sollten deshalb die Identifizierung der im Experiment dominierenden Resonanzmechanismen erlauben.

Ziel Genaue Analyse des aus der numerischen Simulation der Kachanov-Experimente erhaltenen Strömungsfelds. Vergleich mit Stabilitätsberechnungen des zweidimensionalen Strömungsanteils für verschiedene Modelle der Sekundärinstabilität (bei diesen Modellen wird angenommen, daß kleine dreidimensionale Störungen durch zweidimensionale Störungen endlicher Amplitude angefacht werden).

Lösungsweg Die Ergebnisse der numerischen Simulation wurden sowohl in Zeitrichtung als auch in Spannweitenrichtung einer Fourieranalyse unterzogen. Man erhält dadurch ein Frequenz-Spannweitenwellenzahl-Spektrum, bei dem die Frequenzachse mit dem Index h und die Spannweitenwellenzahlachse mit dem Index k versehen werden soll. Wellenanteile mit k=0 sind zweidimensional und Wellenanteile mit h=0 sind stationär. Aus den Spektralkomponenten (h=0,k=0) und, je nach Modell, verschiedenen weiteren zweidimensionalen Wellenanteilen (h,0) werden lokale Grundströmungsprofile (x=const) konstruiert, die bei der Stabilitätsanalyse auf ein Floquet-System mit periodischen Koeffizienten führen. Die Eigenlösungen der 3-D Stabilitätsgleichungen liefern dann die Anfachungsraten für bestimmte dreidimensionale Störungen. Diese Anfachungsraten lassen sich mit den aus den Ergebnissen der numerischen Simulation direkt ermittelten Anfachungsraten $\alpha_i = -d(ln\ A/A_0)/dx$ dreidimensionaler Störungen vergleichen, wobei für A die kinetische Energie dreidimensionaler Wellenanteile (h,k) eingesetzt wurde.

Ergebnis

Bild 1 zeigt, daß sich das Frequenz-Spannweitenwellenzahl-Spektrum ausgehend von den Wellenanteilen (1,0), (2,0), (1,1) und (0,1) mit fortschreitender Störungsentwicklung, stromabwärts auffüllt. Betrachtet man die *subharmonische* Resonanz zwischen den Störanteilen (2,0) und (1,1), die *fundamentale* Resonanz zwischen (1,0), (1,1) und (0,1), sowie die *kombinierte* Resonanz zwischen all diesen Störanteilen, so stellt man unterschiedliche Ergebnisse der Sekundärinstabilität fest. Es zeigt sich, daß das Modell der kombinierten Resonanz die im Experiment beobachtete Störungsentwicklung sehr gut beschreibt (Bild 2).

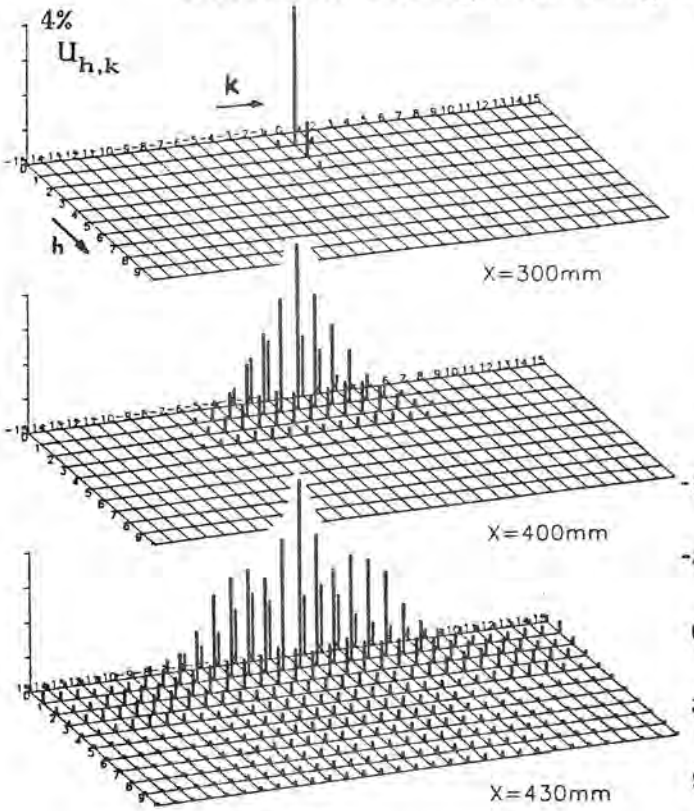


Bild 1
Entwicklung der Störungen im Frequenz-Spannweiten-Spektrum in der numerischen Simulation.

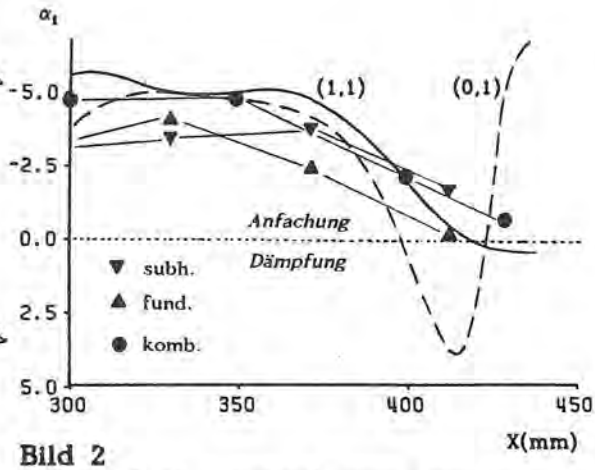


Bild 2
Vergleich der Anfachungsraten der Wellenanteile (h=1, k=1) und (h=0, k=1) aus der numerischen Simulation mit der Sekundärinstabilitätstheorie.

Literatur

Y. S. Kachanov: On the resonant nature of the breakdown of a laminar boundary layer. J. Fluid Mech. 184 (1987), S. 43-74

U. Rist: Numerische Untersuchung der räumlichen, dreidimensionalen Störungsentwicklung beim Grenzschichtumschlag. Dissertation, Universität Stuttgart 1990.

weiteres Vorgehen

Verfeinerung der Ergebnisse und Untersuchung des Entstehens von "Haarnadelwirbeln". Dokumentation der "Wandsignale" der Strömung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel
Ansprechpartner	Dr. G. Schrauf
Institution	Deutsche Airbus GmbH
Adresse	DA EF 113 Postfach 10 78 45 2800 Bremen 1
Telefon	0421 538 3232
Telefax	0421 538 4486
weitere Partner	DLR-Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig
Thema	Einfluß von Oberflächen- und Wellenfrontkrümmung auf die Anfachung von Störwellen beim HQ26 Experiment
Ausgangssituation	Oberflächen- und Wellenfrontkrümmung dämpfen die Anfachung von Störwellen
Ziel	Vergleich der mit und ohne Krümmungseffekten berechneten N-Faktoren für den schiebenden Zylinder und für das HQ26 Experiment

Lösungsweg

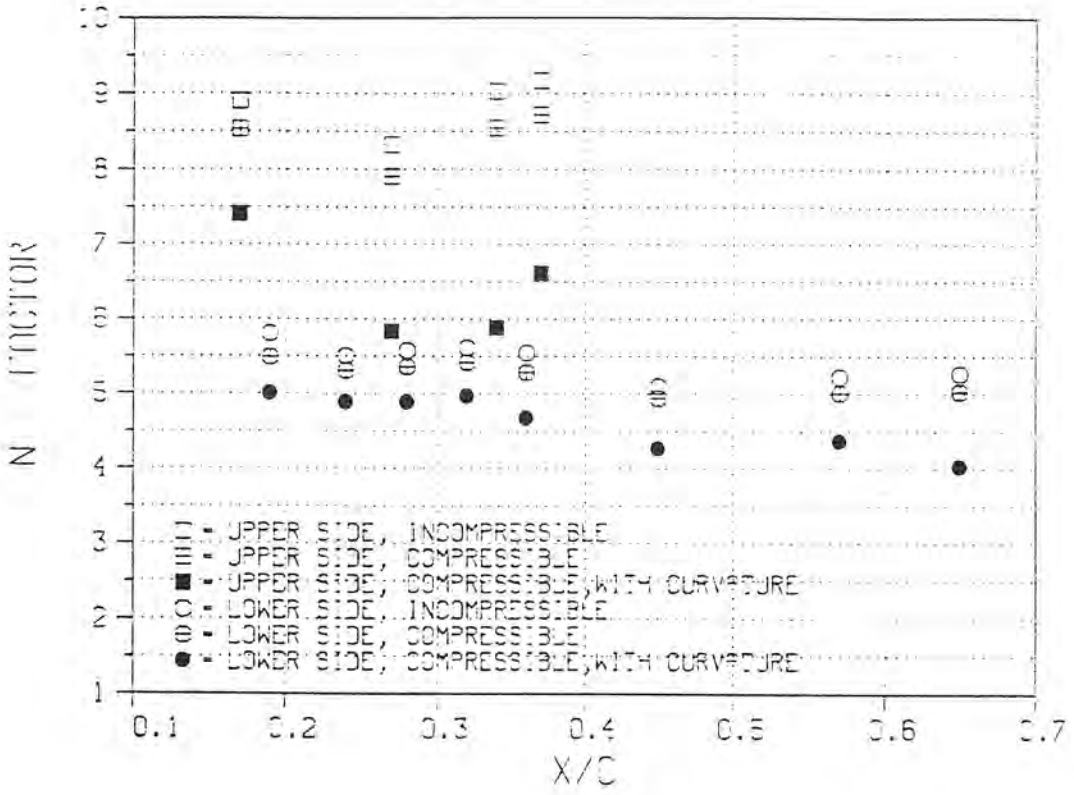
(1) Herleitung der physikalischen Bedeutung der Krümungsterme in den Stördifferentialgleichungen der linearen Stabilitätstheorie

(2) Implementierung der Krümungsterme in den kompressiblen Stabilitätscode COAST

(3) Anwendung auf den schiebenden Zylinder und das MQ26 Experiment

Ergebnis

Einfluß von Kompressibilität und Krümmung auf die Transitions-N-Faktoren der Querströmungsinstabilität



Literatur

A. Seitz — Ermittlung des Querströmungs-N-Faktors zur Umschlagsvorhersage im Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig (NWB). DLR-IB 129-89/26, Sept. 1989

G. Schrauf — The three-dimensional, compressible, linear stability equations for boundary layer flows along curved surfaces. ELFIN Technical Report No. 1, Juli 1990.

weiteres Vorgehen

G. Schrauf — Stabilitätstheorie für kompresible Strömungen unter Berücksichtigung von Krümmungseffekten. 7. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung", 7.-9. Nov. 1990 Aachen.

G. Schrauf — An inverse Rayleigh iteration for complex band matrices. ACM-TOMS, Vol. 17, No. 3, September 1991.

G. Schrauf — Curvature Effects for Three-dimensional Boundary Layer Stability. Eingereicht bei ZFW.

Datum 11.07.91

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner A. Seitz / C. H. Rohardt

Institution DLR-Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig

Adresse Postfach 3267, D-3300 Braunschweig **Telefon** 0531 395 2437
Telefax 0531 395 2320

weitere Partner

Thema Entwurf eines Tragflügels mit Hybrid Laminarhaltung für den Airbus A320

Ausgangssituation

Transsonische Tragflügel moderner Verkehrsflugzeuge haben bisher vollturbulente Grenzschichten. Verschiedene Studien [1], [2] zeigen aber anhand überschlägiger Abschätzungen ein erhebliches Potential für Kraftstoffeinsparungen durch Minderung des Reibungswiderstandes bei Anwendung der Laminartechnologie auf.

Ziel

Erarbeitung der möglichen Reduktion des Gesamtwiderstandes der A320 im Reiseflugpunkt ($Ma = 0.78$, $C_A = 0.5$, $H = 11000m$) durch Anwendung des HLFC (Hybrid Laminar Flow Control) Konzepts.

Lösungsweg

Auf der Basis des existierenden A320 Flügelgrundrisses wurden neue Tragflügelprofile mit Laminardruckverteilungen entworfen. Mit Hilfe des 3d Euler Verfahrens CEVCATS unter Berücksichtigung von Reibungseffekten wurde der Entwurf nachgerechnet (Bild 1). Für die gezeigten Druckverteilungen in Verbindung mit einer Absaugenase (Grenzschichtbeeinflussung bis maximal 20% Flügeltiefe) konnten durch umfangreiche Stabilitätsrechnungen die in Bild 2 gezeigten Anteile laminarer Strömung auf Flügelober- und Unterseite nachgewiesen werden. Dabei wurde das in den ATTAS Flugversuchen ermittelte Transitionskriterium für 3d Grenzschichten auf Grundlage der N-Faktor Methode angewendet.

Ergebnis

Durch Laminarhaltung nur der Flügelgrenzschicht ist eine Reduktion des Gesamtwiderstandes der A320 von 12,3% erzielbar. Durch kosequente Anwendung der Laminartechnologie auch auf andere Flugzeugkomponenten (Leitwerk, TW-Gondel) läßt sich dieses Potential noch vergrößern (Bild 3).

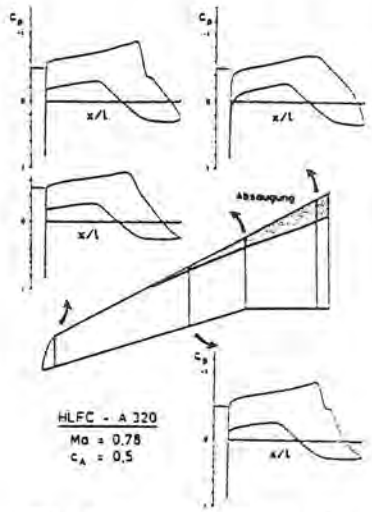


Bild 1: Druckverteilungen für einen A320 Laminarflügel

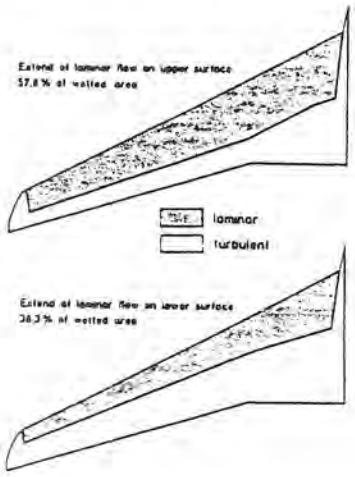


Bild 2: Flächenanteile mit laminarer Grenzschicht

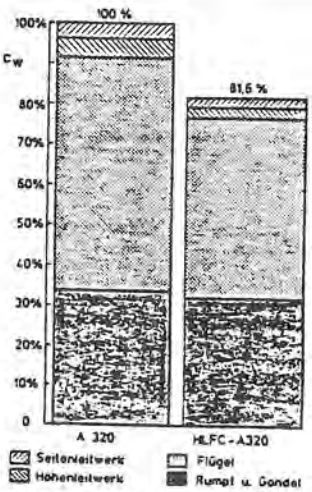


Bild 3: Widerstandsbilanzen für den A320 ohne und mit Laminartechnologie

Literatur

[1] Redeker, G.; Horstmann, K. H.; Köster, H.; Quast, A.: Laminarprofile für Verkehrsflugzeuge. DFVLR IB 129-85/12, 1985

[2] Hanks, G. W. et al.: Hybrid Laminar Flow Control Study. Final Technical Report NASA CR 165930, October 1982

weiteres Vorgehen

Ein experimenteller Nachweis der vorgestellten, rein theoretischen Ergebnisse für HLFC Anwendungen ist dringend erforderlich.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Gunther Brenner

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2124
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

U. Prinz, DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Thema

Numerische Simulation von Hyperschallströmungen im thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht

Ausgangssituation

NSHYP: 3D Finite Differenzenverfahren mit Upwind-TVD (shock-capturing) oder zentraler (shock-fitting) Diskretisierung zur Simulation von reibungsfreien sowie reibungsbehafteten Hyperschallströmungen im thermo-chemischen Gleichgewicht.

Ziel

Entwicklung und Validierung eines 3D Codes zur Simulation von reibungsfreien und reibungsbehafteten Hyperschallströmungen im thermo-chemischen Nichtgleichgewicht um Modellkonfiguration.

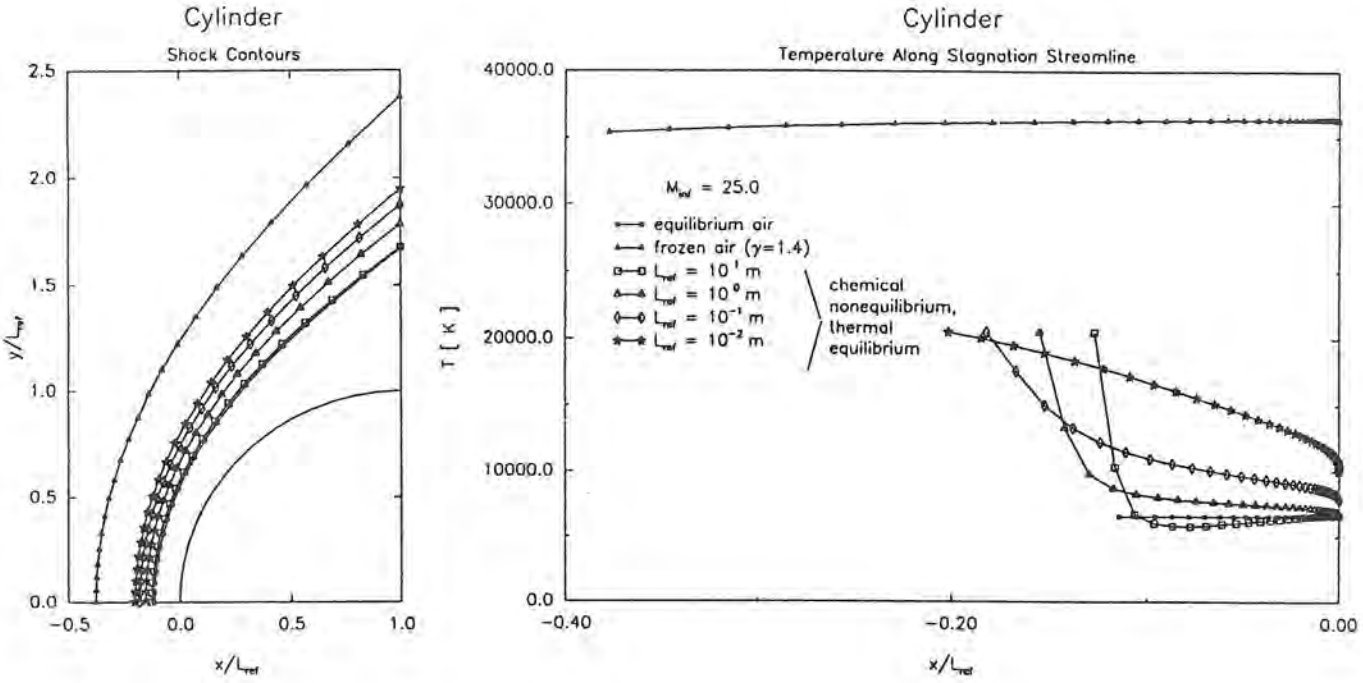
Lösungsweg

Ein Modell zur Beschreibung der chemischen Reaktionen in einem Gemisch aus N_2, O_2, NO, N und O wurde in das zentrale, hybrid explizit/implizite NSHYP-Verfahren eingebaut. Der Quellterm wird implizit behandelt, die Komponentenerhaltungsgleichungen werden gekoppelt gelöst. Z.Z. werden die inneren Freiheitsgrade durch eine gemeinsame Temperatur beschrieben. Der äußere Verdichtungsstoß wird "gefitted", wobei angenommen wird, daß die Strömung über den Stoß hinweg gefroren ist. Für die Berechnung der Transportvorgänge werden die Wilke Mischungsregel sowie die Annahme einer konstanten Lewis-Zahl verwendet.

Durch Verwendung verschiedener Wandrandbedingungen kann der Einfluß von Stoffdiffusionen und der damit verbundene Transport von latenter Wärme auf die Wärmebelastung der Oberfläche untersucht werden.

Ergebnis

Die Skizze zeigt den Einfluß der Dahmköhlerzahl auf den Termperaturverlauf entlang der Staustromlinie sowie die Stoßkonturen für eine reibungsfreie Strömung um einen Halbzylinder. Das Fluid ist Luft im chemischen Nichtgleichgewicht (5 Komponenten, 17 Reaktionen) und thermischen Gleichgewicht. Bei großem Modelldurchmesser ist die Relaxationszone hinter dem Stoß verhältnismäßig klein, und der größte Teil der Strömung ist im chemischen Gleichgewicht. Bei kleinen Durchmessern ist die Strömung weitgehend gefroren. Das führt zu einer Vergrößerung des Stoßabstandes.



Literatur

[1] Riedelbauch, S., Brenner, G., Prinz, U., Kordulla, W., "Pitfalls and Beauties of CFD in Hypersonics". Proc. 4th Int. Symposium of CFD, Sept. 9-12, 1991, Univ. of California, Davis, USA.

weiteres Vorgehen

- Parametrische Untersuchungen zur Sensitivität bzgl. der Modellierung der chemischen Reaktionen sowie Transportvorgänge.

- Erweiterung auf thermisches Nichtgleichgewicht.

- Validierung des Verfahrens anhand von Experimenten und anderen theoretischen Ergebnissen.

Verbesserung der Stabilität des Verfahrens durch Verwendung einer Upwind-TVD Formulierung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dipl.-Ing. W. Eißler, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-3426
Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung

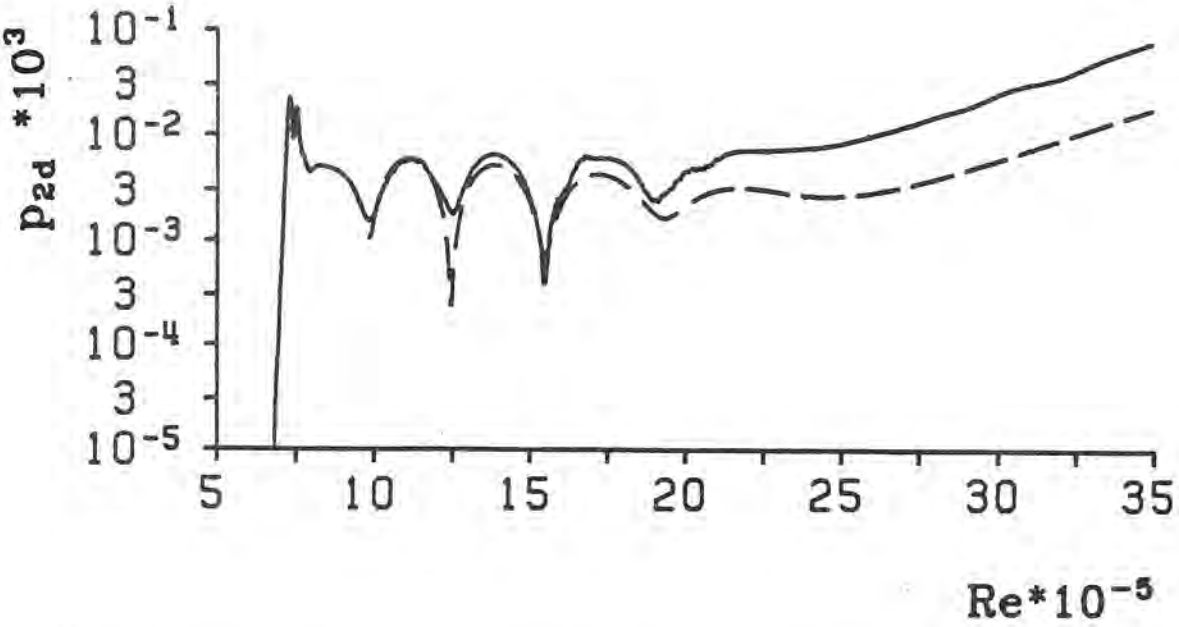
Ausgangssituation Der laminar-turbulente Umschlagprozeß in kompressiblen Überschall- und Hyperschall-Grenzschichten ist noch weitgehend unbekannt. Dies gilt sowohl für den Problemkreis der Störerzeugung (Rezeptivität) als auch für die Entwicklung der dann in der Grenzschicht vorhandenen Störungen. Bisher lassen sich nur für die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die Anfachung linearer Störungen, gewisse Aussagen mit Hilfe der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie machen.

Ziel Erforschung der nichtlinearen, zwei- und dreidimensionalen Stadien des Umschlagprozesses in Überschallgrenzschichten zunächst für Machzahlen bis ungefähr Mach=5. Ziel ist es, die physikalisch relevanten Umschlagvorgänge in Überschallgrenzschichten zu verstehen. Dieses Verständnis ist eine Vorraussetzung für die Erstellung verbesserter Umschlagkriterien, die für Entwurfszwecke benötigt werden.

Lösungsweg Direkte numerische Simulation der Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in 2D Plattengrenzschichten bei Überschallaußenströmung. Dabei kann auf einem Differenzenverfahren zur Lösung der instationären kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen (ergänzt durch die Kontinuitätsgleichung, die Energiegleichung und die thermische Zustandsgleichung) aufgebaut werden, das zur Untersuchung der räumlichen Ausbreitung von zwei- und dreidimensionalen Störwellen in kompressiblen Plattengrenzschichten bei transsonischen Machzahlen entwickelt und erfolgreich eingesetzt wurde. Dieses Verfahren soll für höhere Machzahlen entsprechend modifiziert und erweitert werden.

Ergebnis

Mit der Modifikation des vorhandenen kompressiblen Navier-Stokes-Verfahrens zur Berechnung der räumlichen Entwicklung von Störwellen in Überschallgrenzschichten wurde begonnen. Zunächst wird die Stromabwärtsentwicklung von zwei- und dreidimensionalen linearen Störungen in ebenen Plattengrenzschichten bei verschiedenen Machzahlen simuliert, um anhand detaillierter Vergleiche mit der linearen Stabilitätstheorie die Eignung des numerischen Verfahrens zu überprüfen. Es zeigt sich, daß die von der linearen Stabilitätstheorie vorhergesagten zusätzlichen Lösungen (multiple solutions) von Bedeutung sind und nicht vernachlässigt werden können.



Amplitudenentwicklung des Wanddruckes p'_{2d} der modulierten zweidimensionalen Störung über Re_x. Vergleich zwischen Navier-Stokes-Simulation (————) und linearer Theorie (— — —).

Literatur

W. Eißler, W. Wolz, H. Bestek: Numerische Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlags in Überschall-Plattengrenzschichten, erscheint in *Jahrbuch der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt 1991.*

weiteres Vorgehen

Erweiterung des Navier-Stokes-Verfahrens zur Berechnung von dreidimensionalen schräglaufenden Störwellen in zweidimensionalen Überschallgrenzschichten. Untersuchungen des Einflußes von fundamentaler und subharmonischer Resonanz.

Förderung durch:
DFG – SFB 259, Teilprojekt C4

Datum

30.8.91

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. G. Eitelberg

Institution DLR

Adresse SM-ES

Telefon 7 09 23 39

Telefax 7 09 28 70

weitere Partner Prof. G.E.A. Meier, Dr. Krogmann
Dr. McIntyre

Thema Instationär aufgeheizter Rohrwindkanal

Ausgangssituation

Ziel

Für die Simulation der Reynolds- und Machzahlen die beim Cruise der Sänger-Unterstufe vorherrschen, bei gleichzeitiger Simulation der hohen Stautemperaturen, bedarf es neuartige Windkanäle. Eine elegante Möglichkeit für die gleichzeitige Herstellung der erwähnten drei Parameter (Ma, Re,T_0) bietet die Kombination eines Rohrwindkanals mit einem Flugkolbengetriebenen Kompressionsrohr. Durch die damit erreichbare schnelle Aufheizung des Testgases kann eine Temperaturbeanspruchung der Kanalwände verringert werden. Gleichzeitig is ein hohes Druckniveau erreichbar. Der Grundgedanke ist im Folgenden dargestellt.

Lösungsweg

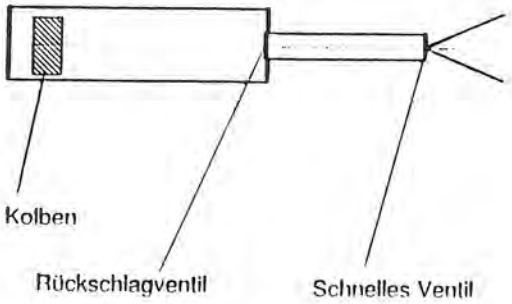
Für eine hohe Stautemperatur im Versuch muss der Speicher aufgeheitzt werden. Für eine quasistationäre Aufheitzung auf mehr als 1000 K muss die Windkanalkonstruktion durch Mehrschichtbauweise gestärkt werden, damit die drucktragenden Bauteile diese Temperatur nicht sehen. Bei einer instationären Aufheitzung wird aber nur das Gas und nicht die Struktur aufgeheitzt. Dieser Gedanke hat sich in den Gun-Tunnels und Longshot-Tunnels etabliert. Die ILPT's (Isentropic Light Piston Tunnels, z.B. in Oxford) komprimieren ein gas vor einem Kolben und shieben es mit einer Geschwindigkeit vor sich, die genau den Massenstrom durch den Düsenhals kompensiert.

Die oben angegebenen Methoden der Kolbenbenutzung gehen von einem Gasbehälter vor der Düse aus, in dem entweder ein konstanter Zustand überall hergestellt werden kann, oder aber die Zustandsänderung im ganzen Volumen gleichzeitig stattfindet (dafür muss die Ausströmgeschwindigkeit klein gegen die Schallgeschwindigkeit sein). In einem Rohrwindkanal (Ludwieg-tube) werden konstante Ruhezustände bei hohen Ausströmgeschwindigkeiten dadurch erreicht, dass das Ende der eindimensionalen Ruhekammer weit weg vom Düseneintritt ist. Die Kombination des Rohrwindkanals mit einer instationären Aufheitzung durch einen schweren Flugkolben ermöglicht, anders als ein ILPT, die gleichzeitige Herstellung von hohen Drücken und Temperaturen. Sie ermöglicht auch, anders als die Gun-Tunnels und Longshot-Tunnels eine relativ lange Messzeit mit konstantem Ruhezustand.

Instationär aufgeheizter Rohrwindkanal

(Kombination Longshot/Ludwieg tube)

Ergebnis



Vorstudien in HEG nach Umbauten möglich

Komp = 1:30

T = 1200 K

p = 500 - 2000 bar

Re/m = $(1 - 4) \times 10^{8}$

Ma = 6

Messzeit = 50 ms

Literatur

weiteres Vorgehen Studie

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner T. Gerhold / Dr. K. Hannemann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2425
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation von Überschall-Eckenströmungen

Ausgangssituation

Eckenströmungen bewirken deutliche Zunahmen des statischen Drucks und des lokalen Wärmeübergangs, deren Kenntnis wichtig für den Entwurf sind.

Ziel

Numerische Simulation der reibungsbehafteten Strömung entlang einer Eckenkonfiguration wie sie auch in Triebwerkseinläufen vorzufinden ist. Dort auftretende Strömungsformen, wie z.B. einlaufende Grenzschichten mit Stoß-Wechselwirkung, Ablösung und Wirbelentstehung sowie deren Stromabeinfluß (beim Auftreffen auf eine Verdichtungsrampe) sollen untersucht werden.

Lösungsweg

Ein implizites 3D-Upwind-TVD-Verfahren [1] wurde zur Lösung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen erweitert. Validierungsrechnungen an ersten Eckenkonfigurationen wurden unter der Annahme laminarer Strömung durchgeführt.

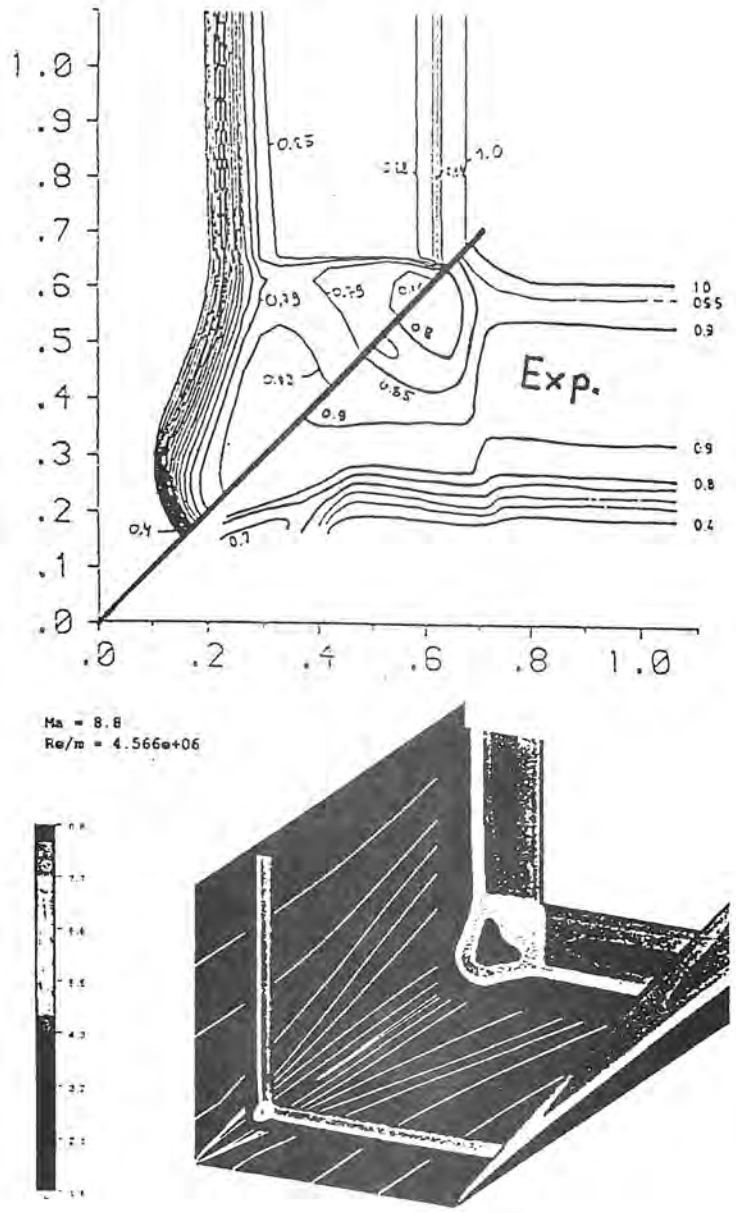


Bild 1. Vergleich der Machzahlverläufe zwischen Experiment und Rechnung (oben); Machzahl und skin friction lines (unten)

Literatur

[1] Riedelbauch, S., Brenner, G., "Numerical Simulation of Laminar Hypersonic Flow Past Blunt Bodies Including High Temperature Effects". AIAA Paper 90-1492, 1990.

weiteres Vorgehen

Mittels Vergleich verschiedener Turbulenzmodelle soll das Verfahren zur Berechnung turbulenter Strömungen in der angestrebten Konfiguration bereitgestellt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. K. Hannemann / V. Hannemann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2477
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

E.-O. Krohn, K. Triesch, DLR, WT-WK
Dr. N. Bissinger, MBB

Thema

Numerische Simulation von Überschall-Einlaufströmungen

Ausgangssituation

Entwicklung eines Lufteinlauf-Systems im Hinblick auf das Raumtransporter-Programm "Sänger".

Ziel

Numerische Simulation der zweidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten Strömung in einem Doppel-Rampeneinlauf mit gemischter äußerer und innerer Verdichtung. Neben der Lokalisierung eventuell auftretender stoßinduzierter Grenzschichtablösung, stand zunächst der Einfluß einer dicken ankommenden Grenzschicht (Rumpf) auf das Einlaufverhalten im Vordergrund.

Lösungsweg

Zur Simulation der Einlaufströmung wurde ein implizites Upwind Total Variation Diminishing (TVD) finite Differenzenverfahren [1] angewendet. Für die Simulation der turbulenten Einlaufströmung wurde das algebraische Turbulenzmodell von Baldwin & Lomax verwendet.
Die Rechnungen wurden auf H-Typ Netzen durchgeführt, die an das Strömungsfeld adaptiert wurden, um zu einer guten Auflösung der auftretenden Stoßkonfigurationen zu gelangen. Die Anströmbedingungen wurden entsprechend der parallel zu den Rechnungen durchgeführten Experimente im Trisonikkanal der DLR in Köln gewählt.
Zur Untersuchung des Einflusses der ankommenden Rumpfgrenzschicht wurde, analog zu den Experimenten, das im Windkanal vermessene Grenzschichtprofil vorgegeben.

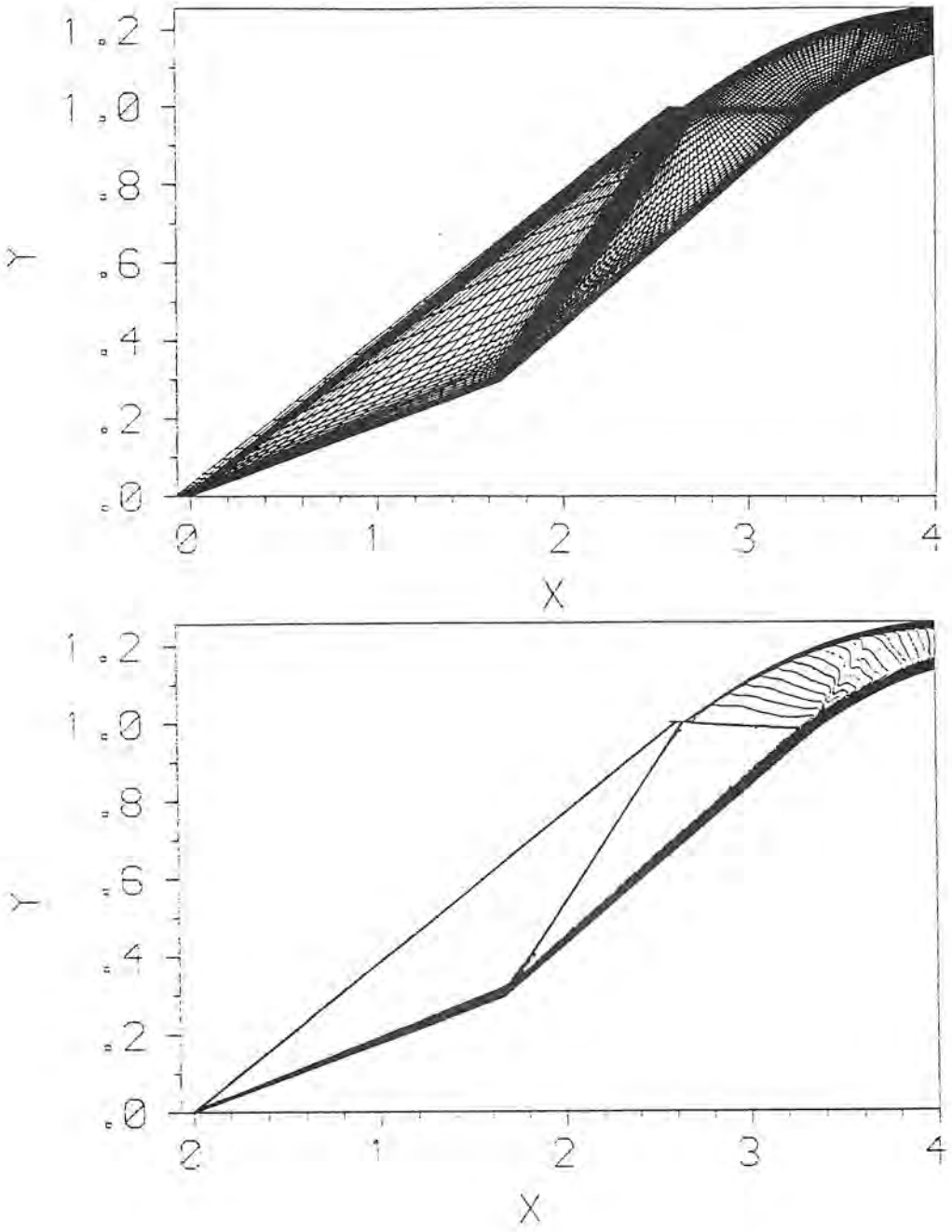


Bild 1. Adaptiertes Rechennetz (oben) und Linien konstanter Machzahl (unten) für eine turbulente Navier-Stokes-Simulation; Anströmmachzahl M = 4.5, $Re_{\infty} = 8.0E + 07$.

Literatur

[1] Müller, B. "Simple Improvements of an Upwind TVD Scheme for Hypersonic Flow", AIAA Paper 89-1977, 1989.

weiteres Vorgehen

Neben der Simulation der Einlaufströmung im Auslegezustand ist geplant, auch eine Reihe von "Off-Design" Zuständen zu untersuchen. Weiterhin soll das Integrationsgebiet stromab bis in das angrenzende Unterschallgebiet hinein verlängert werden. Von besonderem Interesse wird hierbei das Strömungsfeld beim Einsetzen des "Unstart", d.h. vor allem die Wechselwirkung des abschließenden senkrechten Verdichtungsstoßes mit der Rampengrenzschicht sein.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis: Aerothermodynamics Section (YPA)

Ansprechpartner: Jochem Häuser, Jean Muylaert, Johannes Grawe

Institution: European Space Research and Technology

Adresse: P.O. Box 299, 2200 AG Noordwijk

Telefon: int-31-1719-84782

Telefax: int-31-1719-85421

weitere Partner:

Thema: 3D Navier-Stokes Solutions for the Space Shuttle

Ausgangssituation

In the framework of the Hermes support Navier Stokes computations using structured monoblock grids have been performed. Two software packages Grid* and NSS* have been used to determine moment coefficients as well as heat fluxes for the Shuttle Orbiter.

Ziel

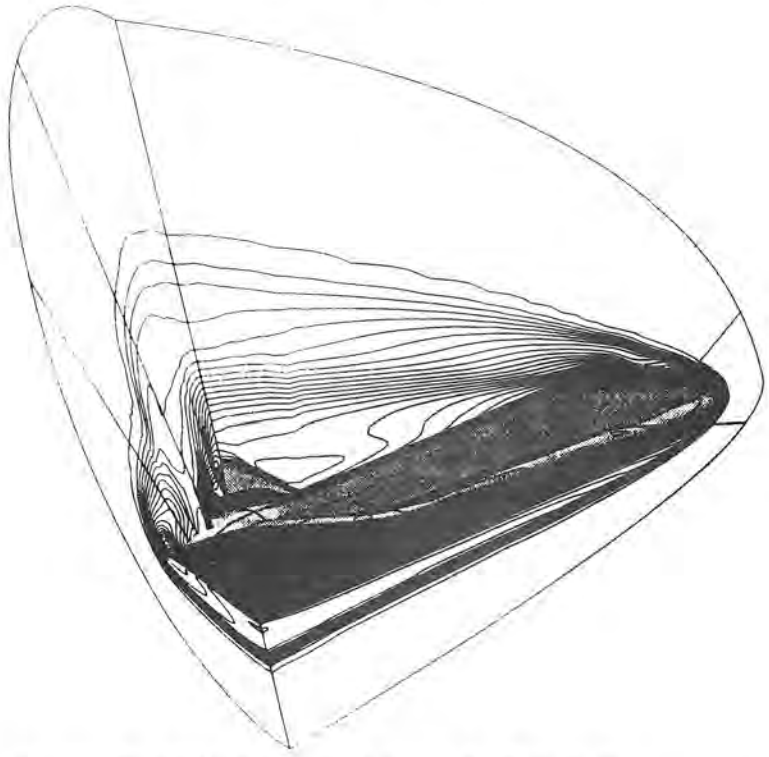
The objectives are the "rebuilding" of the orbiter pitching moment behaviour and variation in heat flux during reentry. Particular attention will be put on grid topology and its influence on convergence and accuracy of the results.

Lösungsweg

Two software packages, Grid* and NSS*, have been used to generate various grids for the Space Shuttle and to calculate laminar Navier-Stokes solutions. The asterisk stands for the Unix wildcard to indicate that both packages consist of a set of modules, comprising a so called toolbox. The packages are written in ANSIC, resulting in very compact, fast and portable code using advanced data structures. Grid* has been used to generate mono and multiblock grids for the Space Shuttle, which are slope continuous; i.e. block boundaries are invisible. These grids are automatically interfaced to NSS*, providing the necessary block overlap for the 3rd order MUSCL implicit solution technique.

Ergebnis

Results are presented for two Shuttle geometries. First, a grid was generated for a European defined model, which was tested in four European wind tunnels. For the simulation, the Orbiter geometry was simplified in such a way, that a plane was assumed at the end of the vehicle. That is, influence of the bodyflap was not accounted for and the base flow was not calculated. In addition, only part of the vertical fin was retained. Free stream conditions were taken from windtunnel data to calculate the flow field of the wind tunnel. A monoblock and a four block grid was generated, to investigate the influence of the singularity line of the monoblock grid on pressure, velocity and heat flux rates. It was also found that the convergence behaviour of the code was improved by the multiblock grid. Second, results are presented for the Shuttle geometry to be compared with free flight data. Here a grid has been generated that exactly models the rear part of the Shuttle, incorporating the body flap. The main goal of this work is the determination of the pitching moment.



Literatur

1) Space Shuttle Lessons Learned, Vol 1,2
2)
3) J. Häuser, H. Wong, J. Grawe: Grid Impact on 3D Hypersonic Flows, ESA Proceedings 1991

weiteres Vorgehen

Future work will focus on mesh refinement for the Shuttle grids to investigate the influence on the physical parameters, in particular for heat flux. The vertical fin will also be incorporated to perform yaw calculations. In addition, the influence of transition will be investigated.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dipl.-Ing. F. Haidinger und Prof.Dr.-Ing R. Friedrich

Institution Lehrstuhl für Fluidmechanik, Techn. Universität München

Adresse Arcisstr. 21, 8000 München 2

Telefon 089/21052508

Telefax 089/21052505

weitere Partner

Thema Berechnung komplexer zweidimensionaler turbulenter Überschallgrenzschichten

Ausgangssituation

Es besteht ein Bedarf an Rechenverfahren zur 'Vorhersage' komplexer zweidimensionaler, turbulenter Überschallgrenzschichten. Die meisten Turbulenzmodelle gehen von Morkovin's Hypothese aus, d.h. Strukturgrößen der Turbulenz wie z.B. die Dissipationsrate enthalten den Kompressibilitätseffekt nicht explizit. In jüngster Zeit wurden Ansätze in dieser Richtung vorgestellt. Weitere Fortschritte insbesondere bei der Modellierung der turbulenten 'Kompressibilität' stehen noch aus.

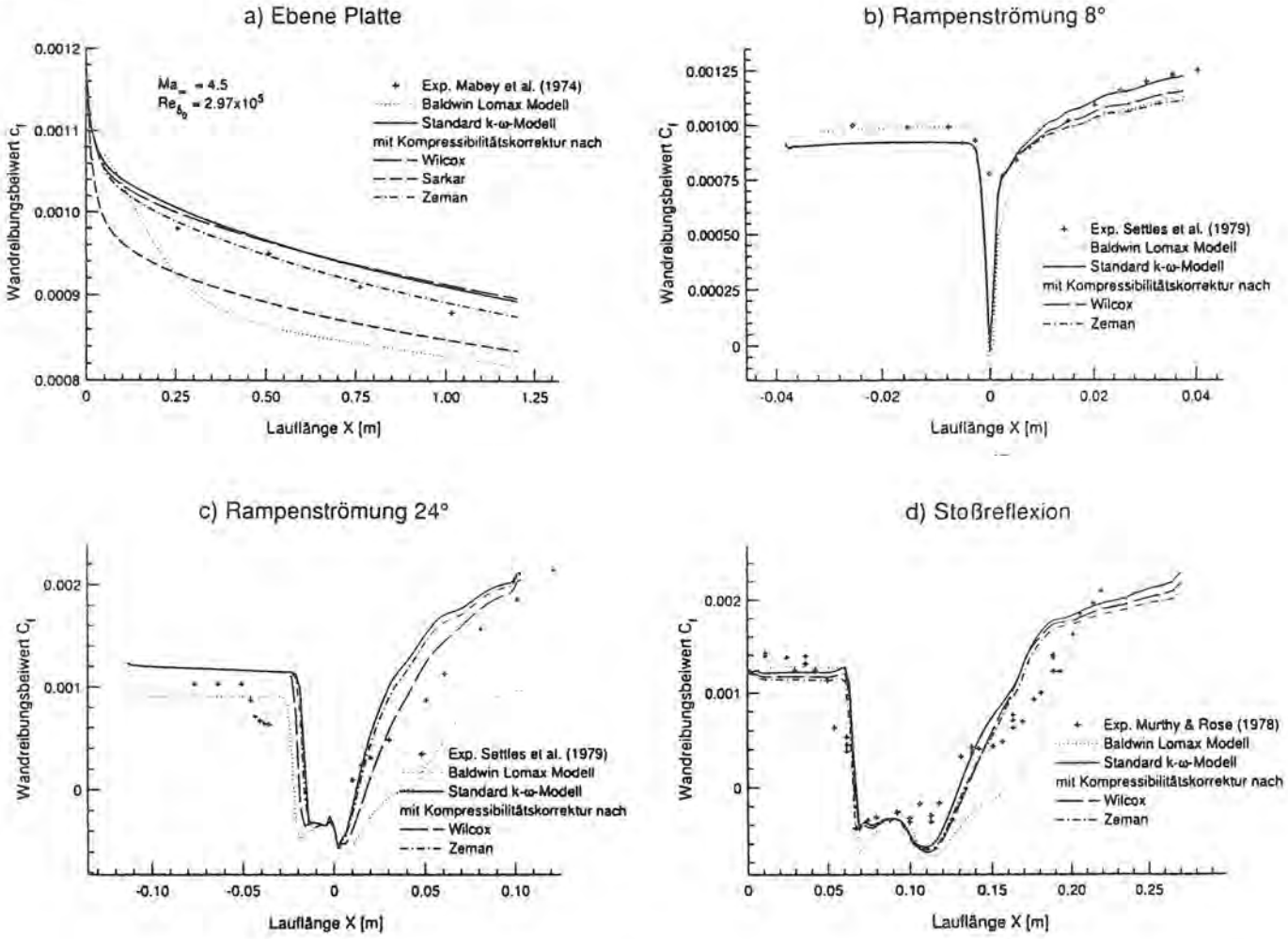
Ziel

Implementierung und Validierung unterschiedlicher Turbulenzmodelle, beginnend mit Zweigleichungsmodellen. Ein erster Kandidat ist Wilcox's k-ω-Modell mit Kompressibilitätskorrekturen. Das k-τ-Modell sowie Mehrgleichungsmodelle sollen später folgen. Testbeispiele sind die ebene Plattengrenzschicht und die Stoßgrenzschichtwechselwirkung bei Rampe und Stoßreflexion.

Lösungsweg

Erweiterung des Codes NSFLEX von M. Schmatz (1989) zur Lösung der statistisch gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen so, daß Transportgleichungen für k und ω 'simultan' integriert werden können. Analog zu NSFLEX erfolgt die Zeitdiskretisierung dieser Transportgleichungen mit einem impliziten Verfahren 1. Ordnung. Die konvektiven Flüsse an den Zellgrenzen werden mit Hilfe eines lokal eindimensionalen approximativen Riemann-Lösers berechnet. Zentrale Differenzen dienen zur Diskretisierung diffusiver Flüsse. Zwei verschiedene Strategien der Kopplung zwischen NSFLEX und den diskreten Transportgleichungen wurden untersucht.

Ergebnis



Die Abbildungen geben den Einfluß unterschiedlicher Turbulenzmodelle auf den Reibungsbeiwert bei Platte, Rampe und Stoßreflexion wieder. Kompressibilitätskorrekturen in der turbulenten Dissipationsrate zeigen bei der Plat-tengrenzschicht besondere Wirkung. Verbesserungen gegenüber dem Baldwin-Lomax-Modell sind offensichtlich.

Literatur

Schmatz, M. (1989): NSFLEX. MBB/FE 122/S/PUB/366-Report.
Wilcox, D.C. (1991): AIAA paper 91-1785.
Sarkar, S., Erlebacher, G., Hussaini, M.Y. (1991): Proc. 8th Int. Symp. Turbulent Shear Flows, Munich, Sept. 9-11.
Zeman, O. (1990): Physics of Fluids A, Vol. 2, No. 2.

weiteres Vorgehen

Implementierung und Validierung des k-τ-Modells von Abid, Speziale, Thangham (1991) und des Reynoldsspannungsmodells von Speziale und Sarkar (1991).

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Gerhard Hartmann

Institution MBB - UK, KT225

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Abt. KT225, Postfach 801169
8000 München 80

Telefon 089-607-27365
Telefax 089-607-29310

weitere Partner

Thema

Berechnung von reibungsfreien und reibungsbehafteten Düsenströmungen mit einem Eulerverfahren, bzw. Euler-Grenzschicht-Verfahren.

Ausgangssituation

Die Eulergleichungen werden in quasikonservativer Form mit einem expliziten finiten Differenzenverfahren integriert. Für die Lösung der Grenzschichtgleichungen 2.Ordnung steht ein Raumschrittverfahren, ebenfalls mit finiten Differenzen, zur Verfügung [3].

Ziel

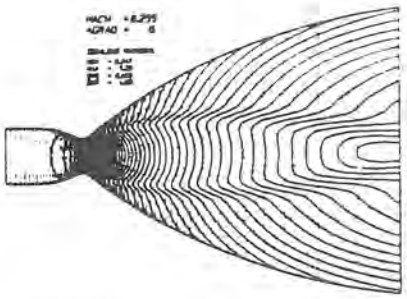
Entwicklung eines Verfahrens zur numerischen Simulation von komplexen reibungsfreien und reibungsbehafteten Düsenströmungen unter Berücksichtigung von realen Gasen im chemischen Gleichgewicht, sowie mit und ohne Filmkühlung im Überschallteil.

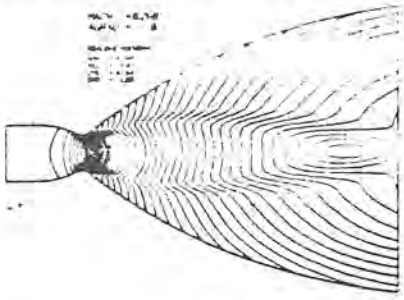
Lösungsweg

- Einbau einer allgemeinen Zustandsgleichung zur Berücksichtigung von Verbrennungsgasen unterschiedlicher Zusammensetzung.
- Anpassung des Eulerverfahrens an eine Mehrblockstruktur des Netzes und Einführen eines Fit-Algorithmus für die Kontaktfläche zwischen Kühlfilm und Hauptströmung in der Düse im reibungsfreien Fall.
- Einfügen einer äquivalenten Quellenverteilung an der Wand zur Berücksichtigung des Grenzschichteinflußes im reibungsfreien Teil.
- Enge Kopplung zwischen Euler- und Grenzschichtverfahren.

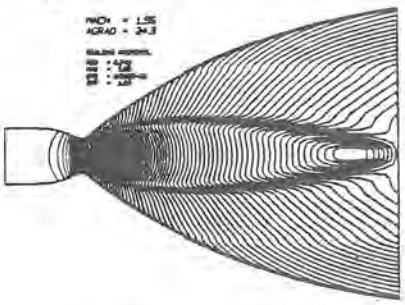
Ergebnis

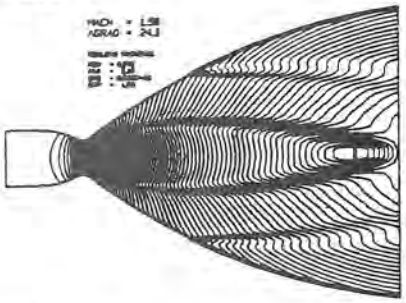
1. Isomachlinien für die reibungfreie Strömung ohne Turbinenabgaseinleitung.
   a.) Idealgas γ=1.1751 b.) Realgas: Verbrennungsgas H_2/LOX Mischungsverhältnis O/F=7.09



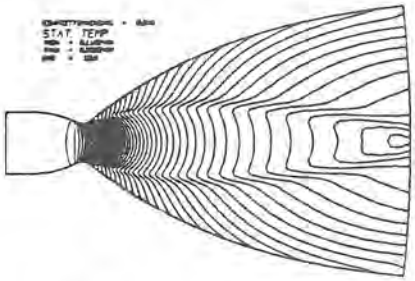


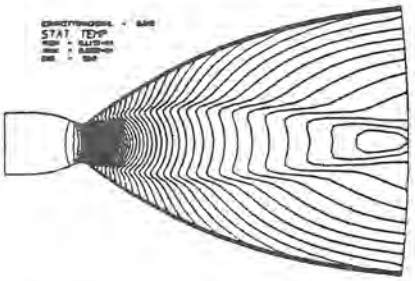
2. Isomachlinien für die reibungsfreie Strömung mit Filmkühlung.
   Realgas H_2/LOX: Hauptströmung O/F=7.09 - Kühlfilm O/F=0.93
   Turbinenabgaseinleitung mit:
   a.) p_{TEG}=0.1 MPa b.) p_{TEG}=0.2 MPa





3. Temperaturisolinien für die konisch verlängerte Düse.
   Idealgas mit γ=1.17
   a.) reibungsfrei b.) reibungsbehaftet





Literatur

[1] Hartmann G.: "Berechnung von reibungsfreien Düsenströmungen", DGLR-Paper No. 89-148, Jahrestagung der DGLR, Hamburg (1989).

[2] Weiland C., Hartmann G., Menne S.: "Aerothermodynamics of Nozzle Flows for Advanced Hypersonic Propulsion Systems", AGARD Paper CP510-33 (1991).

[3] Monnoyer de Galland F.: "SOB2D, a FORTRAN Program for the Calculation of Two-dimensional Boundary Layers", MBB-LKE122-AERO-MT-780, 1987.

weiteres Vorgehen

- Erweitern des Verfahrens auf zwei Einblasstellen.
- Anpassung des Grenzschichtcodes an eine allgemeine Zustandsgleichung.
- Anwendung eines Navier-Stokes-Verfahrens.
- Einführen von thermischen und chemischem Nichtgleichgewicht.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig

Telefon (0531)391-2972/2971

Telefax (0531)391-5952

weitere Partner Dipl.-Ing. H. Petzel

Telefon (0531)391-2982

Thema Hypersonische Eckenströmungen

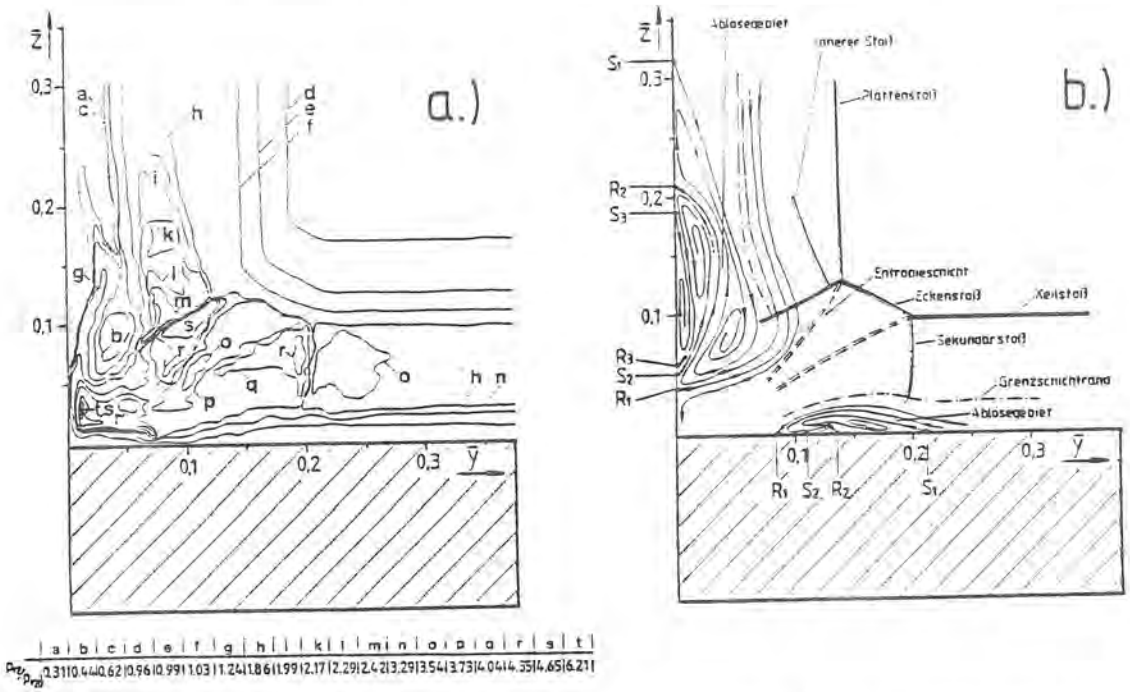
Ausgangssituation Die Eckenströmung ist ein wichtiges Detailproblem der Hyperschallaerodynamik. Für das physikalische Verständnis dieser Strömung und zur Validierung theoretischer Verfahren besteht ein Interesse an detaillierten experimentellen Untersuchungen, die insbesondere für unsymmetrische Modelle im Hyperschallbereich noch nicht vorliegen. Desweiteren ist noch nicht in ausreichendem Maße geklärt, unter welchen Bedingungen eine direkte Interferenz der Keilstöße ohne Ausbildung eines Eckenstoßes möglich ist.

Ziel Es sollen neue Erkenntnisse über die Struktur von Eckenströmungen, insbesondere bei unsymmetrischen Modellen, gewonnen werden. Die experimentellen Ergebnisse sollen mit numerischen Simulationsrechnungen verglichen werden. Damit wird die Fähigkeit des numerischen Verfahrens überprüft, die verzweigte Stoßstruktur der Außenströmung und die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen durch geeignete Netzadaption zu erfassen.

Lösungsweg Die experimentellen Untersuchungen werden im Hyperschallwindkanal des Instituts durchgeführt. Sie beinhalten die Messung des Wanddrucks, des Wärmeübergangs, des Pitotdrucks im Strömungsfeld und die Sichtbarmachung von Wandstromlinien. Durch systematische Variation von Eckenwinkel, Keilwinkel und Pfeilwinkel wurde der Einfluß dieser Parameter an symmetrischen Eckenkonfigurationen untersucht. Unsymmetrische Ecken werden aus einer 90°-Ecke abgeleitet, indem entweder der Keilwinkel oder der Pfeilwinkel für beide Eckenflanken unterschiedlich gewählt wird. Machzahl (M_∞ = 12,6) und Reynolds-Zahl (Re = 0,45 · 10^6) bleiben bei diesen Untersuchungen konstant.

Ergebnis

Die bisherigen Untersuchungen der Eckenströmung an symmetrischen Modellen wurden durch eine unsymmetrische, ungepfeilte 8° Keil-Platte-Konfiguration ergänzt. Die Pitotdruckmessungen im Strömungsfeld ergeben auch hier ein Stoßsystem mit Eckenstoß und Entropieschichten, da die Verdrängungswirkung der Grenzschicht auch über der Platte einen deutlich meßbaren Stoß erzeugt. Entsprechend der unterschiedlichen Stoßstärke von Keil- und Plattenstoß sind auch die Sekundärstöße in ihrer Stärke verschieden. Dadurch ist das Ablöseverhalten ebenfalls unsymmetrisch. Auf der Plattenseite liegt ein ausgeprägtes Ablösegebiet vor. Die Wärmeübergangsmessungen lassen hier auf eine Primär-, eine Sekundär- und eine Tertiärablösung schließen. Die zweidimensionale Plattenströmung weit weg vom Eckenursprung paßt sich zwischen Plattenstoß und Grenzschicht über einen inneren Stoß dem Grenzschichtverlauf an. Auf der Keilseite ist das Ablöseverhalten sehr viel schwächer ausgeprägt.



Strömungsfeld einer unsymmetrischen, ungepfeilten Ecke (8°Keil/Platte)
Machzahl M_∞ = 12,6 a) Pitotdruckisobaren b) Interpretation

Literatur

D. Hummel, H. Oertel: Arbeits- und Ergebnisbericht über das Teilprojekt A3 des SFB 257 für 1990 und 1991 (1991).

weiteres Vorgehen

Als weitere unsymmetrische Eckenströmung soll eine Konfiguration mit unterschiedlichen Pfeilungswinkeln auf beiden Seiten vermessen werden. Ein Fall ohne Eckenstoß soll durch Reduktion des Keilwinkels auf beiden Seiten herbeigeführt werden, so daß dann Keilströmungen mit einem positiven und einem negativen Keilwinkel interferieren, wobei aber auf beiden Seiten wegen der Vedrängungswirkung der Grenzschicht schwache Verdichtungsstöße vorliegen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. L. Kleiser, N.A. Adams, Dr. N.D. Sandham

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2295
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

M. Simen, DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Thema

Numerische Simulation der Transition in kompressiblen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Die richtige Voraussage der Transition ist für den Entwurf von Fluggeräten von zentraler Bedeutung. Der Kenntnisstand zur Transition in Über- und Hyperschallströmungen ist aber noch sehr lückenhaft. Experimente stoßen auf große Schwierigkeiten. Über die klassische lineare Stabilitätstheorie hinaus existieren erst wenige theoretische Ansätze. Die für die Transition wesentliche nichtlineare Entwicklung von Störungen und die Wechselwirkungen verschiedener Instabilitätsmoden bei höheren Machzahlen sind weitgehend unbekannt.

Ziele

Verifikation von klassischen linearen und weiterentwickelten Stabilitätsverfahren. Untersuchung der nichtlinearen Störungsentwicklung und der Wechselwirkungen von Instabilitätsmoden. Analyse der transitionellen Strömungsfelder, Bereitstellung der Erkenntnisse für die Konzeption und Interpretation von Experimenten. Langfristig Fortsetzung der Simulationen in den späten Transitionsbereich und in die Turbulenz zur Bereitstellung von Datenbasen für die Turbulenzmodellierung.

Lösungsweg

Numerische Integration der dreidimensionalen instationären Navier-Stokes-Gleichungen für kompressible Strömungen. Verwendung des effizienten zeitlichen Modells der Transition (siehe [1]) und moderner Diskretisierungsverfahren hoher Ordnung. Für die räumliche Diskretisierung wird in den wandparallelen Richtungen Fourier-Kollokation und in der wandnormalen Richtung entweder ein Chebyshev-Kollokationsverfahren oder ein Padé-Differenzenverfahren sechster Ordnung eingesetzt [2]. Das Padé-Verfahren ist wesentlich effizienter und hat sich bereits bei der Simulation der Transition in kompressiblen Mischungsschichten gut bewährt [3]. Zur Zeitintegration wird ein explizites Runge-Kutta-Verfahren dritter Ordnung mit geringem Speicherbedarf eingesetzt.

Ergebnis

Ein Navier-Stokes-Code zur Simulation der Transition in der kompressiblen Grenzschicht an einer ebenen Platte wurde programmiert und intensiv getestet [4]. Vergleiche von Simulationen mit kleinen Störamplituden zeigten eine ausgezeichnete Übereinstimmung mit Ergebnissen der linearen Theorie sowohl für die Eigenwerte (Anfachungsraten und Frequenzen) als auch für die Eigenfunktionen. Auch bei einem Start der Rechnung mit Zufallszahlen (Hintergrundrauschen) konnte die am stärksten angefachte lineare Eigenlösung exakt reproduziert werden. Die Tests umspannten einen Machzahlbereich von $M_\infty = 0.1$ bis $M_\infty = 5$. Erste nichtlineare Rechnungen verliefen ebenfalls erfolgreich. Als ein anspruchsvoller Testfall wurde die Entwicklung einer zweidimensionalen "second mode"-Störung bei $M_\infty = 5$ und $Re = 10^4$ (bezogen auf die Verdrängungsdicke) bis in den nichtlinearen Sättigungszustand berechnet [4]. Starke nichtlineare Effekte zeigen sich insbesondere in der Wirbelstärke. In unmittelbarer Wandnähe bildet sich eine lokale Scherschicht, und nahe der kritischen Schicht entsteht ein ausgeprägter großräumiger Wirbel. Die großen Gradienten im Strömungsfeld erfordern eine sehr feine räumliche Auflösung insbesondere in der wandnormalen Richtung.

Literatur

[1] KLEISER, L. & ZANG, T.A.: Numerical simulation of transition in wall-bounded shear flows. Ann. Rev. Fluid Mech. 23, 495-537 (1991)

[2] ADAMS, N.A.: Vergleich von Padé- und Tschebyscheff-Approximation als diskrete Ableitungsoperatoren. Interner Bericht DLR IB 221-91 A 16 (1991)

[3] SANDHAM, N.D. & REYNOLDS, W.C.: Three-dimensional simulations of large eddies in the compressible mixing layer. J. Fluid Mech. 244, 133-157 (1991)

[4] ADAMS, N.A., SANDHAM, N.D. & KLEISER, L.: A method for direct numerical simulation of compressible boundary-layer transition. Proc. 9th GAMM Conference on Numerical Methods in Fluid Mechanics, Lausanne, September 25 - 27, 1991

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung und abschließende Tests des Simulationsverfahrens. Bereitstellung von Auswerteprogrammen. Durchführung und Auswertung nichtlinearer Simulationen der Transition in der Überschallgrenzschicht an einer ebenen Platte.

Förderung durch

Grundfinanzierung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. P. Krogmann

Institution DLR SM-ES

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen

Telefon 0551-709-2264

Telefax 0551-709-2889

weitere Partner

Thema Laminar-turbulente Transition in Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Für die Auslegung von Hyperschallfluggeräten ist die genaue Kenntnis der Transitionslage und der sie beeinflussenden Parameter von eminenter Bedeutung. Bisherige experimentelle Ergebnisse weisen wegen der Vielzahl der Einflußparameter eine große Streubreite auf, und auch eine zuverlässige theoretische Vorhersage ist bisher nicht möglich.

Ziel

Verständnis der physikalischen Vorgänge im Übergangsbereich von anfänglich laminarer Grenzschicht bis zum völlig turbulenten Bereich als Grundlage für zuverlässige Transitionsvorhersagen und eventuelle wirksame Transitionsbeeinflussung.

Lösungsweg

Es sind mehrere Prinzipexperimente in der Rohrwindkanalanlage der DLR in Göttingen zur Instabilität und Transition in zwei- und dreidimensionalen Über- und Hyperschallgrenzschichten in der Planung bzw. werden derzeit bearbeitet.
Weitere Experimente sind in Vorbereitung zum Studium des Ablöseverhaltens und der komplexen Struktur von Ablösegebieten vor stumpfen Hindernissen, Rampen, in Ecken etc. bei dicken turbulenten Grenzschichten.
Daneben laufen Untersuchungen der Qualität der Anströmung, die als Grundlage für eine eventuelle Verbesserung der Strömungsqualität im Hinblick auf eine möglichst störungsfreie Anströmung ("quiet tunnel") dienen sollen.

Mitteilung

Projektgruppe/	Hyperschall		
Fachkreis	Laminar-Turbulente Transition in Hyperschallströmungen		
Ansprechpartner	E. Kufner, Dr. U. Dallmann		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	**Telefon** **Telefax**	(0551)-709-2442/2427 (0551)-709-2446

weitere Partner

Dr. S. Riedelbauch, M. Simen, Institut für Theoretische Strömungsmechanik, DLR, Göttingen
Dr. B. Müller, ETH Zürich

Thema

Anforderungen an die Berechnung von Hyperschallströmungen
im Hinblick auf Instabilitäts- und Transitionsvorhersagen.

Ausgangssituation

Stabilitätssolver, die der Untersuchung des Umschlages von der laminaren in die turbulente Strömung dienen, benötigen Daten der laminaren Grundströmung als Input. Unter der Voraussetzung einer Parallelströmungsannahme gehen dabei die Geschwindigkeitskomponenten in wandtangentialer Richtung, die Temperatur sowie deren erste und zweite Ableitungen ein.

Ungenauigkeiten in der Grundströmungsberechnung wirken sich besonders nachteilig auf die zweiten Ableitungen der Strömungsgrößen aus. Gerade dafür sind jedoch die Instabilitätsspektren sehr sensitiv, was eine besonders sorgfältige Grundströmungsberechnung fordert.

Ziel

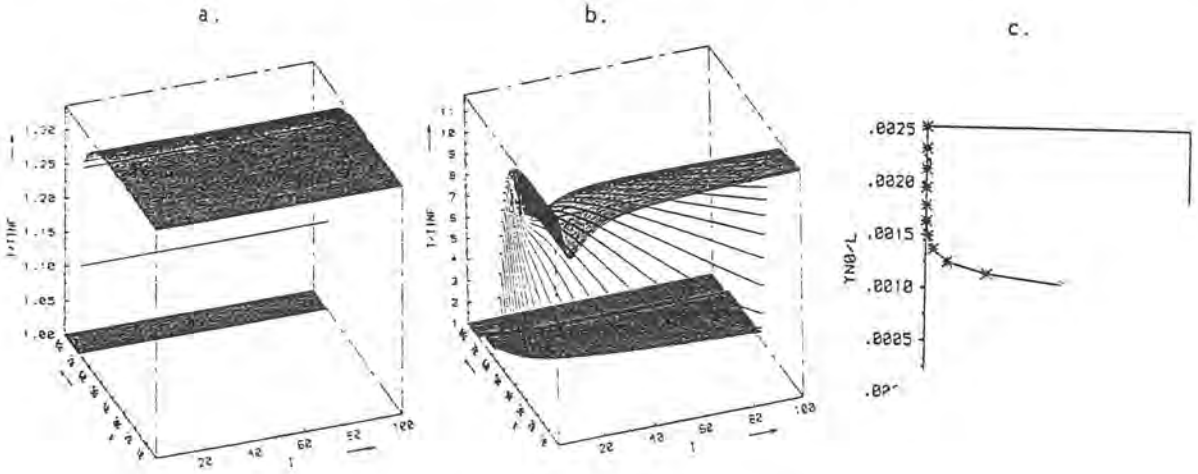
Möglichst genaue Berechnung der hypersonischen Laminarströmung und der Stabilitätsanalyse an stumpfen Körpern sowei Entwicklung geeigneter Validierungskonzepte.

Lösungsweg

Am Institut SM-TS vorhandene Rechenverfahren [2], [3] werden zunächst am strömungsmechanisch einfacheren Fall des spitzen Kegels auf ihre Anwendbarkeit hin ausgetestet. Als Validierungskonzept soll dabei der Vergleich von Lösungen aus mehreren Rechenverfahren unter zusätzlicher Anwendung unterschiedlicher Rechennetze dienen.

Ergebnis

Die verwendeten Grundströmungsberechnungsverfahren basieren auf der Thin-Layer-Navier-Stokes Gleichung, deren numerische Behandlung in [2], [3] beschrieben ist. Zur Vermeidung unphysikalischer Lösungen in unstetigen Bereichen - wie Verdichtungsstößen - ist ein Entropie-Fix nach Harten implementiert.
Im Falle einer Euler-Lösung kann die Qualität der mit obigen Methoden erzielten Ergebnisse daran gemessen werden, inwieweit sie konisch sind. Da die angewendeten Rechennetze konisch aufgebaut sind, müssen daher auf Netzlinien durch die Kegelspitze konstante Strömungsgrößen errechnet werden.
Wie Bild *a* am Beispiel der Temperaturverteilung in der oberen Symmetrieebene des Rechengebietes zeigt, wird das exemplarisch mit dem axialsymmetrisch arbeitenden Raum-Schritt-Verfahren sehr gut erreicht. Die Wichtung des Entropie-Fix hat dabei einen vernachlässigbaren Einfluß.
Bei einer viskosen Lösung ist das Ergebnis nicht mehr konisch, wobei sich ein zu stark gewichteter Entropie-Fix nachteilig auf manche Strömungsgrößen auswirkt. Am Beispiel der Temperatur zeigen sich Überschwinger nahe der Kegelspitze (Bild b). Im Geschwindigkeitsprofil bildet sich ein Wendepunkt aus, der ebenfalls mit dem Entropie-Fix zunimmt. Als weiterer Einfluß ist eine geringe Reduzierung der Grenzschichtdicke mit abnehmendem Entropie-Fix zu bemerken. Verallgemeinerte Wendepunkte verschieben sich hingegen nicht. Folglich ist auch eine Beeinflussung des Stabilitätsverhalten zu erwarten.



Temp.-Verteilung Eulerlösung

Temp.-Verteilung Thin-Layer Navier-Stokes Lösung

erste Abl.

starke Gewichtung des Entropie-F

Axialsymmmetrisches Raum-Schritt-Verfahren

Literatur

[1] Kufner, E., Calculation of Hypersonic Laminar Flows around Sharp Cones for Transition Investigations. Investigation of the Applicability of Special TVD-Upwind Methods. DLR-IB, in Vorbereitung.

[2] Müller, B., Upwind Relaxation Method for Hypersonic Flow Simulation, DLR-FB 91-36, 1991.

[3] Riedelbauch, S., Aerothermodynamische Eigenschaften von Hyperschallströmungen über strahlungsadiabate Oberflächen. Dissertation Technische Universität München, 1991; erscheint als DLR-Forschungsbericht.

[4] Simen, M., COSMET - A DLR-Dornier Computer Program for Compressible Stability Analysis with local Metric. DLR IB 221-91 A 09, 1991.

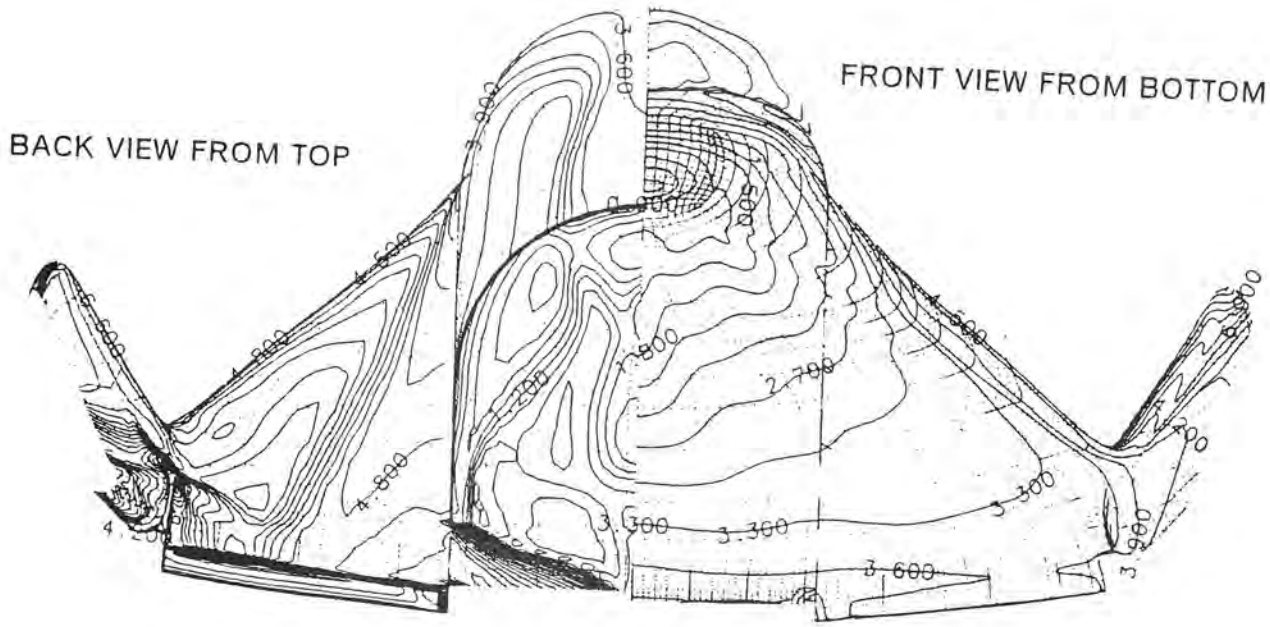
weiteres Vorgehen

Weitere Vergleichsrechnungen am spitzen Kegel unter intensiverer Verwendung von finite-Volumen-Verfahren und feineren Netzen. Übergang auf stumpfe Kegel.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	STAB-Projektgruppe Hyperschall 5. STAB-Workshop
Ansprechpartner	Stefan Leicher
Institution	Dornier Luftfahrt GmbH
Adresse	Abt. "Numerische Strömungsmechanik" BF 30 W-7990 Friedrichshafen 1 Telefon 07545- 8 4819 Telefax 07545- 8 4411
weitere Partner	Dr. Klaus Dortmann, Dornier Luftfahrt GmbH dto.
Thema	Viskose und nicht viskose Strömungen um komplexe Geometrien im Hyperschallbereich
Ausgangssituation	Im Rahmen des europäischen Weltraumprojektes Hermes werden zunehmend viskose und reibungsfreie Berechnungen an wirklichkeitsnahen, komplexen Geometrien erforderlich um genaue Aussagen über Kräfte, Ruderwirksamkeit und lokale Strömungsverhältnisse zu erhalten.
Ziel	Der blockstrukturierte Dornier Strömungslöser IKARUS wurde durch Einbeziehung eines Gleichgewichts-Realgas Modelles erweitert und für die Berechnung von Hyperschallströmungen modifiziert. An der Hermes 1.0 Geometrie mit "body-, wing und winglet-flaps" wurden reibungsfreie Euler-Rechnungen ohne und mit ausgeschlagenen Klappen im Machzahlbereich von M_∞ = 15 bis 25, α = 30° und 40° und β = 0° und 5° durchgeführt. Auch das Ergebnis einer viskosen NS-Lösung wird gezeigt.
Lösungsweg	Die präsentierten Ergebnisse umfassen Druck-, Dichte-, Machzahl- und Temperaturverteilungen auf der Oberfläche sowie in ausgewählten x-Schnitten (siehe Bild). Darüber hinaus wird eine kurze Beschreibung des Verfahrens und der angewendeten Netzgenerierungsmethode gegeben

Ergebnis



Surface Mach-isolines (Λ Mach = .30)
HERMES 1.0
($Ma = 25 \alpha = 30°, \beta = 0°$, *inviscid flow*)

Literatur

Leicher, S. und Dortmann, K.:
Flow Field Computations on HERMES Shape 1.0
DoL Bericht No: BF 12/91 B

Leicher, S. und Rieger, H.:
Flow Field Computations on HERMES
Shapes 0.0 und 0.1
DoL Bericht No: BF 13/90 B

weiteres Vorgehen

Zukünftige Arbeiten konzentrieren sich auf die Validierung der Navier-Stokes Ergebnisse durch Vergleich mit entsprechenden Windkanalexperimenten sowie durch Vergleich mit Freiflugdaten des US-Orbiter. Desgleichen werden die Aussagen bezüglich Ruderwirksamkeiten und Interferenzeffekte infolge viskoser Strömungsphänomene verfeinert.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. F. Maurer / Dr. A. Henckels / A. F. Kreins

Institution DLR

Adresse Postfach 90 60 58, 5000 Köln 90

Telefon 02203/601-2363
Telefax 02203/6012085

weitere Partner Mitarbeit im SFB 253 (RWTH Aachen) der DFG, Auftragsarbeiten für AMD und MBB

Thema Experimentelle Untersuchungen im Bereich laminar und turbulent ablösender Hyperschallgrenzschichten an Platten und Konfigurations-Modellen

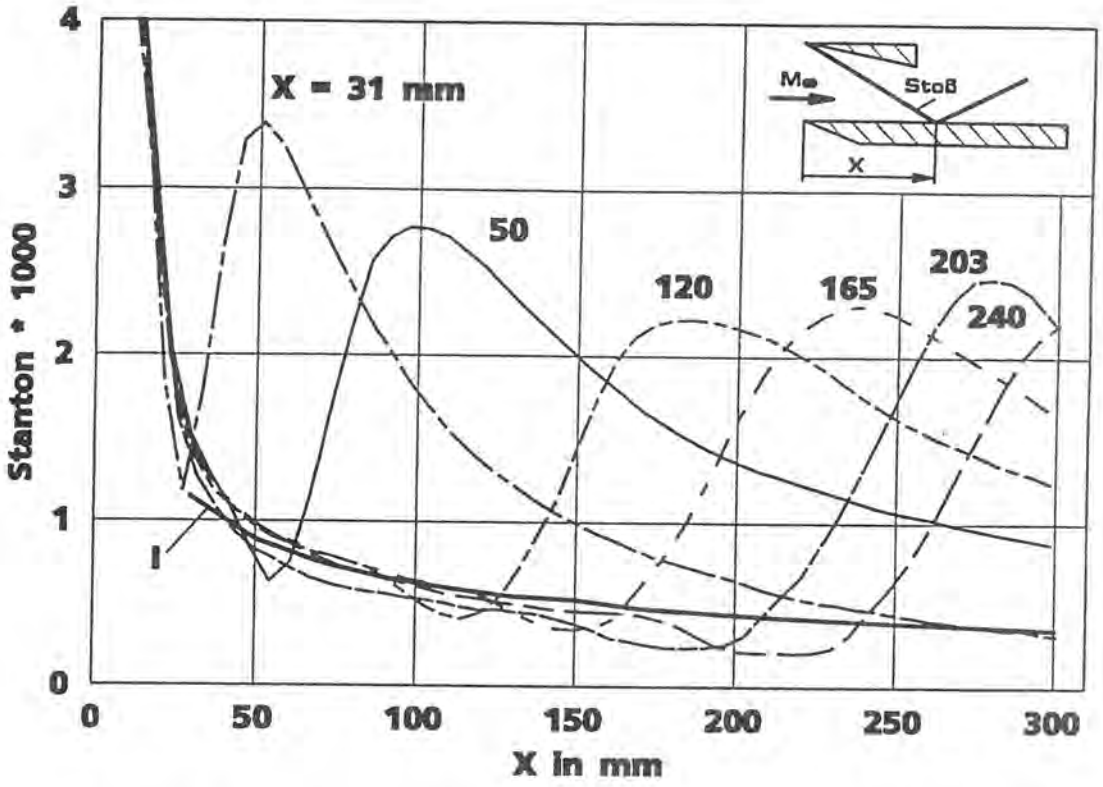
Ausgangssituation Die Wechselwirkung zwischen Verdichtungsstößen und Hyperschallgrenzschichten führt auf Grund der Ablösung und dem Wiederanlegen der Grenzschicht zur Längswirbelausbildung und damit zu erhöhtem Wärmeübergang. Trotz großer Fortschritte im Bereich der CFD ist die Berechnung dieses dreidimensionalen Wechselwirkunsgebiet schwierig. Experimentelle Untersuchungen zur Längswirbelausbildung hinter dem Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungsbereich an ebenen Platten sind für den Hyperschall zur Zeit nicht bekannt.

Ziel Nachdem erste Experimente zur Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung im laminaren Bereich durchgeführt worden sind, ist jetzt die Ausdehnung der Versuche auf erzwungen transitionell oder turbulente Grenzschichten angestrebt. Insbesondere soll der Wechselwirkungsbereich mit Grenzschicht-Sonden ausgemessen werden. Es ist das Ziel, den Zusammenhang zwischen den bestimmenden Einflußgrößen auf die Längwirbel aus experimentell gewonnenen Ergebnissen abzuleiten.

Lösungsweg An der tangential angeströmten Platte mit scharfer, bzw. gerundeter Vorderkante und bei laminarer oder (erzwungen) turbulenter Grenzschicht wird durch schräg einfallende Stöße eine Grenzschicht-Ablösung erzeugt. Mit Hilfe der Thermovision-Technik wird die zeitliche Entwicklung der Oberflächentemperatur auf dem Modell gemessen. Anschließend werden mit geeigneten Auswerteverfahren Linien konstanten Wärmeübergangs bestimmt. Die Verwendung weiterer Meßmethoden, wie die Oberflächen- und Pitot-Druckmeßtechnik, die Oberflächen-Fließbild-Technik und das Schlierenverfahren sollen einen zusätzlichen Beitrag zur physikalischen Interpretation der Strömungsvorgänge liefern.

Ergebnis

Zur Untersuchung von Stoß-Grenschicht-Wechselwirkungsgebieten wurden Versuche durchgeführt, bei denen ein Stoßgenerator (Keil) eine Stoßfläche erzeugt, die stromab auf eine ebene Platte traf. In Ölanstrich- und Infrarotbildern wurden dabei streifenförmige Strukturen sichtbar, die auf die Ausbildung von Längswirbeln hindeuteten. Diese Längswirbel verursachen hinter dem Wechselwirkungbereich hohe stationären Wärmelasten.



Das Bild zeigt die mittels Thermovision gemessene Stantonzahl-Verteilung auf der Symmetrielinie einer flachen Platte bei der Machzahl 8.7 und unterschiedlichen Auftrefforten x des Stoßes. Desweiteren ist zum Vergleich die Stantonzahl-Verteilung (I) für die ungestörte ebene Plattenströmung eingezeichnet.

Literatur

Henckels A., Maurer F., *Experimentelle Untersuchungen im H2K der DLR Köln-Porz zur stoßinduzierten Grenzschichtablösung*. DGLR-Bericht 90-06, pp. 296-300, 1990

Henckels A., Herzog P., Maurer F., *Experimental Study of Hypersonic Shock Wave Boundary Layer Interactions by Means of Infrared Technique*. Proc. of the 1st European Symp. on Aerothermodynamics for Space Vehicles, ESTEC Noordwijk, Netherlands, 28-30 May 1991, to be published.

weiteres Vorgehen

Es soll untersucht werden, mit welcher Art von Turbulenzgeneratoren bei den vorliegenden Strömungsbedingungen im H2K turbulente Grenzschicht erzeugt werden kann. Die unter laminaren Grenzschicht-Bedingungen gefahrenen Versuche sind dann unter turbulenten Bedingungen zu wiederholen und die Ergebnisse zu vergleichen. Zum weiteren Verständnis der Strömungsvorgänge in den Wechselwirkungsbereichen sollen neben Infrarot- und Ölbildstudien auch Pitot-Druckmessungen erfolgen.

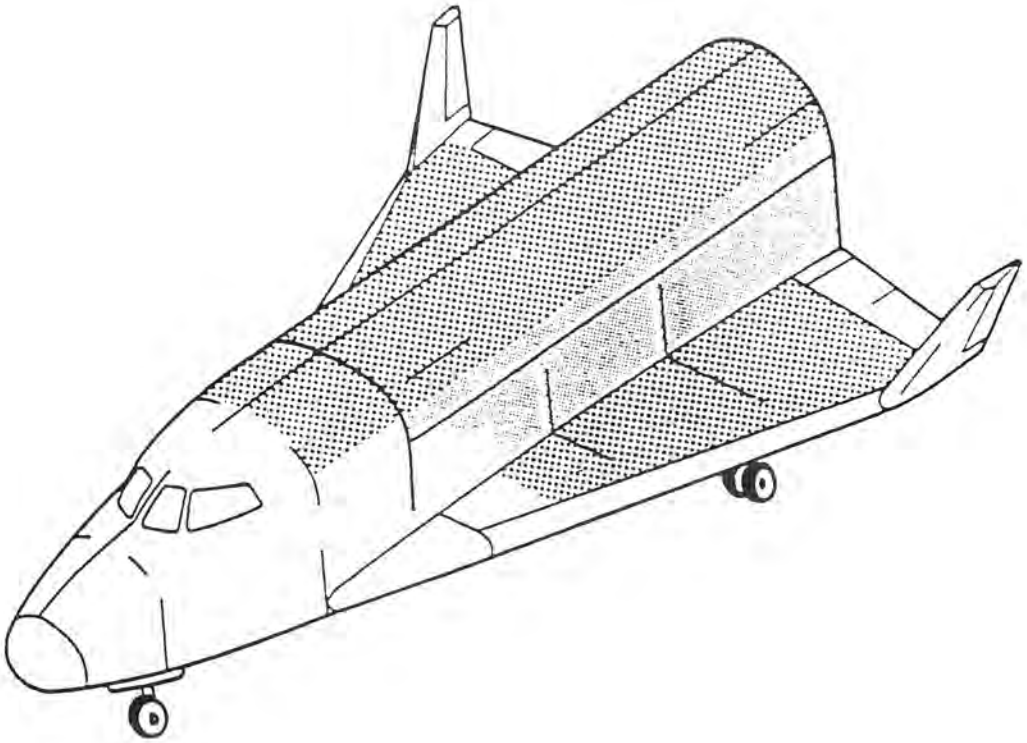
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Josef Mertens, Jürgen Kotschote
Institution	Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF1, EF17
Adresse	Hünefeldstr. 1-5 W-2800 Bremen 1 Telefon 0421-538-3802,-3908 Telefax 0421-538-4486
weitere Partner	MBB/ERNO, Bremen Dassault, Toulouse
Thema	HERMES Flexible External Insulation (FEI)
Ausgangssituation	Für das amerikanische Space Shuttle wurde eine leichte Isolierung für die Bereiche T<600°C entwickelt (AFRSI). Es handelt sich um Matratzen-ähnliche Matten aus Silikatfasern, die empfindlich für aerodynamische Anregung (Flattern) und Erosion sind. DA untersucht die aerodynamischen Aspekte der FEI.
Ziel	Qualifizierung der FEI für die an HERMES während Start und Landung auftretenden Lasten.
Lösungsweg	- Aufstellung eines Konzepts zur Qualifizierung der FEI gegen aerodynamische Lasten. - Auswahl der Methoden zur Qualifizierung, i.W. Experimente - Erarbeitung geeigneter Meß- und Testverfahren - Durchführung der einzelnen Qualifikationsschritte. Das beinhaltet Vorschläge zur Verbesserung des FEI-Designs.

Ergebnis

Es wurde ein Übersichtsbericht erstellt über das Spektrum aerodynamischer Lasten, die bei Start und Landung an der FEI angreifen. Mögliche Testanlagen wurden darin aufgelistet, Versuchsanordnungen vorgeschlagen.

In Kürze wird ein erster transsonischer Test auf Flatterempfindlichkeit durchgeführt.



Literatur

J. Mertens Test Requirements and Selection of Wind Tunnels for the Aerodynamic Testing of the HERMES Flexible External Insulation (FEI)
DA-Report EF-1813, 26.10.1990

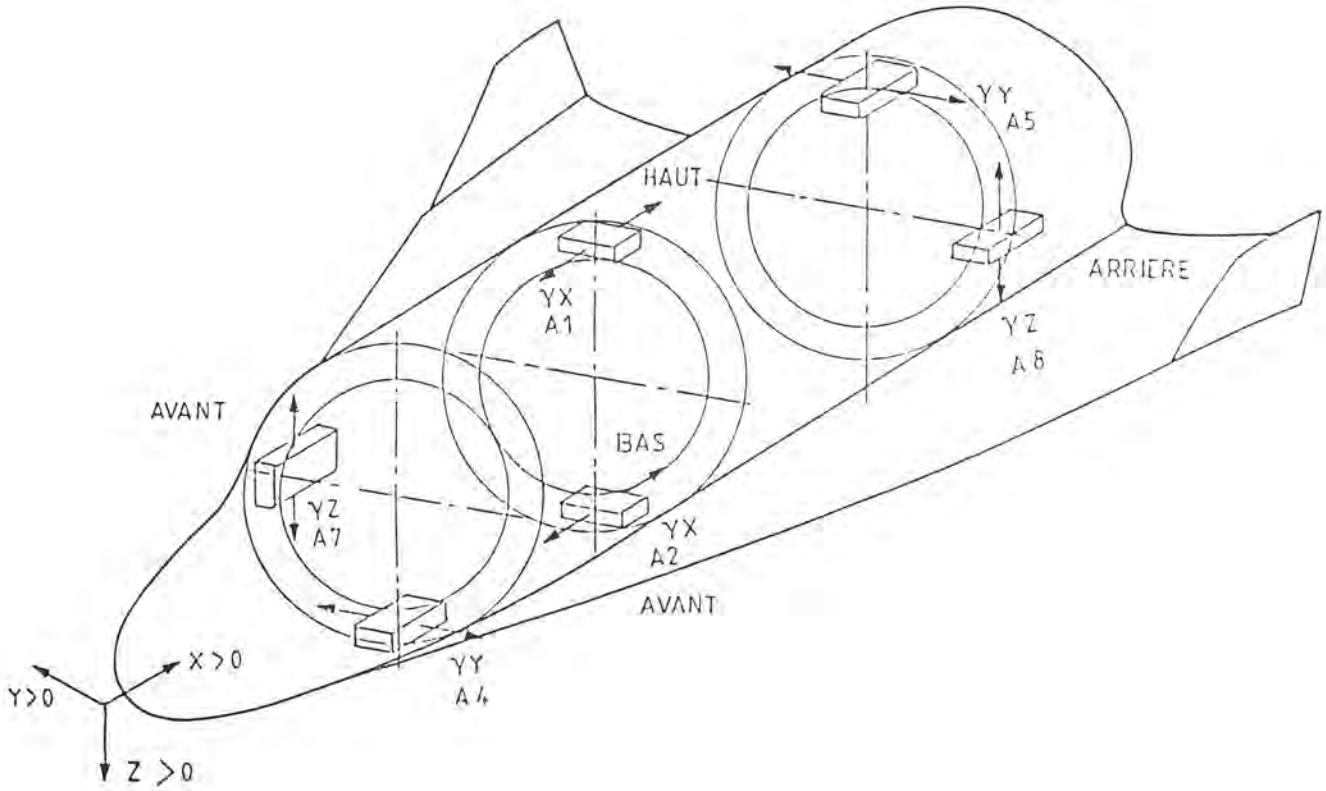
weiteres Vorgehen Erste Versuch finden Anfang 1992 statt. Die folgenden Tests werden der Entwicklung der FEI laufend angepaßt. Eine Qualifizierung der FEI für die HEMES-Lebensdauer muß bis zum Erstflug HERMES erfolgen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Josef Mertens, Rolf Henke
Institution	Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF1, EF17
Adresse	Hünefeldstr. 1-5 W-2800 Bremen 1
	Telefon 0421-538-3802,-3913 Telefax 0421-538-4486
weitere Partner	VKI, Brüssel Dassault Aviation, Paris
Thema	**HERMES Hyperschallversuch, Modell 3014, Form 0.0** **6-Komponenten-Kraftmessungen**
Ausgangssituation	Die Versuche wurden im November 1989 und März 1990 im Longshot des VKI in Brüssel durchgeführt. Die 6-Komponenten Kraftmessungen erfolgten mittels einer speziellen, steifen Waage und 6 piezoelektrischen Minibeschleunigungsaufnehmern. Das Modell mitsamt dem modellseitigen Waagenteil wurde als starr angenommen.
Ziel	- Vergleich der HERMES-Formen V und 0.0 - Auswertung der Meßtechnik bezüglich Qualität und Produktivität - Vorschlag von Verbesserungen für zukünftige Messungen
Lösungsweg	Die Messungen wurden ausgewertet. Mängel in der derzeitigen Vorgehensweise wurden erkannt. Vorschläge zur Abhilfe wurden vorgestellt.

Ergebnis

Der Versuchsbericht wurde erstellt. Ergebnisse von (in diesem Stadium) brauchbarer Qualität wurden erreicht. Mögliche Maßnahmen zur Verbesserung der Auswertegenauigkeit wurden dargestellt. In einem ESA-Vortrag wurden weitergehende Möglichkeiten zur Verbesserung aufgezeigt, insbesondere bei verkürzten Meßzeiten.



Hermes 3014: accelerometer installation

Literatur

J. Mertens, R. Henke — Hypersonic Force and Moment Measurement on Model 3014, Shape 0.0, Final Report MBB-Report H-NT-1-0193-MBB, DA number EF 1858, 14.6.1991

D. Vanmol, M. Carbonaro — Measurements of Aerodynamic Loads at Mach 14 on the HERMES Shape 0.0, Model No 3014, Results of Wind Tunnel Test Program No 2110-a VKI Contract Report 1990-25/AR, August 1990

J. Mertens, K. König — Short Time Force Measurement System in "Aerothermodynamics", Proceedings of the First European Symposium, ESTEC, Noorwijk, Netherlands 28-30 May 1991, pp. 223-227

weiteres Vorgehen Die Vorstellungen zur Erstellung von Filtermasken für zukünftige Versuche im 10-20ms-Bereich sind vorhanden. Es wird eine deutliche Reduzierung der Streubreite erwartet.

Die Entwicklung einer Meßtechnik für sehr kurze Versuchszeiten (bis unter 1 ms) soll in Angriff genommen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner B. Müller

Institution Institut für Fluiddynamik, ETH Zürich

Adresse ETH-Zentrum, CH-8092 Zürich

Telefon 0041-1-256 2645

Telefax 0041-1-262 0582

weitere Partner P. Niederdrenk, H. Sobieczky,
DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Thema Berechnung von Hyperschallströmungen.

Ausgangssituation Geometriegenerator (H. Sobieczky),
Adaptiver hyperbolischer Netzgenerator (P. Niederdrenk),
Raumschrittverfahren für 3D Euler- und Thin-Layer
Navier-Stokes-Gleichungen (B. Müller).

Ziel Aerodynamische Untersuchung von Hyperschallströmungen um
Wellenreiter und Sänger.

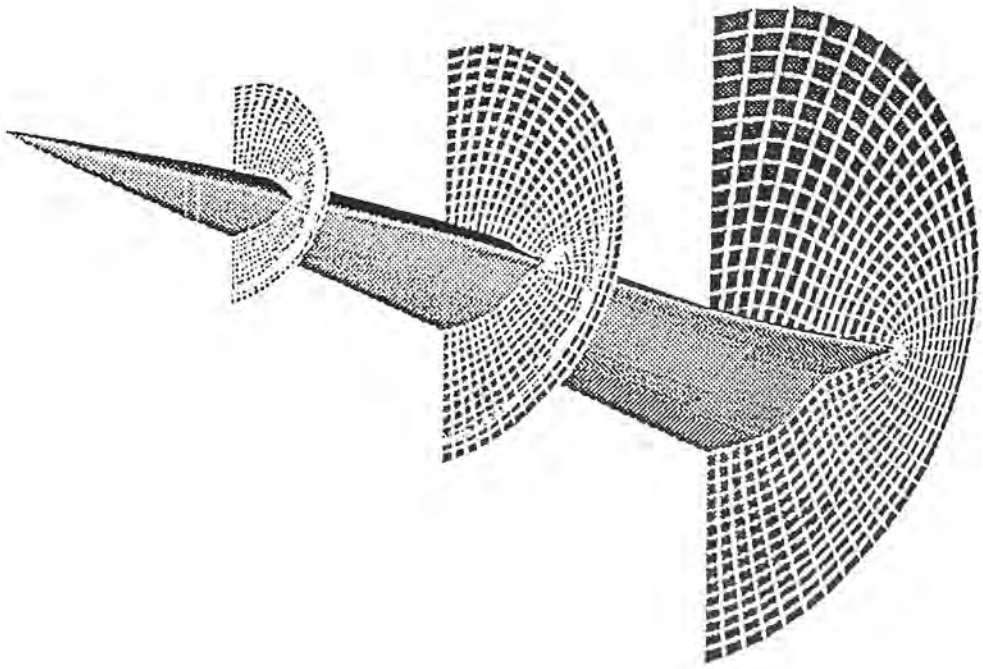
Lösungsweg Kopplung von Raumschrittverfahren mit adaptivem Netzgenerator
in Querströmungsebenen.

Ergebnis

Berechnung reibungsfreier Strömung um Vorkörper eines generischen Raumtransportflugzeugs:

1 Adaption pro Querströmungsebene reicht.

generic forebody; adapted coarse cross section grids (16 x 41 x 16)



Literatur

B. Müller, P. Niederdrenk, H. Sobieczky:

Hypersonic Flow Simulation on an Adapting Grid.
9th GAMM Conf. on Numerical Methods in Fluid Mechanics,
Lausanne, Sept. 15-27, 1991.

weiteres Vorgehen

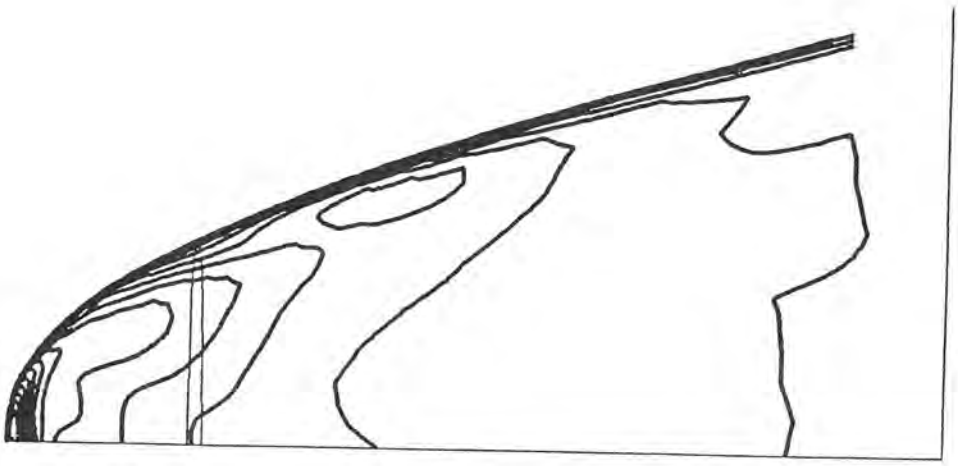
Anwendung der Kopplungsstrategie auf viskose Strömungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Ch. Mundt
Institution	MBB-UF, FE211
Adresse	Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH Unternehmensbereich Flugzeuge Postfach 801160, 8000 München 80
Telefon	089-60729689
Telefax	089-60729766
weitere Partner	
Thema	Berechnung 3-D viskoser Hyperschallströmungen im chemischen Nichtgleichgewicht
Ausgangssituation	2D-Grenzschichtverfahren im Nichtgleichgewicht /1/ 3D-Grenzschichtverfahren Idealgas/Gleichgewicht /2/ Eulerverfahren /3/
Ziel	Gekoppelte Lösung des Strömungsfeldes um 3D-Körper im chemischen Nichtgleichgewicht, Modellierung der Hochtemperatureffekte & Randbedingungen
Lösungsweg	Obertragung des 2D-Algorithmus auf 3D.

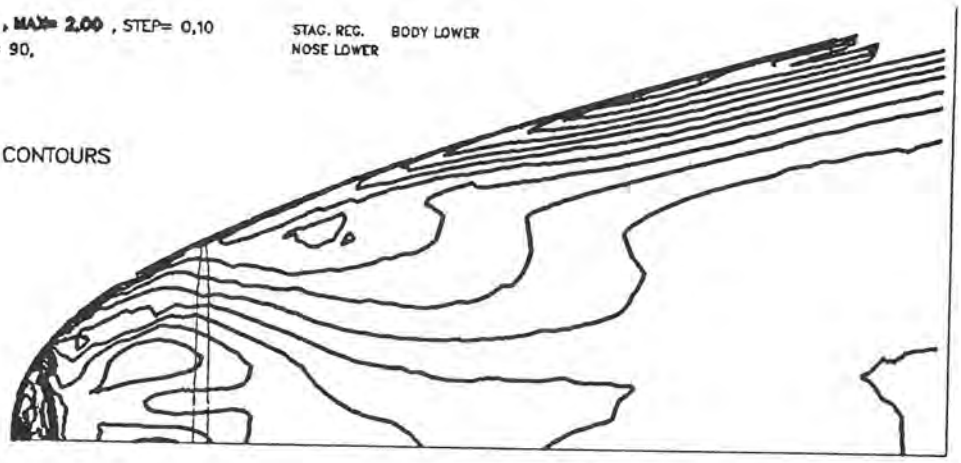
HERMESN KEGNISB MA=25.0 RE/M=2.0E4 L=6.5 SSP. TW=1200 CHM

CP CONTOURS



MIN= 0.00 , MAX= 2.00 , STEP= 0.10 STAG. REG. BODY LOWER
Φ=-90. Θ= 90. NOSE LOWER

M N CONTOURS



MIN= 0.00 , MAX= 1.00 , STEP= 0.01 STAG. REG. BODY LOWER
Φ=-90. Θ= 90. NOSE LOWER

Druckbeiwert und N-Massenfraktion an der HERMES Unterseite

Literatur

/1/ Mundt, Ch.; Monnoyer, F.: Calculation of hypersonic non-equilibrium viscous flow using second order boundary layer theory, International Aerospace Congress, Melbourne, 1991.

/2/ Monnoyer, F.; Mundt, Ch.; Pfitzner, M.: Calculation of the hypersonic viscous flow past reentry vehicles with an Euler-boundary layer coupling method, AIAA-Paper 90-0417, 1990.

/3/ Pfitzner, M.: Simulations of inviscid equilibrium and non-equilibrium hypersonic flows, 12th Int.Num.Meth.Fl.Dyn., Oxford, 1990.

/4/ Mundt, Ch.: Calculation of viscous hypersonic flows in chemical non-equilibrium, 9th GAMM Conference, Lausanne, 1991.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr.-Ing. H. Olivier

Institution RWTH Aachen, Stoßwellenlabor

Adresse Templergraben 55
5100 Aachen

Telefon 0241/806402
Telefax 0241/174980

weitere Partner

Thema Leistungsdaten des Aachener Stoßwellenkanals TH 2

Ausgangssituation Konstruktion und Bau des Aachener Stoßwellenkanals TH 2 erfolgten zu Beginn der siebziger Jahre. Seit 1975 und früher wird der Kanal für Untersuchungen auf dem Gebiet der Stoßwellenausbreitung und der Hyperschallströmung genutzt. Im Rahmen des europäischen Hermes-Programms erfolgte in den Jahren 1985 und 1986 ein umfangreicher Ausbau. Seit Beginn des experimentellen Hermes-Entwicklungsprogramms wird der Kanal intensiv für Messungen an verschiedenen Hermes-Konfigurationen und vereinfachten R & D-Modellen genutzt. Untersuchungen an Reichweitenfluggeräten erfolgen im SFB 253 "Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen".

Ziel Bestimmung der Strömung um Wiedereintrittskörpern, Reichweitenfluggeräten und Prinzipmodellen unter möglichst realistischen Hochenthalpieströmungsbedingungen.

Lösungsweg Die Simulation der für den Wiedereintritt typischen Realgaseffekte erfordert in einer Bodenversuchsanlage unter anderem die Einhaltung der realen Flug- oder Strömungsgeschwindigkeit. Sollen durch eine Düsenexpansion Strömungsgeschwindigkeiten im Bereich von 2 - 7 km/s erzeugt werden, so sind dafür Düsenruhekammertemperaturen von 2000 - 10.000 K notwendig, die im Stoßwellenkanal kurzzeitig (einige Millisekunden) durch Stoßkompression und -reflexion erzeugt werden /1/.
Der Aachener Stoßwellenkanal TH 2 wird im Augenblick für Strömungsmachzahlen zwischen M_∞ = 7 und 12 und Düsenruhekammertemperaturen zwischen T_0 = 1500 K und 4700 K betrieben /2/. Die Bilder 1 und 2 zeigen die Simulationsbereiche für die Mach- und Reynoldszahl sowie für den "binary scaling" Parameter $\rho_\infty \cdot L, u_\infty$. Letzterer ist wichtig für die richtige Erfassung der Realgaseffekte.

Ergebnis

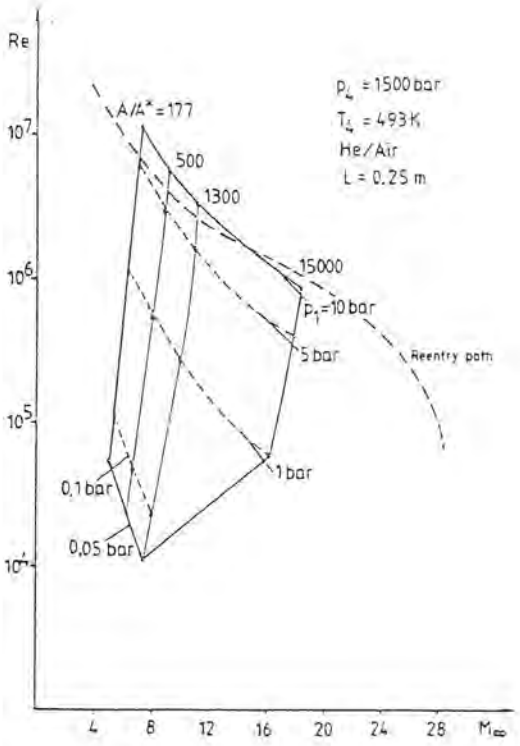


Bild 1: Leistungsbereich für die Mach-Reynoldssimulation

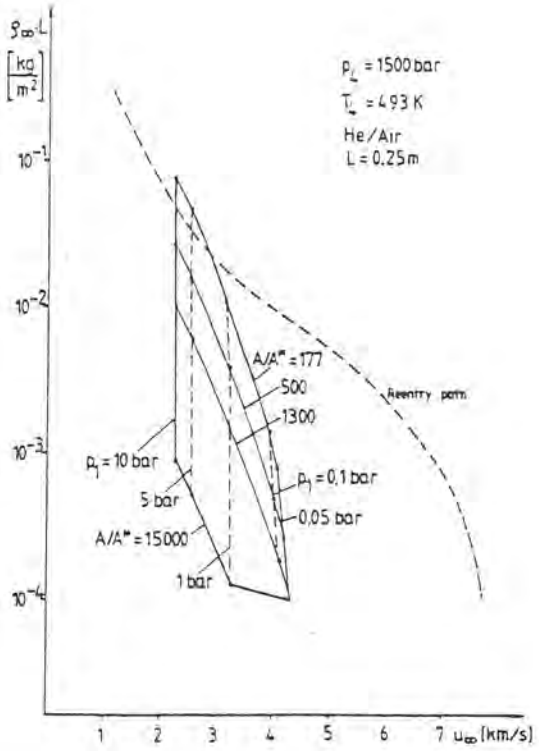


Bild 2: Simulationsbereich des "binary scaling" Parameters

Bisher wurde zur Erzeugung der Düsenströmung eine konische Düse benutzt, bei der durch Austausch des Düsenhalses das Flächenverhältnis und damit die Austrittsmachzahl variiert werden konnten. Nachteilig bei dieser Düsenart ist jedoch ein typischer Machzahlgradient in der Meßstrecke. Seit 1992 kann nun wahlweise auch eine konturierte Düse für die Auslegungsmachzahl $M_\infty = 7$ benutzt werden. Auf der Modelloberfläche werden mit speziellen Sonden die Druck- und Wärmestromverteilung gemessen. Eine Pitotsonde und eine Enthalpiekugel werden zur Bestimmung der Anströmdaten benutzt. Insgesamt stehen 64 Kanäle zur Aufnahme der Meßwerte zur Verfügung. Strömungssichtbarmachung erfolgt mit zeitaufgelösten schwarz/weiß Schlierenaufnahmen oder mit Einzelfarbschlierenbildern.

Literatur

/1/ Esser, B., Grönig, H., Olivier, H.: High-Enthalpy Testing in Hypersonic Shock Tunnels. Second Joint Europe/US Short Course in Hypersonics, January 1989, Colorado Springs, USA.

/2/ Anonymous: Description of the Aachen Shock Tunnel TH 2, 1991, Stoßwellenlabor, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen, Deutschland.

weiteres Vorgehen

Anfang 1992 erfolgt die Kalibrierung der konturierten Düse für mehrere Betriebszustände. Außerdem wird das Strömungsverhalten für den off-design Bereich untersucht. Zur weiteren Leistungssteigerung des Stoßwellenkanals befindet sich ein Detonationstreiber in der Entwicklung. Mit dieser neuen Technik können ähnliche Strömungszustände erzeugt werden wie in einem kolbengetriebenen Stoßwellenkanal (z.B. HEG in Göttingen).

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner M.Sc. D. Poirier, Dr.-Ing. R. Radespiel, Dipl.-Math. A. Findling

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik
Adresse Flughafen
D-3300 Braunschweig

Telefon 0531/395-2834
Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema

Berechnung des reibungslosen, hypersonischen Strömungsfeldes um eine HERMES Entwurfskonfiguration unter besonderer Berücksichtigung der Ruderwirksamkeit.

Ausgangssituation

- Verfahren zur Netzgenerierung für Wiedereintrittskörper basierend auf der Lösung eines elliptischen Gleichungssystems [1,2].
- Verfahren zur Lösung der Euler Gleichungen für Strömungen um Wiedereintrittskonfiguration im Über- und Hyperschall [3].

Ziel

- Untersuchung der Einflüsse von Klappenausschlag und Klappenform auf die reibungslose Umströmung von HERMES.
- Vergleich von berechneter Druckverteilung und Stoßlage für ideales Gas und Gas im chemischen Gleichgewicht.

Lösungsweg

Das Strömungsfeld wird durch die Euler Gleichungen in integraler Form beschrieben, wobei der Druck unter Annahme eines idealen Gases oder eines Gases im chemischen Gleichgewicht berechnet wird. Zur Lösung diese Grundgleichungen wird der DLR Euler Code [3] verwendet. Dazu muß das Strömungsfeld um die Konfiguration diskretisiert werden. Es wird hier eine C-O Netztopologie gewählt um eine gute numerische Auflösung der Kopfwelle zu erzielen. Zuerst wurde auf den Blockflächen Oberflächennetze generiert [1]. Diese sind der Ausgangspunkt für die dreidimensional Netzgenerierung, die auf einem Verfahren zur Lösung eines elliptischen Gleichungssystems beruht [2]. Ein weiteres Werkzeug gestattet die Simulierung von Ruderausschlägen [4]. Dieses modifiziert ein gegebenes Netz in dem Bereich um eine Klappe. Dafür werden die Oberflächenpunkte entsprechend der gegebenen Kanten der Ruderelemente, der Lage der Ruderscharniere und der Ruderausschlagswinkel verschoben. Danach wird in einem vorzugebenen Netzausschnitt um die ausgeschlagenen Klappen das Netz noch mal geglättet. Eine weitere Änderung des Netzes ist für $M_\infty = 25$ bei Rechnungen mit Gas im chemischen Gleichgewicht durchgeführt worden: um die Auflösung der Kopfwelle zu verbessern, wird das Fernfeld der Stoßlage entsprechend angepaßt.

Ergebnis

Bild 1(a) zeigt die Druckverteilung auf der Luvseite von der HERMES Konfiguration bei einem Anstellwinkel $\alpha = 30°$, $M_\infty = 25$, und einem Ruderwinkel $\delta_e = 10°$ von Rumpfklappe und Querrudern für den Fall des Gases in chemischen Gleichgewicht. Die gekrümmte Oberfläche der Querruder führt zu starkem Druckanstieg auf der Ruderunterseite, was möglicherweise zu extrem hohem Wärmeübergang führt. Zur Untersuchung einer verbesserten Rudergeometrie werden weitere Berechnungen an einem leicht modifizierten Querruderprofil mit ebener Ruderoberfläche durchgeführt. Die Ergebnisse zeigen, daß die Rücknahme der Krümmung zur Abnahme des Druckanstieges führt (Bild 1b). Mit Hilfe des Druckverlaufs läßt sich durch die Holden Korrelation ($\varphi/\varphi_0 = (c_p/c_{p_0})^{0.7}$) eine Abschätzung für den Wärmeübergang angeben. Im Bild 2 sind die Wärmeübergänge im Hinterkantenbereich für das ursprüngliche und das geänderte Querruder einander gegenübergestellt. Für das ebene Querruder ist der Wärmeübergang bei gleichem Ruderausschlag niedriger. Es erfordert aber einen höheren Ausschlagswinkel, um den Wiedereintrittskörper zu trimmen. Trotz des dann notwendigen höheren Ausschlagwinkels (δ_e) ist der Wärmeübergang im Falle des ebenen Ruders deutlich kleiner als im Falle der gekrümmten Ruderoberfläche. Weitere Ergebnisse findet man in [5,6].

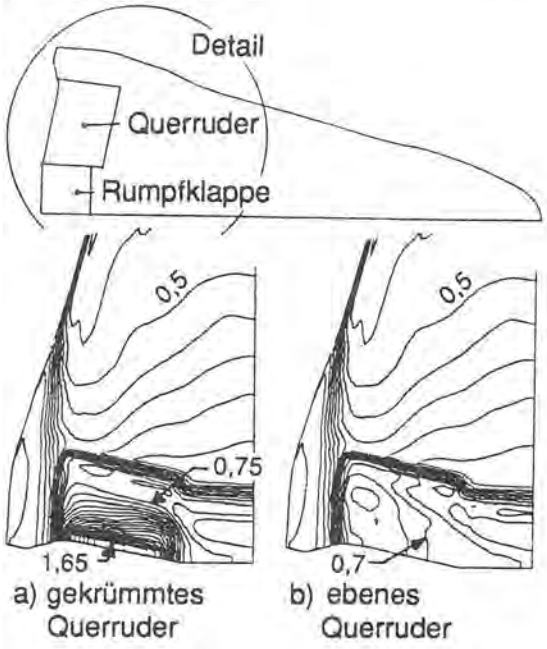


Bild 1. Druckverteilung auf HERMES Unterseite, $M = 25$, $\alpha = 30°$, $\beta = 0°$, $\delta_e = 10°$, $\Delta c_p = 0{,}05$

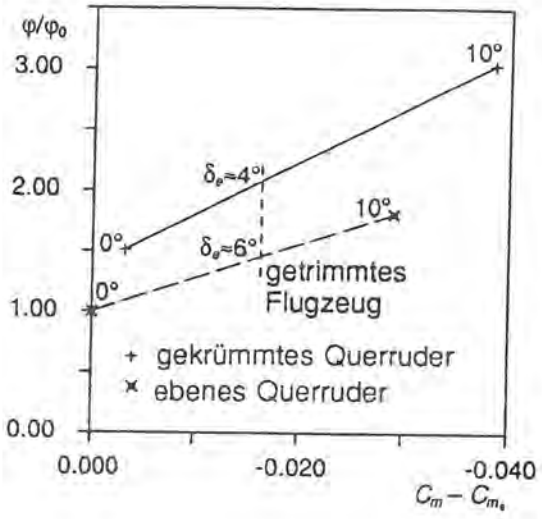


Bild 2. Wärmeübergang an der Querruderhinterkante, $M = 25$, $\alpha = 30°$, $\beta = 0°$

Literatur

[1] Herrmann, U. : *Imesh - An Interactive Mesh Generation Package for Graphics Super Workstations.* Third International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and Related Fields, Barcelona, Spain, 3-7 June 1991.

[2] Findling, A., Herrmann, U. : *Development of an Efficient and Robust Solver for Elliptic Grid Generation.* Third International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and Related Fields, Barcelona, Spain, 3-7 June 1991.

[3] Schöne, J., Streit, Th., Kroll, N. : *Step Toward an Efficient and Accurate Method Solving the Euler Equations Around a Re-entry Configuration at Super- and Hypersonic Speed.* Proceedings, First European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, ESTEC, Noordwijk, May 1991.

[4] Poirier, D. : *Grid Processor for the Simulation of Control Surface Deflection.* DLR-IB 129-91/7 and H-NT-0-2027-DLR, April 1991.

[5] Radespiel, R., Findling, A., Poirier D. : *Computation of the Elevon Efficiency of HERMES (1,0) at high Mach Numbers.* DLR-IB 129-91/5 and H-NT-0-2024-DLR, February 1991.

[6] Radespiel, R., Poirier,D., Findling, A. : *Longitudinal Control Efficiency of HERMES (1,0) with Straight Elevons at high Mach Numbers.* DLR-IB in preparation.

Datum 8. August 1991

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Math. Ursula Prinz

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2124
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

G. Brenner, DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Thema

Numerische Simulation reagierender Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Simulation von Hyperschallströmungen im thermo-chemischen Gleichgewicht mittels eines 3D-Finite-Differenzenverfahrens mit Upwind-TVD-Diskretisierung.

Ziel

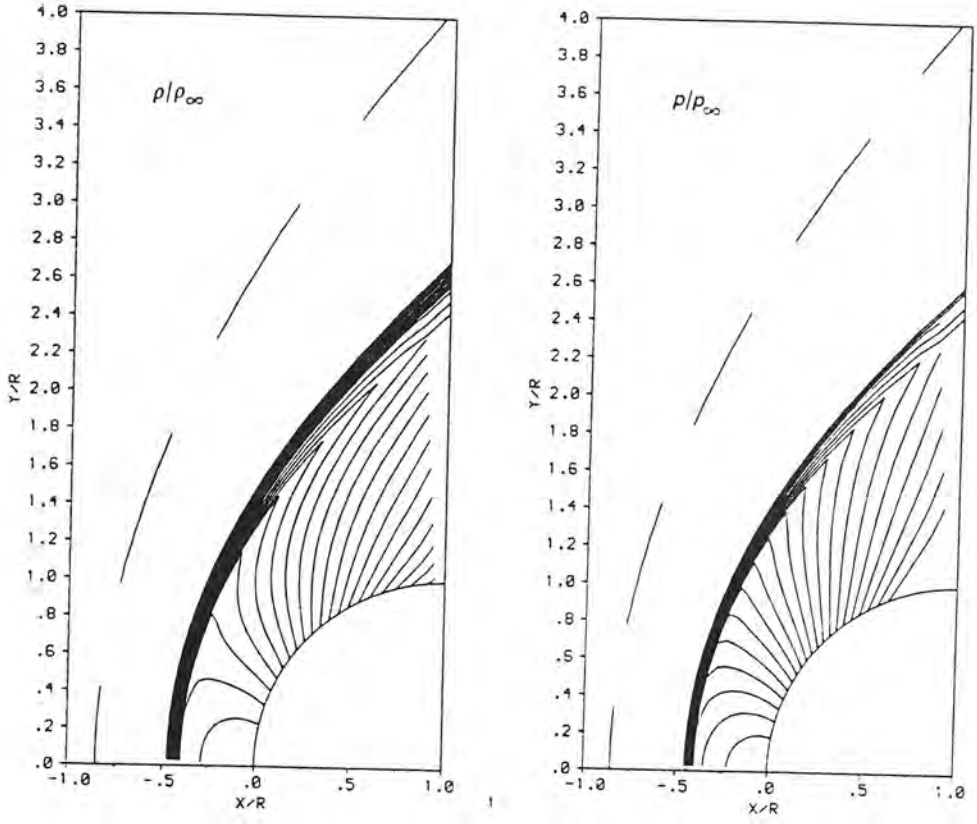
Simulation von reagierenden Hyperschallströmungen im chemischen und thermischen Nichtgleichgewicht.

Sensitivitätsanalyse des mitzuführenden Reaktionsschemas.

Lösungsweg

Das bestehende 3D-Upwind-TVD-Verfahren zur Berechnung von Idealgas- und Gleichgewichtsströmungen wurde zunächst zur Simulation von 2D-achsensymmetrischen nichtviskosen Strömungen im chemischen Nichtgleichgewicht erweitert. Dem Verfahren liegt ein 5-Komponenten Modell (N_2, O_2, NO, N, O) mit 17 Reaktionen bzw. ein 2-Komponenten Modell mit 2 Reaktionen zugrunde.

Als erster Testfall wurde die Strömung um einen Zylinder bei verschiedenen Anströmmachzahlen betrachtet. Bild (1) zeigt Isolinien von Dichte und Druck bei $M_\infty = 5.0$, $\rho_\infty = 3.21 \times 10^{-5} \frac{kg}{m^3}$, $T_\infty = 289.64\,K$.



Literatur

weiteres Vorgehen

Simulation von viskosen Strömungen im chemischen Nichtgleichgewicht.

Integration des thermischen Nichtgleichgewichtes.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Physikalische Grundlagen, Meßtechnik

Ansprechpartner Dieter Reisinger *W. Heiser, D. Olejak*

Institution *Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau, Trisonischer Windkanal München*

Adresse *Universität der Bundeswehr LRT/WE 8 Werner-Heisenberg-Weg 39 8014 Neubiberg*

Telefon *(089) 6004 3563*
Telefax *(089) 6004 3560*

weitere Partner

Thema Vermessung von Stoß-Grenzschicht-Interferenzen am Keil mit Anlaufblech mit Hilfe der Laser-Doppler-Anemometrie

Ausgangssituation

Die Vermessung von Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen bei Keilströmungen im Überschall bis $Ma_\infty = 3$ erfolgt am Trisonischen Windkanal München (TWM) mit einem 2-D Argon-Ion Laser-Doppler-Anemometer. Unterstützend werden dynamische und statische Druckmessungen, Messungen der Wandtemperatur und 4-Farb-Rasterschlierenoptik herangezogen. Im Rahmen des Sonderforschungsbereiches 255 werden Parameterstudien bezüglich der Anströmmachzahl und der Reynoldszahl durchgeführt.

Ziel

Neben einer Erweiterung der aerodynamischen Kenntnisse steht die Untersuchung der Eignung des LDAs als Meßsystem für komplizierte Strömungsfelder an vorderster Stelle. Dabei werden insbesondere aussagekräftige Messungen im Bereich $z^+ < 200$ angestrebt.

Lösungsweg

Das Thema „Stoß- Grenzschicht-Wechselwirkung am Keil "wird in der Literatur ausführlich behandelt . In der Regel wurden die Untersuchungen mit Hilfe der Hitzdrahtanemometrie durchgeführt (z.B. Selig (1987)), in einigen Fällen auch mit L2F oder LDA (z.B. Elena (1986)). Am TWM sollen mit Hilfe modernster Meßtechnik neue Erkenntnisse über die Stoßlage und die Dynamik des Stoßes, sowie über die Anfachung der Schwankungsgrößen der Geschwindigkeiten in x-und z-Richtung und den Verlauf der Reynolds-Spannungen beim Durchgang durch den Stoß gewonnen werden und die Strömung auf beginnende Ablösung entlang der Keilnase untersucht werden.

In einem ersten Schritt wurde der leere Kanal vermessen, um Auskunft über den Freistromturbulenzgrad zu gewinnen und die Zweidimensionalität zu bestätigen. Den Untersuchungen zur Kanalströmung wurden eine Optimierung der Datenraten (Streupartikel !) und der Bedienung der Auswertehardware vorangestellt.

Im Folgeschritt wurde durch Vermessung der Wandgrenzschicht an einer ebenen Platte (Plattenlänge *150 mm)*, $Re \approx 40 \cdot 10^6 [m^{-1}]$ die prinzipielle Eignung der Laser-Doppler-Anlage zur Vermessung von Grenzschichten bei Überschallmachzahlen untersucht. Dabei wurde das universale Wandgesetz zur Verifikation der Messungen herangezogen. Diese Untersuchungen dienten außerdem der Überprüfung der Auswerte-und Ansteuerungssoftware. Ein geeignetes Verfahren zur Bestimmung des Abstandes des Meßvolumens über der Modelloberfläche wurde entwickelt.

Eine Abschätzung der Größe der Streupartikel wurde durch Vergleich zwischen Messung des Bremsweges über einen schrägen Verdichtungsstoß und Theorie durchgeführt. Dabei wurde ein modifizierter Stokes-Ansatz zur Abschätzung des Widerstandbeiwertes herangezogen.

Die folgenden Experimente wurden an einem 5°-Keil durchgeführt, wobei zunächst ein grobes Meßgitter mit $\approx 20 \cdot 15$ Meßpunkten um den Bereich der Keilnase ($\pm 4\delta_0$ in Strömungsrichtung, $4\delta_0$ normal zur Wand; mit $\delta_0 \approx 13mm$) gelegt und bei vier verschiedenen Machzahlen ($Ma_\infty = 1.84, 2.2, 2.6, 2.95$ Punkt für Punkt abgefahren wurde.

Nach dieser Untersuchung zu Stoßlage und allgemeinen Strömungsverhalten wurde ein Meßgitter mit etwa 500 Gitterpunkten (Bereich $-4\delta_0$ bis $+2\delta_0$ in Strömungsrichtung und $2\,\delta_0$ quer zur Grenzschicht vermessen. Mit diesem Meßgitter werden in den laufenden Versuchsreihen Daten über die Strömung in unmittelbarer Wandnähe gewonnen.

Ergebnis

- Der Freistromturbulenzgrad liegt bei $\leq 1\%$.
- Am TWM sind die Abweichungen von der Zweidimensionalität in der Meßstrecke bis hin zur Grenzschicht der Seitenwände vernachlässigbar. (siehe Abb. 1).
- Das Laser-Doppler-Anemometer ist grundsätzlich auch für die Vermessung von Grenzschichten im Überschall geeignet. Probleme bezüglich der Datenraten wegen Partikelmangels treten am TWM nicht auf.
- Eine wandnahe Messung wird durch diffuse Reflexion von Streulicht an der Oberfläche des Modells erschwert (Abb. 1). Die Geschwindigkeiten liegen höher als nach dem Wandgesetz zu erwarten. Bei der derzeitigen Güte der Modelloberfläche scheinen die Messungen ab $z^+ < 200$ unzuverlässig zu werden (siehe Abb. 2). Ein Rückschluß auf die Wandschubspannung ist daher vorerst noch nicht sinnvoll.
- Verbesserungen durch Oberflächen, die entweder vollkommen verspiegelt oder ideal schwarz sind, sind zu erwarten.
- Über den Stoß ist die Anfachung der Turbulenz in z-Richtung wesentlich ausgeprägter als in x-Richtung.

Abb. 1

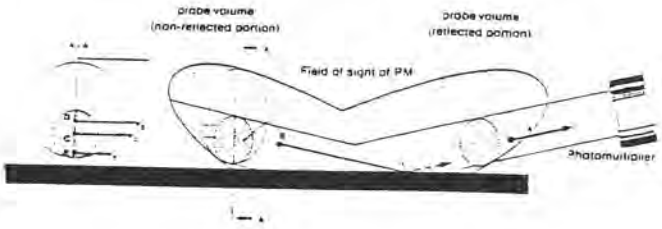
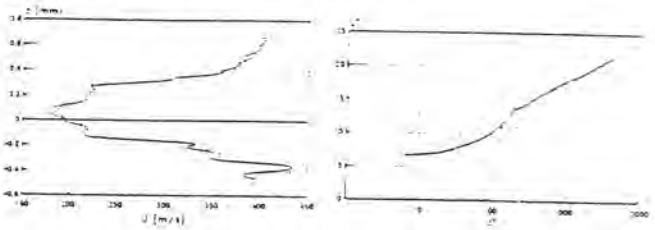


Abb. 2



RIGHT) reflected probe volume and field of sight of the photo multiplier. The pm cannot distinguish between reflected and non-reflected signals (particles A and B, respectively). LEFT) close to the wall, a large velocity gradient is interpreted as an increase in turbulence intensity, since the standard deviation from a mean velocity is large. The pm cannot differentiate between particles that are crossing through the top portion (particle D) and lower portion of the probe volume (particle E), respectively.

Example of a traversation close to the wall. Shown are velocities U/U_∞ at $x = -0$ mm and $Ma_\infty = 2.95$. The symmetric stems from particles moving through the reflected portion of the probe volume. The offset of 0.01 mm in z-direction is an indication of how big the error is in placing the probe volume. Similar curves could be observed for all other measurements.

Semilogarithmic plot of velocity distribu-

Literatur

[1] M. Elena and J.P. Lacharme. Couche limite supersonique avec ou sans choc d'interaction comparaison entre anemometrie a fil chaud et velocimetrie a laser. In *23eme Colloque d'Aerodynamique Applique*, Modane, 12.-14. November 1986.

[2] M.S. Selig, Andreopoulos J., K.C. Muck, J.P. Dussauge, and A.J. Smits. Turbulence structure in a shock wave/turbulent boundary- layer interaction. *AIAA J.*, 27(7):862-869, 1987.

weiteres Vorgehen

Im kommenden Forschungszeitraum wird der Keilwinkel stufenlos verstellbar sein. Zusätzlich werden Stoß-Stoß-Untersuchungen angestellt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Wolfgang Schröder

Institution MBB - UK, Abt. KT 225

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Abt. KT 225, Postfach 801169
8000 - München 80

Telefon 089-607-24340
Telefax 089-607-29310

weitere Partner

Thema Verfahren zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes Gleichungen

Ausgangssituation Implizite voll- konservative Integrationsmethode der räumlich zweidimensional formulierten reibungsbehafteten Erhaltungsgleichungen

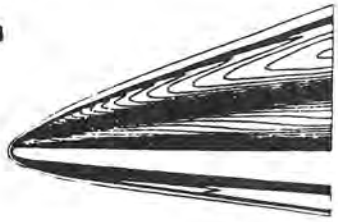
Ziel

Entwicklung eines Verfahrens zur numerischen Simulation von dreidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten Hyperschallströmungen idealer und realer Gase

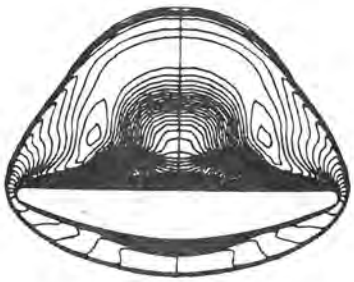
Lösungsweg

- Verallgemeinerung des 2D-Codes auf drei Raumdimensionen
- Aufbau einer 3D impliziten Lösungsstruktur, die für Vektor- und Parallelrechner geeignet ist
- Einbau einer allgemeinen Zustandsgleichung
- Anpassung der Randbedingungen auf Gleichgewichts- Realgasströmungen
- Validierung des Codes

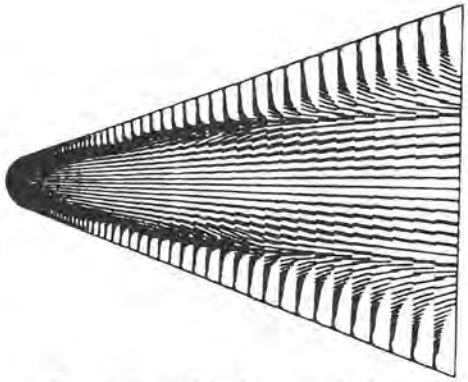
Ergebnis



Isomachlinien in der Symmetrieebene
$M_{min,max,\Delta}$=0.,8.6,0.2

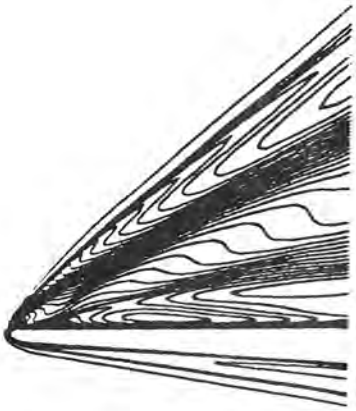


Isomachlinien in der Querschnittsebene xk=0.9
$M_{min'max'\Delta}$=0.,8.6,0.2

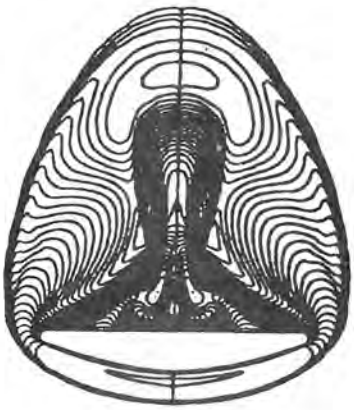


Wandstromlinien auf der Leeseite

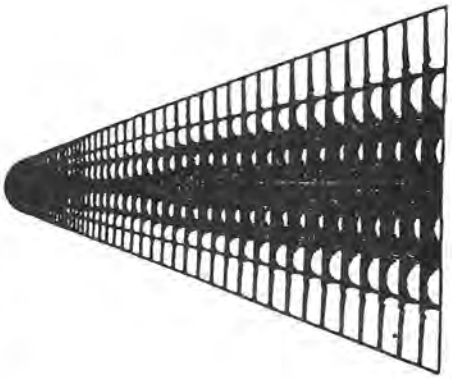
Delta-Wing Strömung bei Ma = 8.7, Re/m = 2.25 * 10^6, α = 10°



Isomachlinien in der Symmetrieebene
$M_{min,max,\Delta}$ =0.,8.6,0.2



Isomachlinien in der Querschnittsebene xk=0.9
$M_{min'max'\Delta}$=0.,8.6,0.2



Wandstromlinien auf der Leeseite

Delta-Wing Strömung bei Ma = 8.7, Re/m = 2.25 * 10^6, α = 30°

Literatur

W. Schröder, D. Hänel, An unfactored implicit scheme with multigrid acceleration for the solution of the Navier-Stokes equations. Comp. & Fluids 15 (3), 313-336 (1989).
W. Schröder, G. Hartmann, Implicit Solutions of three-dimensional viscous hypersonic flows, to be published in Comp. & Fluids.
W. Schröder, G. Hartmann, Computation of 3D viscous hypersonic flows, 4th Int. Symp. on Comp. Fluid Dyn., Davis, 1991.

weiteres Vorgehen

- Validieren des Codes
- Anwendung auf zweidimensionale Realgasströmungen

Mitteilung

Projektgruppe/	Hyperschall		
Fachkreis	Laminar-Turbulente Transition in Hyperschallströmungen		
Ansprechpartner	M. Simen, Dr. U. Dallmann		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	**Telefon** **Telefax**	(0551)-709-2442/2427 (0551)-709-2446

weitere Partner

Dr. H.W. Stock, Dornier Luftfahrt GmbH, Friedrichshafen

Thema

Zur Instabilität der hypersonischen Strömung um einen spitzen Kreiskegel - Vergleich stabilitätstheoretischer und experimenteller Ergebnisse bei Mach 8 -

Ausgangssituation

Instabilitäten hypersonischer Strömungen wurden bisher wenig untersucht. Insbesondere konzentrieren sich die bisherigen Experimente auf die Untersuchung primärer, linearer Instabilität [1], [2]. Die ermittelten Anfachungsraten wellenartiger Störungen weisen dabei große Abweichungen zu Ergebnissen - basierend auf der linearen Stabilitätstheorie - auf. So liegen die berechneten Werte von Mack [3] für räumliche Anfachungsraten von Störungen in der hypersonischen Strömung um einen axialsymmetrischen Kegel um bis zu 100 Prozent über den experimentell ermittelten nach Stetson [1].

Ziel

Es soll untersucht werden, ob ein erweiterter theoretischer Ansatz verbesserte Übereinstimmung zum Experiment liefert.

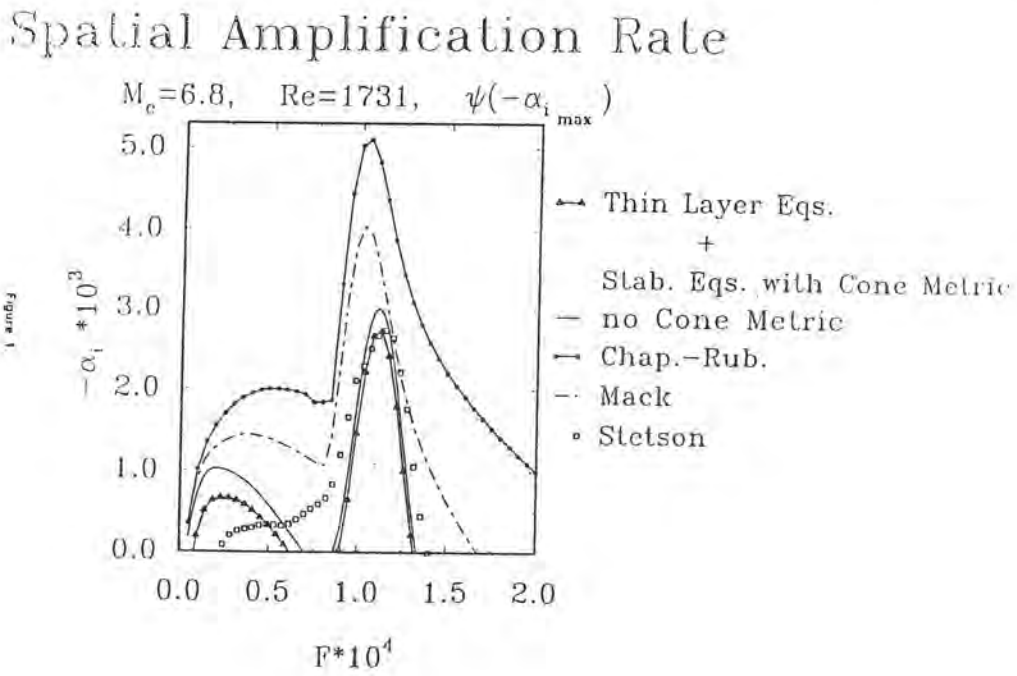
Lösungsweg

a) Die stationäre Grundströmung wird mittels einer vollständigen Formulierung, basierend auf den Thin Layer Navier Stokes Gleichungen, ermittelt. Damit wird die Wechselwirkung zwischen reibungsbehafteter, wandnaher und reibungsfreier Strömung berücksichtigt.

b) Die Störidifferentialgleichungen werden in oberflächenorientierten, krummlinigen Koordinaten formuliert. Damit wird der Einfluß von Oberflächenkrümmung und Stromliniendivergenz auf die räumliche Entwicklung von Störwellen erfaßt.

Ergebnis

Im Bild wird gezeigt, daß die verbesserte Übereinstimmung mit experimentellen Werten im Frequenzbereich der viskosen, ersten Mode gleichermaßen auf die erweiterte Stabilitätsanalyse (konische Metric eingeschlossen) wie die erweiterte Grundströmungsberechnung (Lösung der TLNS-Gleichungen) zurückzuführen ist. Dagegen liegen räumliche Anfachungsraten aus einer Instabilitätsanalyse – basierend auf Ähnlichkeitslösungen mit linearem Temperatur-Viskositätsgesetz (Chapman-Rubesin) oder Sutherland-Gesetz (Mack) – deutlich über den gemessenen Werten. Im Bereich der akustischen, zweiten Mode resultiert die verbesserte Übereinstimmung hauptsächlich aus der vollständigeren Grundströmungslösung. Jedoch ergibt sich nahezu vollständige Übereinstimmung erst bei Berücksichtigung konischer Metrik in den Stabilitätsgleichungen. Konische Metrik kann weiterhin aufgespalten werden in transversale KRümmung und konische Divergenz. Es ergibt sich, daß transverlase Krümmung einen leicht destabilisierenden Einfluß auf dreidimensionale Wellen der ersten Mode hat, wohingegen stolche Wellen deutlich stabilisiert werden durch konische Divergenz. Für kleinere Kegelhalböffnungswinkel mögen diese Größenordnungen umgekehrt sein. Die zweidimensionalen Wellen der zweiten Mode werden stabilisiert sowohl durch transversale Krümmung als auch konische Divergenz.



Literatur

[1] Stetson, K.F., Thompson, E.R., Donaldson, J.L., Siler, L.G., Laminar Boundary Layer Stability Experiments on a Cone at Mach 8, Part 1: Sharp Cone. AIAA-83-1761 (1983).

[2] Kendall, J.M., Wind Tunnel Experiments Relating to Supersonic and Hypesonic Boundary-Layer Transition. AIAA J., Vol. 13 (1975), pp. 290 - 299.

[3] Mack, L.M., Stability of Axisymmetric Boundary Layers on Sharp Cones at Hypersonic Mach Numbers. AIAA-87-1413 (1987).

weiteres Vorgehen

Die bisherigen Untersuchungen basieren auf der lokalen, linearen Stabilitätstheorie. Es wird die Formulierung und Implementierung einer nicht-lokalen Stabilitätstheorie untersucht.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Dr. Th. Streit, Dr. R. Radespiel	
Institution	Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	DLR, am Flughafen 3300 Braunschweig	**Telefon:** 0531 3952832 **Telefax:** 0531 352320
weitere Partner		

Thema Lösung der 3D Navier Stokes Gleichungen im Hyperschall mit Mehrgitter-Beschleunigungstechnik

Ausgangssituation

- Vorhandenes Finite-Volumen Verfahren der DLR zur Lösung der 3D Euler und Navier Stokes Gleichungen mit Mehrblock-Struktur und Mehrgitter Beschleunigungstechnik [1]
- Mehrblock- Einzelgitter DLR Finite-Volumen Verfahren für Hyperschallströmungen mit upwind und zentraler Diskretisierungsvorschrift für den reibungslosen Anteil der Flußbilanz [2]
- Effiziente Berechnung von viskosen 2-D Hyperschallströmungen mit Mehrgitter- und implizites Glätten- Beschleunigungstechniken [3]

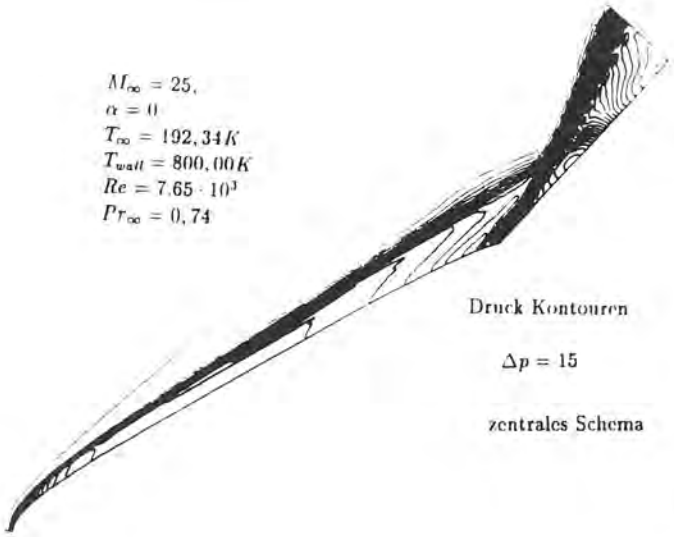
Ziel

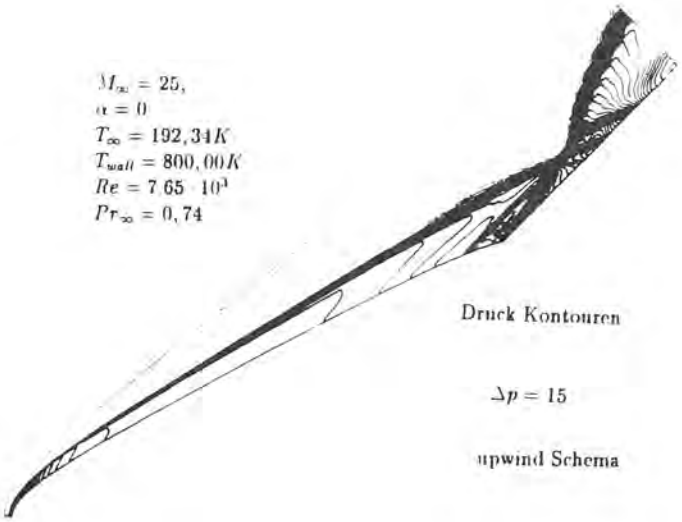
Effiziente Berechnung von 3-D Navier Stokes Lösungen mit Hyperschallanströmungsbedingungen. Die Anwendung einer Mehrgitter- Beschleunigungstechnik ist für die numerische Lösung der Navier Stokes Gleichungen, für Strömungen um komplexe Konfigurationen, unabdingbar.

Lösungsweg

In das Verfahren [1] sind die Veränderungen bezüglich des Diskretisierungssterns für Hyperschall-Strömungen für die Lösung der Euler- [2] und Navier Stokes Gleichungen implementiert worden. Um eine effiziente Berechnung der Hyperschallströmung zu erreichen sind die in 2-D durchgeführten Veränderungen bezüglich Mehrgitter und impliziten Glättungsoperatoren in das 3-D Verfahren eingebaut worden.

Ergebnis





Vergleich der Ergebnisse für eine laminare hypersonische Strömung um eine Hyperboloid - Flare Konfiguration, mit der zentralen Diskretisierungsvorschrift (links) und der upwind Diskretisierungsvorschrift (rechts). Rechennetz [4] 156x62x8 Zellen. Die Abbildung vergleicht Druck Kontouren in der Symmetriefläche. Man beachte, daß die upwind Lösung eine feinere Auflösung der Stöße zeigt, insbesondere im Gebiet der Stoß-Stoß Wechselwirkung.

Literatur

[1] Atkins H. A Multi-Block Multigrid Method for the Euler and Navier-Stokes Equations for Three-Dimensional Flows. AIAA Paper No 91-101, 1991.

[2] Schöne J., Streit Th., Kroll N. Steps Towards an Efficient and Accurate Method solving the Euler Equations around a Re-Entry Configuration at Super- and Hypersonic Speed. Proceedings of the First European Symposium for Space Vehicles, ESTEC, Noordwijk, 1991.

[3] Radespiel R., Kroll N. Multigrid Schemes with Semicoarsening for Accurate Computations of Hypersonic Viscous Flows DLR IB 129 - 90/19, 1990.

[4] Brenner G. Simulation of Laminar, Hypersonic Air Flows past a Hyperbolic-Flare DLR IB 221-91 A 07, 1990.

Datum: 6. August 1991

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Hyperschall

Ansprechpartner

Prof. Dr.-Ing. S. Wagner, R.Lösch, R. Wirtz

Institution

Universität der Bundeswehr München, Neubiberg
Institut Für Luftfahrttechnik und Leichtbau, LRT

Adresse

Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 6004-2136
Telefax 6004-4092

weitere Partner

Thema

Aerodynamischer Vorentwurf von Hyperschallflugsystemen

Ausgangssituation

Die am Institut vorhandenen Programmpakete für 2D- (3D) Gittergenerierung, Berechnung der 2D - Eulergleichungen sowie für die Berechnung der approximativen 'impact-angle' Verfahren im Hyperschall weisen grundsätzlich für den Vorentwurf gravierende Nachteile auf. Begnügt man sich bei der Vorauslegung mit geringen, oftmals nicht ausreichenden Genauigkeitsansprüchen, reichen die approximativen Verfahren kurzer Rechenzeit aus. Bei höheren Anforderungen steigt beim Einsatz der Eulerprogramme der Rechenzeitbedarf sofort um Größenordnungen.

Ziel

Bereitstellung eines Programmpaketes für die Berechnung der stationären aerodynamischen Beiwerte, das eine 'Hybridlösung' hoher Genauigkeit aus approximativen Verfahren und den 'Eulerergebnissen' verwendet. Bedingung an eine solche Lösung ist ein auch für den industriellen Einsatz akzeptabler Rechenzeitbedarf.

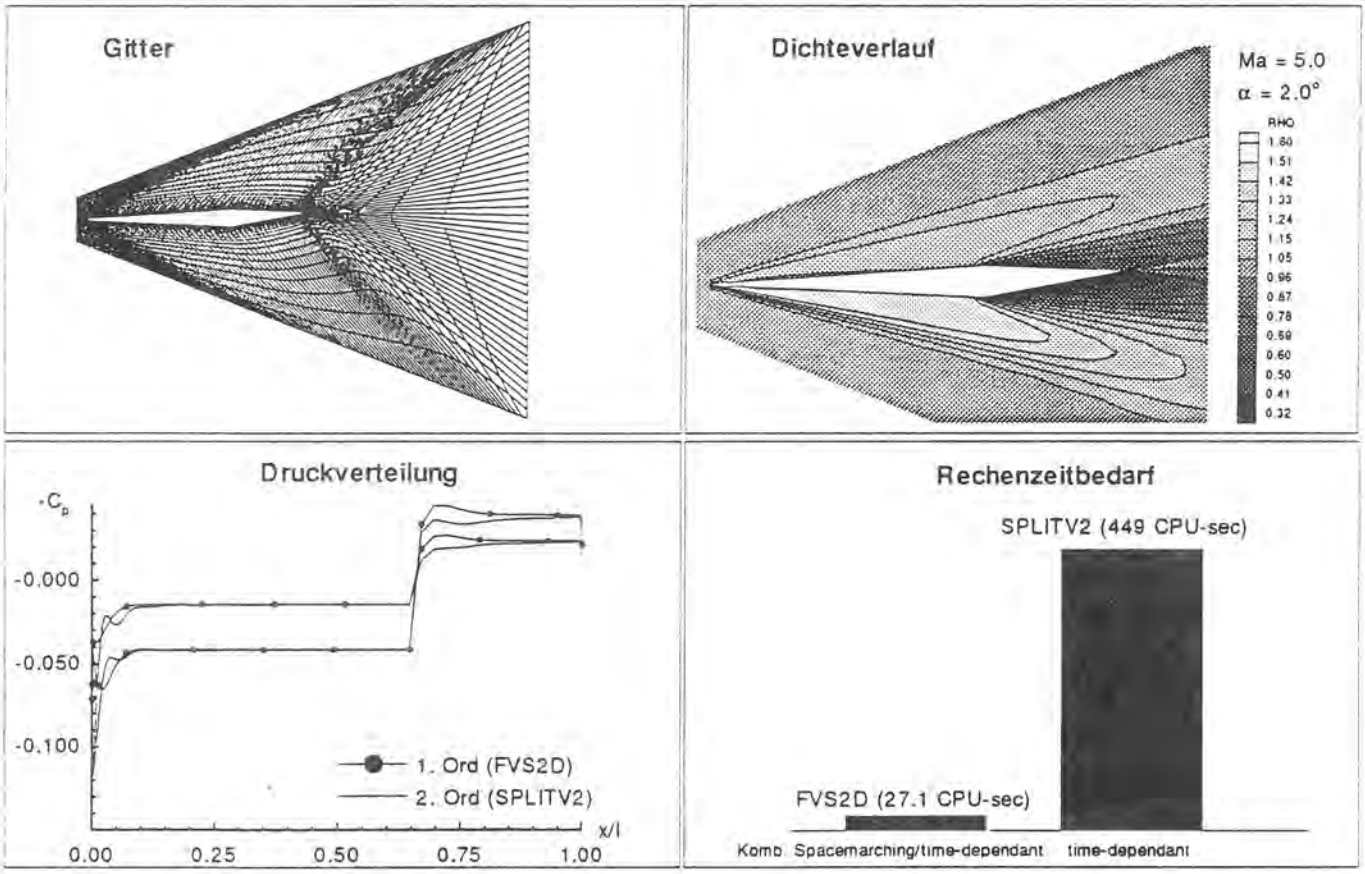
Lösungsweg

1.) Verbesserung der Gittergenerierung mit Verkürzung der Rechenzeit, Vereinfachung der Eingabe und Anpassung an die speziellen Verhältnisse des Eulercodes sowie der zu berechnenden Strömungsverhältnisse.

2.) Umbau der 2D-Eulerprogramme (time-dependant) in ein kombiniertes Zeit Raumschrittverfahren, Einbeziehung von Realgaseffekten (equilibrium).

3.) Erweiterung und Ausbau der am Institut entwickelten 'Mikrokalibrierung' zur Verknüpfung der Lösungen der Eulergleichungen mit den 'impact-angle' Verfahren.

Erste Fortschritte bei Gittergenerierung, Eulercode und Kalibrierung



Literatur

Wirtz, R. : Mikrokalibrierte 'impact-angle' - Verfahren zur Berechnung von Druckverteilungen zweidimensionaler Profile im Hyperschall, Institutsbericht UNI-BW 91/1

weiteres Vorgehen

Erweiterung auf dreidimensional Anwendungen,
Einbeziehung viskoser Reibungsterme durch approximative Berechnung entlang von Stromlinien auf der Körperoberfläche

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. K.M. Wanie

Institution MBB-UF, FE211

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge
Postfach 80 11 60
8000 München 80

Telefon 089/607-20384
Telefax 089/607-29766

weitere Partner

Thema **Numerische Analyse viskoser Hyperschallströmungen**

Ausgangssituation Mit NSFLEX [1] steht bei MBB ein zeitimplizites Finite-Volumen Verfahren zur Lösung der Navier-Stokesschen Gleichungen für hypersonische Strömungen zur Verfügung. Dieses Verfahren soll zur detailierten Analyse viskoser Hyperschallströmungen an Wiedereintritts- und Reichweitenfluggeräten sowie an Komponenten davon eingesetzt werden.

Ziel Besseres Verständnis der physikalischen Grundlagen hypersonischer Strömungen. Genaue Vorhersage von thermischen Lasten, lokalen Strömungseigenschaften, Strömungstopologie. Abschätzung der Unsicherheiten in der Modellierung hypersonischer Strömungen (Transition laminar-turbulent, Turbulenz, Realgaseffekte, Strahlung) durch Parametervariation. Verbesserung der Modellierung. Optimierung der Geometrie zur Minimierung der thermischen Lasten und zur gezielten Beeinflussung der lokalen Strömungseigenschaften.

Lösungsweg

Verifizierung des Verfahrens anhand einfacher Testfälle und Vergleich mit Experimenten. Untersuchung grundlegender physikalischer Effekte an vereinfachten Prinzipkonfigurationen [2] (Isolierung der Effekte, Kosteneinsparung). Übertragung der gefundenen Erkenntnisse auf die Berechnung vollständiger Fluggerätekonfigurationen.

Ergebnis

Bild 1 zeigt als Beispiel das Oberflächengitter und die Isobaren einer HERMES-Rechnung [3]. Bild 2 zeigt die berechneten Grenzwandstromlinien an einer generischen Konfiguration ähnlich dem Vorkörper eines hypersonischen Reichweitenfluggerätes. Gut zu erkennen ist die Lage der Anlegelinien auf der Unterseite sowie der Ablöselinien auf der Oberseite. Untersucht wurde an diesem Fall insbesondere der Einfluß von Strömungszustand (laminar/turbulent), Realgaseffekten und Strahlung auf die Wandtemperatur und die Wandschubspannung. Eine detailierte Beschreibung der Ergebnisse finden sich in [4].

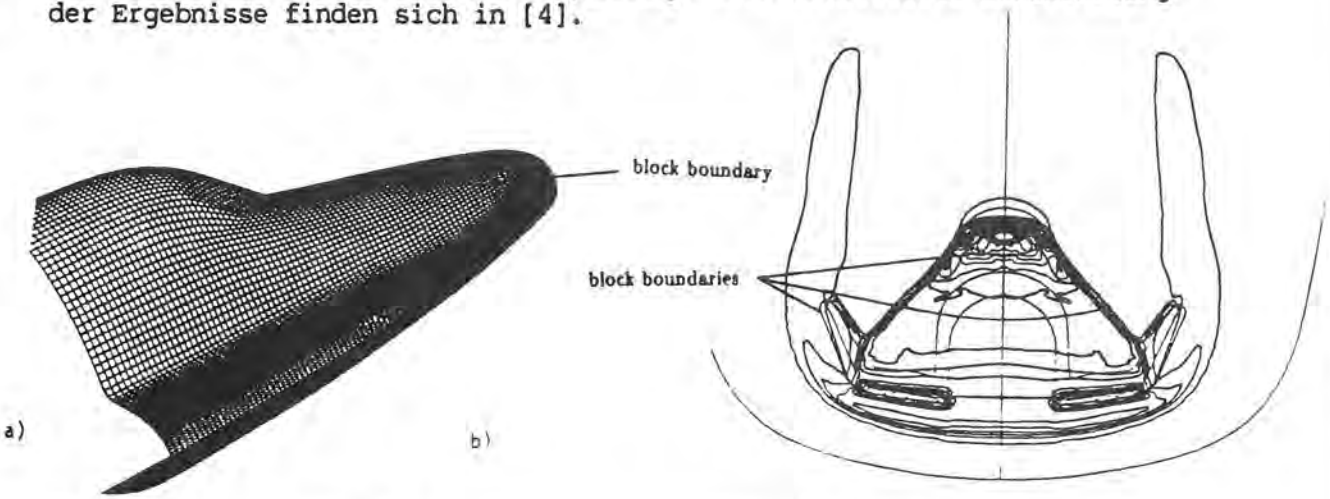


Bild 1: Hermes Rechnung (M_∞=20, α=30°, h=75km, T_w=1500K, laminar)
a) Oberflächengitter; b) Isobaren

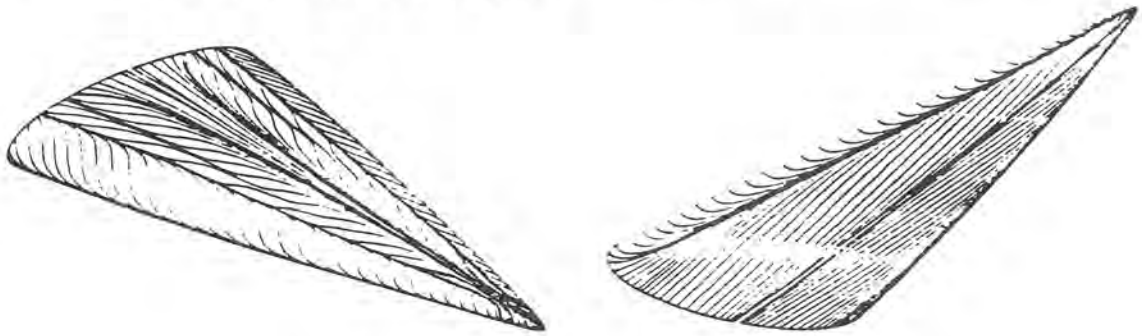


Bild 2: Grenzwandstromlinien, generischer Vorkörper (M_∞=6.8, α=6°, Re=122 000 000, laminar)

Literatur

[1] Schmatz, M.A.: Hypersonic three-dimensional Navier-Stokes calculations for equilibrium air. AIAA-Paper 89-2183, 1989.

[2] Wanie, K.M., Hirschel, E.H.: Hypersonic model configurations. MBB-FE122-S-PUB-411, 1990.

[3] Wanie, K.M., Schmatz, M.A.: Verification and application of the NSFLEX method for hypersonic flow conditions. 1st European Symposium Aerothermodynamics, ESTEC, 1991.

[4] Wanie, K.M., Schmatz, M.A.: Numerical analysis of viscous hypersonic flow past a generic forebody. ICAS-Paper 90-6.7.2, 1990.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Prof. Dr. J. Warnatz, U. Riedel		
Institution	Universität Stuttgart Institut für Technische Verbrennung		
Adresse	Pfaffenwaldring 12 70000 Stuttgart 80	**Telefon** **Telefax**	0711 - 685 - 5634 0711 - 685 - 5653
Weitere Partner	Dr. C. Weiland, Messerschmitt Bölkow Blohm GmbH, Abt. KT225		

Thema Entwicklung detaillierter Reaktionsmechanismen von zustandsselektierten Spezies zur Modellierung thermischer Nichtgleichgewichts-Effekte

Ausgangssituation

Für eine realistische Beschreibung und Simulation hypersonischer Probleme ist es notwendig, die Chemie der Luftdissoziation in Form eines detaillierten Reaktionsmechanismus einzubeziehen. Die thermische Chemie ist inzwischen relativ gut bekannt [1] und in einen Navier Stokes Code implementiert [2,3].
Darüberhinaus ist auch die thermische Nichtgleichgewichts Situation mit den damit verbundenen Vibrations-Vibrations und Vibrations-Translations Übergängen zu modellieren. Ansätze, die Mehr-Temperatur-Modelle verwenden können hier nur eine empirische Beschreibung leisten.

Ziel

Die Schwingungs-Relaxationsprozesse in dissoziierender Luft sind in Form von detaillierten Reaktionsmechanismen zwischen zustands-selektierten Spezies $N_2(v)$ und $O_2(v)$ zu beschreiben. Diese Mechanismen müssen im thermischen Gleichgewicht in den korrespondierenden thermischen Mechanismus übergehen. Die Auswirkungen der Schwingungsrelaxation sind zu testen, so daß die Rolle der Nicht-Gleichgewichts-Effekte beurteilt werden kann. Zur Bestimmung von Zeitskalen kommen einfache 0D-Modelle in Frage; Ziel ist aber auch die Implementierung dieser großen Mechanismen in einen 2D Navier-Stokes-Code für eine einfache Geometrie.

Lösungsweg

Die Reaktionsgleichungen unter Berücksichtigung des Schwingungszustandes der Moleküle sind aufzustellen. Die detaillierten Geschwindigkeitskoeffizienten für die einbezogenen Prozesse Dissoziation, bimolekulare Austauschreaktionen und Schwingungs-Translations-Energietransfer müssen bereitgestellt werden. Sie werden mit Hilfe in der Literatur diskutierter Modelle berechnet.

Ergebnis

Das resultierende Reaktionsschema der nicht-thermischen Luftdissoziation

$$
\begin{aligned}
N_2(v) + M' &= N + N + M' \\
O_2(v) + M'' &= O + O + M'' \\
NO + M''' &= N + O + M''' \\
N_2(v) + O &= NO + N \\
O_2(v) + N &= NO + O \\
N_2(v) + M &= N_2(v-1) + M \\
O_2(v) + M &= O_2(v-1) + M
\end{aligned}
$$

enthält etwa 500 v-abhängige Elementarreaktionen und 90 verschiedene Spezies. Die zeitliche Entwicklung der Konzentrationen wie auch der Temperatur des Systems wurden unter homogenen Bedingungen berechnet. Im Vergleich mit dem entsprechenden thermischen Reaktionsmechanismus ergeben sich (siehe Abb. 1) deutliche Unterschiede, wie z. B. der verzögerte Abbau von O_2- und N_2-Molekülen und demzufolge ein späterer Anstieg der O und N Atome.

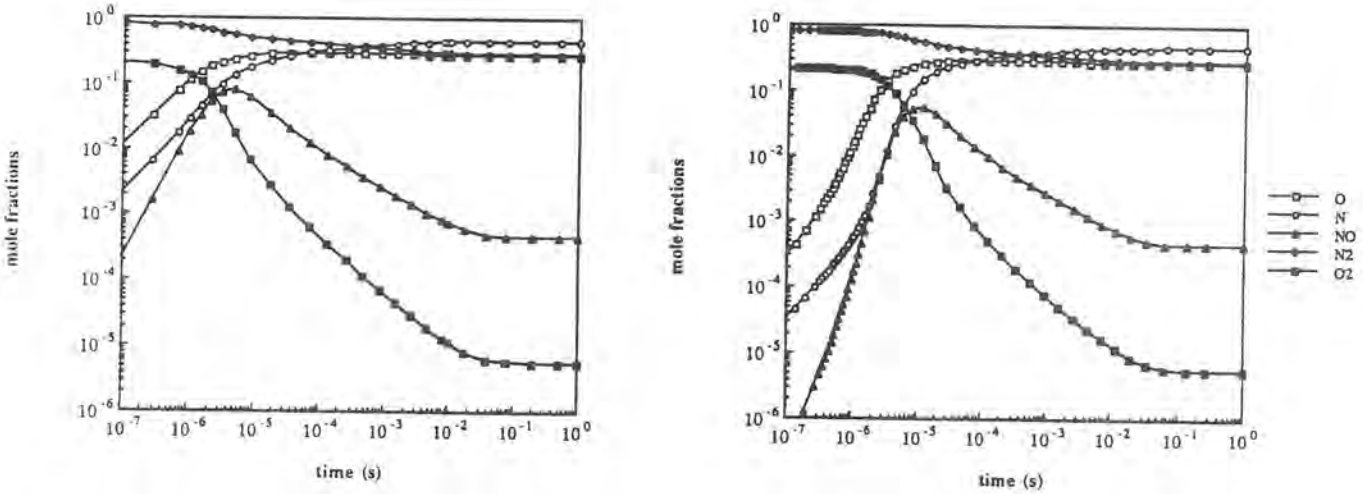


Abb. 1: Vergleich von thermischem (links) und nicht-thermischem Mechanismus (rechts).

Literatur

[1] J. Warnatz, Air Dissociation Thermochemistry and Problems resulting from the Coupling of flow and Chemistry, Proc. 1st Joint Europe/U.S. Short Course on Hypersonics, in: J. Bertin, R. Glowinski, J. Periaux (Eds.), Hypersonics, Vol. I: Defining the Hypersonic Enivronment, Birkhäuser, Boston (1989).

[2] J. Warnatz, U. Riedel, R.Schmidt, Different Levels of Air Dissociation Chemistry and Its Coupling with Flow Models. Proc. 2nd Joint Europe/U.S. Short Course on Hypersonics, in Druck.

[3] U. Riedel, U. Maas, J. Warnatz, Detailed Numerical Simulation of the 2D Navier Stokes Equations for Hypersonic Flows, 4th International Symposium On Computational Fluid Dynamics, September 9-12, 1991, Davis, CA.

Weiteres Vorgehen

Angestrebt werden die Berechnung verbesserter Geschwindigkeitskoeffizienten, insbesondere für die Austauschreaktionen und Implementierung des nicht-thermischen Mechanismus in eine 2D Rechnung an einer einfachen Geometrie.

Datum 08.08.1991

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner V. Wendt, Dr.G. Höhler

Institution DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen **Telefon** 0551/709-2277

Telefax

weitere Partner DLR, SM-TS

Thema Experimentelle Untersuchungen zur Instabilität und Transition in Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Es herrscht ein großer Mangel an experimentellen Daten zum Stabilitätsverhalten von 2- und 3-dimensionalen Hyperschallgrenzschichten. In den bisherigen Experimenten [1] wurden lediglich Instabilitätswellen nachgewiesen. Ob lineare Instabilität die Ursache für Transition ist, konnte nicht geklärt werden. Dies aber ist eine notwendige Vorraussetzung für die Anwendung einer linearen Stabilitätstheorie.

Ziel

Entwicklung und Erprobung der Meßtechnik (Hitzdrahtanemometrie, Drucksensoren) zur Messung von instationären Vorgängen hoher Frequenzen.

Lösungsweg

Zur Beurteilung der in Frage kommenden Meßtechniken wurden im Rohrwindkanal Göttingen (RWG) bei einer Machzahl von M=5 Hitzdraht- und Druckmessungen durchgeführt.

Ergebnis

Bild 1 zeigt neben dem Verlauf des Rohrdruckes das Ausgangssignal einer Standard-Hitzdrahtsonde in der Meßstrecke. Das Hitzdrahtsignal zeigt den mittleren Verlauf der Strömung, der -über eine Eichung- durch die Änderung des Rohrdruckes und der Temperatur erklärt werden kann. Zusätzlich sind hochfrequente Schwankungen zu erkennen, die durch die Turbulenz der Anströmung verursacht werden.

Bild 2a zeigt die spektrale Amplitudenverteilung der hochfrequenten Schwankungen des Anemometersignals. Dem typischen breitbandigen Turbulenzspektrum sind zwei deutlich erkennbare Spitzen überlagert, die durch Schwingungen der Sondenzinken erklärt werden können. Nach Bedämpfen der Sondenzinken sind die Spitzen im Spektrum weitestgehend verschwunden (Bild 2b).

Ein Miniaturdruckaufnehmer, der bündig in die Meßstreckenwand eingebaut wurde, liefert eine ähnliche spektrale Verteilung der Schwankungsgrößen wie der Hitzdraht.

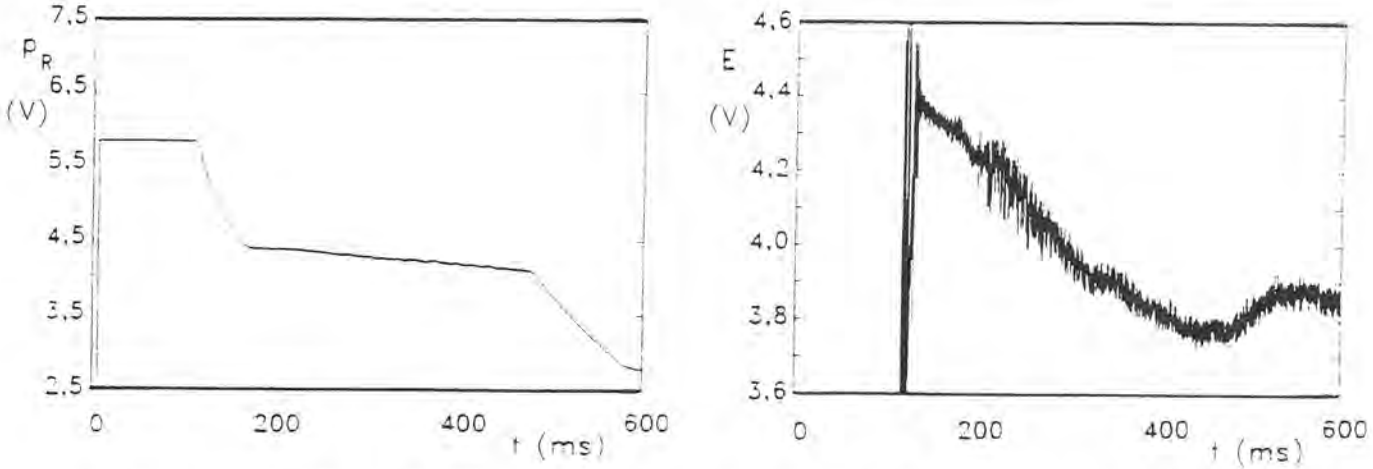


Bild 1: Druckverlauf im Speicherrohr (links) und korrespondierendes Hitzdrahtsignal (rechts).

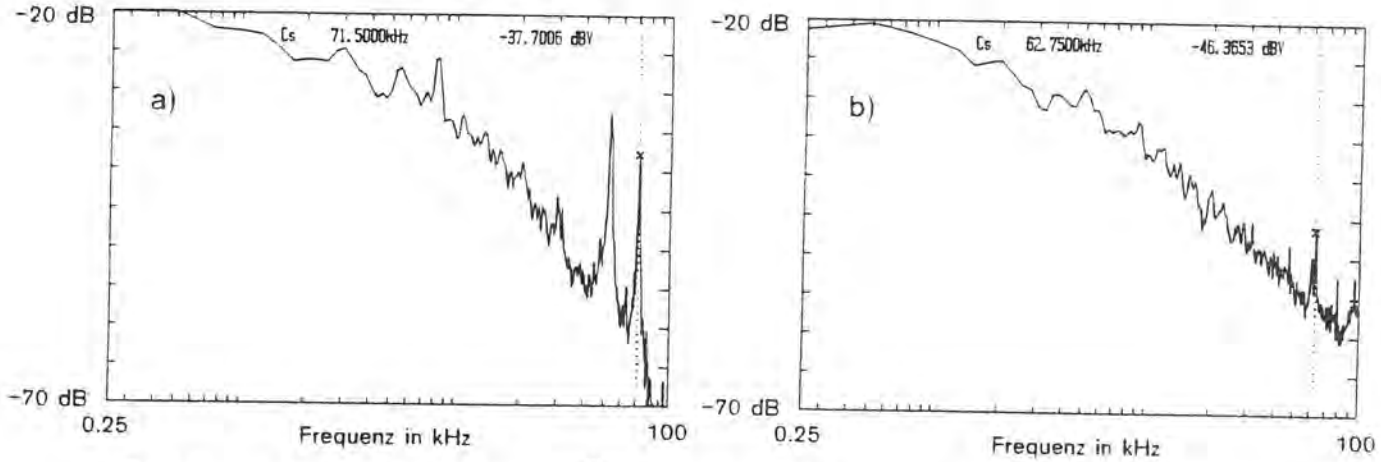


Bild 2 Spektrale Amplitudenverteilung des Anemometersignals
a) unbedämpfte Sonde
b) bedämpfte Sonde

Literatur [1] K.F. Stetson: *Hypersonic boundary layer transition*, The Third Joint Europe/US Short Course in Hypersonics, Oct. 1-5, 1990, RWTH Aachen, Aachen

weiteres Vorgehen

- Untersuchung der Strömungsqualität im RWG
- Grenzschichtmessungen an Prinzipmodellen
  - Messung natürlicher Grenzschichtstörungen
  - Entwicklung einer Versuchsanordnung zur Erzeugung künstlicher Störungen

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner P.Bartsch, R.Brauckhoff, W.Nitsche

Institution Inst. f. Luft- u. Raumfahrt der TU-Berlin

Adresse Telefon
Telefax

weitere Partner

Thema **Vergleichende experimentelle/numerische Untersuchungen zur abgelösten Strömung an einem Klappenprofil**

(Ausgangssituation)

(Ziel)

Im Rahmen eines interdisziplinären Forschungsvorhaben an der TU-Berlin wird die Strömung um ein Vorleitgitter einer axialen Kreiselpumpe sowohl mit Hilfe von LDA-Messungen als auch numerisch untersucht (FVM mit k-ε-Turbulenzmodell). Zur Verifizierung des numerischen Verfahrens wurden für einen Zylinderschnitt des realen Gitterprofils rein 2-dimensionale Voruntersuchungen an einem einzelnen Klappenprofil durchgeführt. Während die Strömung am realen Klappengitter wegen der Stützwirkung benachbarter Gitterprofile erst bei größeren Klappenwinkeln ablöst, treten am Einzelprofil erste Strömungsablösungen schon bei relativ kleinen Winkeln auf. Für das globale Strömungsfeld konnte eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Rechnung und Messung festgestellt werden, jedoch zeigten sich im Bereich der Ablösung deutliche Unterschiede, Bild 1 a-c.

(Lösungsweg)

In dem Vortrag sollen Ergebnisse der stationären Strömungsvorgänge um dieses Einzelprofil sowohl aus Rechnung als auch Messung diskutiert werden. Dabei wird insbesondere auf mögliche Ursachen für die Differenzen zwischen Rechnung und Messung eingegangen.

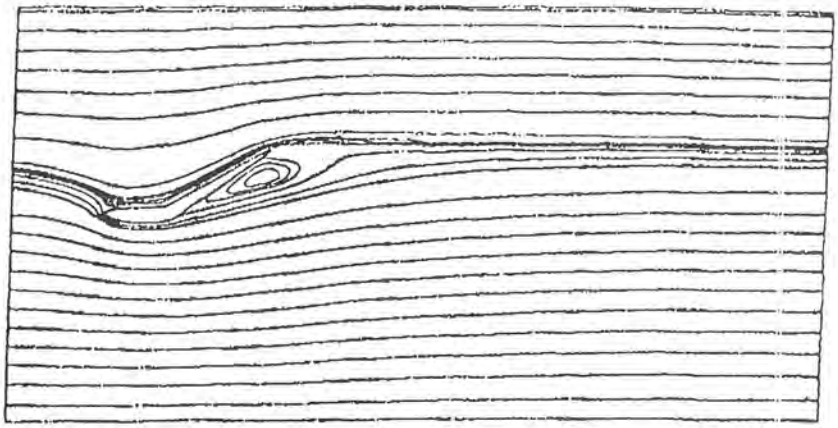


Bild 1 a: Berechnete Stromlinien für die Umströmung der Einzelschaufel

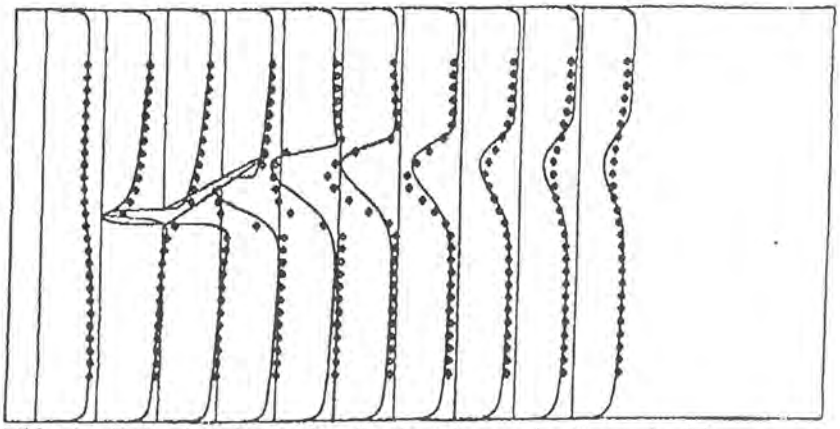


Bild 1 b: U-Geschwindigkeit für die Umströmung der Einzelschaufel
Vergleich Rechnung, LDA-Messung

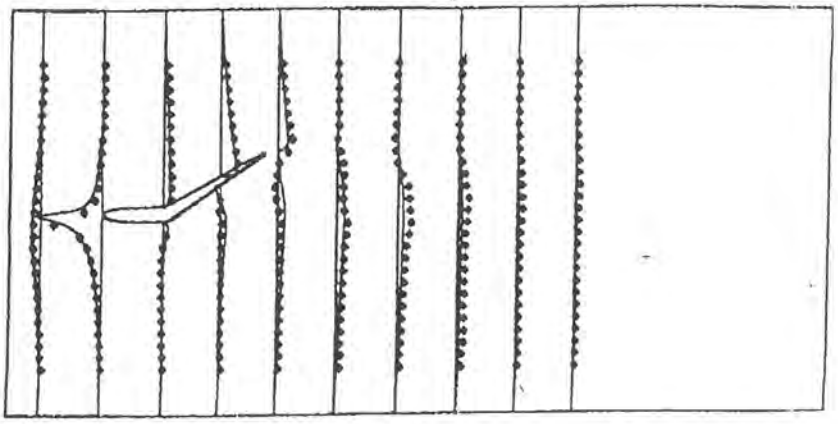


Bild 1 c: V-Geschwindigkeit für die Umströmung der Einzelschaufel
Vergleich Rechnung, LDA-Messung

(Literatur)

(weiteres Vorgehen)

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Jiri BLAZEK

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
D-3300 Braunschweig

Telefon 0531 / 395-2833
Telefax 0531 / 395-2320

weitere Partner

Thema

Verfahren zur Konvergenzbeschleunigung bei der Berechnung von Strömungen mit starken Verdichtungsstößen.

Ausgangssituation

Finite Volumen upwind-TVD Verfahren zur Lösung der 2D Eulergleichungen [1] vorhanden.

Ziel

Entwicklung eines effektiven und robusten Verfahrens zur Berechnung von reibungsfreien Über- und Hyperschallströmungen.

Lösungsweg

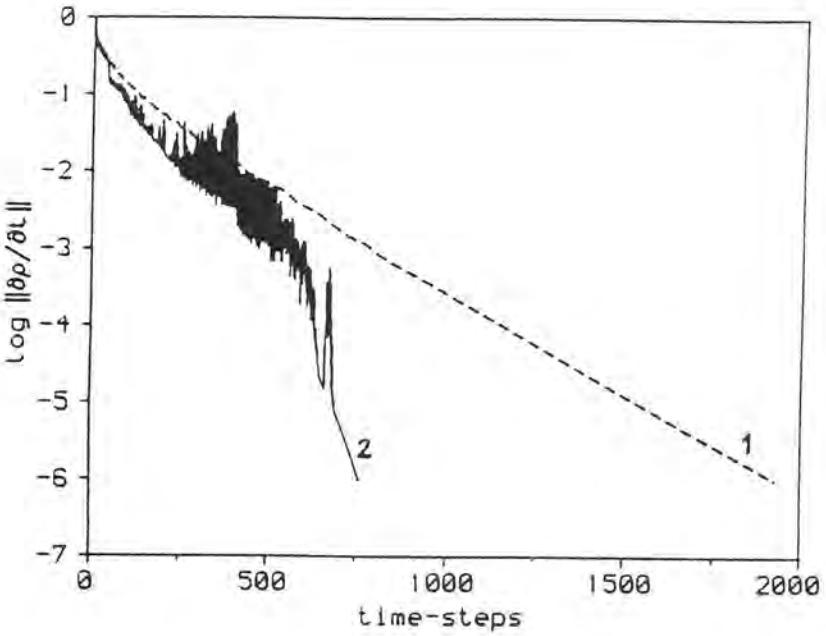
Die Eulergleichungen werden mit Hilfe eines expliziten mehrstufigen Schemas gelöst. Die Konvergenz zum stationären Zustand wird durch ein neuartiges upwind-gerichtetes implizites Glätten der Residuen [2] verbessert. Das Verfahren ermöglicht im Gegensatz zum üblichen zentralen Glätten eine wesentliche Vergrößerung des Zeitschrittes bei gleichzeitig guter Dämpfung. Dies ist insbesondere der Fall in Verbindung mit upwind-Schemata. Ferner kann durch angepaßte Glättungskoeffizienten in jeder der Eulergleichungen die Steifigkeit aufgrud unterschiedlicher Eigenwerte behoben werden.

Ergebnis

Das Verfahren wurde auf verschiedene Testprobleme angewendet. In folgenden Bildern sind die Ergebnisse der Berechnung eines Kreiszylinders bei $M_\infty = 20$ dargestellt. Die angegeben CPU-Zeiten wurden auf einer CRAY Y-MP gemessen.



Machzahlverteilung
(40x40 Zellen)



Konvergenzverlauf:

1 - rein explizit, CPU-t = 73s
2 - mit upwind-Glättung, CPU-t = 40s

Literatur

[1] Kroll, N.; Rossow, C.-C.: A High Resolution Cell Vertex TVD Scheme for the Solution of the Two- and Three-Dimensional Euler Equations. 12th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics, Oxford, GB, 1990.

[2] Blazek, J.; Kroll, N.; Radespiel, R.; Rossow, C.-C.: Upwind Implicit Residual Smoothing Method for Multi-Stage Schemes. Proc. AIAA 10th CFD Conference, Hawaii, USA, 1991.

weiteres Vorgehen

Implementieren des Verfahrens in einen Euler / Navier-Stokes Mehrgitterkode.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr.rer.nat.habil. H.-R.Berger

Institution Institut für Mechanik

Adresse O-9010 Chemnitz
Postfach 408

Telefon (071) 561 4639
Telefax 55589

weitere Partner

Thema Instabiles und chaotisches Verhalten viskoelastischer Strömungen

Ausgangssituation

Das Stabilitätsverhalten von Strömungen viskoelastischer Fluide ist aus theoretischer Sicht noch weitgehend unverstanden. Insbesondere bedürfen die experimentell beobachteten Instabilitäten und turbulenten Erscheinungen bei kleinen Reynoldszahlen einer physikalischen Fundierung.
Die Resultate der Stabilitätsrechnung für viskoelastische Fluide in einfachen Strömungsgeometrien sind teilweise widersprüchlich.

Ziel

Es soll untersucht werden, inwieweit die Resultate der Stabilitätsrechnung für die Strömung eines viskoelastischen Fluids zweiter Ordnung im schmalen Spalt zwischen zwei rotierenden Zylindern (zylindrische Couette-Strömung) mit denen einer Modenanalyse übereinstimmen und ob die Dynamik eines solcherart verkürzten Differentialgleichungssystems chaotische Lösungen enthält.

Lösungsweg

In einem ersten Schritt wird für die genannte Strömung eine lineare Stabilitätsanalyse vorgenommen, und es werden die minimalen kritischen Werte für ausgewählte Wellen- und Taylorzahlen ermittelt. Jene Moden, die zuerst instabil werden, bilden die Grundlage der Modenanalyse der vollständigen nichtlinearen Navier-Stokes- und der Konstitutivgleichungen eines Fluids zweiter Ordnung. Das resultierende (gewöhnliche) Differentialgleichungssystems wird mit Hilfe der Methoden der Dynamik nichtlinearer Systeme auf Instabilitäten und chaotisches Verhalten untersucht.

Ergebnis

Im Ergebnis der Modenanalyse läßt sich ein verkürztes System der Form

$$\begin{aligned} \dot{x} &= -x + ay \\ \dot{y} &= -y + x(1-z) + x(d-ez) \qquad (*) \\ \dot{z} &= -bz + cxy \end{aligned}$$

ableiten. Der Parameter a enthält dabei die Taylorzahl T, die anderen Parameter b...e sind Kombinationen der Weissenbergzahl We, die den Einfluß der Elastizität charakterisiert, und der Wellenzahl k.
Ein Vergleich mit der linearen Stabilitätsanalyse zeigt, daß die kritischen Werte für k und T mit einer Genauigkeit von 1% und besser auf der Basis des Systems (*) berechnet werden können; der Übergang von der laminaren Strömung zu den Taylor-Wirbeln läßt sich somit befriedigend darstellen. Höhere Instabilitäten lassen sich im System (*) allerdings nicht finden, ebenfalls keine chaotischen Zustände, obwohl das System sehr stark den Lorenz-Gleichungen ähnelt.

Literatur

- Theoretische Untersuchungen zum instabilen Verhalten viskoelastischer Strömungen
  Habilitationsschrift, TH Merseburg, 1991
- Mode analysis of unstable viscoelastic Taylor-Couette flow
  erscheint in ZAMM

weiteres Vorgehen

- Untersuchung des Einflusses weiterer Moden auf das Bifurkationsverhalten des Differentialgleichungssystems
- Festlegung von Kriterien zur Auswahl jener Moden, die für das Stabilitätsverhalten bestimmend sind

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. H. Borchardt
Institution	Bergakademie Freiberg Fachbereich Maschinenbau und Energietechnik Institut für Fluidmechanik und Thermodynamik
Adresse	Akademistraße 6 O - 9200 Freiberg/Sa. **Telefon** 51 3318/3120 **Telefax** 22195
weitere Partner	Prof. Dr.-Ing. habil. P. Költzsch
Thema	Untersuchungen zur Ringspaltströmung in feststoffbeladenen Fluiden (keramische Suspensionen)
Ausganssituation	In der Ringspaltströmung zwischen rotierenden Zylindern treten in bestimmten Bereichen der Taylorzahl geordnete Wirbelströmungen auf. Dieses Phänomen der Taylorwirbel wurde für newtonsche Fluide vielfach theoretisch und experimentell untersucht, während es für nichtnewtonsche Fluide nur wenige Ergebnisse gibt.
Ziel	Auseinandersetzung mit den Besonderheiten feststoffbeladener speziell keramischer Fluide und deren Einfluß auf die Taylorwirbelströmung. Entwicklung geeigneter Strömungssichtbarmachungsmethoden und aussagekräftiger Verfahren zur Quantifizierung der Strömungsstruktur.
Lösungsweg	Experimente zur Erzeugung, Messung und Beobachtung verschiedener Strömungsformen wurden in einer vertikal aufgestellten Taylorwirbelapparatur durchgeführt. Variiert wurden die Stoffeigenschaften des Meßfluides (u. a. der Feststoffgehalt, die Art des Feststoffes und die verwendeten Zusätze), die Drehzahl des Innenzylinders bei feststehendem Außenzylinder und die Füllhöhe. Die Abhängigkeit der Wirbelgröße und -verteilung von den Fluideigenschaften und der Drehzahl des Innenzylinders wurde durch Kennzeichnung der Phasengrenzlinien auf der Außenzylinderwand ermittelt.

Ergebnis

Zur Sichtbarmachung der Strömung erwies es sich als günstig, einen Teil des Tonpulvers mit schwarzer, wasserfester Perltusche anzufärben. Die Wirbelgröße und -verteilung wird in folgender Weise von den stofflichen und gerätetechnischen Parametern der Anlage bestimmt:

- Vergrößerung der Wirbelabmessungen bei Drehzahlerhöhung durch Wirkung der Zentrifugalkräfte
- Verkleinerung der Wirbelabmessungen durch Viskositätsabfall bei Drehzahlerhöhung
- Veränderung der Wirbelverteilung über der Zylinderlänge durch Entmischungserscheinungen (Sedimentation)

Abb. 1 zeigt den Einfluß der größeren Zylinderlänge: während sich bei einer Füllhöhe von 30 cm über die ganze Zylinderlänge annähernd gleichgroße Wirbel ausbilden, werden bei einer Füllhöhe von 60 cm Sedimentationsvorgänge aus der Wirbelverteilungsfunktion ersichtlich.
Im oberen Zylinderteil, in dem die Viskosität aufgrund der Verarmung an Teilchen stark abnimmt, sinkt auch die Wirbelgröße. Zwischen der Wellen-Wirbel-Strömung und dem Beginn der Turbulenz wurde eine äußerst stabile Strömungsform, gekennzeichnet durch breite, ruhiglaufende Wirbelgrenzlinien, beobachtet. Desweiteren wurde bei allen verwendeten Suspensionen festgestellt, daß bei abruptem Abbremsen der Rotationsströmung die Wirbelgrenzlinien des letzten Zustandes erhalten bleiben. Bei stark sedimentierenden Suspensionen konnten mehrere Strömungszustände auf einer Zylinderlänge gleichzeitig beobachtet werden.

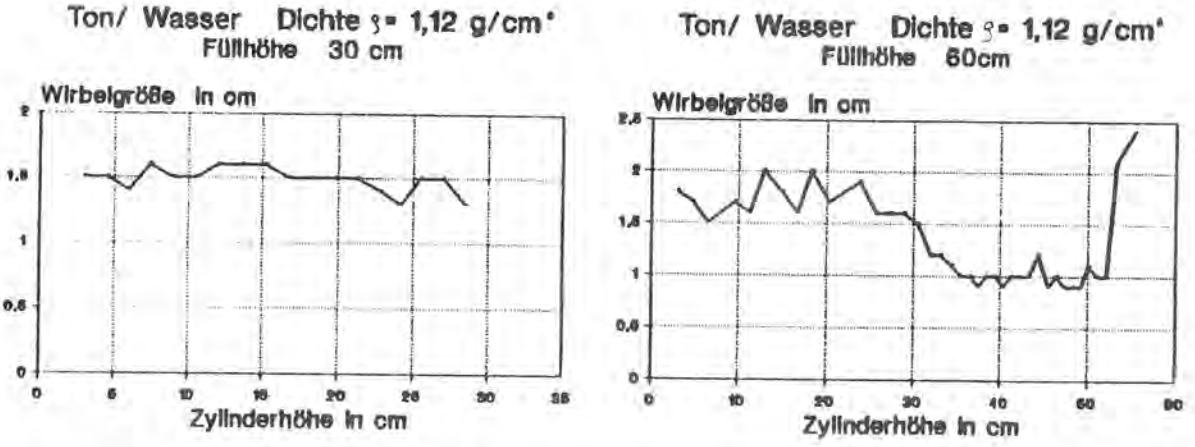


Abb. 1: Wirbelverteilung über der Zylinderhöhe bei einer Drehzahl n = 254 U/min

Literatur

Borchardt, H.: Diplomarbeit, Bergakademie Freiberg 1991.

weiteres Vorgehen

Einsatz faseroptischer Sondenmeßtechnik zur quantitativen Erfassung des Zusammenhangs zwischen Feststoffkonzentrationsverteilung und den ausgebildeten Strömungsstrukturen

Untersuchungen zur Ermittlung einer Korrelation zwischen den Strömungsformen und den orts- und zeitabhängigen Fluideigenschaften

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner K. Ehrenfried und G.E.A. Meier

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
W-3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2515
Telefax 0551/709-2889

weitere Partner

Thema Finite-Volumen-Verfahren höherer Ordnung in unstrukturierten Gittern

Ausgangssituation

Unstrukturierte Gitter bieten gegenüber strukturierten Gittern einige Vorteile. Dies gilt besonders hinsichtlich der flexibleren Anpassung an komplexe Geometrien und der Möglichkeit einfach lokale Verfeinerungen des Gitters ("mesh refinement") vorzunehmen. Hauptnachteile sind ein erhöhter Aufwand bei der Verwaltung und Organisation der Gitter und bei der Anwendung von Interpolationen höherer Ordnung. Diese Nachteile führten dazu, daß die Mehrzahl der heute realisierten numerischen Verfahren mit strukturierten Rechteckgittern arbeitet.

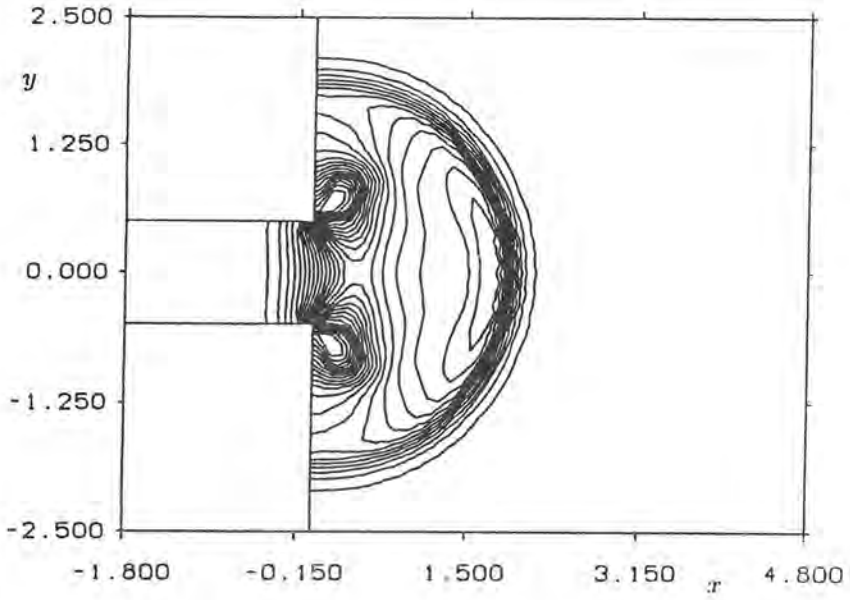
Ziel

Ziel ist die Implementation eines Finite-Volumen-Verfahrens zur Lösung der instationären, zweidimensionalen Euler-Gleichungen mit unstrukturierten Gittern. Dabei sollen räumliche Interpolationen höherer Ordnung angewendet werden, die eine Verringerung der numerischen Dissipation bewirken und gleichzeitig eine gute Erfassung von Verdichtungsstößen gewährleisten. Das heißt, es soll nicht zu unphysikalischen Oszillationen in der Lösung kommen, wie sie oft bei Verfahren höherer Ordnung in Bereichen mit Verdichtungsstößen auftreten.

Lösungsweg

Es wird ein aus Dreiecken aufgebautes Gitter verwendet, in dem die Zellen (bzw. "Finiten Volumen") durch Verbindung der Schwerpunkte mit den Mittelpunkten der Seiten in jedem Dreieck konstruiert werden. Zur Lösung wird ein TVD-Verfahren höherer Ordnung an diese unregelmäßige Geometrie angepaßt und erweitert. Der numerische Fluß zwischen den Zellen wird mit einem sogenannten Flux-Difference-Splitting-Verfahren nach Osher bestimmt. Um die Interpolation höherer Ordnung im unregelmäßigen Gitter zu erreichen, werden nach bestimmten Regeln Hilfspunkte eingefügt. Der numerische Fluß über einen Zellenrand hängt dann von den Zuständen in bis zu 10 Gitterpunkten ab. Die Zeitdiskretisierung ist implizit und das auftretende Gleichungssystem wird mit einem einfachen Relaxationsverfahren gelöst.

Ergebnis Das entwickelte Verfahren zeigt sehr positive Eigenschaften im Bezug auf die numerische Dissipation und die Erfassung von Verdichtungsstößen. Gerade die Erweiterung des TVD-Verfahrens bewirkt eine starke Verringerung der numerischen Dissipation. Als Test wurde ein frei konvektierender Wirbel berechnet. Die Auflösung wurde so gewählt, daß der Abstand zwischen den Gitterpunkten etwa 1/4 des Kernradius betrug, und der Wirbel mußte eine Strecke vom 25-fachen des Kernradius zurücklegen. Dabei schrumpfte die Dichtedifferenz zwischen Wirbelkern und Außenströmung um etwa 1/10, wogegen beim TVD-Verfahren zweiter Ordnung die Dichtedifferenz am Schluß nur noch ca. 3/10 des ursprünglichen Wertes betrug. Bei der Erfassung der Verdichtungsstöße zeigt sich, daß keine Richtungsabhängigkeit im Dreiecksgitter auftritt. Egal wie der Stoß zum Gitter ausgerichtet ist, er wird immer gleich gut erfaßt. Dies wird besonders gut an dem im Bild gezeigten Beispiel deutlich, wo sich ein Stoß kreisförmig ausbreitet. Lediglich die Bewegung der Stöße hat einen sichtbaren Einfluß aus die "numerische Stoßdicke". So werden stationäre Stöße mit einer Dicke von höchstens zwei Zellenabmessungen erfaßt, wogegen bewegte Stöße oft etwas ausgedehnter sind. Dieser Effekt ist aber von geringerer Bedeutung, da im ungünstigsten Fall Stöße mit einer Dicke von maximal vier Zellen beobachtet werden.



Die Abbildung zeigt die Isobaren im Strömungsfeld, wo sich eine Stoßfront kreisförmig in ein Gebiet mit ruhendem Gas ausbreitet.

Literatur

1.) J.A. Desideri und A. Dervieux, "Compressible Flow Solvers Using Unstructured Grids", in: Computational Fluid Dynamics, Von Karman Institute Lecture Series 1988-05.

2.) K. Ehrenfried, "Numerische Untersuchung von Wirbel-Tragflügel-Wechselwirkungen im transsonischen Geschwindigkeitsbereich", Doktorarbeit, Universität Göttingen (1991).

weiteres Vorgehen

Implementation der lösungsabhängigen Verfeinerung des Gitters und anschließend Erweiterung des Verfahrens auf die Navier-Stokes-Gleichungen.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Math. A. FINDLING

Institution: DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse: Postfach 3267
D-3300 Braunschweig

Telefon 0531-395-2433
Telefax 0531-395-2320

weitere Partner

Thema

Anwendung von Mehrgittermethoden zur elliptischen Netzgenerierung

Ausgangssituation

Mit der in [1] beschriebenen elliptischen Netzgenerierung liegt eine stabile und flexible Methode zur elliptischen Netzgenerierung vor.

Ziel

Die vorhandene elliptische Netzgenerierung soll durch Verwendung der Mehrgittermethoden (FMG-FAS) beschleunigt werden. Dabei soll die Flexibilität und Handhabbarkeit erhalten bleiben.

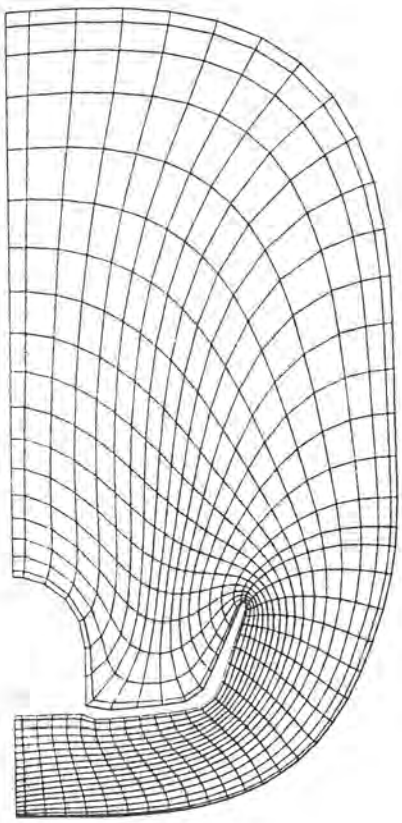
Lösungsweg

Nach einem Literaturstudium entschied man sich, die in der Mehrgittermethode verwendete Netzvergröberung erst ab der zweiten Netzlinie durchzuführen. Entsprechend mußten die Algorithmen zur Randbehandlung auf eine Diskretisierung mit verschiedenen Schrittweiten umgestellt werden.

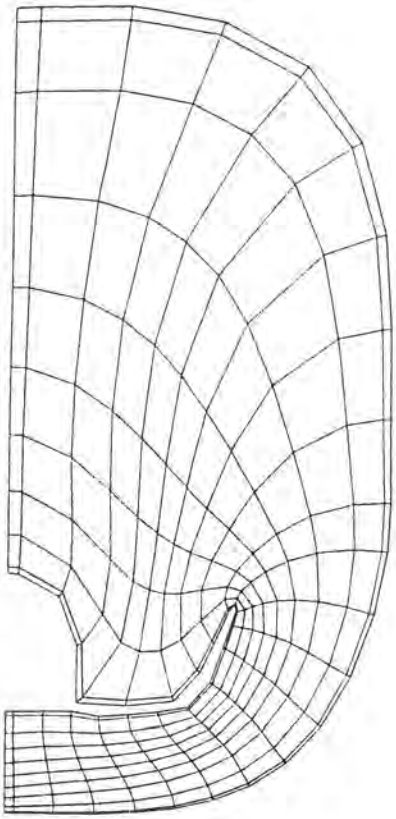
Ergebnis

Nachdem die Stabilität des Solvers auf allen Levels sichergestellt war, konnte eine gute Beschleunigung mittels der FAS-Methode erreicht werden.

Die Rechenzeit reduzierte sich bei einem Testbeispiel um den Faktor 4.



1. Vergröberung



2. Vergröberung

Literatur

[1] FINDLING, A.; HERRMANN, U. (1991): "Development of an efficient and robust solver for elliptic grid generation". Proceeedings of the Third International Conference on Num. Grid Gen. in Comp. Fluid Dynamics and Related Fields, Barcelona, Spain, 3-7 June, 1991.

[2] Advances in Multigrid Methods", Proceedings of the Conference held in Oberwolfach, Dec. 8-13, 1984, F. Vieweg & Sohn, Braunschweig.

weiteres Vorgehen

Der vorhandene Algorithmus muß an weiteren Beispielen getestet werden. Die FMG-Methode soll implemiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner M.Hackeschmidt

Institution Lehrstuhl für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Hochschule für Verkehrswesen "Friedrich List"

Adresse PSF 82 Telefon (003751)462 2339
0-8010 Dresden Telefax (003751)462 2356

weitere Partner E.Masri; M.Buschmann

Thema Strukturuntersuchungen in der turbulenten Plattengrenzschicht

Ausgangssituation

Unbefriedigende Nachrechnungsergebnisse für turbulente Nichtäquilibriumsgrenzschichten führten zu Analysen der Strukturerscheinungen in der turbulenten Plattengrenzschicht /1//2//3/.

Ziel

Nachrechnung von Erscheinungen, die in der turbulenten Plattengrenzschicht experimentell gefunden worden sind, wie u.a.: Bursts, Streaks, turbulente Schwankungsgeschwindigkeiten in den drei Koordinatenrichtungen. Klärung der Frage, ob unmittelbar an der Wand Längs- oder tornadoförmige Wirbelfäden existieren.

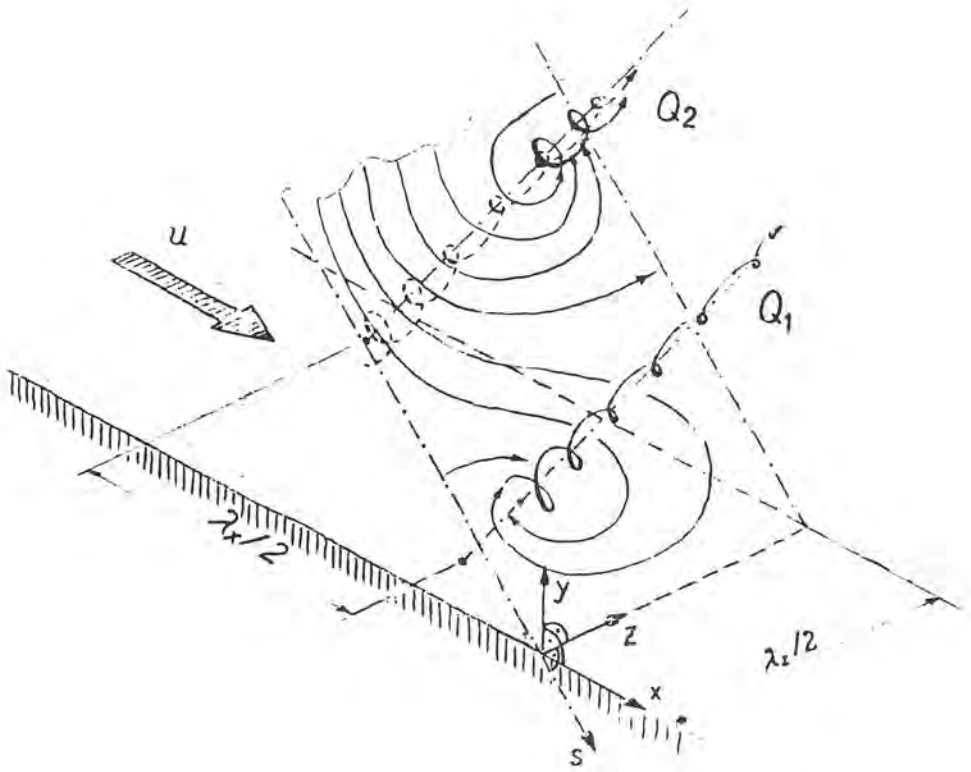
Es gilt, vordergründig Kausalzusammenhänge der Elementarerscheinungen aufzufinfen.

Lösungsweg

Numerische Modellierung skizzierten Gedankenmodells von einer möglichen Wirbelkonfiguration in unmittelbarer Plattennähe. Das Fluid bewegt sich unter einem Winkel von etwa 45° zur Wand und mithin zur Hauptströmungsrichtung u hin, in der Skizze durch Stromlinien in der s,z-Ebene dargestellt, die die ebene Platte x,z bei y=0 durchstößt. Es ergießt sich in Wirbelsenkenfäden mit Achsen normal zu den s,z-Ebenen im Abstand $\lambda_x/2$ im oberen Halbraum und fließt somit wieder von der Wand weg. s,sxz-Spiegelungsebenen haben den Streaksabstand $\lambda_z/2$. Direkt auf der Plattenoberfläche stehen die Wirbelachsen senkrecht - in der Skizze nicht dargestellt.
Das Wirbelsenkenfaden-System hat eine Eigengeschwindigkeit in x-Richtung.

Ergebnis

Zur Verifikation dienen für quantitative Ergebnisse bekannte Meßergebnisse, insbesondere von den zeitmittleren Fluktuationsgeschwindigkeiten.



Skizze eines Gedankenmodells von Wirbelsenkenfäden(paaren) in der turbulenten Plattengrenzschicht.

Literatur

/1/ Buschmann,M.: Zur Berechnung laminarer, transitionaler und turbulenter ebener isothermer Grenzschichten sowie von begrenzten Rezirkulationsgebieten und der Relaminarisierung mit halbempirischen Ansätzen. Als Diss. an der TU Dresden eingereicht (1991)

/2/ Masri,E.: Numerische Untersuchungen zur Entstehung der Reynoldsspannungen in wandnahen Scherströmungen. Als Diss. an der TU Dresden eingereicht (1991)

/3/ Hackeschmidt,M.: Strukturmodellierung der turbulenten Grenzschicht. Maschinenbautechnik, Berlin 40 (1991) 3, S.104...108

weiteres Vorgehen

Formulierung mathematischer (Teil-)Modelle und numerische Berechnung derselben.

Förderung durch: DFG

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Strömungssimulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Michael Hortmann

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik

Adresse: Cauer-Straße 4
D-8520 Erlangen

Telefon: 09131/859496
Telefax: 09131/859503

weitere Partner

Thema

Berechnung einer laminaren Strömung mit Verzweigung.

Ausgangssituation

Strömungen in Leitungsverzweigungen sind praxisrelevante Strömungen in der Industrie. Druckverluste infolge der Verzweigung sind bisher noch nicht numerisch untersucht worden.

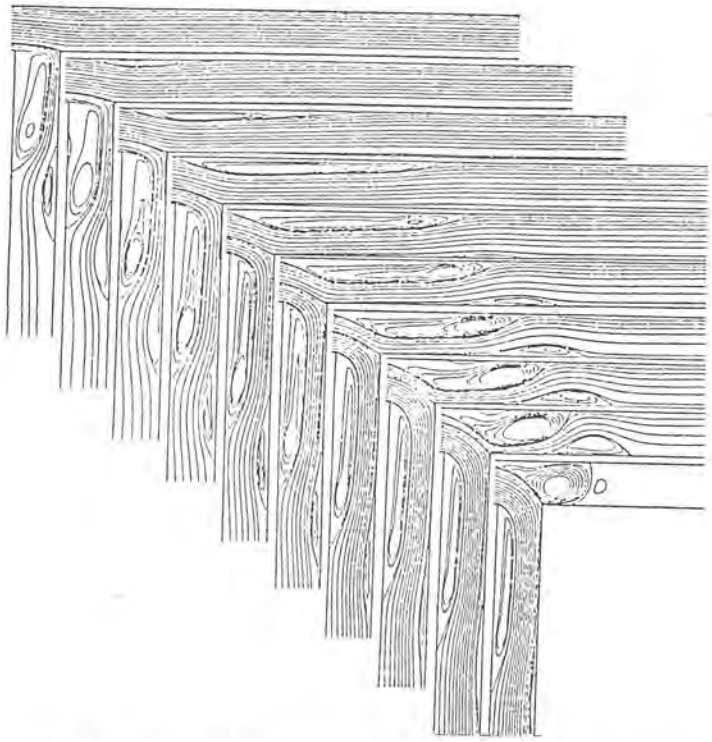
Ziel

Berechnung des Strömungs- und Druckfeldes einer laminaren Strömung in einem zweidimensionalen ebenen Kanal mit einer 90°-Verzweigung für verschiedene Reynoldszahlen und Massenströme durch die Abzweigung. Bestimmung der Abhängigkeit der Druckverluste, Verlustleistungen, Verlustbeiwerte, Wiederanlegelängen und Flächen der Wirbel von der Reynoldszahl und dem Massenstrom der Abzweigung.

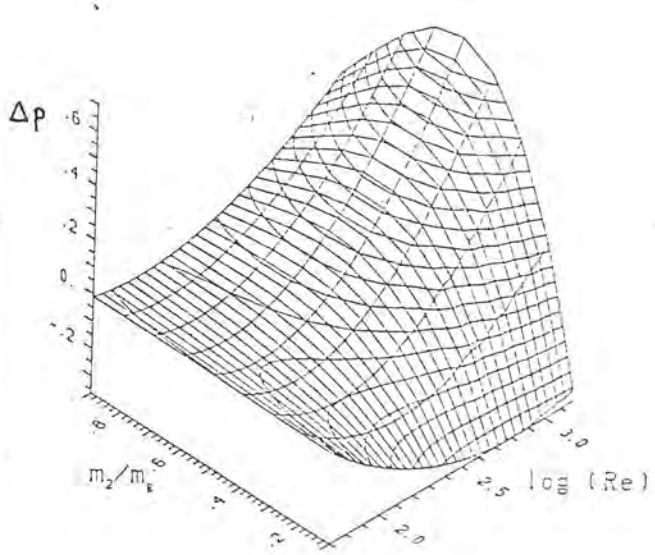
Lösungsweg

Die zweidimensionale Berechnung der Strömung erfolgte durch Anwendung eines nichtorthogonalen blockstrukturierten Mehrgittercodes zur iterativen Lösung der Navier-Stokesschen Gleichungen, die nach der Finite-Volumen-Methode diskretisiert wurden. Die Lösung des durch die Diskretisierung erhaltenen algebraischen Gleichungssystems erfolgt durch den SIMPLE-Algorithmus (Patankar und Spalding, 1972), in welchem die gekoppelten Gleichungen linearisiert, und mit der "Strongly Implicit Procedure" (SIP) (Stone, 1968) iterativ gelöst werden. Die Kopplung wird durch mehrmalige Aufrufe von SIMPLE berücksichtigt, die zu einer konvergierten Lösung führen. Das Mehrgitterverfahren dient zur Konvergenzbeschleunigung des iterativen Verfahrens unter Verwendung von vier Gittern (s. [1]), wobei die Geometrie mit dem feinsten Gitter durch 24*216 + 224*32 Kontrollvolumen im ersten (Abzweigung) respektive zweiten Block (Gerade) aufgelöst wurde. Die Geometrie ist damit in zwei voneinander unabhängige Lösungsgebiete aufgeteilt worden, die sequentiell abgearbeitet werden. Der Austausch der Daten an den Gebietsgrenzen erfolgt nach einer geeigneten Methode, siehe Perić et. al. [2]. Die konvergierte Lösung wird derart ausgewertet, daß aus den Druckdifferenzen zwischen dem Eingang und den Ausgängen der Kanäle den Energieverlust charakterisierende Größen (z.B. der Verlustbeiwert) berechnet werden. Durch Variation der Reynoldszahl und des durch die Abzweigung fließenden Massenstroms von 0 bis zum Eingangsmassenstrom kann die Abhängigkeit von diesen Parametern erhalten werden. Zusätzlich wurden die Ablöselängen und Wirbelflächen der Wirbel durch Auswertung der Koordinaten der Nullstromlinie berechnet und den Energieverlusten in Beziehung gesetzt.

Ergebnis



Ausschnitt der Stromlinien für Re=1000 und Massenströmen in der Abzweigung von 10 bis 100% des Eingangsmassenstroms.



Druckdifferenz zwischen Eingang und Ausgang der Gerade für 50≤Re≤1500 und Massenströmen in der Abzweigung von 10 bis 90%.

Literatur

[1] **Hortmann, M., Perić, M., Scheuerer, G.:** "Finite Volume Multigrid Prediction of Laminar Natural Convection: Benchmark Solutions", Int. J. Num. Meth. in Fluids, 11, 1990, pp. 189–207

[2] **Perić, M., Schäfer, M., Schreck, E.:** "Computation of Fluid Flow with a Parallel Multigrid Solver", Proceedings of the Conference on Parallel Computaional Fluid Dynamics, Stuttgart 1991, Elsevier, Amsterdam.

weiteres Vorgehen

Bestimmung der Energieverluste in Abhängigkeit von Verweigungswinkeln, und durch Veränderung der geometrischen Form des Einströmrandes der Abzweigung (z.B. Abrundung der Ecken).

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Parallele Lösungsverfahren für partielle Differentialgleichungen

Ansprechpartner Graham Horton

Institution Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse IMMD III, Martensstr. 3
8520 Erlangen

Telefon 09131/85-7913
Telefax 09131/39 38 8

weitere Partner LSTM, Erlangen

Thema Zeitparallele Lösungsverfahren für inkompressible Navier-Stokes Gleichungen

Ausgangssituation

Aufgrund des hohen Rechenzeitbedarfs werden strömungsmechanische Simulationen zu den wichtigsten Anwendungen auf Hochleistungsparallelrechnern gehören. Fast alle Ansätze zur parallelen Lösung von Strömungsproblemen gehen nach dem Gebietspartitionierungs- oder Gebietszerlegungsprinzip vor, d.h. das räumliche Gebiet, bzw. das Rechengitter wird auf die vorhandenen Prozessoren aufgeteilt und somit schneller bearbeitet. Bei instationären Problemen wird die Berechnung der einzelnen Zeitschichten jedoch wie üblich sequentiell durchgeführt.

Ziel

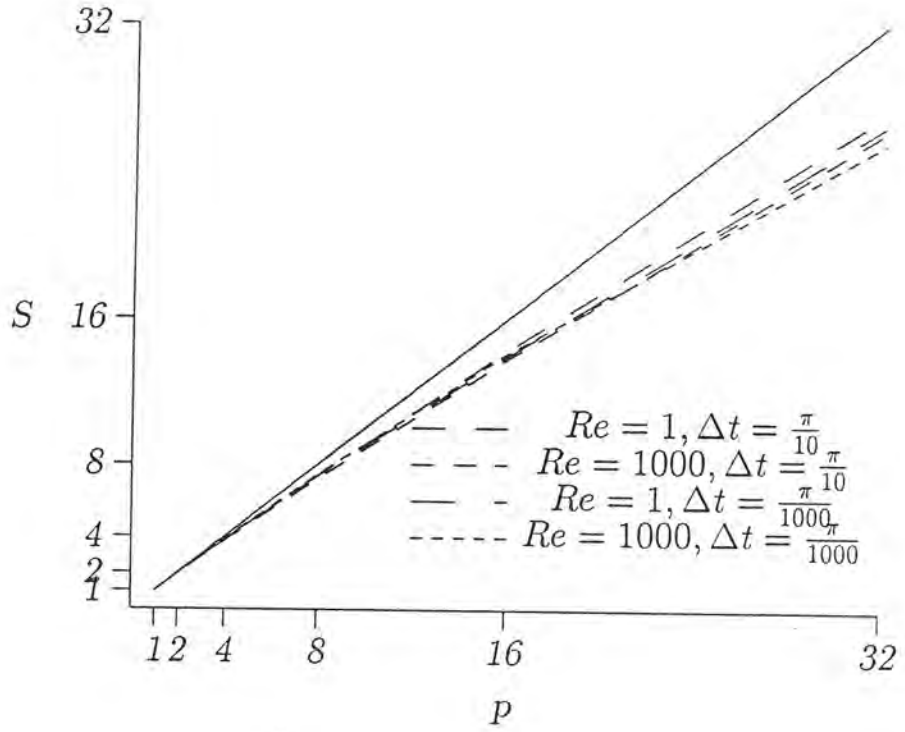
Das Ziel der Forschungsarbeit war die Möglichkeit einer Zeitparallelisierung zu untersuchen, d.h. Lösungen zu verschiedenen diskreten Zeitpunkten simultan auf verschiedenen Prozessoren zu berechnen. Falls dies gelingen sollte, wäre eine Alternative zur herkömmlichen Parallelisierungsstrategie verfügbar. Von großem Interesse wäre jedoch die Möglichkeit eines zeit- und raumparallelen Verfahrens, das einen erheblich größeren Parallelitätsgrad aufweisen würde.

Lösungsweg

Eine zeitparallele Variante des bekannten SIMPLE Verfahrens von Patankar und Spalding wurde entwickelt und auf einem parallelen Transputersystem implementiert. Bei dieser Methode werden so viele Zeitschichten wie Prozessoren simultan berechnet unter Verwendung von zwei Kommunikationsphasen pro Iteration.
Es wurde ein zellenzentrierter Finite-Volumen Ansatz benutzt. Die Diskretisierung der Zeitableitung war Implizites Euler. Als Modellproblem wurde eine quadratische Nischenströmung mit Deckelgeschwindigkeit u = sin(t) gewählt.

Ergebnis

Das Bild zeigt die Beschleunigung des Verfahrens gegenüber der Standardmethode, bei der die Zeitschichten einzeln berechnet werden. Es werden Ergebnisse für zwei verschiedene Werte der Reynoldszahl und der Zeitschrittweite abgebildet. Es wurde in allen Fällen ein sehr hoher Speedup erzielt.



Literatur

G. Horton: Ein zeitparalleles Lösungsverfahren für die Navier-Stokes-Gleichungen. Dissertation, Universität Erlangen-Nürnberg, 1991

weiteres Vorgehen

Ausbau des zeitparallelen Verfahrens zu eier kombinierten zeit- und ortsparallelen Methode. Anwendung auf komplexere Strömungen.

Mitteilung

Fachkreis Mathematische Grundlagen

Ansprechpartner Rolf Jeltsch, Joachim Schroll

Institution Seminar für Angewandte Mathematik

Adresse ETH Zürich
CH-8092 Zürich

Telefon 0041 1 256 34 62
Telefax 0041 1 252 34 01

Thema

Stabilität und Konvergenz für Diskretisierungen der kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen

Ausgangssituation

Für skalare Gleichungen macht die Theorie der monotonen [2] und positiven [1] Verfahren Stabilitätsaussagen. Bei linearen Gleichungssystemen greift die Neumannsche Stabilitätsanalyse [4]. Für nichtlineare Systeme gibt es einen Zugang von Lopez-Marcos und Sanz-Serna [5], der Konvergenz sichert, falls die Konsistenzordnung hoch genug ist. Die hier verwendeten Verfahren haben aber typischerweise eine niedrige Konsistenzordnung.

Ziel

Es sollen Stabilitätskriterien für numerische Verfahren zur Diskretisierung der Navier-Stokes Gleichungen angegeben werden.

Lösungsweg

Die Navier-Stokes Gleichungen gehören zu einer Klasse von gemischten partiellen Differentialgleichungen, die bis zu einer gewissen Zeit T glatte Lösungen hat [3]. Diese glatte Lösung ermöglicht es, Konvergenz von finiten Differenzenverfahren aus der Konsistenz und Stabilität des Verfahrens zu schließen. Das Problem dabei ist, die Stabilität für den nichtlinearen diskreten Operator nachzuweisen. Ist aber die Diskretisierung selbst stetig differenzierbar (z.B. das Flußvektor-Splitting-Verfahren von Van Leer), dann gelingt es, die nichtlineare Stabilität aus der Stabilität der linearisierten Diskretisierung zu schließen.

weiteres Vorgehen

Im Folgenden hat man also die Stabilität der linearisierten Diskretisierung zu diskutieren. Das wird auf die gesuchten Schrittweitenbedingungen führen. Außerdem wäre interessant, ob man diese Theorie auch auf stückweise stetig differenzierbare Diskretisierungen wie z.B. Godunov-Typ Verfahren ausdehnen kann.

Literatur

[1] B. Einfeldt: Zur Numerik der stoßauflösenden Verfahren, Dissertation, RWTH Aachen 1988.

[2] A. Harten, J. M. Hyman, P. Lax: On finite difference approximations and entropy conditions for shocks, *Comm. Pure Appl. Math.* **29** (1976), pp 279-322.

[3] H. O. Kreiss, J. Lorenz: Initial-Boundary Value Problems and the Navier-Stokes Equations, *Academic Press* (1989)

[4] P. Lax: On the stability of difference approximations to solutions of hyperbolic equations with variable coefficients, *Comm. Pure Appl. Math.* **14** (1961), pp 497-520.

[5] J. C. Lopez-Marcos, J. M. Sanz-Serna: Stability and convergence in numerical analysis III: Linear investigation of nonlinear stability, *IMA J. Numer. Anal.* **8** (1988), pp 71-84.

Datum 18. 11. 1991

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr. R. Kessler, Dr. L. Kleiser

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2273
(0551) - 709 - 2295

Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Dr. N. Gilbert, BASF AG, Ludwigshafen

Thema

Verwendung von DNS-Daten für die Turbulenzmodellierung

Ausgangssituation

Für die Berechnung praxisrelevanter turbulenter Strömungen wird auch zukünftig in vielen Fällen der Einsatz von statistischen Turbulenzmodellen notwendig sein. Mit steigenden Rechenleistungen und verbesserten numerischen Verfahren wurden jedoch Unzulänglichkeiten in diesen Modellen immer mehr zum begrenzenden Faktor bei den Einsatzmöglichkeiten von Berechnungsverfahren.

Ziel

Das Ziel sind verbesserte Turbulenzmodelle durch Modifikation der Modellannahmen im wandnahen Bereich der Strömung und die Verifikation dieser Modelle anhand einfacher und komplexerer Strömungen. Die Schwerpunkte liegen bei Zweigleichungsmodellen.

Lösungsweg

Die statistische Auswertung vorhandener Daten aus der direkten numerischen Simulation (DNS) einer turbulenten Kanalströmung ermöglicht die Bewertung von Modellannahmen für den wandnahen Bereich. Die Vor- und Nachteile bekannter und neuer Modellansätze können so zunächst für die ausgebildete Kanalströmung analysiert und anschließend durch Berechnungen mit einem Finite-Volumen-Verfahren bei komplexeren Testfällen untersucht werden.

Ergebnis

Die Grundlage der vorliegenden Untersuchungen bilden statistische Daten aus einer Simulation der turbulenten Kanalströmung bei $Re_\tau = 210$ mit einer räumlichen Auflösung von 160×160×129 Punkten [1]. Diese Datenbasis umfaßt alle Korrelationen bis zur dritten Ordnung, die bei bekannten Zweigleichungsmodellen und Reynoldsspannungsmodellen auftreten. Die Gültigkeit vieler in der Literatur bekannter Modellannahmen wurde von Gilbert [2, 3] überprüft, und einige Vorschläge zur Verbesserung der Modelle wurden aufgeführt.

Das größte Verbesserungspotential bei Verwendung der DNS-Auswertung besteht naturgemäß bei Modellen für komplexe Terme, wie sie in den Reynoldsspannungsgleichungen oder vor allem bei Gleichungen für das Längenmaß auftreten. Die dort getroffenen Annahmen sind oft spekulativer Natur und weniger durch experimentelle Daten fundiert. Nach einer Sichtung und Bewertung existierender Modelle wurde ein Modell von Rodi und Mansour [4] für den Vergleich mit den vorhandenen DNS-Daten und als Basis für weitere Verbesserungen ausgewählt.

Die in [4] verwendeten Modellansätze für die Produktionsterme der ε-Gleichung zeigen bei einem Vergleich mit unseren DNS-Daten nicht in allen Fällen eine zufriedenstellende Übereinstimmung, obwohl Rodi und Mansour ebenfalls DNS-Daten (Kim, 1990) zur Entwicklung heranzogen. Durch Modifikationen der Modellannahmen und der empirischen Konstanten konnten die in Wandnähe dominanten modellierten Produktionsterme P_ε^1, P_ε^2, P_ε^3 in sehr gute Übereinstimmung mit den aus der DNS direkt berechneten Termen gebracht werden. Vergleicht man die für die Modellierung relevante Differenz aus der Summe aller Produktionsterme und der Dissipation von ε, so zeigen die modellierten Terme nun auch in Wandnähe einen Verlauf, der dem der exakten Terme recht nahe kommt. Das ursprüngliche Modell weicht dagegen in unmittelbarer Wandnähe ($y^+ < 10$) stärker von unseren DNS-Daten ab.

Literatur

[1] N. Gilbert: Persönliche Mitteilung, 1988.

[2] N. Gilbert: Turbulence model data derived from direct numerical simulations. DLR-FB in Vorbereitung, 1992.

[3] Gilbert, N., Kleiser, L.: Turbulence model testing with the aid of direct numerical simulation results. Proc. Eighth Symposium on Turbulent Shear Flows, München, Sept. 9-11, 1991, Paper 26-1.

[4] W. Rodi, N.N. Mansour: Low-Reynolds number k-ε modeling with the aid of direct simulation data. Proc. 1990 Summer Program, Center of Turbulence Research, Stanford, 1990, pp. 85-106.

Weiteres Vorgehen

Die ausgearbeiteten Modellierungsvorschläge werden in einem Finite-Volumen-Verfahren implementiert und ihre Leistungsfähigkeit wird durch Berechnungen von einfachen und komplexeren Strömungen beurteilt. Die Vorgehensweise wird auf andere Modelle ausgedehnt. Künftig sollen auch Simulationsdaten für turbulente Grenzschichten herangezogen werden.

Förderung durch

Grundfinanzierung

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis: Verbesserung von Herstellungsprozessen für Halbleiterkristalle durch Modellierung der Transportvorgänge

Ansprechpartner: Hans-Jörg Leister

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstr. 4
8520 Erlangen

Telefon (09131) 859483
Telefax (09131) 859503

weitere Partner: Prof. G. Müller, Lehrstuhl für Werkstoffwissenschaften VI
Universität Erlangen-Nürnberg

Thema: Dreidimensionale numerische Simulation der Schmelze in einer Czochralski-Kristallzüchtungsanlage

Ausgangssituation

Da dreidimensionale Rechnungen extrem zeitaufwendig und speicherplatzintensiv sind, werden gegenwärtig weitestgehend zweidimensionale numerische Berechnungen durchgeführt, um das Strömungsverhalten der Schmelze zu beschreiben. Dies bedeutet aber eine Einschränkung auf achsensymmetrische Strömungen, die man in industriellen Kristallzüchtungsanlagen nicht erwarten kann.

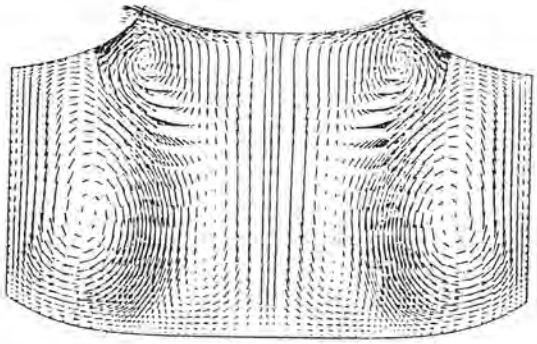
Ziel

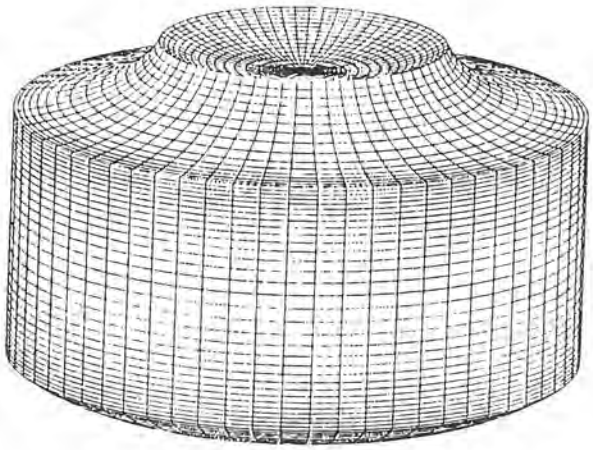
Damit gilt es zunächst experimentelle Ergebnisse [1] , die die Nichtachsensymmetrie der Strömung belegen, mit einem dreidimensionalen Berechnungsverfahren zu reproduzieren. Dieses Verfahren muß sehr effizient sein und sollte für komplexe nicht-orthogonale Geometrien ausgelegt sein. Eine zusätzliche Validierung des Programms wird anhand aktueller experimenteller Ergebnisse des Lehrstuhls für Werkstoffwissenschaften vorgenommen. Die derzeit durchgeführten Experimente zielen auf gemittelte Temperaturverteilungen in einer industriellen Kristallzüchtungsanlage beim Ankeimvorgang.

Lösungsweg

Zur Konvergenzbeschleunigung wird ein Mehrgitteralgorithmus eingesetzt, der bei stationären Strömungen gegenüber Eingitterverfahren einen Beschleunigungsfaktor von ca. 50-100 ergibt. Zur Behandlung instationärer Strömungen wurde die Zeitdiskretisierung nach dem Crank-Nicolson Schema [2] durchgeführt. Zur weiteren Beschleunigung des Berechnungsverfahrens auf Vektorrechnern wurde der streng implizite Lösungsalgorithmus nach Stone [3] durch eine Modifizierung der Datenabhängigkeiten vektorisiert. Damit gelingt es, die hohe Effizienz impliziter Löser mit der architekturbedingten hohen Leistungsfähigkeit der Vektorrechner zu verbinden. Somit steht die Kapazität zur Berechnung dreidimensionaler, instationärer Strömungen zur Verfügung.

Das Verfahren wurde z. B. anhand einer einschlägigen Parameterwahl (hier: Auftriebsströmung mit Kristallrotation) für stationäre Strömungen getestet. Die folgenden Bilder zeigen das numerische Gitter, das den Bereich der Schmelze im Tiegel ausfüllt und die berechnete Strömung in einer axialen Schnittebene.





Literatur

[1] A.D.W. Jones. Journal of Crystal Growth 94, (1989), 421

[2] S.V. Patankar. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow. McGraw-Hill, New York, 1980

[3] H.L. Stone, 1968, SIAM J. Num. Anal., Vol. 5, pp. 530

weiteres Vorgehen

Gegenwärtig liegen bereits experimentelle Messungen an einer industriellen Kristallzüchtungsanlage vor. Diese Daten sollen nun anhand einer erweiterten und umfassenderen Modellbildung numerisch reproduziert werden. Hierfür ist die Grundlage in Form eines sehr effizienten Programms gegeben.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis: Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern

Ansprechpartner: Michael Schäfer

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstr. 4, D-8520 Erlangen

Telefon 09131/859496
Telefax 09131/859503

weitere Partner

Thema: Parallelisierung effizienter Berechnungsverfahren für Strömungen in komplexen Geometrien

Ausgangssituation: Die numerische Simulation praxisrelevanter Strömungen erfordern aufgrund komplexer Geometrien und/oder komplexer physikalischer Vorgänge den Einsatz von Gittern mit sehr vielen Gitterpunkten. Die numerische Lösung der resultierenden diskreten Systeme erfordert daher eine enorme Rechenleistung und einen sehr hohen Speicherplatzbedarf. Da herkömmliche serielle Rechner sehr bald an ihre physikalischen Leistungsgrenzen stoßen werden, gilt es heute unter Fachleuten als unumstritten, daß derartige Berechnungen nur unter Verwendung von Rechnerarchitekturen mit einer Vielzahl parallel arbeitender Prozessoren durchgeführt werden können.

Ziel

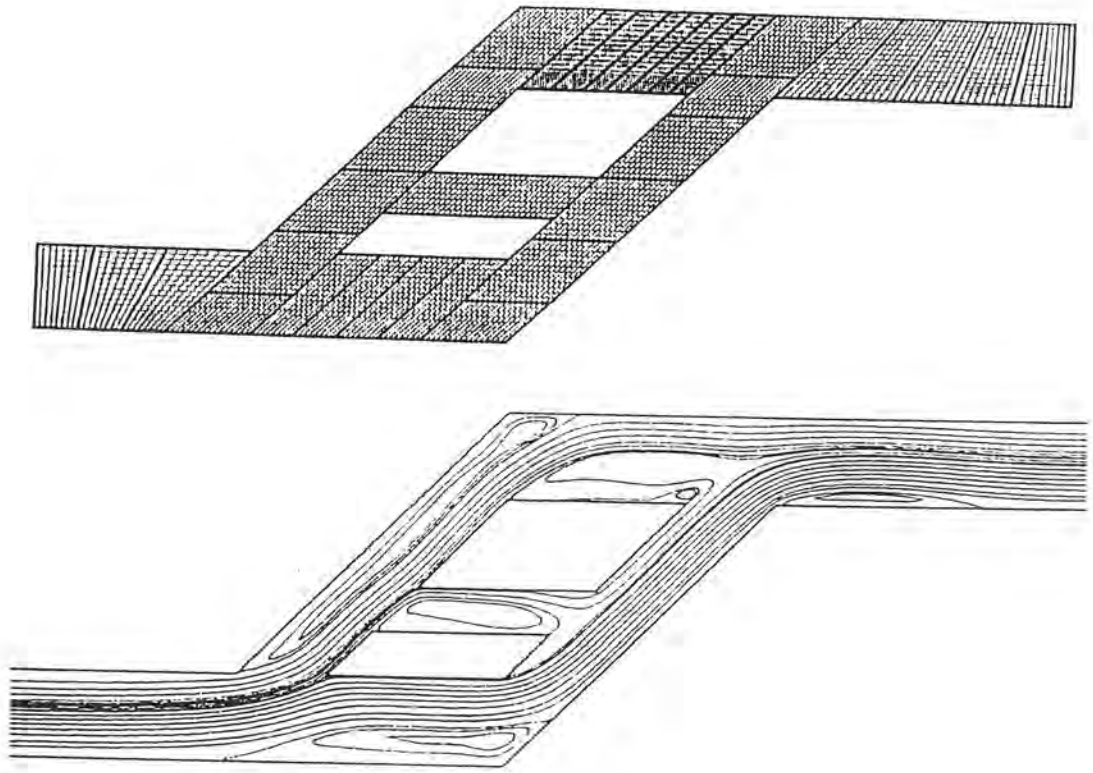
Ziel dieses Vorhabens ist die Entwicklung und Implementierung von effizienten Algorithmen für skalierbare Parallelrechner zur Strömungsberechnung in komplexen Geometrien. Hierbei soll die hohe Effizienz der seriellen Verfahren bei gleichzeitiger Erreichung eines möglichst hohen Parallelisierungsgrades erhalten werden.

Lösungsweg

Ausgangspunkt für die Arbeiten im Rahmen des Projektes war das am Lehrstuhl für Strömungsmechanik der Universität Erlangen-Nürnberg entwickelte Verfahren zur numerischen Behandlung zweidimensionaler inkompressibler Strömungen (z.B. Hortmann et al. [1]). Es handelt sich hierbei um ein Finite Volumen Verfahren mit nichtorthogonalen randangepaßten Gittern, nichtversetzter Variablenanordnung, SIMPLE Verfahren zur iterativen Druck-Geschwindigkeitskopplung, ILU Verfahren nach Stone zur Lösung der dünnbesetzten linearen Systeme und einem Mehrgitterverfahren zur Konvergenzbeschleunigung. Zunächst wurde das Berechnungsverfahren im Hinblick auf die Verwendung von blockstrukturierten Gittern erweitert. Dies ermöglicht einerseits die Behandlung komplexer Geometrien und ist andererseits die Voraussetzung für die Parallelisierung des Programms mittels eines Gebietszerlegungsverfahrens. Das blockstrukturierte Programm wurde anhand einer Reihe von Strömungsproblemen verifiziert und es wurden Untersuchungen zur Kopplung der Blöcke durchgeführt, die entscheidenden Einfluß auf die Effizienz einer parallelen Implementierung hat. In das so optimierte Verfahren wurde eine automatische Lastverteilung implementiert, die für eine möglichst gleichmäßige Auslastung der Prozessoren sorgt, und der Code wurde für die Implementierung auf einem MIMD-Rechner (Multiple Instruction Multiple Data) mit lokalem Speicher parallelisiert (Perić et al. [2]).

Ergebnis

Als Testfall wurde unter anderem eine Kanalströmung mit Hindernissen mit einem parabolischen Geschwindigkeitsprofil am Einstrom (Re=1600) untersucht. Die Abbildung zeigt die Geometrie, das numerische Gitter, die (ausgehend von der geometrischen Blockeinteilung automatisch erzeugte) Blockeinteilung für eine Rechnung mit 32 Prozessoren sowie die berechneten Stromlinien. Die Rechnung wurde auf einem Meiko Transputersystem durchgeführt und benötigte mit 5760 Kontrollvolumen, 3 Mehrgitterebenen, einer Genauigkeit von 10^{-4} in den Summen der absoluten Residuen und 32 T800 Prozessoren nur 167 Sekunden.



Literatur

[1] **Hortmann, M., Peric, M., Scheuerer,G.**, *Finite Volume Multigrid Prediction of Laminar Natural Convection: Benchmark Solutions*, Int. J. Num. Meth. in Fluids 11 (1990), pp. 189-207.

[2] **Perić, M., Schäfer, M., Schreck, E.**, *Computation of Fluid Flow with a Parallel Multi-Grid Solver*, Proceedings of the Conference on Parallel Computational Fluid Dynamics, Stuttgart 1991, Elsevier, Amsterdam.

weiteres Vorgehen

Im weiteren Verlauf des Projektes soll ein Modell zur Effizienzvorhersage entwickelt werden, um so die Leistungsfähigkeit des Verfahrens auf künftigen parallelen Hochleistungsrechnern abschätzen zu können. Weiterhin soll das Programm im Hinblick auf dreidimensionale Rechnungen erweitert werden. Hierzu sollen Effizienzuntersuchungen durchgeführt werden, insbesondere für Probleme die sehr feine Gitter erfordern. Schließlich sollen die Möglichkeiten einer Parallelisierung in der Zeit untersucht werden, die bei sehr großen Prozessorzahlen, in Kombination mit der Ortsparallelisierung, zu einer weiteren Leistungssteigerung des Verfahrens führen kann.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis: Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern

Ansprechpartner: Michael Schäfer
Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Universität Erlangen-Nürnberg
Adresse: Cauerstrasse 4
8520 Erlangen
Telefon (09131) 859483
Telefax (09131) 859503
weitere Partner

Thema: Entwicklung und Anwendung effizienter Berechnungsverfahren für komplexe Strömungen

Ausgangssituation

Grundlage für dieses Projekt sind die bisherigen Arbeiten mit einer Finite-Volumen Methode auf nichtversetzten Gittern. Die dabei entwickelten Programme haben sich bereits bei Berechnungen von Stromungen in komplexen Geometrien bewährt.

Ziel

Das Ziel ist, daß praxisrelevante Strömungsprobleme zuverlässig und effizient gelöst werden können. Die Berechnungsverfahren sind so zu optimieren, daß die Ergebnisse in der gewünschten Genauigkeit mit einem geringstmöglichen Aufwand (sowohl an Speicherplatz als auch an Rechenzeit) erreicht werden können, wobei die Rechengenauigkeit zuverlässig bestimmbar sein soll.

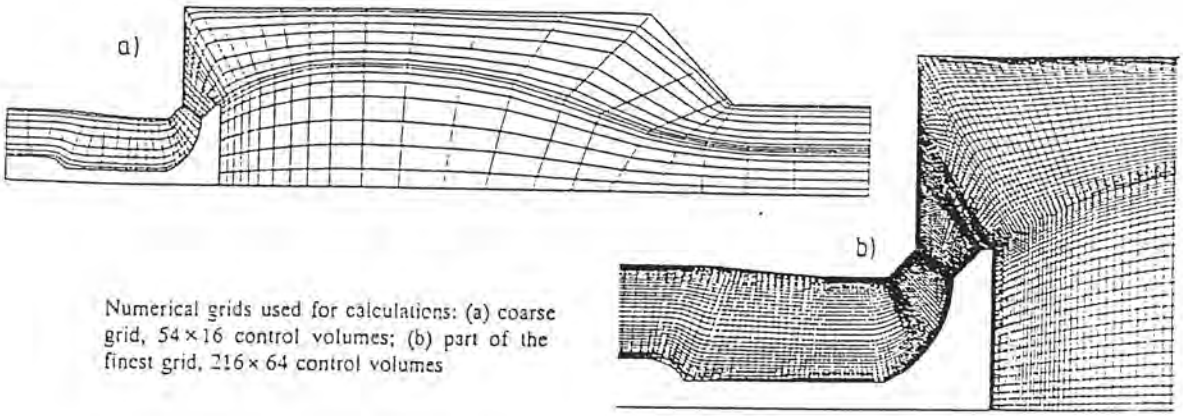
Die Möglichkeit zur Steigerung der Rechenleistung durch die Optimierung der Programmstruktur für Hochleistungsrechner wird ebenfalls untersucht.

Lösungsweg

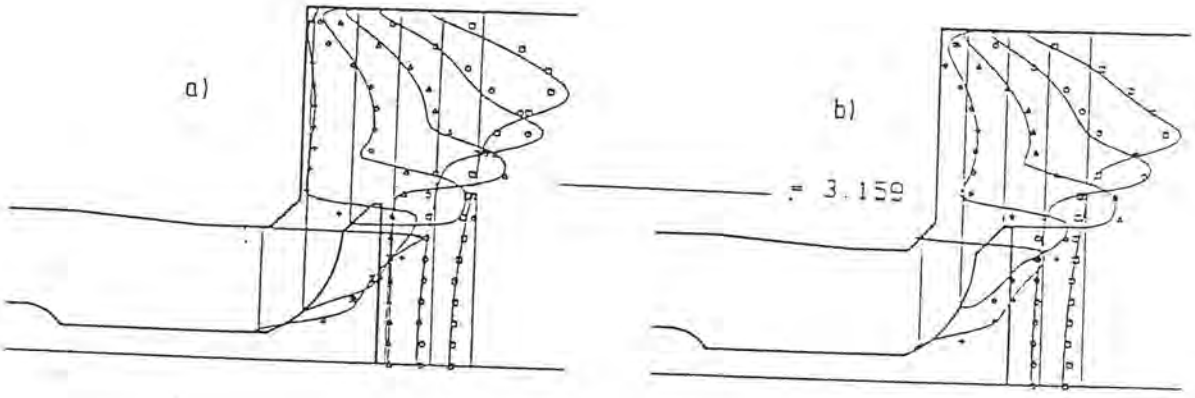
Ein bestehendes Berechnungsverfahren für zwei– und dreidimensionale Strömungen in komplexen Geometrien wurde um folgende Möglichkeiten erweitert: (i)Möglichkeit der effizienten Berechnung sowohl rein inkompressibler als auch hochkompressibler Strömungen ; (ii)Erhöhung der Diskretisierungsgenauigkeit, besonders auf stark irregulären nichtorthogonalen Gittern und an den Rändern;(iii) Erhöhung der Effizienz durch Einführung von Mehrgitteralgorithmen und andere algorithmische Verbesserungen;(iv) Bestimmung der Diskretisierungsfehler und deren Benutzung zur Gitter– und Zeitschrittsteuerung.

Ergebnis

Um die Leistungfähigkeit des entwickelten Programms zu demonstrieren, wurde als ein Anwendungsbeispiel die Umströmung eines Ventils berechnet. Im oberen Bild ist das numerische Gitter dargestellt, im unteren Bild ist der Vergleich zwischen berechneten und gemessenen Daten gezeigt, die sich in guter Übereinstimmung befinden.



Numerical grids used for calculations: (a) coarse grid, 54 × 16 control volumes; (b) part of the finest grid, 216 × 64 control volumes



Literatur

Demirdžić, I., Perić, M., Yianneskis, M. ,'Numerical Predictions of the Mean Flow and Turbulence in an AxisYmetric Port and Their Assement Against Experimenal Data, in D.B. Spalding and N. Afgan (Eds.), Heat and Mass Transfer in Gasoline and Diesel Engines, Hemisphere Publishing Corp., New York.

M. Perić, 'A Finite Volume Method for the Prediction of Three-Dimensional Fluid Flow in Complex Ducts', Ph.D. Thesis, University of London (1985)

weiteres Vorgehen

In der kommenden Periode wird die Erweiterung des zweidimensionalen Verfahrens auf drei Dimensionen, sowie dessen Anwendung auf dreidimensionale Strömungsprobleme, im Mittelpunkt des Interesses stehen.

Mitteilung

Fachkreis	Numerische Simulation — Mathematische Grundlagen		
Ansprechpartner	Carsten Schulz-Rinne		
Institution	Seminar für Angewandte Mathematik		
Adresse	ETH Zürich CH-8092 Zürich	**Telefon** **Telefax**	0041 1 256 34 62 0041 1 252 34 01

Thema

Das Riemannproblem für zweidimensionale Strömungen — mögliche Konstellationen und deren numerische Lösungen

Ausgangssituation

Es werden die zweidimensionalen Eulergleichungen für isentropes (polytropes) Gas betrachtet. Das Riemannproblem in der (x, y)-Ebene ist das Anfangswertproblem mit den Daten $((p,)\,\rho, u, v)(x, y, 0) = ((p_i,)\,\rho_i, u_i, v_i)$, $i = 1, \ldots, 4$, wobei i den i-ten Quadranten bezeichnet. [5]

Ziel

Die möglichen Konstellationen, d. h. Kombinationen von Stößen, Verdünnungswellen und Kontaktunstetigkeiten, werden bestimmt und die Interaktion dieser Wellen berechnet.

Lösungsweg

Zwischen zwei benachbarten Quadranten bildet sich eine Welle, die aus bis zu drei Elementarwellen besteht: einem Stoß $\overleftarrow{S}$ oder einer Verdünnungswelle $\overleftarrow{R}$ (zum negativen Eigenwert), einer Kontaktunstetigkeit J und einem Stoß $\overrightarrow{S}$ oder einer Verdünnungswelle $\overrightarrow{R}$ (zum positiven Eigenwert). In Analogie zu den Untersuchungen des zweidimensionalen Riemannproblems für eine skalare Erhaltungsgleichung [3, 4] werden nur solche Anfangsdaten erlaubt, bei denen zwei benachbarte Quadranten durch eine Elementarwelle verbunden werden.

Zuerst werden alle derartigen Konstellationen und die zugehörigen Bestimmungsgleichungen für die Anfangswerte aufgestellt. Dann werden die numerischen Lösungen berechnet und als Isolinienbilder der Dichte und der selbstähnlichen Machzahl in der $(x/t, y/t)$-Ebene dargestellt.

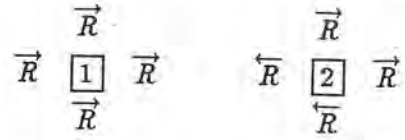
Zur numerischen Lösung wurde ein Godunov-Verfahren höherer Ordnung [1, 2] benutzt.

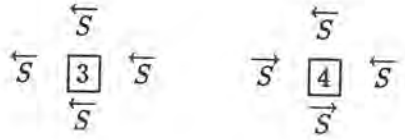
Ergebnis

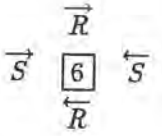
Insgesamt ergeben sich die in der folgenden Übersicht aufgeführten Konstellationen. Die Konstellationen 2 und 4 haben zwei Symmetrieachsen (parallel und senkrecht zu $y = x$) und 3 hat eine Symmetrieachse (parallel zu $y = x$). Die Konstellationen 6, A und B sind punktsymmetrisch für isentropes Gas.

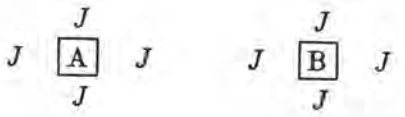
Die vier Elementarwellen verlaufen vom Rand parallel zu den Koordinatenachsen, bis sie aufeinandertreffen und/oder das Unterschallgebiet erreichen. Falls sich zwei

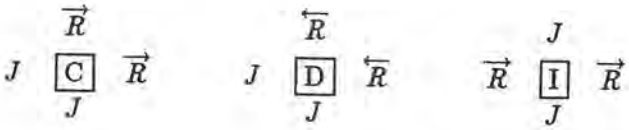
Stöße treffen, ergeben sich einfache, komplexe oder doppelte Machreflektionen. In einem Fall erzeugen die Kontaktunstetigkeiten einen Wirbel. Ansonsten ist zum Teil das Unterschallgebiet durch neu entstandene Stöße begrenzt.

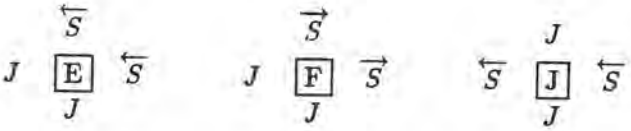
$4R$: 

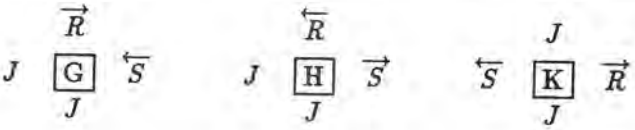
$4S$: 

$2R+2S$:  (nur für isentropes Gas)

$4J$: 

$2J+2R$: 

$2J+2S$: 

$2J+R+S$: 

Literatur

[1] P. Colella, P. R. Woodward: The piecewise-parabolic method (PPM) for gas-dynamical simulations, *J. Comput. Phys.* **54** (1984), 174-201.

[2] P. Colella, H. M. Glaz: Efficient solution of the Riemann problem for real gases, *J. Comput. Phys.* **59** (1985), 264-289.

[3] D. H. Wagner: The Riemann problem in two space dimensions for a single conservation law, *SIAM J. Math. Anal.* **14** (1983), 534-559.

[4] T. Zhang, Y. Zheng: Two dimensional Riemann problem for a scalar conservation law, *Trans. Amer. Math. Soc.* **312** (1989), 589-619.

[5] T. Zhang, Y. Zheng: Conjecture on the structure of solutions of the Riemann problem for two-dimensional gas dynamic systems, *SIAM J. Math. Anal.* **21** (1990), 593-630.

Datum 11. 7. 1991

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Rodi		
Institution	Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe		
Adresse	Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1	**Telefon**	(0721) 608-3535
		Telefax	(0721) 608-4290
weitere Partner			

Thema Berechnung abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen

Ausgangssituation

Es gibt noch kein Rechenverfahren, mit dem sich abgelöste Strömungen an Tragflügelprofilen, insbesondere beim Auftreten größerer Ablösezonen, mit ausreichender Sicherheit vorhersagen lassen.

Ziel

Es soll ein Computerprogramm entwickelt werden, mit dem sich die Strömungen um Tragflügel bei Auftreten von Ablösung für die praktisch interessierenden Parameterbereiche von Profilen, Anstellwinkel und Reynolds-Zahl zuverlässig und ausreichend genau berechnen lassen. Die Untersuchungen konzentrieren sich auf die Verbesserung von Turbulenzmodellen und werden an 2D inkompressiblen Strömungen durchgeführt.

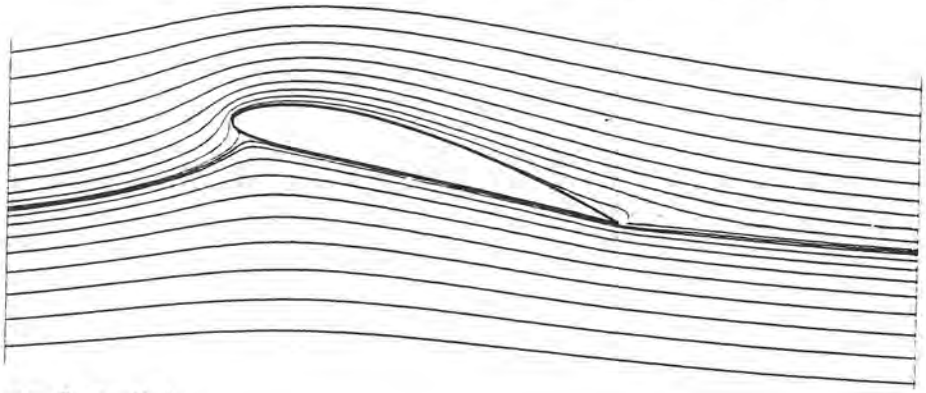
Lösungsweg

Lösen der vollen 2D Navier-Stokes Gleichungen mit Hilfe eines iterativen numerischen Verfahrens

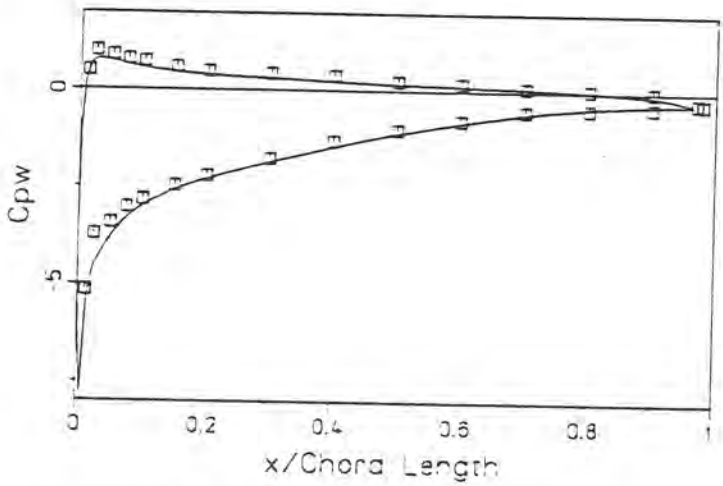
- o Verwendung von körperangepaßten Gittern
- o Finites-Volumen-Verfahren
- o Verwendung von nichtgestaffelten Gittern
- o zeitunabhängiges Verfahren
- \- Verwendung verschiedener Varianten des k-ε Turbulenzmodells: zum einen mit Wandfunktionen und zum anderen ein Zweischichten-Turbulenzmodell, das nur im Außenbereich das Standard-k-ε Modell verwendet und im viskositätsbeeinflußten, wandnahen Bereich das Eingleichungsmodell von Norris und Reynolds.

Die Berechnungen für das NACA-4412-Profil bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 14^o$ wurden wiederholt und verbessert. Rechnungen mit dem Standard-k-ε-Modell unter Verwendung von Wandfunktionen werden nachfolgend vorgestellt und mit experimentellen Ergebnissen von Coles und Wadcock (AIAA J., Vol. 17, No. 4, pp. 321-329) verglichen.

Beispiel: Berechnung der Strömung um ein NACA-4412 Profil bei $\alpha = 14^o$



Berechnete Stromlinien



Druckverteilung entlang der Saugseite (oben) und der Druckseite (unten);
— Rechnung, □ Messung

Weiteres Vorgehen:

Rechnungen für weitere Tragflügelprofile, auch unter Verwendung des Zweischichtenmodells, sind vorgesehen. Außerdem wird an der Entwicklung eines Modells zur Simulierung des laminar-turbulenten Umschlags in abgelösten Scherschichten (laminares Ablösen, Umschlag, turbulentes Wiederanlegen) gearbeitet.

Förderung durch:
DFG-Schwerpunktprogramm "Physik abgelöster Strömungen", Verbundvorhaben TURBOTECH der AG TURBO

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Rodi

Institution Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1 **Telefon** (0721) 608-3535
Telefax (0721) 608-4290

weitere Partner

Thema Entwicklung effizienter numerischer Berechnungsverfahren für dreidimensionale, inkompressible Strömungen mit komplexen Berandungen

Ausgangssituation

Bei den meisten der üblicherweise eingesetzten Finite-Volumen-Verfahren lassen sich keine allgemeinen randangepaßten numerischen Gitter verwenden, und diese Verfahren konvergieren im allgemeinen auch relativ langsam, so daß vor allem bei der Berechnung dreidimensionaler Probleme die Rechenzeiten für praktische Zwecke zu hoch sind.

Ziel

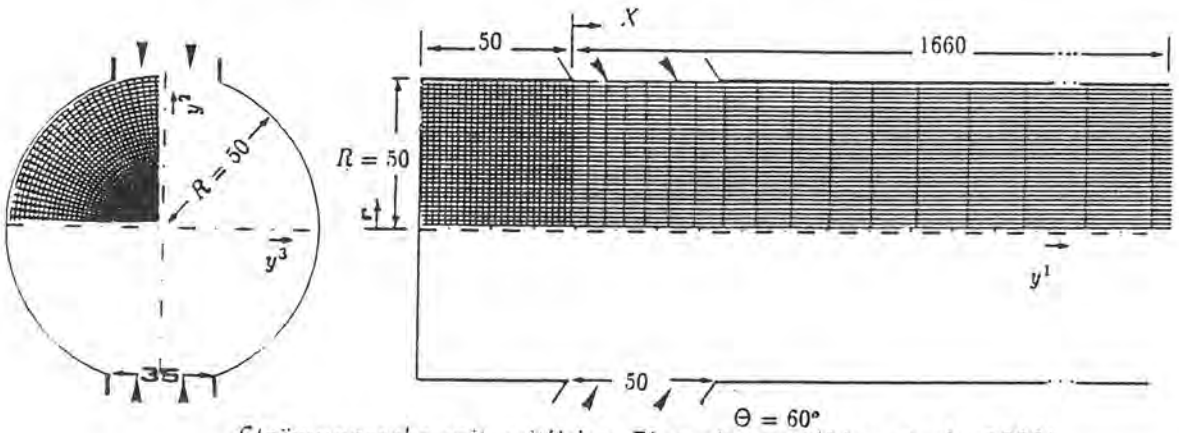
Entwicklung eines Computerprogramms, mit dem sich allgemeine dreidimensionale inkompressible Strömungen ausreichend genau und doch mit vertretbarem Rechenaufwand simulieren lassen.

Lösungsweg

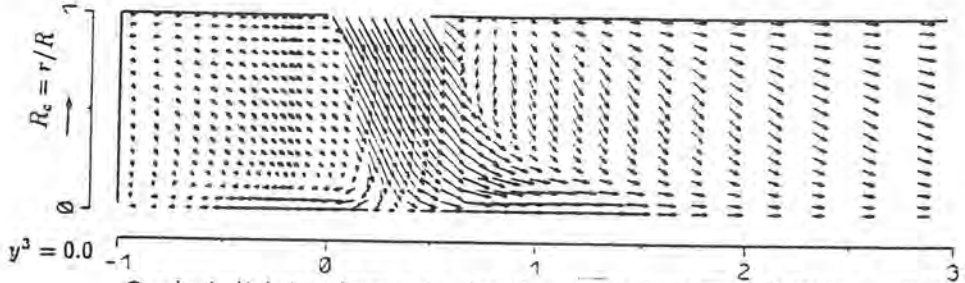
Lösung der statistisch gemittelten 3D Navier-Stokes-Gleichung mit einem effizienten Finite-Volumen-Verfahren, das beliebige krummlinige körperangepaßte Gitter verwenden kann. Das entwickelte Verfahren ist durch folgende Hauptmerkmale gekennzeichnet: Es verwendet nicht-versetzte Variablenanordnung in Verbindung mit einer besonderen Interpolation der Massenflüsse an den Kontrollvolumenflächen zur Vermeidung von Druckoszillationen, ein entkoppeltes Lösungsverfahren, kartesische Geschwindigkeitskomponenten, ein Mehrgitter-verfahren zur Beschleunigung der Konvergenz bei der iterativen Lösung, ein neuentwickeltes räumliches Diskretisierungsverfahren HLPA (Hybrid Linear/Parabolic Approximation) mit geringer numerischer Diffusion [1] und ein auf der unvollständigen LU-Zerlegung basierendes Verfahren von Stone zur Lösung der resultierenden Differenzengleichungen. Bei der Programmierung wurde besonders auf gute Vektorisierbarkeit geachtet. Die Simulierung der turbulenten Austauschvorgänge erfolgt mit dem k-ε Turbulenzmodell.

Ergebnis

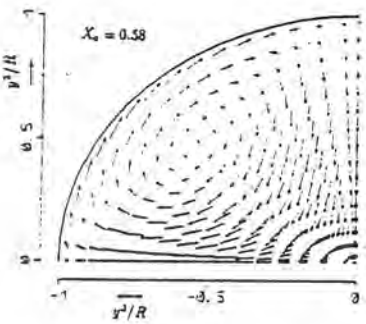
Das 3D Rechenprogramm wurde für eine Reihe von laminaren und turbulenten Strömungen getestet, und zwar in vielen Fällen auch unter Einsatz des Mehrgitterverfahrens. Eine ausführliche Zusammenstellung der Ergebnisse ist in [2, 3] zu finden. Nachfolgend werden Rechenergebnisse für eine rohrförmige Kammer mit seitlicher, schräger Einblasung von oben und unten vorgestellt. Es bildet sich eine sehr komplexe 3D Strömung mit Totwassergebiet am geschlossenen Rohrende und einer Sekundärströmung aus. Auf einem 82 x 34 x 34 Gitter benötigte die Mehrgittermethode 179 CPU-Sekunden auf der Siemens VP 400 EX Anlage. Der Beschleunigungsfaktor gegenüber einer Eingitterrechnung war 16.7.



Strömungsrohr mit seitlicher Einspritzung (Liou et al., 1990)



Geschwindigkeitsvektoren in der Symmetrieebene $\overrightarrow{X_c} = \begin{cases} X/R & : \; X \le 0 \\ X/D & : \; X > 0 \end{cases}$



Geschwindigkeitsvektoren in der Y-Z-Ebene

Literatur

1. Zhu, J.: "A low-diffusive and oscillation-free convection scheme", Communications in Applied Numerical Methods, 7, pp. 225-232, 1991.
2. Orth, A.: "Mehrgittermethode zur Berechnung inkompressibler, stationärer Strömungen mit krummlinigen Berandungen", Dissertation, Universität Karlsruhe, 1991.
3. Rodi, W., Orth, A., Zhu, J., Szalai, L.: "Berechnung turbulenter Strömungsvorgänge in komplexen Kammern", in Abschlußbericht zum Verbundforschungsvorhaben der Volkswagenstiftung "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik", Oktober 1991.

Weiteres Vorgehen: Das Rechenverfahren soll für weitere turbulente Strömungen getestet werden.

Förderung durch:

Stiftung Volkswagenwerk

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. V. Weise

Institution: Institut für Fluidmechanik und Thermodynamik

Adresse: Bergakademie Freiberg
Lampadiusstr. 2, **Telefon:** 51 3325
O - 9200 FREIBERG/Sa. **Telefax:**

weitere Partner: Prof. Dr.-Ing. habil. P. Költzsch

Thema: Untersuchung des Schalleinflusses auf Strömungsvorgänge in der Vefahrenstechnik

Ausgangssituation
Bei Wärme- und Stoffübertragungsprozessen in der Energie- und Verfahrenstechnik ist die Anwendung von Schall eine Möglichkeit der gezielten Beeinflussung physikalischer und chemischer Vorgänge. Besonders von Interesse, nicht zuletzt aus der Sicht der Verminderung von Umweltbelastungen, ist akustische Agglomeration von Flugaschepartikeln in Rauchgasströmungen. Bisherige Modellvorstellungen dazu gehen im allgemeinen von ebenen Wellen und einheitlichen Partikeleigenschaften aus.

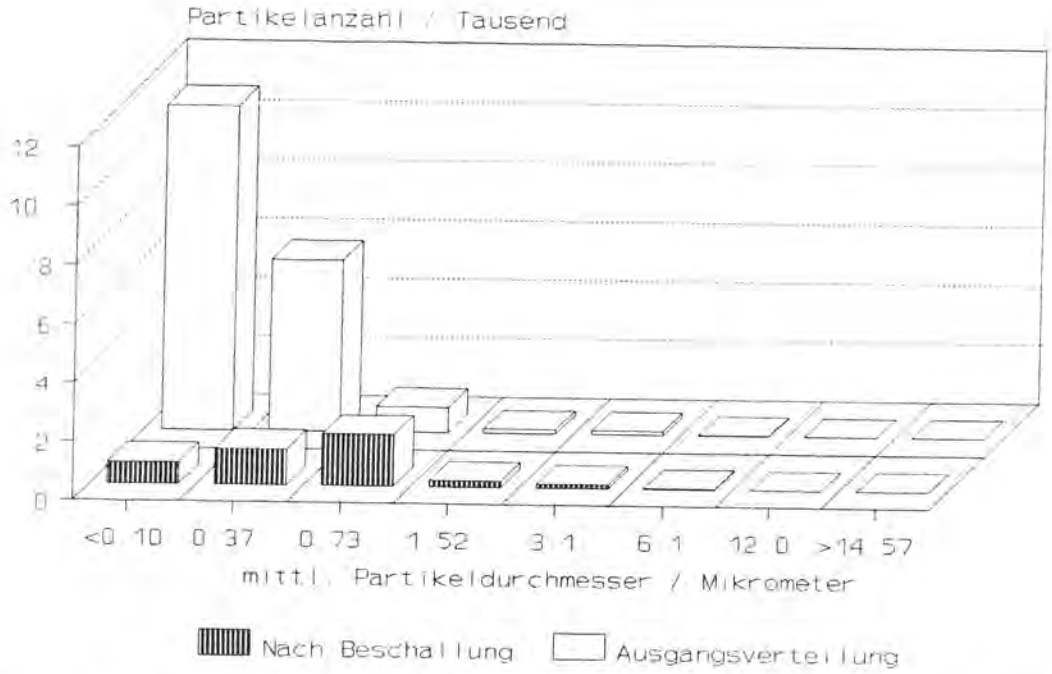
Ziel
Das Ziel besteht in der Modellierung der Vorgänge bei der akustischen Agglomeration unter Berücksichtigung diffuser Schallfelder und individueller Partikeleigenschaften.

Lösungsweg
Die Beschallung von staubbeladenen Gasen bewirkt eine Relativgeschwindigkeit der Staubpartikel gegenüber der Schallschnelle. Verschieden große Partikeln weisen Relativgeschwindigkeiten zueinander auf, die Kollisionen zur Folge haben können. Im Idealfall bleiben die kleinen an den großen Partikeln haften.
Erste Arbeiten dazu /1/ sind in neuerer Zeit mit der Aufdeckung des Wirkungsmechanismus weitergeführt worden (z. B. /2 bis 4/).

Die Wirkung eines (ideal) diffusen Schallfeldes soll durch folgende Modellvorstellungen beschrieben werden:
- Die Amplitude der Schwinggeschwindigkeit der Partikeln wird durch den Mitnahmekoeffizienten μ_p bestimmt.
- Das diffuse Schallfeld wird durch statistisch gleichverteilte Schwingungsrichtungen aller Partikeln einbezogen.

Die Ermittlung der Anzahl der dabei zusammenstoßenden Partikeln gibt Auskunft über den Agglomerationsvorgang. Erste Modellrechnungen, nur mit Berücksichtigung der durch die Beschallung hervorgerufenen Partikelschwingung, ergaben sehr geringe Agglomerationsraten. Im Vergleich zu experimentellen Ergebnissen stellt sich damit die Frage nach weiteren Formen der Partikelbewegung, die u. a. durch die sogenannte hydrodynamische Wechselwirkung hervorgerufen werden. Faßt man vereinfachend diese zusätzlichen Bewegungen (senkrecht zur Schwingungsrichtung) als proportional zur Partikelschwinggeschwindigkeit auf und betrachtet einen

Zeitraum, in dem diese Querbewegung (Drift) 10 % der Schwingungsamplitude beträgt, so ergibt sich bereits eine relativ hohe Agglomerationsrate (siehe Abb.).



Agglomerationsvorgang im Einzelpartikelmodell (L = 140 dB, f = 1300 Hz, Drift = 10%)

Weiteres Vorgehen: Vorgesehen ist neben der genaueren Behandlung der realen Partikelbewegung auch die Einbeziehung von Partikeleigenschaften, die bisher keine Berücksichtigung fanden (Dichteverteilung, Partikelhaftung von Stoßbedingungen abhängig, Turbulenzeinfluß u. a.).

Literatur

/1/ BRANDT, O.; H. FREUND und E. HIEDEMANN: Zur Theorie der akustischen Koagulation. Kolloid-Zeitschrift 77 (1936) 1, S. 103 - 115.

/2/ TIWARY, R.: Acoustic agglomeration of micron and submicron fly-ash aerosols. Ph. Diss., The Pennsylvania State University, 1985.

/3/ TIMOSENKO, V. J.: Dinamika i kinetika akusticeskoj koagulacii aerozolej. Dissertation B, Taganrog (UdSSR) 1974.

/4/ SEEBACH,B.: Beitrag zur akustischen Agglomeration von Aerosolen. Dissertation, Bergakademie Freiberg: 1991.

Datum 12.11.1991

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis *Physikalische Grundlagen, Mathematische Grundlagen*

Numerische Simulation

Ansprechpartner *Prof. Dr.-Ing. W. L. Wendland*

Institution *Mathematisches Institut A*

Adresse *Universität Stuttgart*
Pfaffenwaldring 57
7000 Stuttgart 80

Telefon *0711-685-5525*

Telefax *0711-685-5338*

weitere Partner *Dr. G. Warnecke*

Thema *Analytische und Numerische Behandlung Transsonischer Strömungen*

Ausgangssituation

Finite-Element-Methoden waren bei Projektbeginn für die Berechnung transsonischer Strömungen noch nicht sehr weit entwickelt. Insbesondere war die bis dahin erzielte Genauigkeit nicht sehr gut. Eine mathematische Absicherung lag nicht vor.

Ziel

Es sollte die Einsetzbarkeit von Finite-Element-Methoden für die Berechnung 2- und 3-dimensionaler transsonischen Strömungen nachgewiesen werden. Darüberhinaus sollte höhere Auflösung von Stößen, sowie eine verbesserte Behandlung der Fernfeldrandbedingungen bei Tragflügelumströmungen mittels einer Randelementmethode erzielt werden.

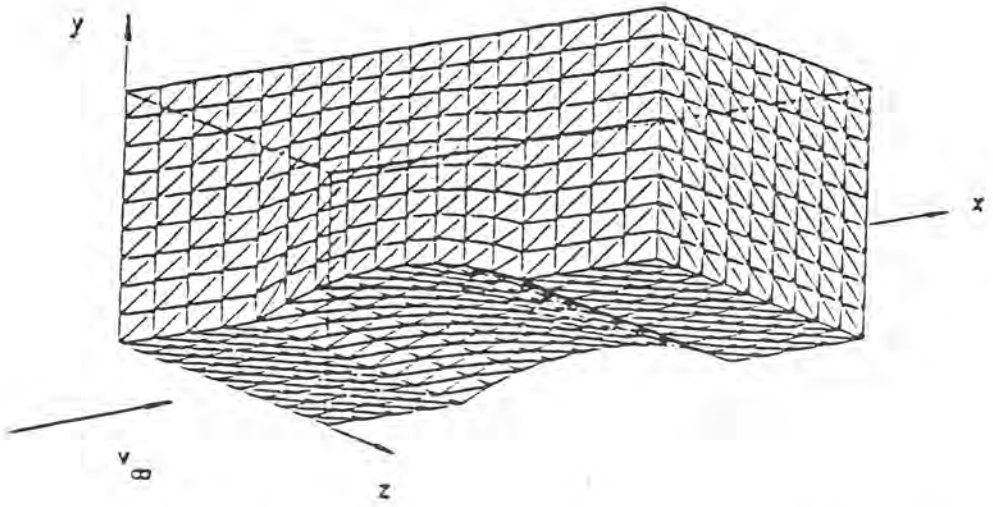
Lösungsweg

Es wurde eine Kontrolloptimierungs-Formulierung für die transsonische Potentialströmung mit Finiten-Elementen implementiert, bei der eine Entropiebedingung mittels Penalisierung erzwungen wird. Anschließend wurde für die Fernfeldrandbedingung die Prandtl-Glauert-Linearisierung außerhalb des Rechengebiets herangezogen. Diese führt auf eine Randintegralgleichung auf dem Fernfeldrand, deren Diskretisierung mit einer Randelementmethode vorgenommen wurde. Die Randelementmethode wurde mit der Finite-Element-Methode gekoppelt. Weiterhin wurden verschiedene adaptive Methoden entwickelt und implementiert. Schließlich wurde auch ein Verfahren für 3-dimensionale Düsenströmungen implementiert. Die Arbeiten an den Rechenverfahren wurden durch mathematische Untersuchungen zu deren Absicherung begleitet.

Ergebnis

Das Finite-Element-Verfahren, das von uns entwickelt wurde erzielte eine unerwartet gute Stoßauflösung. Die verbesserte Fernfeldrandbedingung mittels gekoppelter Randelementmethode führte zu einer erhöhten Genauigkeit und erlaubt es, ein wesentlich kleineres Rechengebiet bei Tragflügelumströmungen zu verwenden. Die adaptiven Methoden erzeugen eine optimalere Netzpunktverteilung in Rechengebiet. Es wurde gezeigt, daß sich hierfür ein diskretes Residuum als Indikator gut eignet. Für die Auflösung von Stößen wird allerdings ein zusätzliches Stoßkriterium benötigt. Global im Rechengebeit hat sich eine lokale Verfeinerung des Rechennetzes durch hinzunahme von Netzpunkten bewährt. Lokal im Bereich von Stößen ist eine Ergänzung durch eine Netzpunktverschiebungsmethode notwendig, um eine oszillationsfreie Stoßauflösung zu erzielen. Das Finite-Element-Verfahren liefert auch bei, 3-dimensionalen Düsenströmungen gute Ergebnisse. Weiterhin konnten mathematische Konvergenzaussagen zu den Verfahren erzielt werden.

3-D Kanal **Diskretisierung:**



Literatur *1.) H. Berger, G. Warnecke, W. Wendland: Finite Elements for Transsonic Potential Flows. Num. Meth. PDE 6, (1990), 17-42.*
2.) H. Berger, G. Warnecke, W. Wendland: Finite Element Berechnungen für transsonische Strömungen unter Berücksichtigung verschiedener Fernfeldrand-bedingungen. In: Strömungen mit Ablösungen (Hrsg. H. G. Knoche, H. Körner), DGLR-Bericht 88-05, Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR), (1988), 233-242.
3.) H. Berger, G. Warnecke, W. Wendland: On the Coupling of Finite Elements and Boundary Elements for Transonic Potential Flow Computations. EQUADIFF 7, (Prag 1988) (Hrsg. J. Kurzweil), Teubner-Texte zur Mathematik 118, Teubner, Leipzig (1990), 228-231.

weiteres Vorgehen

Im Rahmen eines DFG-Projektes wird die Übertragung der Ergebnisse zu den adaptiven FEM für Potentialströmungen auf Finite-Volumen und Finite-Elemente-Verfahren (Stromlinien-Diffusions-Methode) für die Euler-Gleichungen untersucht. Hierbei stehen Residuen als Fehlerschätzer und Stoß/Scherschicht-Indikatoren im Vordergrund.

Förderung: durch Volkswagen-Stiftung (ausgelaufen), DFG, DAAD.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Messtechnik

Ansprechpartner Dr. Rolf H. Engler

Institution DLR, WT-WK - Göttingen

Adresse Bunsenstraße 10 **Telefon** 0551/709-2188

Telefax 0551/709-2179

weitere Partner Institut für Experimentelle Strömungsmechanik Göttingen
MBB Unternehmensbereich Flugzeuge München-Ottobrunn

Thema Messungen mit Hilfe einer druckabhängigen Farbe

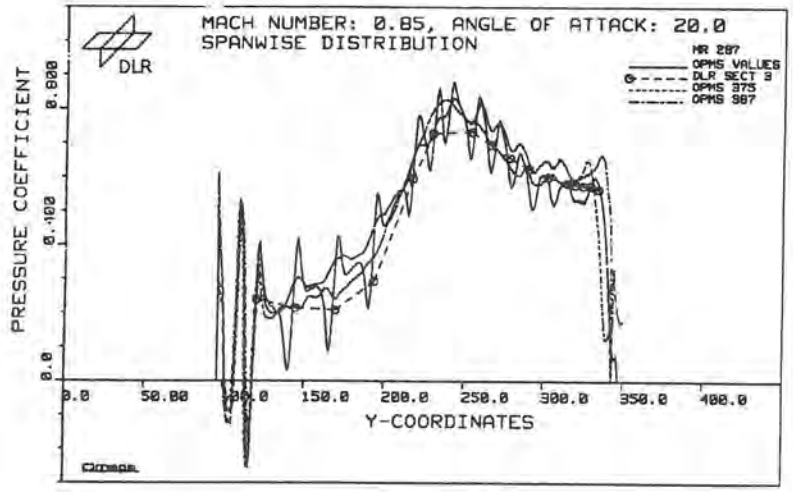
Ausgangssituation Die DLR erhielt die Möglichkeit, ein neuartiges Verfahren zu testen, bei dem ein besonderer Farbanstrich auf einem Modell im Windkanal nach Anregung mittels eines Lasers druckabhängig Licht unterschiedlicher Intensität emitiert. Diese optische Druckmeß-Methode wurde von TsAGI, Universität Moskau und INTECO, Italien entwickelt und im HKG der DLR-Göttingen an einem bekannten Modell gemeinsam mit den Entwicklern näher untersucht.

Ziel Umfassende und genaue Ermittlung von Druckverteilungen an Modellen im Windkanal ohne den Einsatz konventioneller Druckmeßtechnik mittels Druckbohrungsreihen, die jeweils im Modell angeordnet werden müssen.

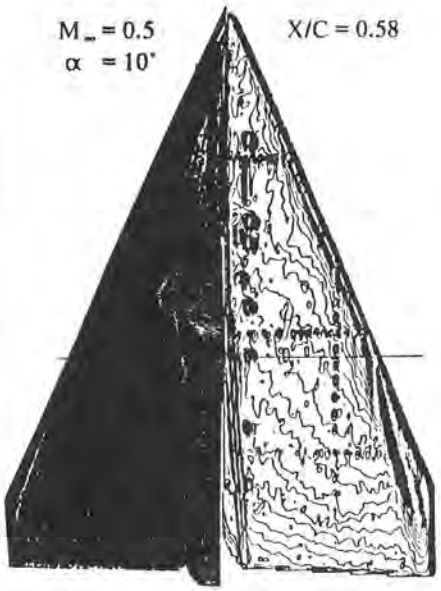
Lösungsweg Häufig ist es schwierig, an Modellen für Untersuchungen im Windkanal die Positionen von Druckbohrungreihen so anzugeben, daß das zu untersuchende interessante Strömungsgeschehen vollständig erfaßt wird. Einerseits kann das Modell schon aus Kostengründen nicht mit einer Vielzahl von Druckbohrungen versehen werden, andererseits ist auch die theoretisch vorherzubestimmende Lage in vielen Fällen kritisch.
Bei dem neu entwickelten optischen Verfahren (OPMS) handelt es sich um einen Farbsensor LIPS (Luminiscense Intensity Pressure Sensor) der in einer dünnen Schicht als Anstrich auf die zu untersuchende Modelloberfläche aufgetragen wird. Aufgrund des "Quenschens" durch Sauerstoffmoleküle mit der aktiven Farbe ändert sich nach Anregung mittels eines Stickstoff-Lasers die Intensität des emitierten Lichtes in Abhängigkeit des einwirkenden Druckes. Mittels einer Videokamera wird ein Videobild der mit Farbe beschichteten Fläche bei unterschiedlichen Anstellwinkeln und Strömungsgeschwindigkeiten aufgenommen und einer nachfolgenden Bilddatenverarbeitung zugeführt, wobei nun jedem Pixelwert der zu untersuchenden Modelloberfläche ein Druck zugeordnet werden kann.

Ergebnis

Der Einfluß verschiedener Machzahlen von Ma = 0.5 bis 0.85 und Anstellwinkel α = 10 bis 20° wurde bezüglich beider Meßmethoden ausgewertet und verglichen. Das stärkste Interesse bei diesen Untersuchungen galt dem Vergleich der Druckverteilungen (cp-Werte) in der Umgebung der Druckbohrungsreihen. Verständlicherweise ergibt sich bei einer OPMS-Meßreihe entlang einer Druckbohrungsreihe eine starke Schwankung der Meßergebnisse, da sich in den Bohrungen selbst keine aktive Farbe befindet. In das nachfolgende Bild sind daher zusätzlich für den Abstand von +-5mm von den Meßbohrungen zwei weitere Meßreihen aufgetragen.
Insbesondere ist bei der OPMS-Technik hervorzuheben, daß über den gesamten Flügelbereich (im vorliegenden Falle mit einer Schrittweite von 1,5mm) die Druckverteilung an beliebigen Orten in beliebiger Richtung bestimmt werden kann. Mit Hilfe unterschiedlicher Software kann diese Druckverteilung als Einzelschnitt, Konturplot oder 3-D-Auftragung dargestellt und ausgewertet werden. Um zusätzliche Informationen über Ablösegebiete erhalten zu können, wurden Konturplots nach dem OPMS-Verfahren mit Ölanstrichbildern verglichen, die im Anschluß an die OPMS-Messungen gemacht wurden. Als Ergebnis zeigt sich auch hier eine gute Korrelation beider Methoden.
Der Vergleich von Ölanstrichbildern mit Konturplots erlaubt in guter Übereinstimmung die Erkennung von Ablöse- und Wiederanlegelinien bei den hier vorkommenden Separationen.



Vergleich von OPMS und DLR Resultaten für Ma = 0.85 und α = 20°



Vergleich eines Ölanstrichbildes mit einem Konturplot

Literatur

Engler R.H. , Hartmann K. (DLR): Aerodynamic assessment of an optical pressure measurement system (OPMS) by comparison with conventional pressure measurements in a high speed wind tunnel. 14th ICIASF Congress, October 27-31, 1991 Rockville, MD, USA

Vollan A. (Ωmega GmbH), Alati, L. (INTECO srl): A new optical pressure measurement system. 14th ICIASF Congress, October 27-31, 1991 Rockville, MD, USA

weiteres Vorgehen

Eine komplette OPMS-Meßeinrichtung wird bei der DLR in Göttingen installiert, um weitere Untersuchungen und Einsatzbereiche zu erkunden. Die Experimente werden durch eine eigens hierfür festgelegte Diplomarbeit unterstützt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner Dr.-Ing. J. Ewald

Institution OHB-System GmbH

Adresse Universitätsallee 27, 2800 Bremen 33
Telefon 0421/22098-44
Telefax 0421/22098-10

weitere Partner Deutsche Agentur f. Raumfahrtang., DARA
Herr Dr. A. Diekmann, Königswinterer Str. 552, Bonn

Thema
FALKE (Fallkörpererprobung), eine experimentelle Methode zur Bestimmung aerodynamischer Derivativa, insbesondere dynamischer Beiwerte, von Luft- und Raumfahrtzeugen.

Ausgangssituation
Die heute zur Verfügung stehenden Windkanäle lassen für große Modelle nur Versuche im Unterschallbereich zu. Ferner ist die Bestimmung dynamischer Beiwerte durch die Fesselung des Modells im Windkanal schwierig: Die Verfahren zur Bestimmung dynamischer Beiwerte im Windkanal basieren auf der Differenzenbildung von Kräften bzw. Momenten gleicher Größenordnung. Die somit ermittelten aerodynamischen, instationären Kräfte und Momente sind klein im Vergleich zu den direkten Meßgrößen, somit mit großen Ungenauigkeiten behaftet und erfüllen nur bedingt die geforderten Qualitätsansprüche.

Ziel
In Ergänzung zur Windkanaltechnik werden im Rahmen der FALKE Experimente Versuche bei größeren Geschwindigkeiten (bis zu zweifacher Schallgeschwindigkeit) durchgeführt, um dabei insbesondere dynamische Beiwerte z.B. Dämpfungsderivativa zu ermitteln.

Lösungsweg
Ein maßstabsgetreues Modell des Luft- oder Raumfahrzeugs wird mit Hilfe eines Stratosphärenballons auf eine Höhe von annähernd 45 km gebracht. Anschließend wird das Modell ausgeklinkt, so daß es im freien Fall zur Erde auf Überschallgeschwindigkeit beschleunigt. In der Manöverphase wird über gezielte Ruderklappenausschläge die Eigendynamik des Flugkörpers angeregt und die entstehenden Reaktionen gemessen und aufgezeichnet. Nach Beendigung der Manöverphase wird das Modell mit Hilfe eines Fallschirm-systems geborgen. Im Anschluß an den Freiflugversuch werden die gewünschten aerodynamischen und flugmechanischen Beiwerte aus den aufgezeichneten Flugdaten berechnet.

Das Flugmodell ist u.a. mit den folgenden zur Versuchsdurchführung notwendigen Anlagen ausgerüstet:

- Meßdatenaufzeichnungsanlage
- Bordrechner mit Autopilot
- Hydraulikanlage zur Betätigung der Ruderklappen
- Sensorik zur Ermittlung der Flugkörperreaktionen und Flugführung
- Bergungssystem

Ergebnis
Die Meßtechnologie wurde im Herbst 1990 ein erstes Mal erprobt. Wenn auch der Flugablauf nicht dem vorprogrammierten Missionsprofil entsprach, so wurden dennoch alle zur Auswertung benötigten Daten gemessen und aufgezeichnet. Die anschließend durchgeführte Auswertung

ergab eine gute Übereinstimmung der Basisbeiwerte mit den Vergleichsdatenbasen des Originalflugkörpers (US-Shuttle) sowie vorab durchgeführten Windkanal-versuchen (vergl. Bild 2. Auftriebsbeiwert). Die dynamischen Beiwerte, die aufgrund des eingetretenen Flugzustandes nur bedingt ermittelbar waren, weisen ebenfalls auf eine befriedigende Übereinstimmung hin und zeigen, daß bei nominalem Flugablauf eine Ermittlung der dynamischen Derivativa mit guter Genauigkeit zu erwarten ist.

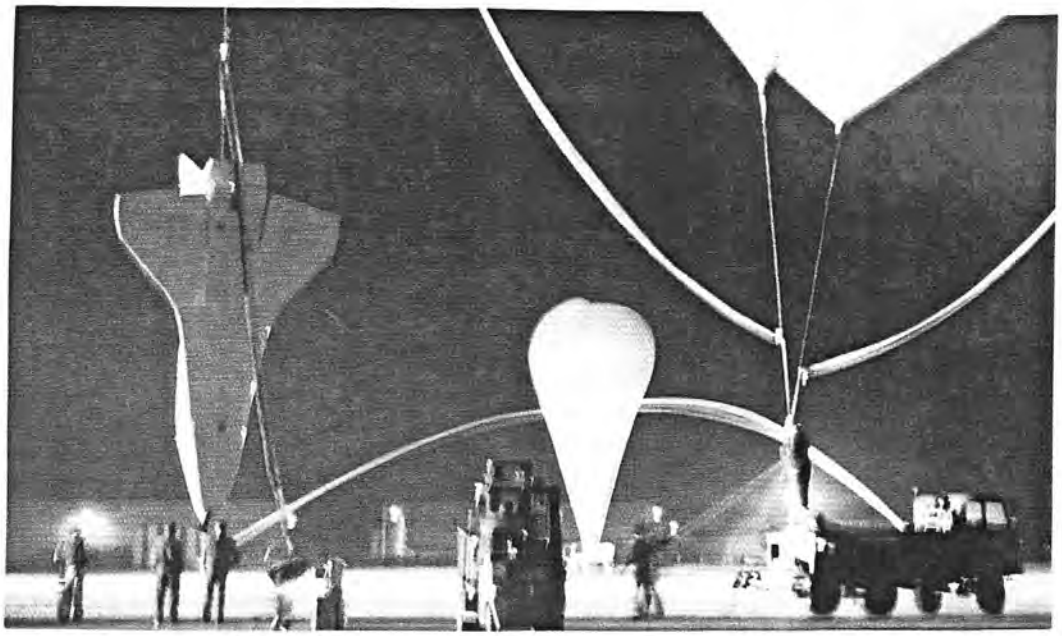


Bild 1: FALKE - Startvorbereitungen

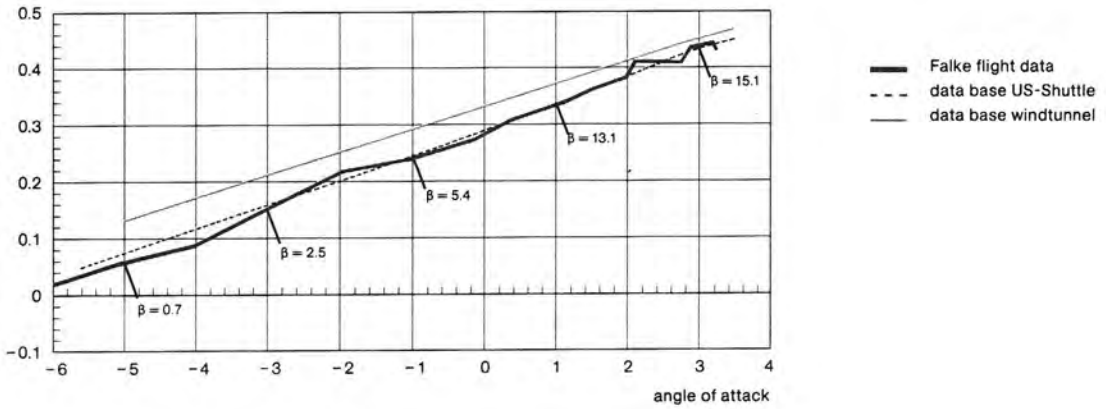


Bild 2: Auftriebsbeiwert im Vergleich mit Datenbasen

Literatur

Falke and Cobra Technology Development in Aerodynamics and Aerothermodynamics, First European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, ESTEC, Noordwijk, 28-30 May 1991.

weiteres Vorgehen

Im Herbst 1992 ist eine weitere Freiflugmission geplant, die im wesentlichen eine Wiederholung des ersten Nominalflugprofils darstellt, wobei dann jedoch ein Manöver unter einem höheren Anstellwinkel sowie ein weiteres Manöver im Transschallbereich durchgeführt werden soll.

Datum 9.1.1992

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner H. Grauer-Carstensen

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2199
Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner

D.H. Mehmel, DLR, TD-GÖ, für die miniaturisierten Signalvorverstärker

Thema

Schnelle kalorimetrische Sonde für Wärmeübergangsmessungen

Ausgangssituation

In dem kurz vor der Fertigstellung stehenden Hochenthalpie-Windkanal der DLR in Göttingen (HEG) werden die untersuchten Objekte sehr hohen thermischen Belastungen ausgesetzt. Entsprechend den angestrebten charakteristischen Betriebsdaten sind Belastungen von 100 MW/m² zu erwarten. Die nutzbare Meßzeit wird nur etwa 1 ms betragen. Die Versuchsbedingungen des HEG sind also gekennzeichnet durch eine sehr hohe Wärmebelastung über eine sehr kurze Meßzeit.

Ziel

Zur Messung des Wärmeübergangs auf untersuchte Modelle sollten Meßtechniken bereitgestellt, das heißt ausgewählt oder entwickelt werden, die den Meßbedingungen dieser Versuchsanlage möglichst gut entsprechen.

Lösungsweg

Grundlagen und Methoden sind bereits in [1] umfassend dargestellt und diskutiert.
Die Messung des Wärmeübergangs auf einen Körper ist grundsätzlich auf zweierlei Weise möglich, nämlich:
- über die Messung der Änderung der Oberflächentemperatur eines "halb-unendlich" tiefen Materials. Das hierbei grundsätzlich nichtlineare Temperatursignal liefert keinen unmittelbaren Aufschluß über den zeitlichen Verlauf des zugrundeliegenden Wärmeflusses. Ergebnisse können nur über eine Integration des Temperatursignals gewonnen werden, und zwar wegen des nicht-linearen Zusammenhangs stets unter Einbeziehung der gesamten Vorgeschichte ab Start der Messung.
- über die Messung des Temperaturanstiegs einer endlich tiefen Schicht. Hierbei ist der Temperaturanstieg der endlichen ("kalorimetrischen") Masse nach einer gewissen Ansprechzeit linear zum jeweiligen Wärmefluß. Das Signal gibt unmittelbar Aufschluß über den zeitlichen Verlauf des Wärmeflusses und läßt sich einfach auswerten.

Kalorimeter gelten verbreitet als zu träge, um für Kurzzeitversuche eingesetzt zu werden. Da die Interpretation ihrer Ausgangssignale jedoch wesentlich einfacher und deshalb auch sicherer ist, wurde diese Meinung zunächst überprüft, indem mit einem dafür aufgestellten Rechenprogramm (vgl. dazu [2]) die Erwärmungsvorgänge unterschiedlicher Materialschichtungen eindimensional normal zur Oberfläche konkret durchgerechnet wurden.

Voraussetzung für die zuverlässige elektrische Messung sehr kleiner Temperaturänderungen, also sehr kleiner Thermospannungs-Änderungen, ist eine weitgehend ungestörte Signalübertragung. Zu diesem Zweck wurden miniaturisierte Vorverstärker entwickelt, die im Modell selbst Platz finden.

Ergebnis

Die Voruntersuchungen zeigten, daß unter den angenommenen Bedingungen
- die Messung von Oberflächentemperaturen sehr problematisch werden kann,
- für Kalorimeter durchaus Ansprechzeiten der Größenordnung 0,1 ms realisiert werden können auch für eine Auslegung derart, daß Temperaturanstiege über die Meßzeit auf maximal 200 Grad begrenzt bleiben.

Entsprechend aufgebaute Kalorimeter wurden an einem Modell im Stoßwellenkanal der RWTH Aachen mit gutem Erfolg erprobt. Bild 1 zeigt ein typisches Meßsignal. Die meßtechnische Auflösung von Temperaturänderungen ist nach diesem Bild besser als 0,05 Grad.

Die Voruntersuchungen und die Auslegung sind in [3] ausführlicher dargestellt. Über die Erprobungsmessungen wird in [4] berichtet.

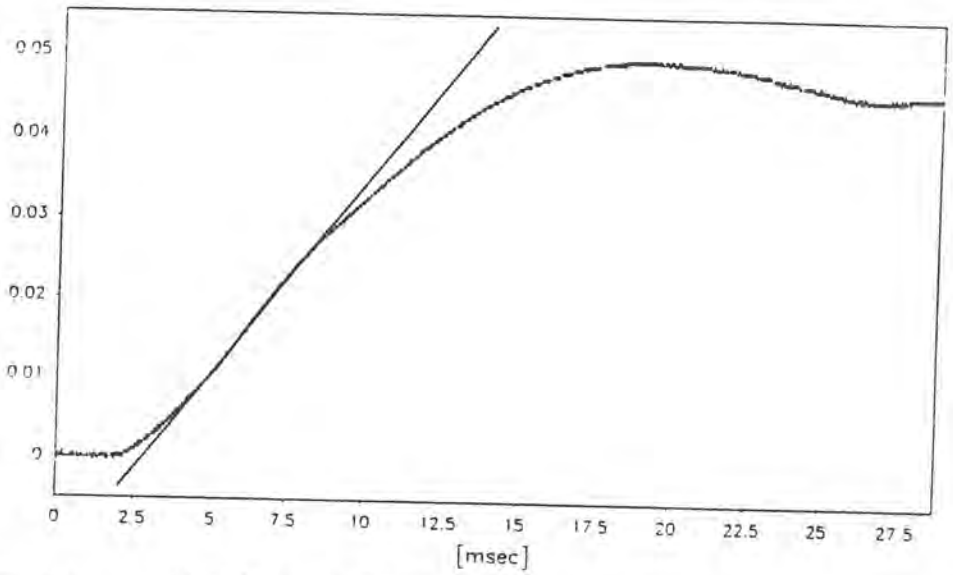


Bild 1. Thermospannungssignal eines Kalorimeters bei einer Belastung mit etwa 3 MW/m² über die "Meßzeit" von ms 4 bis ms 7 im Stoßwellenkanal der RWTH Aachen.

Literatur

[1] Schultz, D.L.; Jones, T.V.
Heat-transfer Measurements in Short-duration Hypersonic Facilities
AGARDOgraph No. 165 (1973)

[2] Grauer-Carstensen, H.
Zur instationären Oberflächenerwärmung unter HEG-Versuchsbedingungen
DLR Interner Bericht IB 222 - 90 A 32 (1990)

[3] Grauer-Carstensen, H.
Messung von Druck und Wärmefluß im HEG
Teil 1: Messung des Wärmeflusses
DLR Interner Bericht IB 222 - 91 A 26 (1991)

[4] Grauer-Carstensen, H.; Bütefisch, K.-A.
Messung von Druck und Wärmefluß im HEG
Teil 3: Erprobungen im Stoßwellenkanal der RWTH Aachen
DLR Interner Bericht IB 222 - 91 A 19 (1991)

Weiteres Vorgehen

Ebenfalls sehr einfach aufgebaute Wärmeflußsensoren mit ähnlich kurzer Ansprechzeit, die im Gegensatz zu Kalorimetern
- den Wärmefluß direkt anzeigen und
- auch für landauernde Messungen einsetzbar sind,

konnten bislang nur im Prinzipversuch erprobt werden. Prototypmessungen sind geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner B. Leitl

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2472
Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner

Thema

Kalibrierung der Aufnahmeanordnung zur Entzerrung von Laserlichtschnitt-Aufnahmen

Ausgangssituation

Durch Kopplung von Laserlichtschnittmethode und digitaler Bildverarbeitung wird die geometrische Vermessung visualisierter Strömungsstrukturen möglich [1]. Die Rücktransformation von Bild- in Weltkoordinaten war bisher nur unter Verwendung vereinfachender, die Anwendungsmöglichkeiten des Verfahrens stark einschränkender Annahmen möglich und zudem sehr aufwendig.

Ziel

Es sollte ein Eich- und Transformationsalgorithmus entwickelt werden, der für beliebige Video - Kamera / Lichtschnitt-Konfigurationen die Berechnung von 3D-Weltkoordinaten aus den entsprechenden 2D-Bildkoordinaten mit möglichst geringem Aufwand und ausreichender Genauigkeit gestattet.

Lösungsweg

Für die Lösung des Problems wesentliche Anregungen, konnten Veröffentlichungen zur digitalen Bilderfassung und -verarbeitung in der Robotik (vergl. [2],[3]) entnommen werden.
Es wird zunächst ein sog. Kameramodell definiert, welches die dem Abbildungsvorgang eines Weltpunktes in digitale Bildkoordinaten zugrunde liegenden Koordinatensysteme enthält. Das Kameramodell wiederum bildet den Ausgangspunkt für die nachfolgend aufzustellenden Abbildungsgleichungen, die die drei wesentlichen Abbildungsschritte beschreiben :

1. Abbildung eines Weltpunktes in das Kamerakoordinatensystem

2. Transformation des Punktes vom Kamerakoordinatensystem in das unverzerrte Bildkoordinatensystem

3. Verschiebung des unverzerrten Bildpunktes in verzerrte Bildkoordinaten (d.h. Berücksichtigung der vom Kameraobjektiv verursachten Verzerrungen).

Aus den Gleichungen der drei Abbildungsschritte kann ein Eichverfahren abgeleitet werden, das eine Bestimmung der in den Abbildungsgleichungen enthaltenen unbekannten Parameter mit Eichpunkten in nur einer Ebene ermöglicht. Es ergeben sich lineare Gleichungssysteme, die entweder direkt (z.B. mittels Gauß-Algorithmus) oder im Sinne einer Verringerung der Kalibrierfehler über eine Ausgleichsrechnung bzw. lineare Optimierung mit mehr als fünf Eichpunkten gelöst werden können.
Auf der Grundlage des abgeleiteten Eichverfahrens wurde das Kalibrier- und Transformationsprogramm TRAKO entwickelt. Es gestattet zum einen die Eichung nahezu beliebiger Kamera/Lichtschnitt-Konfigurationen, d.h. die Bestimmung aller für einen Abbildungsvorgang wesentlichen Parameter und ermöglicht andererseits bei Kenntnis einer Ebenenkoordinate des Lichtschnittes und der Bildkoordinaten eines Meßpunktes die direkte Berechnung der entsprechenden 3D-Weltkoordinaten des Objektes.

Ergebnis

Wie erste Testkalibrierungen zeigten, ist der ausschließlich auf physikalisch sinnvollen Ansätzen und linearen Gleichungssystemen beruhende, einfache Eichalgorithmus für die Entzerrung digitalisierter Lichtschnittaufnahmen und eine entsprechende Objektvermessung geeignet. Die zu erwartenden Fehler bei der Rücktransformation von Bildkoordinaten in Weltkoordinaten dokumentiert Bild 1.. Es ist der Absolutfehler bei der Rücktransformation der Eichpunkte (die Summe der Fehlerbeträge der berechneten y- und z-Koordinate im Weltkoordinatensystem) für eine Testkonfiguration dargestellt.

Aufnahmebedingungen der Testkonfiguration:

- Miniatur-CCD-Kamera mit Universalobjektiv (10mm)
- Aufnahmeabstand 1200mm
- 36 Eichpunkte in quadratischem 20mm-Raster

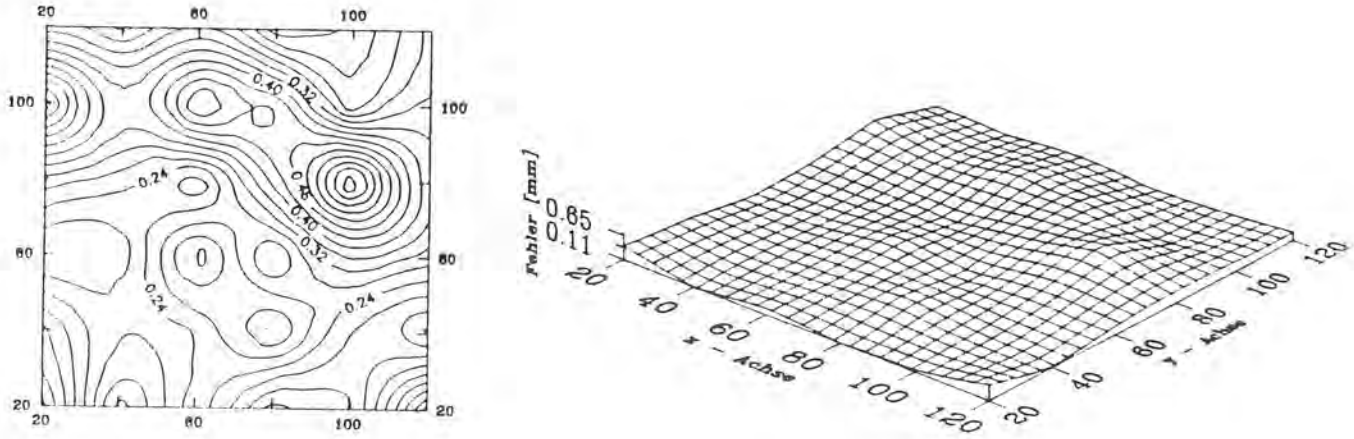


Bild 1. Transformationsfehler in [mm] innerhalb der Eichpunktebene

Literatur

[1] Kompenhans, J.; Hartmann, K.
Strömungssichtbarmachung an einem hochangestellten Ogivkreiszylinderrumpf mit Hilfe der Laser-Lichtschnittmethode
DFVLR-Forschungsbericht 86-45, 1986, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik, Göttingen

[2] Lenz, R.
Linsenfehlerkorrigierte Eichung von Halbleiterkameras mit Standartobjektiven für hochgenaue 3D-Messungen in Echtzeit
Proc. 9. Symp. Mustererkennung 1987, Informatik Fachberichte 149, Springer, Berlin, 1987

[3] Gonzalez, R.C.; Wintz, P.
Digital Image Processing
Addison-Wesley, Sec. Edition, 1987

Weiteres Vorgehen

Test des Verfahrens unter versuchstypischen Aufnahmeverhältnissen im Labor.

Test verschiedener Kameraobjektive hinsichtlich ihrer Abbildungseigenschaften.

Einsatz des Verfahrens bei Experimenten im Windkanal

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner M. Raffel

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2472
Telefax (0551)-709-2190

weitere Partner J. Kompenhans, R. Höcker

Thema

Einsatz der Particle Image Velocimetry in transsonischen Strömungen

Ausgangssituation

Transsonische und instationäre Strömungen verschließen sich leider im allgemeinen der Zugänglichkeit durch herkömmliche Meßverfahren. Sonden stören in diesen Strömungen meist derart, daß Zweifel an der Aussagekraft der Ergebnisse aufkommen. Das LDA braucht eine vergleichsweise lange Zeitspanne um ein Strömungsfeld zu erfassen. Das erfordert gleichbleibende Strömungsverhältnisse und die Verfügbarkeit längerer Meßzeiten in den Windkanälen.

Ziel

Eine Möglichkeit ein komplettes zweidimensionales Strömungsfeld in einem Moment zu erfassen, ist die Geschwindigkeitsfeldmessung mittels Particle Image Velocimetry. Ziel der Arbeiten in Göttingen war und ist es nun, diese Technik für den Einsatz in großen Windkanälen anwendbar zu machen.

Lösungsweg

Mit Hilfe eines Pulslasers und einer Lichtschnittoptik ist es möglich, eine Fläche der Strömung zweimal kurz hintereinander zu beleuchten und so die in der Strömung enthaltenen Seedingpartikel auf einen Film abzubilden. Für kleine Bildausschnitte wird dann der mittlere Verschiebevektor unter Berücksichtigung des Abbildungsmaßstabs ermittelt. Durch schrittweises Abtasten des gesamten Bildes erhält man zusammen mit der Verzögerungszeit die Geschwindigkeitskomponenten.

Das Ziel, die in einem Bildausschnitt enthaltene Verschiebung zu ermitteln, wird realisiert durch die Bestimmung der zweidimensionalen Autokorrelationsfunktion. Nun besagt das Autokorrelationstheorem, daß sich dieses Problem durch zweifache Fouriertransformation lösen läßt. Die erste dieser zweidimensionalen Transformationen geschieht auf optischem Weg gleich bei Aufnahme der Daten in den Rechner. Die zweite Transformation erfolgt dann mittels FFT im Rechner. Die Möglichkeit diese zweite Transformation auch optisch vorzunehmen, wird derzeit entwickelt. Bild 1 zeigt die drei Stadien der Auswertung: Den betrachteten Bildausschnitt, das Ergebnis der ersten Transformation und das Ergebnis der zweiten Transformation.

Schwierigkeiten bei der Auswertung bereitet der große Dynamikbereich, der in der Strömung enthaltenen Streulichtintensität. Deshalb wurde am Institut das Konzept entwickelt, die Auswerteeinheit der Transparenz des jeweiligen Bildausschnittes anzupassen. Der entwickelte Helligkeitsregler reduzierte bei dieser Aufnahme die ungewollte Streuung von acht Prozent auf 0,5 Prozent. Gleichzeitig stieg die Zahl der auswertbaren Bildpunkte um 30 Prozent an.

Ein weiteres Problem stellt das Scharfstellen der Kamera dar. Da die Blende für möglichst lichtstarke Aufnahmen ganz geöffnet werden muß, sinkt die Tiefenschärfe bis auf Werte in der Größenordnung der Lichtschnittdicke von ca. 500 Mikrometern ab. Für eine möglichst präzise und

einfache Art des Scharfstellens der eben der Kamera wurde folgendes Konzept entwickelt: Statt der Abbildung des scharfzustellenden Objekts im Lichtschnitt auf eine Mattscheibe wird ein Ausschnitt der Filmebene mittels eines Mikroskopobjektivs auf den CCD-Chip einer Kamera projiziert. Die Schärfe des Objektbildes, z.B. eines fünf Mikrometer starken Hitzdrahtes, kann so auf einem Monitor überprüft und eingestellt werden. Dieses Scharfstellen auf das Luftbild bietet durch das Fehlen der Körnung der Mattscheibe und durch die geringe Tiefenschärfe des verwendeten Mikroskopobjektivs erst die Möglichkeit, bei den hohen Anfoderungen im Windkanal gute Aufnahmen zu machen.

Ergebnis

Man kann also sagen, daß sehr wesentliche Probleme der PIV-Anwendung in Windkanälen gelöst wurden. Das sind die Kompensation der Streulichtschwankungen und das Scharfstellen der Kamera. Für die Erzeugung und Zuführung von Tracerpartikeln stehen langjährige Erfahrungen vom LDA her zur Verfügung. Das bei der DLR entwickelte PIV-System wurde erfolgreich im transsonischen Geschwindigkeitsbereich bei der Umströmung eines stumpfen Zylinders in einem "blow down" Windkanal eingesetzt.[1]

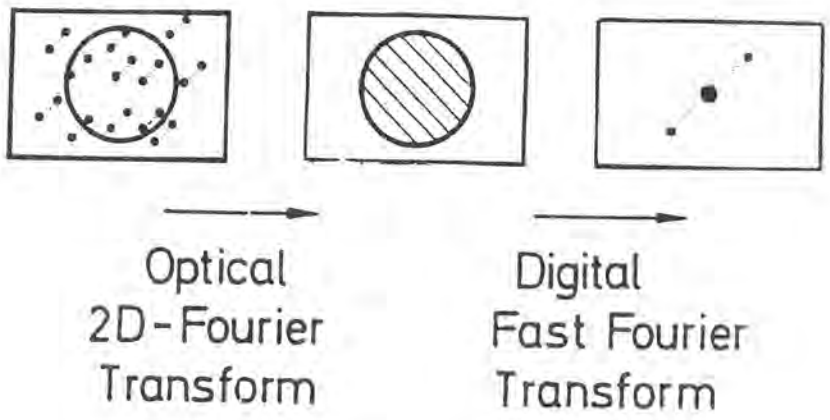


Bild 1. Zwischenschritte der PIV-Auswertung

Literatur

[1] R. Höcker; J. Kompenhans.
Application of Particle Image Velocemetry to Transonic Flows
Fith International Symposium on Applications of Laser Anemometry to Fluid Mechanics. Lisbon, Portugal, July 9-12, 1990. Paper 15 - 1

Weiteres Vorgehen

An der Untersuchung von Rückströmungen durch sogenanntes Imageshifting und an Fehlerbehandlungsroutinen wird zur Zeit gearbeiten.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner Dr.-Ing. Reinert H. G. Müller

Institution FIBUS, Forschungsinstitut für Bildverarbeitung,
Umwelttechnik und Strömungsmechanik

Adresse Vaalser Straße 152a, Apt.1309
D - 5100 Aachen

Telefon 0241-84210
Telefax 0241-871085

Thema Visualisierung und Vermessung komplexer Strömungsvorgänge mittels der Projektion von dünnen Rauchlinien

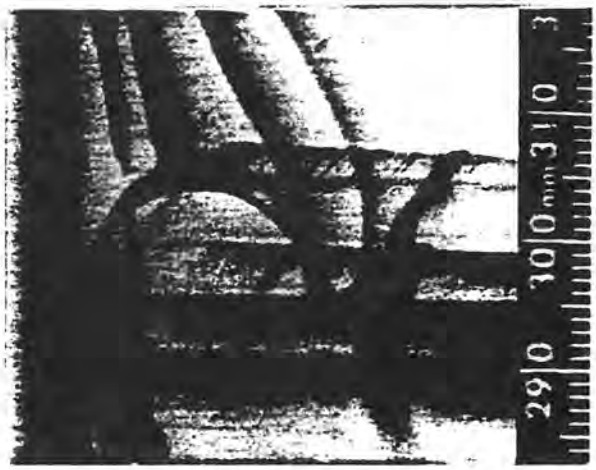
Ausgangssituation Bei der Sichtbarmachung und Vermessung von komplexen Strömungsvorgängen wie z. B. turbulenten Grenzschichten, aufplatzenden Wirbeln oder der Strömung am drehenden Hubschrauberrotor gab es bisher kaum die Möglichkeit, lokale Strukturen zu verfolgen und ihre Geschwindigkeit, ihre Entwicklung und ihre Beeinflussung zu studieren. Methoden wie die "pulsed smoke wire"- oder "spark tracer"-Technologie oder Meßverfahren wie die Laser-Doppler-Anemometrie machen Schwierigkeiten, indem sie entweder nicht anwendbar sind (smoke wire beim drehenden Rotor) oder die Strömung zu stark stören oder die Strömung nur Punktweise abtasten können. Die gewünschte "Lagrange`sche" Betrachtungsweise ist normalerweise nicht möglich.

Ziel Durch eine neuartige Versuchstechnik soll die Möglichkeit geschaffen werden, komplexe Strömungsvorgänge bei Rotoren, in Wandnähe oder in gestörten Strömungsgebieten (aufplatzende Wirbel) beobachten und vermessen zu können.

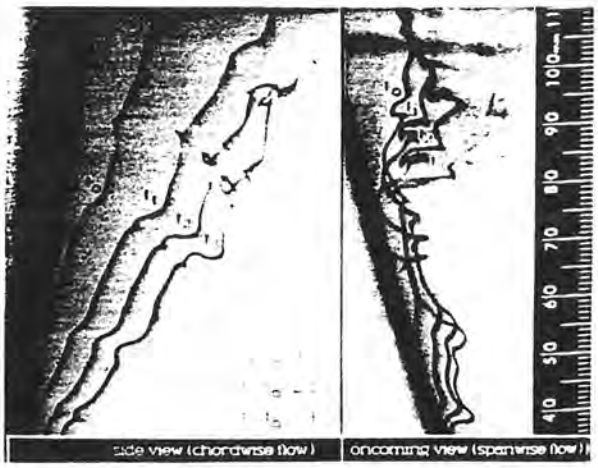
Lösungsweg Durch eine Projektion winziger brennender Teilchen durch das Strömungsgebiet mit hoher Geschwindigkeit ist es möglich, dünne Rauchspuren zu erzeugen, die sehr exakt den lokalen Strömungsgeschwindigkeiten folgen. Durch Anblitzen der Rauchspuren in bestimmten Zeitintervallen und Aufnahme mit einer oder (stereometrisch) mit zwei Kameras kann dann die Entwicklung der Rauchspuren verfolgt werden und es wird möglich, sogar die lokalen Strömungsgeschwindigkeiten mit relativ hoher Genauigkeit zu vermessen. Die Projektion der brennenden Teilchen erfolgt mittels einer gerichteten Drahtexplosion.

Ergebnis Am komplexen Strömungsgebiet bei einem Hubschrauberrotor konnte gezeigt werden, daß eine qualitative und quantitative Untersuchung mit der neuen Visualisierungsmethode möglich ist. Der entstehende Blattspitzenwirbel, der weitere Verlauf sowie die Struktur der Blattspitzenwirbel, z. B. bei Annäherung an das jeweils folgende Rotorblatt (blade vortex interaction "BVI") und andere Beispiele von komplexen Strömungsgebieten konnten vermessen werden. Die untersuchten Strömungsgeschwindigkeiten lagen bei maximal 20m/s. Dies stellt jedoch anscheinend noch keine Grenze für die Methode dar. Die Auflösung der Methode beträgt etwa 1 Millimeter, d.h. 1 Millimeter kleine Strukturen in der Strömung können vermessen werden. Die Beeinflussung der Strömung durch das durchfliegende Teilchen kann vernachlässigt werden. Die Auswertung der Strömungsbilder geschieht mittels digitaler Bildverarbeitung. Dazu werden die mit zwei Kameras stereometrisch aufgenommenen Rauchspurenabbilder digitalisiert und vom Rechner in 3-dimensionale Datensätze der Rauchspuren umgewandelt. Diese Datensätze dienen dann zur Bestimmung der Geschwindigkeiten, der lokalen Wirbelvektoren, des Turbulenzgrades oder

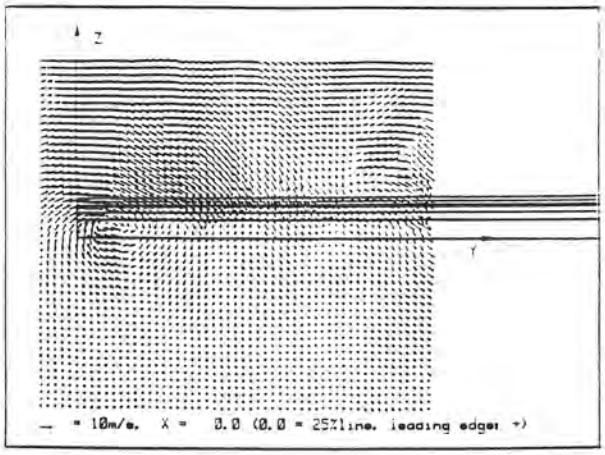
bei Vorhandensein einer größeren Anzahl von Rauchspuren auch zur interpolierten Darstellung der Geschwindigkeitsverhältnisse in ganzen Strömungsgebieten.



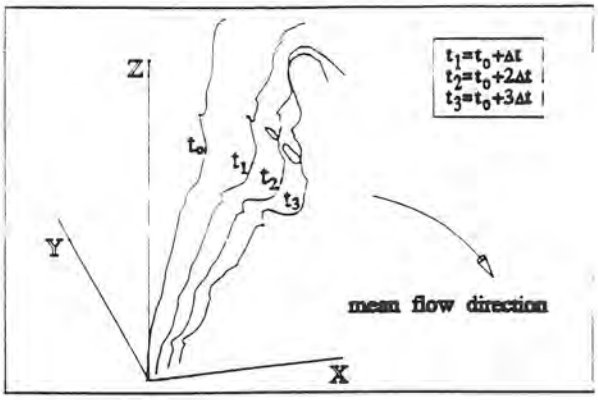
Blattspitzenwirbel



Stark gestörtes Strömungsfeld



Strömungsgeschwindigkeiten in Blattspitzennähe (räumliche Interpolation)



3-D-Rekonstruktion der Rauchlinie

Literatur 1. Müller, R.H.G. and Steinhoff, J. S., "Application of a New Visualization Method to Helicopter Rotor Flow," presented at the 8th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Portland, Oregon, August 20-22, 1990.
2. Müller, R.H.G., "Visualization and Measurement of Helicopter Rotor Flow Using Projected Smoke Filaments and Digital Image Processing," presented at the 16th European Rotorcraft Forum, Sept. 1990, Glasgow, Scotland.
3. Müller, R.H.G., "Eine neuartige Methode zur Visualisierung von Strömungen sowie Auswertung der Strömungsbilder mittels digitaler Bildverarbeitung," Abschlußbericht DFG (Deutsche Forschungsgemeinschaft) Mu802/1-1, 1990.
4. Müller, R.H.G. and Hackeschmidt, M., "A New Method for Visualization and Measurement of Turbulent Flow Patterns," 8th Symposium on Turbulent Shear Flows, Technical University of Munich, Sept. 9-11, 1991, Munich, Germany

Weiteres Vorgehen Anwendung der neuen Methode zur Untersuchung der laminar-turbulenten Transition in Grenzschichten sowie zur Untersuchung des Aufplatzens von Wirbeln in Zusammenarbeit mit anderen Forschungspartnern.

Datum 5. 6. 1991

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner Dipl.-Phys. U. Schievelbusch, Dr. K. A. Bütefisch

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2474
Telefax (0551)-709-2101

Thema

Interferenzoptische Methode zur Transitionserkennung

Ausgangssituation

Zur Messung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags an einer überströmten Oberfläche in Luftströmung (Ma>0,15) sind bisher nur Meßverfahren bekannt, die entweder einen Eingriff in das Modell (Heißfilme, Flüssigkristalle, Druckbohrungen,etc.) oder in die Strömung (Hitzdrähte, Drucksonden, etc.) erfordern. Der Einsatz optischer Meßtechnik (Schlierenverfahren, Interferometrie) beschränkt sich bisher auf quasi zweidimensionale Strömungen.

Ziel

Es soll eine optische Meßtechnik entwickelt werden, die in der Lage ist, den laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag - auch in dreidimensionalen Strömungen - ohne Eingriff in das Modell oder in die Strömung zu detektieren. Insbesondere soll geprüft werden, ob sich eine solche Meßtechnik für den Einsatz in Kryo-Kanälen - wie zum Beispiel den ETW - eignet.

Lösungsweg

Der Grundgedanke, der der Meßtechnik zugrunde liegt, ist, daß sich eine turbulente Dichtestörung in der Strömung erkennen lassen sollte, wenn man die zeitlichen Schwankungen der optischen Weglänge entlang einer Linie mißt, die auf der überströmten Oberfläche endet. Dies wäre z. B. prinzipiell mit einem Michelson-Interferometer möglich, bei dem ein Teilstrahl des Lichtes auf die Oberfläche gelenkt wird, und der andere Teilstrahl auf eine gerätefeste Referenzfläche. Wird das Streulicht der beiden Flächen hinter dem Strahlteiler zur Interferenz gebracht, lassen sich dort mit einem Photodetektor Helligkeitsschwankungen messen, aus denen sich die Weglängendifferenz zwischen den beiden Teilstrahlen bestimmen läßt.

In der Praxis erweist sich eine solche Apparatur als ungeeignet, da die Weglängenänderungen durch die Bewegung der Oberfläche (z.B. durch Kanalschwingungen) um mehrere Größenordnungen über der Weglängenänderung durch die Dichteschwankungen in der Strömung liegen. Der störende Einfluß der Bewegung der Oberfläche läßt sich erheblich reduzieren, wenn ein Aufbau gewählt wird, bei dem beide Teilstrahlen des Interferometers auf die Oberfläche treffen, und zwar auf denselben Punkt der Oberfläche.

Um aufwendige Justiervorrichtungen für die beiden Teilstrahlen und störende Lichtreflexe auf halbverspiegelten Optikelementen zu vermeiden, hat sich ein Aufbau als zweckmäßig erwiesen, bei dem ein einzelner Laserstrahl auf die Oberfläche fällt, und nur das Streulicht auf zwei verschiedenen Wegen durch die Strömung läuft.

Bild 1 beschreibt einen solchen Aufbau:
Paralleles Licht aus einem He-Ne-Laser wird über einen Spiegel und durch eine Linse auf die Modelloberfläche fokussiert. Mittels derselben Linse werden die - sich ursprünglich kugelförmig ausbreitenden - Wellenfronten des Streulichtes zu parallelen Wellenfronten. Aus diesem parallelen Streulicht werden zwei verschiedene Teilbereiche ausgeblendet, und mittels eines Strahlteilers zusammengeführt und somit zur Interferenz gebracht. Dieses interferierende Streulicht fällt hinter dem Strahlteiler auf einen Photomultiplier. Das Ausgangssignal des Photomultipliers ist eine eindeutige Funktion der optischen Weglängendifferenz zwischen den beiden Streulichtstrahlen, solange diese kleiner als $\lambda/2$ ist.

Für das Auflösungsvermögen der Apparatur gibt es praktisch keine Obergrenze, so daß diese nur durch die Qualität der verwendeteten Komponenten bestimmt wird. In dem von uns verwendeten Aufbau beträgt das Auflösungsvermögen für die Weglängendifferenz etwa $\lambda/1000$.

Ergebnis

Erste Experimente wurden am kleinen Überschallkanal in Göttingen (KÜG) bei Machzahlen zwischen Ma=0,2 und Ma=0,5 durchgeführt. Als Modell wurde eine 200 mm lange Platte (siehe Abb. 1) gewählt, auf der 67 mm hinter der Vorderkante ein Stolperdraht zur Erzeugung einer turbulenten Grenzschicht angebracht war. Die Platte hatte einen leichten negativen Anstellwinkel (– 2.5° bis – 5°), um Ablösung an der Vorderkante zu vermeiden. Durch ein Fenster in der oberen Kanalwand wurden mit der oben beschriebenen Apparatur Linien parallel zur Hauptströmungsrichtung punktweise abgetastet. Aus den Signalen des Photomultipliers, die mit

einem Transientenrekorder aufgenommen wurden (Abtastrate: 100 kHz; Meßzeit: ca. 1/2 s pro Punkt), wurde mittels FFT für jeden Meßpunkt das Frequenzspektrum berechnet.

Diese Energiedichte-Spektren lassen sich in mehrere charakteristische Bereiche einteilen. Die angegebenen Grenzen gelten sicher nicht allgemein, sondern nur für die von uns durchgeführten Experimente:

- Der niederfrequente Bereich bis ca. 3 kHz wird von den mechanischen Schwingungen des Windkanals dominiert. Dieser Bereich wurde aus dem Photomultipliersignal elektronisch herausgefiltert, da sonst das Auflösungsvermögen des verwendeten AD-Wandlers nicht ausgereicht hätte, um hochfrequente Schwankungen mit niedriger Amplitude aufzulösen.
- Die in der Anströmung vorhandene großräumige Turbulenz erzeugt Signale bis etwa 20 kHz, wobei diese Grenze im wesentlichen durch die Strömungsgeschwindigkeit bestimmt wird.
- Der Einfluß des Rauschens des Photomultipliers und der Verstärkungselektronik ist über das gesamte Spektrum konstant.
- Auch die kleinräumige Turbulenz in der Grenzschicht erzeugt ein - über das gesamte aufgenommene Spektrum annähernd konstantes - Rauschen im Signal, dessen Amplituden aber über denen des elektronisch verursachten Rauschens liegen.

Dies bedeutet, daß eine turbulente Grenzschicht nur im Bereich über 20 kHz sichtbar wird. Die von verschiedenen Punkten der Oberfläche zurrückgestrahlte Streulichtmenge ist nie exakt gleich, so daß sich die Spektren nicht absolut skalieren lassen. Da davon ausgegangen wird, daß sich die Grundströmung über die Meßstrecke nicht grundlegend ändert, kann angenommen werden, daß der niederfrequente Teil des Spektrums immer annähernd ähnlich ist. Somit ergibt sich die Möglichkeit über das Verhältnis (spektrale Energiedichte $G(f)$ bei hoher Frequenz) / ($G(f)$ bei tiefer Frequenz) eine Aussage über das Vorhandensein von Turbulenz in der Grenzschicht zu erhalten. Für die von uns durchgeführten Experimente haben sich Werte von 7 kHz für die tiefe, und 30 kHz für die hohe Frequenz als optimal erwiesen.

Bild 2 zeigt zwei typische Spektren: Das obere Spektrum wurde weit vor dem Stolperdraht aufgenommen, das untere direkt dahinter. Deutlich ist der erhöhte Rauschpegel im höherfrequenten Bereich zu erkennen.

Bild 3 zeigt ein charakteristisches Ergebnis je einer Messungen mit bzw. ohne Stolperdraht - bei ansonsten unveränderten Parametern - im Vergleich:
Auf der Ordinate ist $G(30\ kHz)/G(7\ kHz)$ für die an jedem Meßpunkt aufgenommenen Spektren aufgetragen. Der Einfluß des Stolperdrahtes ist klar zu erkennen.

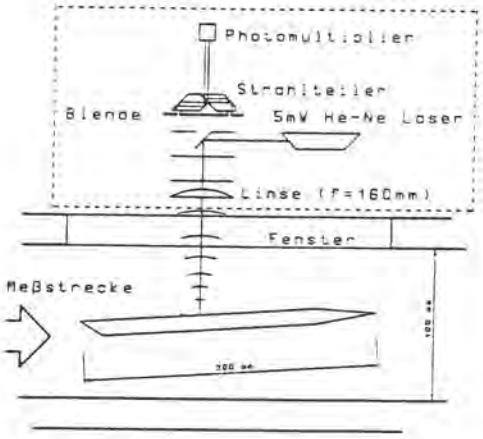


Bild 1.

Spektren vor und direkt hinter dem Stolperdraht

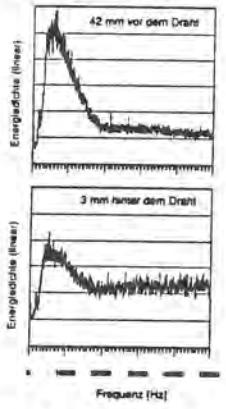


Bild 2.

Messung auf Platte im KÜG entlang einer Linie in Hauptströmungsrichtung

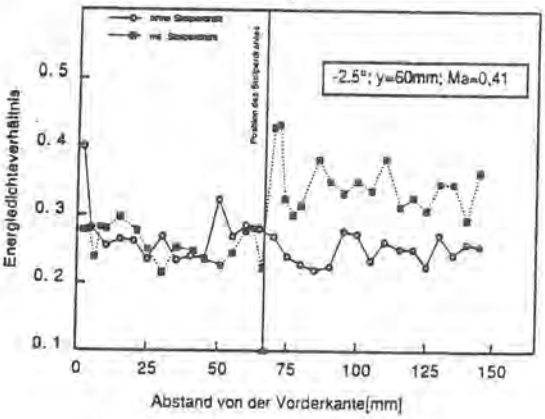


Bild 3.

Literatur

[1] J.C. Dainty (Editor):
Laser Speckle and related Phenomena
Springer-Verlag 1979

[2] R. Jones, C. Wykes:
Holographic and Speckle Interferometry
Cambridge University Press 1989

Weiteres Vorgehen

Weitere experimentelle Untersuchungen mit folgenden Zielen:

- Erkennung natürlicher Transition
- Vergleich mit klassischen Meßverfahren
- Einsatz der Apparatur an größeren Windkanälen
- Einsatz der Apparatur an einem Kryo-Windkanal

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner U. Seelhorst

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2463
Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner

K.A. Bütefisch, W.Geißler. B. Stasicki

Thema

LDA Messungen an einem Rotor

Ausgangssituation

Für die Validierung numerischer Codes zur Berechnung der instationären Strömungsbedingungen um ein rotierendes Rotorblatt sind experimentelle Daten mit einer hohen räumlichen Auflösung (bis zu 0.1 Grad) unbedingte Notwendigkeit. Eine so hohe räumliche Aufösung erfordert die Kenntnis der genauen Lage des Rotorblattes in Bezug auf den durch das LDA (Laser-Doppler-Anemometer) vorgegebenen Meßort. Neben der Position des Rotorblattes muß auch der Anstellwinkel bestimmt werden.

Ziel

Entwicklung und Einsatz von Meßtechnik zur simultanen Messung des dreidimensionalen Geschwindigkeitsvektors, der Position und des Anstellwinkels des Blattes. Insbesondere der Geschwindigkeitsvektor in der Rotorebene und in unmittelbarer Blattnähe soll bestimmt werden.

Lösungsweg

Die Bestimmung des Geschwindigkeitsvektors in der Rotorebene ist nur mittels einer berührunslosen Meßtechnik möglich. Hierzu wird das in der Abteilung Meßphysik des Institutes für Experimentelle Strömungsmechanik entwickelte 3 Komponente Laser-Doppler-Anemometer [1] eingesetzt.
Die Erfassung der Lage des Blattes und dessen Anstellwinkels wird mit der in der Abteilung Meßphysik entwickelten "Positionserfassung" durchgeführt. Die Positionserfassung erfolgt ebenfalls auf optischem Wege.
Die simultane Erfassung beider Signale wird durch ein programmierbares Interface erreicht. Dieses ließt sowohl die Geschwindigkeitsdaten, die Positionsdaten und die Zeit aus, und gibt diese als Datenpaket an den Rechner weiter. Die räumliche Auflösung der Positionserfassung liegt bei 0.01 mm. Die zeitliche Auflösung der Uhr liegt bei 2 µs, mit einer Option auf 250 ns. Hieraus ergibt sich eine maximale örtliche Auflösung von 0.065 Grad.
Gemessen wird der Geschwindigkeitsvektor nur in einem Winkelfenster, das frei wählbar ist (in diesem Fall ca. 15 Grad, entsprechend einer Flügeltiefe vor und vier Flügeltiefen hinter dem Profil). Dieses Winkelfenster wurde mit einem speziell entwickelten digitalen Fensterkomparator jeweils festgelegt. Die momentane Position des Rotors wird dem Komparator von einem 12 bit Winkelkodierer, der mit der Rotorachse mechanisch verbunden ist, übermittelt. Die Fensterbreite kann mit einer Auflösung von 0.087 Grad eingestellt werden. Getriggert wird das ganze System von einem TTL-Signal, das von einer wählbaren Winkelposition der Rotorachse gegeben wird. Dadurch ist es z.B. möglich auch solche Phänomene wie BVI an jeder beliebigen Stelle innerhalb des Rotors zu untersuchen.
Das Triggersignal setzt die Uhr auf Null zurück und triggert die Positionserfassung, d.h. Position und Anstellwinkel werden zur Zeit t = 0 erfaßt. Aus der Ankunftszeit der LDA Signale für t > 0 und der Rotorfrequenz kann die rämliche Lage deş Geschwindigkeitsvektors zum Blatt bestimmt werden. Somit ist die räumliche Lage des Geschwindigkeitsvektors (gemessen in einem kanalfesten LDA Koordinatensystem) gegenüber der Bewegung des Blattes korrigiert.

Ergebnis

Zum ersten Mal eingesetzt worden ist dieses System an einem 1:6.5 mach-skalierten Hubschrauberrotormodell im 3 m Niedergeschwindigkeitswindkanal in Braunschweig. Dort wurde die Einsetzbarkeit aller Einzelsysteme getestet und erste Meßdaten am vorlaufenden Rotorblatt ($\varphi = 90^0$) gewonnen.
Ein zweites Mal wurde dieses System an einem 1:2.5 mach-skalierten Rotormodell in der geschlossenen (6m*8m) Meßstreckeung im DNW (Deutsch-Niederländischer Windkanal) eingesetzt. Dies war der erste Einsatz eines Laser-Doppler-Anemometers im DNW. Diese Meßkampagne war als Vorversuch zu weiteren Meßkampagnen im Rahmen des DLR Teilprogrammes 'cp-rot (Instationäre Rotoraerodynamik)' konzipiert.
Es wurden viele Erfahrungen für den Einsatz des LDA's im DNW gesammelt. Gerade die Zuführung von Tracerpartikeln erwieß sich durch die Größe des Windkanales als problembehaftet. Die punktgenaue Zugabe der Teilchen zur Strömung in der Vorkammer ist bei einem Querschnitt von 18m*24m und einem Kontraktionsverhältnis von 1:9 ist nicht trivial. Alle diese Probleme wurden durch gezielte Vorbereitung oder noch Vorort gelößt und es konnten Geschwindigkeitsdaten am rücklaufenden Blatt gewonnen werden.

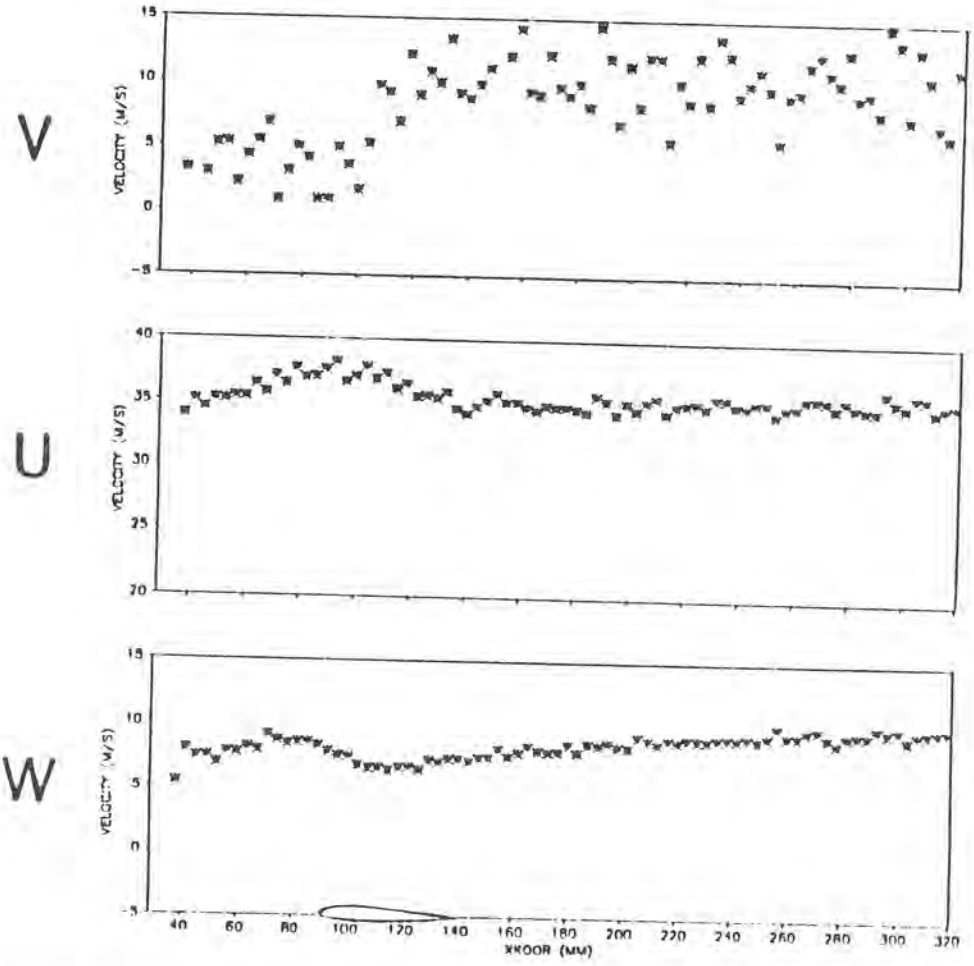


Bild 1. Orthogonale Geschwindigkeitskomponenten (U,V,W) am vorlaufenden Blatt ($\varphi = 90^0$) für r/R = 1.013 und μ=0.154 bei einem Meßabstand von 20 mm über dem Blatt.

Literatur

[1] Bütefisch, K.A., Sauerland, K.-H.,
A Three Component Dual Beam Laser-Doppler-Anemometer to be Operated in Large Wind Tunnels, 11ty ICIASF Record, Stanford University (1985), p. 48.

Weiteres Vorgehen

Geplant sind Messungen in der offenen Meßstrecke (9m*9m) des DNW. Dazu sind einige Modifikationen und Untersuchungen des Gesamtsystems notwendig.
- Umbau des LDA auf größere Meßabstände (>5m).
- Untersuchungen zum Teilchenverhaltn über lange Laufstrecken.
- Optimale Zugabe der Teilchen in die Strömung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Meßtechnik

Ansprechspartner B. Stasicki

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen
Telefon (0551)-709-2890
Telefax (0551)-709-2101

Weitere Partner B. Bretthauer, G.E.A. Meier

Thema

Vollelektronische Aufnahme und Auswertung von Interferogrammen.
Teil I Schnelle Bildaufnahmetechniken

Ausgangssituation

Für die Visualisierung von Strömungsvorgängen wird unter anderen ein Mach-Zehnder-Interferometer eingesetzt. Sollen schnelle instationäre Vorgänge registriert werden, wird das System mit einer Durchlicht-Kamera ausgestattet. Vorzugsweise werden Hochgeschwindigkeits-Trommelkameras mit Funkenblitz verwendet. Für extrem schnelle Vorgänge kann eine Filmkamera mit mehreren Objektiven und mehreren Funkenstrecken nach dem Cranz-Schardin-Prinzip [1] eingesetzt werden. Diese Lösungen haben jedoch verschiedene Nachteile. Die Funken sind zeitlich und räumlich instabil, die Elektroden erodieren, die Apparatur ist groß und schwer und die Entladungen strahlen erhebliche elektromagnetische Störungen ab. Das Experiment kann nicht direkt beobachtet werden, die Notwendigkeit der Filmentwicklung führt zu Verzögerungen in der Auswertung der Ergebnisse.

Ziel

Durch Einführung der Halbleiterlichtquellen und vollelektronischen Bildaufnahmetechniken sollen o.g. Nachteile vermieden werden. Weiterhin soll die elektronische Speicherung der Interferogramme eine direkte computerunterstützte Auswertung ermöglichen (siehe Teil II).

Lösungsweg

Für die Einzelaufnahmen von schnell bewegten Objekten oder schnellen Vorgängen wurde ein Halbleiter-Lichtimpulsgenerator entwickelt [2], der als Blitzlichtquelle, für eine CCD-Kamera, die die Filmkamera ersetzte, eingesetzt wurde. Die Bilder werden über eine "frame grabber" Karte in einem Rechner gespeichert.

AG STAB

Für die Aufnahme von schnellen Bildsequenzen wurde eine vollelektronische Hochgeschwindigkeitskamera entwickelt [3]. Als Lichtquelle wird eine Reihe von 8 kreisförmig angeordneten Hochleistungs-Leuchtdioden verwendet. Diese Dioden werden von einem Controller nacheinander so angesteuert, daß eine Blitzsequenz entsteht, deren Frequenz frei wählbar ist (max. 10 MHz). Die Lichtimpulsbreite ist im Bereich von 50 ns bis 10 us einstellbar. Die Lichtleistung beträgt max. 1 W. Zur Bildaufnahme dienen 8 CCD-Kameras, die so angeordnet sind, daß das Licht jeder Leuchtdiode nach der Passage durch das Interferometer jeweils nur eine Kamera erreicht. Die Ausgangssignale der Kameras werden in einem 8-Kanal-Bildprozessor gespeichert und weiterverarbeitet. Die Blitzserie wird mit dem Vorgang einerseits, sowie mit den Kameras und dem Bildprozessor anderseits mittels einer speziell entwikelten Schaltung synchronisiert. Die Bildrate wird durch die Blitzfrequenz bestimmt. Die Bilder können on-line auf einem oder mehreren Videomonitoren beobachtet werden. Sie können auch mit einem Video- oder Laserdrucker sofort ausgedruckt werden.

Ergebnis

Die ersten Entwicklungsarbeiten und Experimente wurden am MPI für Strömungsforschung durchgeführt. Die positiven Ergebnisse und Erfahrungen sind zum Anlaß für die Implementierung dieser Techniken in die DLR Forschungsvorhaben geworden.

Literatur

[1] C. Cranz, H. Schardin, "Kinematographie auf ruhendem Film und extrem hoher Bildfrequenz," Zs.Physik, Vol. 56, 147-183, (1929).

[2] B. Stasicki, W.J. Hiller, G.E.A. Meier, "Light pulse generator for high speed photography using semiconductor devices as a light source," Optical Engineering, 29(7), 821-827, (1990).

[3] B. Bretthauer, G.E.A. Meier, B. Stasicki, "An electronic Cranz-Schardin camera," Rev.Sci.Instrum. 62(2), 364-368, (1991).

Weiteres Vorgehen

Sowohl die elektronische Systemsteuerung als auch die Auslegung der Kamera wird weiterentwickelt und an die experimentellen - Anforderungen angepaßt. Unter anderem wird ein mit dem Computer programmierbarer Blitzsequencer entwickelt, der schnell ablaufende Bltzserien mit frei definierbaren Zeitabständen generieren kann. Es sollen auch moderne CCD Module mit elektronischem freitriggerbarem Verschluß zur Erhöhung des Signal-Rausch-Verhältnises und zur Miniaturisierung der Kamera eingesetzt werden.

9.01.92

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner B. Bretthauer

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2473/2190
Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner: MPI für Strömungsforschung: C. Söller, Prof. F. Obermeier.

Thema

Vollelektronische Aufnahme und Auswertung von Interferogrammen.
Teil II: Computergestützte Interferogrammauswertung.

Ausgangssituation

In Gasen herscht über einen weiten Temperatur- und Druckbereich ein linearer Zusammenhang zwischen der Dichte und dem Brechungsindex (Gladstone-Dale Beziehung). Beim Mach-Zehnder-Interferometer sowie beim holographischen Interferometer wird dies ausgenutzt, um berührungslos das Integral der Dichte entlang des Lichtweges zu bestimmen. Der Zusammenhang zwischen dem Dichteintegral und der Helligkeit ist jedoch durch eine Cosinusfunktion gegeben, so daß wegen der Mehrdeutigkeit dieser Funktion keine eindeutige Zuordnung vorliegt.

Ziel

Ziel der Interferogrammauswertung ist es, die Mehrdeutigkeit der Abbildung aufzulösen und dem Betrachter das zweidimensionale Dichtefeld in einer eindeutigen, leicht überschaubaren Form zu präsentieren [5].

Lösungsweg

Zur Auflösung der Mehrdeutigkeit von Interferogrammen existierten drei verschiedene Ansätze:

1) Es werden mindestens drei Interferogramme mit verschiedenen Phasenwinkeln vom gleichen Objekt aufgenommen. Daraus erhält man 3 nichtlineare Gleichungen mit drei Unbekannten. Bei den Unbekannten handelt es sich um das gesuchte Dichteintegral sowie zwei Störterme, die in der Praxis durch ungleichmässige Ausleuchtung entstehen. Aus den Gleichungen kann der Meßwert modulo 2π bestimmt werden; die Demodulation geschieht durch das Suchen von Sprüngen. Zur Aufnahme der drei Interferogramme ist jedoch eine stationäre Strömung oder ein holographisches Interferometer mit zwei Referenzstrahlen Voraussetzung.

2) Durch Verkippen eines Interferometerspiegels wird bereits im Ruhezustand ein Feld paralleler, senkrechter Interferenzstreifen erzeugt. Damit ist bekannt, daß die Interferenzordnungsfunktion in X-Richtung monoton zunimmt, sofern keine zu starken Dichtegradienten vorliegen. Die Auswertung erfolgt jetzt durch einfaches Auszählen der Streifen vom Rand her. Es existieren hierfür Methoden, die mittels einer Fouriertransformation arbeiten [1]. Dieses Verfahren versagt jedoch bei zu starken Gradienten im Dichtefeld (die z. B. durch Stöße entstehen) sowie bei Hindernissen im Bild (z. B. Tragflügel). Zudem sind die Interferogramme mit überlagertem Streifenfeld unanschaulich und ohne die Auswertung schwer zu interpretieren.

3) Die Auswertung geschieht durch das Auszählen der Interferenzstreifen. Im Gegensatz zu Verfahren 2) können dabei jedoch Umkehrungen der Numerierungsrichtung auftreten. Diese Umkehrungen sind erfahrungsgemäß im Interferogramm anhand von Beson-

derheiten der Linienstruktur zu erkennen. Der Nachteil des Verfahrens besteht darin, das es nicht vollständig automatisierbar ist. Es hat jedoch den Vorteil, auf jede Art von Interferogrammen anwendbar zu sein und nicht von besonderen Vorkehrungen beim Experiment abzuhängen. Insbesondere ist dieses Verfahren anwendbar für Interferogramme, die mit der Hochgeschwindigkeitskamera (siehe Teil I sowie [4]) aufgenommen wurden.

Ergebnis

Verfahren Nr. 3 wurde am MPI für Strömungsforschung entwickelt und implementiert. Arbeiten an diesem Institut belegten die Praxistauglichkeit [2,3]. Daraufhin wurden die zugrundeliegenden Computerprogramme in der DLR Göttingen übernommen und auf die SUN-Workstations umgestellt.

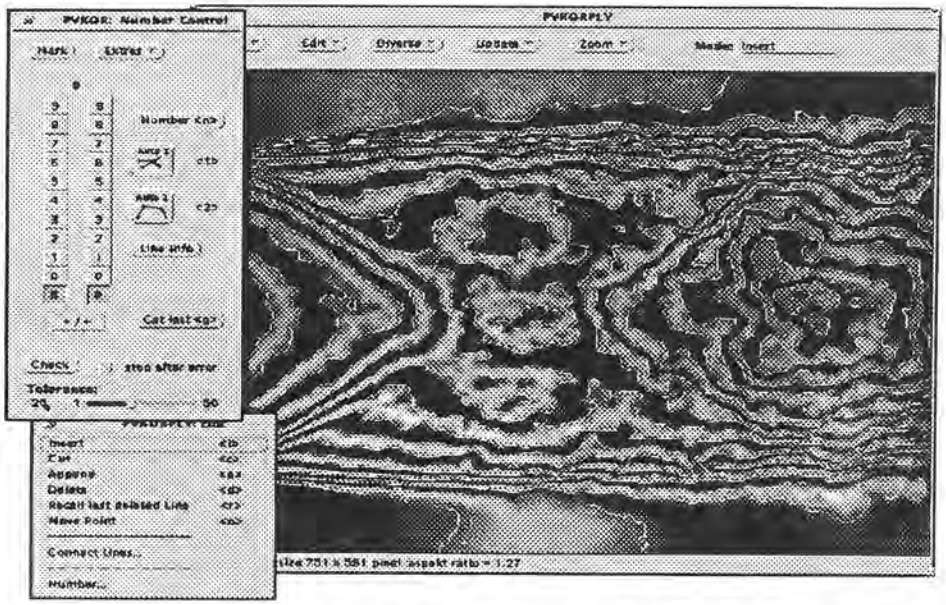


Bild 1. Das Bild zeigt eine Kopie des SUN Bildschirms mit Menüleisten des Auswerteprogramms und Interferogramm.

Literatur

[1] M. Takeda, H. Ina and S. Kobayashi:
Fourier-transform method of fringe-pattern analysis for computer-based topography and interferometry.
J. Opt. Soc. Am., Vol. 72 (1982), 156-160

[2] B. Bretthauer:
Entwicklung eines elektronischen Hochgeschwindigkiets-Kamera-Systems zur quantitativen Analyse instationärer Strömungen.
Mitteilungen aus dem MPI für Strömungsforschung, Nr. 100, 1991.

[3] F. Becker, G. E. A. Meier, H. Wegner:
Automatic evaluation of interferograms.
SPIE Vol. 359, Applications of digital image processing IV (1982).

[4] B. Bretthauer, G. E. A. Meier, and B. Stasicki:
An electronic Cranz-Schardin camera
Rev. Sci. Instrum. 62 (2), February 1991

[5] P. H. Baumann:
Zur Auswertung und Darstellung zwei- und dreidimensionaler Datenfelder aus optischen Strömungsmessungen.
Göttingen: Mitteilungen aus dem MPI für Strömungsforschung, Bericht 18/1989.

Weiteres Vorgehen

Es soll die Verbindung der Auswerteprogrogramme zu den Dateiformaten eines Bildauswertesystems hergestellt werden, um dieses System für Vorverarbeitungsschritte nutzen zu können. Sonstige Weiterentwicklungen hängen von den experimentellen Anforderungen ab.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner P. Thomas, K.A. Bütefisch

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2474
Telefax (0551)-709-2101

Thema

Folgeverhalten von Teilchen unter dem Einfluß großer Geschwindigkeitsgradienten

Ausgangssituation

Meßtechniken wie z.B. die Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) oder die Particle-Image-Velocimetry (PIV) ermitteln die Geschwindigkeit eines strömenden Fluids über die Messung der Geschwindigkeit kleiner, im Fluid mittransportierter Teilchen (Seeding-Teilchen). Nur wenn diese Teilchen den Änderungen der Strömungsgeschwindigkeit mit einem vernachlässigbar kleinen Schlupf folge leisten können repräsentiert ihre Geschwindigkeit gerade die lokale Geschwindigkeit des strömenden Mediums. Im Falle großer Geschwindigkeitsgradienten, wie sie z.B. über einen aerodynamischen Stoß auftreten ist diese Voraussetzung nicht notwendigerweise erfüllt. Im Hinblick auf diese Tatsache wurde das Folgeverhalten von Teilchen unter dem Einfluß großer Geschwindigkeitsgradienten bereits wiederholt unter verschiedenen Gesichtspunkten theoretisch oder experimentell untersucht (vergl. hierzu [1]). Es existiert dagegen allerdings bisher kein eingehender Vergleich von Theorie und Experiment. Außerdem wurde von keiner der bekannten theoretischen Arbeiten zum Teilchenfolgeverhalten bisher berücksichtigt, daß es sich bei den im Experiment verwendeten Seeding-Teilchen nicht um monodisperse Teilchen handelt, sondern das ihre individuelle Größe immer entsprechend einer mehr oder weniger breiten Teilchengrößenverteilung variiert. Weiterhin wurde zur Untersuchung des theoretischen Folgeverhaltens der Teilchen von der die Teilchenbewegung beschreibenden Gleichung, der Basset-Bousinesq-Oseen-(BBO) Gleichung (siehe [1]), von früheren Autoren nur die Kraft aufgrund des Zähigkeitswiderstandes auf das Teilchen berücksichtigt. Diese Vereinfachung geschah ohne eingehende Prüfung ob dies für die untersuchte Strömung tatsächlich gerechtfertigt ist. Insbesondere wurde hierbei der in der BBO-Gleichung auftretende Integralterm, der Basset-Term, der Abweichungen vom stationären Strömungsfall beschreibt nicht berücksichtigt. Es wurde jedoch in [2] gezeigt, daß dieser Kraftterm im Falle großer Geschwindigkeitsgradienten den Zähigkeitswiderstand um ein Vielfaches übersteigen kann. Nur in [3] wird die Entwicklung des Basset-Terms über einen schiefen Stoß für einen Fall theoretisch untersucht. Es wird geschloßen, daß der Basset-Term in dem untersuchten Fall vernachlässigt werden darf, aber auf die Größe seines Einflußes auf die Teilchenbewegung bei Variation der Teilchengröße und der Teilchendichte wird auch hier nicht weiter eingegangen.

Ziel

- Die Entwickung des Bassset-Terms sowie dessen Einfluß auf die Bewegung einzelner Seeding-Teilchen soll für Teilchen verschiedener Größe und Dichte für den Falle der Strömung über einen schiefen Stoß theoretisch untersucht werden.
- Unter Zugrundelegen der zuvor gemmessenen Größenverteilung der Seeding-Teilchen sollen theoretische sowie experimentelle Untersuchungen zu ihrem Folgeverhalten über einen schiefen Stoß bei verschiedenen Strömungsbedingungen durchgeführt werden. Die theoretischen Ergebnisse sollen mit den experimentellen Resultaten verglichen werden.

Lösungsweg

- Zur theoretischen Untersuchung der Teilchenbewegung ist die Gleichung für die Bewegung der Seeding-Teilchen, die BBO-Gleichung, über einen schiefen Stoß unter gewissen Annahmen (siehe [1]) numerisch zu integrieren.
- Es ist der Geschwindigkeitsverlauf über einen schiefen Stoß für verschiedene Strömungsbedingungen und Seeding-Teilchen mit einem LDA zu messen und mit den theoretisch ermittelten Ergebnissen zu vergleichen.

Ergebnis

- Die numerische Integration der BBO-Gleichung hat gezeigt, daß die Kraft aufgrund des Basset-Terms im unmittelbaren Stoßbereich z.B. für ein Teilchen mit einem Durchmesser von 5 μm bei einer Teilchendichte um $1 \cdot 10^3\, kg/m^3$ etwa dreisig mal so groß ist wie der Zähigkeitswiderstand. Das Verhältnis von Basset-Kraft und Zähigkeitswiderstand nimmt dabei mit abnehmender Teilchengröße ab.
- Der Einfluß des Basset-Terms auf die Teilchenbewegung für die untersuchten Strömungsbedingungen kann für die üblicherweise benutzten Seeding-Teilchen mit Dichten größer als etwa $1 \cdot 10^3\, kg/m^3$ und Teilchendurchmessern um 1,0 μm vernachlässigt werden.
- Es wurde dargestellt wie der Einfluß des Basset-Terms auf die Teilchenbewegung mit steigender Teilchendichte und Teilchengröße abnimmt. Der Einfluß des Basset-Terms auf die Teilchenbewegung muß berücksichtigt werden für Teilchen mit Dichten um $1 \cdot 10^3\, kg/m^3$ bei Teilchendurchmessern kleiner als etwa 0,05 μm sowie bei Teilchen mit einem Durchmesser von etwa 1,0 μm und Dichten kleiner als etwa $0{,}1 \cdot 10^3\, kg/m^3$
- Es wurde festgestellt, daß der Grad der Übereinstimmung von Experiment und der numerischen Simulation basierend auf der gemessenen Größenverteilung der Seeding-Teilchen von den Strömungsbedingungen abhängt. Es ergab sich eine zunehmende Übereinstimmung von Experiment und Theorie sowohl für abnehmende Stoßstärke als auch für zunehmende Stoßstärke unter zunehmender Anströmmachzahl stromauf des Stoßes und gleichzeitig abnehmender Dichte des strömenden Fluids stromab des Stoßes. Weiterhin ergab sich eine bessere Übereinstimmung von Experiment und Theorie für feste Teilchen als für flüssige Teilchen.
- Die im Vergleich zwischen Experiment und Theorie erhaltenen Ergebnisse legen es nahe die systematisch mit den Strömungsbedingungen und der Teilchenart variierende Güte der Übereinstimmung von Experiment und Theorie auf strömungsmechanische Ursachen zurückzuführen. Hierbei kann möglicherweise eine Verformung der flüssigen Seeding-Teilchen zur Erklärung in Betracht gezogen werden.
- Eine Ausführliche Darstellung aller durchgeführten experimentellen und theoretischen Untersuchungen sowie der erhaltenen Resultate findet man in [1].

Literatur

[1] Thomas, P.: Experimentelle und theoretische Untersuchungen zum Folgeverhalten von Teilchen unter dem Einfluß großer Geschwindigkeitsgradienten in kompressibler Strömung, Dissertation Univ. Göttingen, veröffentlicht durch Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt als Forschungsbericht DLR-FB 91-25 (1991).

[2] Hughes, R.R.; Gilliand, E.R.: The Mechanics of Drops. Chem. Eng. Prog., Vol. 48, No. 10, S. 497-504 (1952)

[3] Tedeschi, G.: Analyse Théorique du comportement de particules relativement à la traversée d'une onde de choc. L'Universite D'Aix-Marseille II, Insitut de Mechanique statistique de la Turbulence, Diplome d'etudes approfondies de mecanique des Fluides, Marseille, Frankreich (1989).

Weiteres Vorgehen

Um zu einem vertieften Verständnis der Bewegung der Teilchen unter dem Einfluß großer Geschwindigkeitsgradienten zu gelangen müßen weiterführende Messungen und Vergleiche mit theoretischen Vorhersagen für verschiedene weitere Arten von Seeding-Teilchen durchgeführt werden

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner Tropea, C.

Institution INVENT GmbH

Adresse Am Weichselgarten 21, 8520 Erlangen
Telefon 09131/777638
Telefax 09131/777666

weitere Partner

Thema DFLDA-Einfasergestütztes Laserdioden-LDA-System und dessen Anwendung in der Aerodynamik

Ausgangssituation

Einige neue Bauelemente der Halbleitertechnologie, darunter Laserdioden und Avalanche-Photodioden (APD), eignen sich sehr für den Einsatz in der LDA-Meßtechnik. Dadurch lassen sich LDA-Meßsysteme wesentlich verkleinern und für verschiedene Anwendungen in der Aerodynamik attraktiver machen.

Ziel

Ziel der vorgestellten Entwicklung ist es, Glasfaser-LDA-Sonden mit Halbleiterbauelementen in einem LDA-System zu vereinigen, um ein mobiles und robustes Meßsystem zu erstellen. Wesentliche Optimierungsarbeiten sollten bei der Sondenauslegung die Leistungsfähigkeit des Systems erhöhen.

Lösungsweg

Entwickelt wurde das DFLDA-(LaserDiodeFiberOptic LDA)-Meßgerät, das untenstehend im Bild schematisch dargestellt ist. Eine 100 mW Laserdiode bei einer Wellenlänge von 830 nm wird als Lichtquelle eingesetzt. Nach einem optischen Isolator, einem Strahlteiler und zwei Braggzellen wird das Licht in zwei monomode, polarisationserhaltenden Fasern eingekoppelt. Diese Fasern führen zu einer Sonde mit austauschbarer Brennweite. Das im Rückstreu-Verfahren gesammelte Streulicht wird in einer Gradientenfaser aufgesammelt und einem APD-Detektor zugeführt. Bei dieser Wellenlänge erreicht der APD-Detektor eine Quantenausbeute bis zu 85 %.

Die Sonde sieht eine sehr starke Strahlaufweitung nach der Auskopplung vor, was zu einem sehr kleinen Meßkontrollvolumen führt. Dadurch wird nicht nur die räumliche Auflösung des Systems, sondern auch die Lichtintensität im Meßraum und somit die Signalqualität erhöht.

Ergebnis

Das DFLDA-Meßgerät hat sich sowohl im Laborbetrieb als auch für den mobilen Einsatz bestens bewährt. Aufgrund des sehr niedrigen Strombedarfs eignet sich das Gerät besonders für Messungen in Fahrzeugen, z.B. Autos, Zügen oder Flugzeugen. Dabei muß allerdings eine geeignete Teilchenzugabe gewährleistet sein.

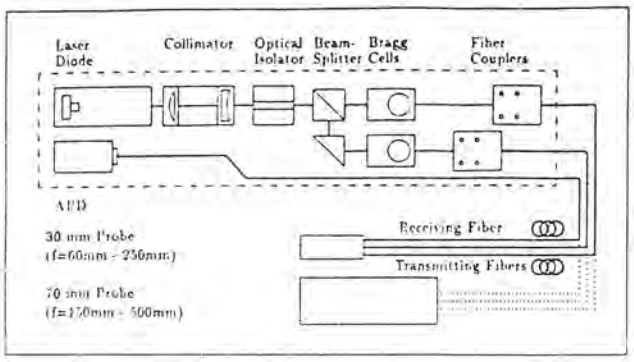


Bild 1: Schaltbild des DFLDA-Meßgerätes

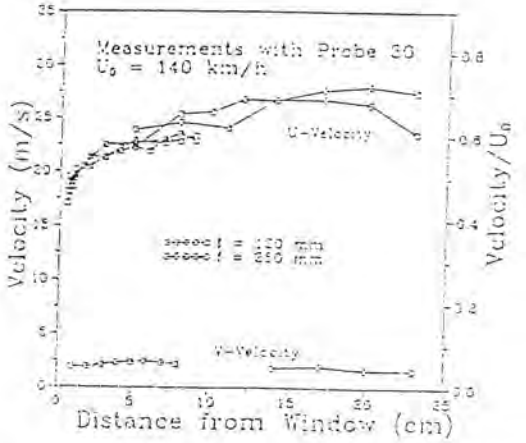


Bild 2: Grenzschichtprofile an einem fahrenden Zug

Im Beispiel werden Messungen an einem Zug vorgestellt, die bei einer Fahrgeschwindigkeit von 140 km/h aufgenommen wurden. Durch eine Drehung der Sonde konnten zwei Geschwindigkeitskomponenten nacheinander erfaßt werden. Dieses Beispiel verdeutlicht vor allem, daß das Meßgerät im Einsatz sehr robust und leicht zu handhaben ist.

Literatur

Stieglmeier, M., Tropea, C., 1991 DFLDA-A Miniaturized; Mobile Laser-Doppler Anemometer, erscheint in Applied Optics.

weiteres Vorgehen

Derzeit wird das System auf zwei Geschwindigkeitskomponenten aufgerüstet. Hierzu werden zwei Laserdioden verschiedener Wellenlänge verwendet. Desweiteren wird eine Rückstreu-Sonde angefertigt, die zwei Meßvolumen bildet, um räumliche Korrelationsmessungen der Geschwindigkeitsschwankungen durchzuführen.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner Andreas Vogt

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2190, -2460
Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner

Thema

Auswertung von LDA-Bursts mit Hilfe der optischen Fouriertransformation

Ausgangssituation

Zur Bestimmung der Dopplerfrequenz von LDA-Bursts werden mehr und mehr Fourieranalyse Methoden verwendet. Diese sind im Vergleich zu Countern oder Filtermethoden unempfindlicher gegen Rauschen bzw. genauer. Nachteilig an den verwendeten FFT Analysatoren sind allerdings ihre Komplexität und ihr hoher Preis.
Bisherige Versuche, die optische Fouriertransformation für diese Zwecke einzusetzen (z.B. Realisierung mittels Braggzellen) hatten den Nachteil der schlechten Handhabbarkeit. Durch Einsatz moderner Lichtmodulatoren können diese Schwierigkeiten überwunden werden.

Ziel

Mit Hilfe der optischen Fouriertransformation sollen bei der Auswertung von LDA-Bursts die Vorteile der Fourieranalyse genutzt und gleichzeitig ein relativ einfaches optisches System zur Frequenzbestimmung aufgebaut werden.
Außerdem soll untersucht werden, ob die optische Fouriertransformation in der hier realisierten Form unempfindlicher gegen Rauschen ist als die eindimensionale digitale FFT des Dopplersignals.

Lösungsweg

Zur Untersuchung des eindimensionalen Zeitsignals (Doppler-Burst) mit der zweidimensionalen Fouriertransformation muß dieses zunächst so aufbereitet bzw. dargestellt werden, daß es als Eingangssignal für die optische Fouriertransformation verwendet werden kann. Das geschieht durch Darstellung des Signalverlaufs in einem Amplituden- Zeit-Diagramm, wie es von Darstellungen auf Oszilloskopbildschirmen bekannt ist.

Durch diese Art der Darstellung auf einem elektrisch beschreibbaren räumlichen Lichtmodulator (z.B. Licquid-Crystal-Display) kann der Signalverlauf auf einfache Weise ebenen Lichtwellen aufmoduliert werden. Diese werden dann einer optischen Fouriertransformation unterzogen.

In der Brennebene einer sogenannten Fourierlinse (eine normale Bikonvexlinse) erhält man das zweidimensionale Spektrum der transformierten Feldverteilung. Aus diesem Spektrum läßt sich die gesuchte Dopplerfrequenz leicht extrahieren. Da man ein zweidimensionales, räumliches Spektrum vorliegen hat, kann man die Dopplerfrequenz einfach durch eine Abstandsmessung bestimmen.

Ergebnis

Erste Experimente mit synthetischen und realen LDA-Signalen sind erfolgreich verlaufen. Sie zeigen, daß auch aus stark verrauschten Signalen die Dopplerfrequenz f_D bestimmt werden kann.

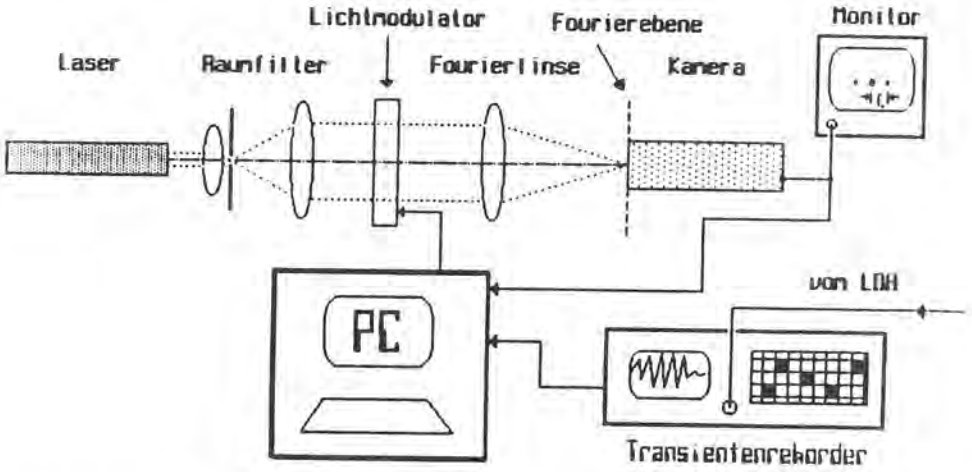


Bild 1. Experimenteller Aufbau des opt. Fourierprozessors

Literatur

[1] Bütefisch, K.A.
Fast Optical LDA Burst Analyser

[2] Kompenhans, J.; Bütefisch, K.A.
A New Analog Optical Method for Data Evaluation in Laser Doppler Anemometry
Eigth International Congress on Applications of Laser and Electro-Optics, October 15-20, 1989, Orlando, USA

[3] Goodman, J.W.
Introduction to Fourier Optics
McGraw-Hill Physical and Quantum Electronic Series, 1968

[4] Reynolds, G.O. et al.
Physical Optics Notebook: Tutorials in Fourier Optics
SPIE Optical Engineering Press, 1989

Weiteres Vorgehen

Obwohl der prinzipielle Aufbau für den optischen Fourierprozessor feststeht, sind noch einige Details zu verbessern (Erhöhung des Auflösevermögens, Ersetzen der Röhrenkamera durch ein lineares CCD Array).

Außerdem sollen Vergleichsmessungen mit digitalen FFT Analysatoren durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner Dieter Althaus

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
der Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
7000 Stuttgart 80

Telefon 0711/685-3470
Telefax 0711/685-3438

weitere Partner

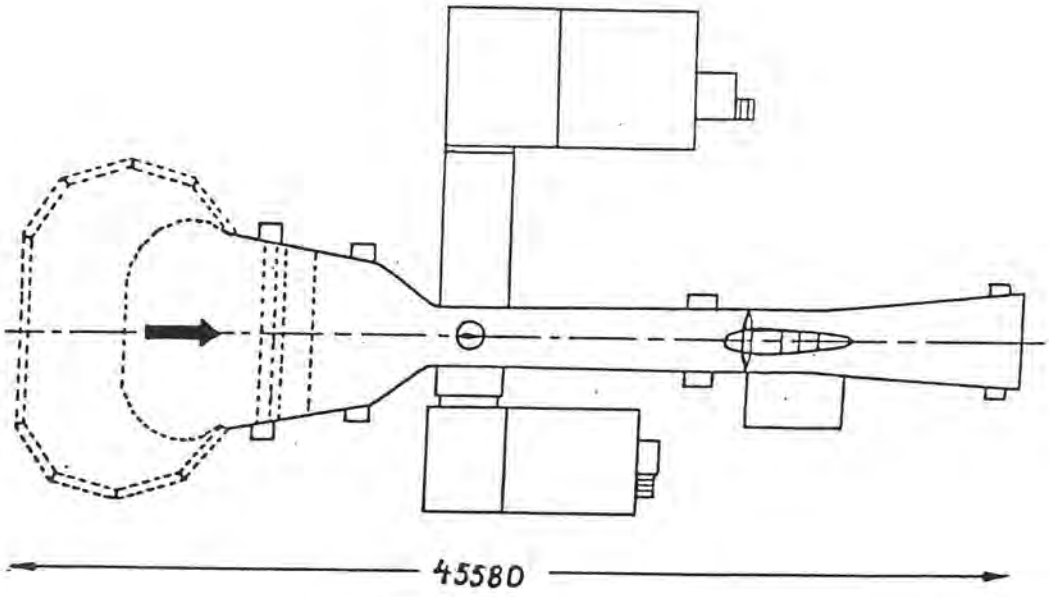
Thema Laminarwindkanal

Ausgangssituation Der Laminarwindkanal ist seit über 30 Jahren für Forschung und Industrie in Betrieb. Als offener Kanal vom Eiffeltyp ist er speziell für Tragflügelprofiluntersuchungen bei sehr geringem Turbulenzgrad konzipiert.

Ziel Schaffung von Kriterien und Beziehungen für die Berechnung inkompressibler Grenzschichten und des laminar - turbulenten Grenzschichtumschlags, insbesondere im Zusammenhang mit laminaren Ablöseblasen. Experimentelle Nachprüfung von Profilentwurfsverfahren.

Lösungsweg Polarenmessungen, Druckverteilungsmessungen an Profilen.
Messung der Grenzschichten mit Hitzdrähten.
Digitale Signalanalyse.
Überprüfung von Grenzschichtrechenverfahren.
Berücksichtigung der Grenzschichten beim Profilentwurf.

Ergebnis



Laminarwindkanal für Messungen an Tragflügelprofilen ($\lambda = \infty$)

Meßstrecke 0,73m x 2,73m
Kontraktionsverhältnis 100 : 1
max. Reynoldszahl 5,5 10^6 / m
Turbulenzgrad
bei 30m/s 0,012%
60m/s 0,036% 20Hz - 5kHz
90m/s 0,049%

Polarenmessungen
Grenzschichtmessungen } mit digitaler Datenverarbeitung

Standardmessungen:
Auftrieb aus Druckverteilung an Kanalwänden
Widerstand mit integrierendem Rechen im Nachlauf
Moment aus Kraftmessung

Literatur

F.X. Wortmann, D. Althaus: Der Laminarwindkanal des Instituts für Aerodynamik und Gasdynamik der Technischen Hochschule Stuttgart. ZfW 12, Heft 4, 1961

D. Althaus, F.X. Wortmann: Stuttgarter Profilkatalog Friedr. Vieweg&Sohn Verlagsges. m.b.H., Braunschweig 1981

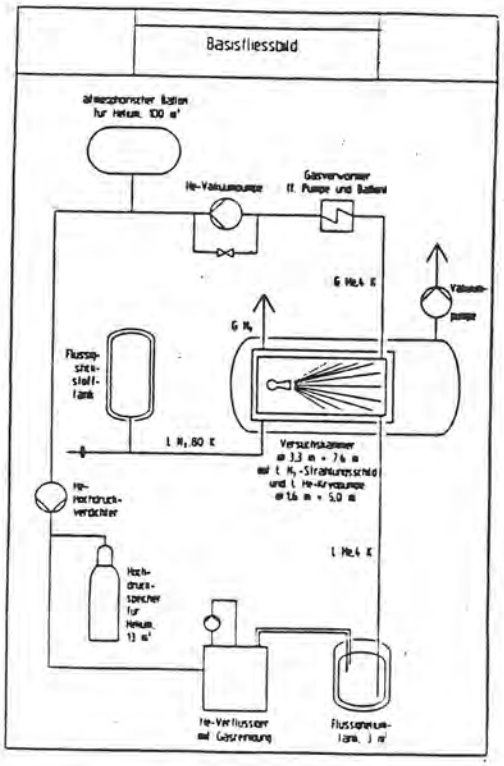
weiteres Vorgehen

Beschaffung eines Laser-Doppler-Anemometers.
Umbau des Windkanalantriebs auf Drehstrommotor mit Drehzahlregelung.
Abschluß der Grundüberholung des Kanals.

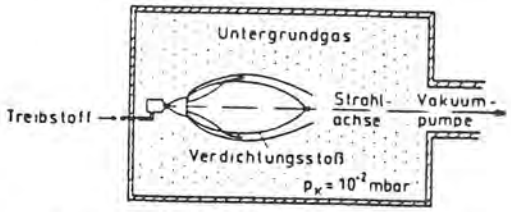
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen
Ansprechpartner	Dr. Georg Dettleff
Institution	DLR, SM-ES
Adresse	Bunsenstr. 10 3400 Göttingen
	Telefon 0551-709-2434 Telefax 0551-709-2800
weitere Partner	-
Thema	Bau/Betrieb Anlage STG (Simulationsanlage für Treibstrahlen)
Ausgangssituation	Beim Feuern von Triebwerken im Weltraum muß fast immer damit gerechnet werden, daß durch die Beaufschlagung des Abgasstrahls die Lebensdauer oder Funktionsfähigkeit einzelner Komponenten oder Geräte an Bord der Raumfahrzeuge beeinträchtigt werden.
Ziel	Bau/Betrieb der Anlage STG, um Abgasstrahlen aus Originaltriebwerken bis hinein in den hochverdünnten Bereich vermessen und realistische Beaufschlagungssituationen nachbilden zu können.
Lösungsweg	Der zylindrische Versuchsraum der Anlage (Länge 5 m, Durchmesser 1,6 m) ist vollständig von einer mit flüssigem Helium (LHe, 4 K) gekühlten Kaltwand (Kryopumpe) umgeben. An dieser Kryopumpe gefriert das Strahlgas nach der Expansion. Es kann dadurch während des Betriebs ein Vakuum von $< 10^{-5}$ mbar aufrechterhalten werden (s. 2 Skizzen auf nächstem Blatt).

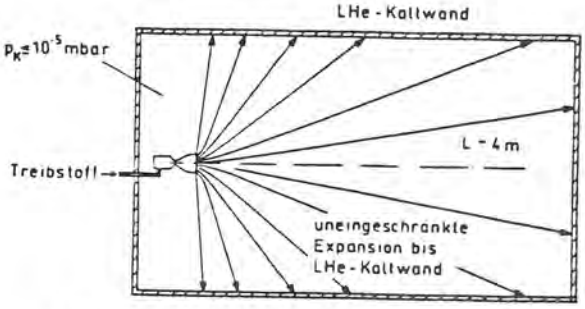
Ergebnis



Abgasstrahl in Vakuumanlage



a) mit mechanischer Pumpe



b) mit Kryopumpe

Literatur

G. Dettleff, J.-Th. Meyer,
The DLR-Plume Simulation Facility.
ESA SP-304, 1990.

weiteres Vorgehen geplant: Fertigstellung bis Dez. 1992,
Inbetriebnahme bis Mai 1993.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen / Meßtechnik

Ansprechpartner Prof. Dr. F. Durst, Dipl.-Ing. H. Lienhart

Institution Lehrstuhl für Strömungsmechanik

Adresse Universität Erlangen-Nürnberg
Cauerstraße 4
8520 Erlangen

Telefon 09131-859501
Telefax 09131-859503

weitere Partner

Thema Windkanal des Lehrstuhls für Strömungsmechanik

Ausgangssituation

In der Versuchshalle des Lehrstuhls für Strömungsmechanik sollte als eine von zwei großen Versuchseinrichtungen ein Niedergeschwindigkeitswindkanal aufgebaut werden.

Ziel

Eines der wichtigsten Kriterien bei der Konzeption und Auslegung des Windkanals des LSTM war eine möglichst große Anwendungsbandbreite auch im Hinblick auf unvorhergesehene Meßaufgaben.
Neben konventioneller Instrumentierung war ein Laser-Doppler-Anemometer vorzusehen.

Lösungsweg

Um die geforderte Universalität der Versuchseinrichtung sicherstellen zu können, wurde der Kanal mit geschlossener Rückführung ausgeführt, so daß die Meßstrecke sowohl als offene Meßstrecke, als offene Meßstrekke mit Boden und Drehtisch und nach Einbau eines Einsatzes auch als geschlossene Meßstrecke konfigurierbar ist.

Die wichtigsten technischen Daten sind:

Meßstreckenquerschnitt:	1.87 x 1.40 m^2
Strömungsgeschwindigkeit:	3 - 55 m/s
Turbulenzgrad:	< 0.3 %

Ergebnis

Damit sich die Temperatur der im Kanal zirkulierenden Luft auch über längere Versuchszeiten nicht zu stark erhöht, wurde eine Kühlanlage installiert.

Die Instrumentierung mit konventioneller Meßtechnik ist äußerst umfassend: 6-Komponenten-Waage mit verschiedenen Modellaufhängungen, Drucksonden, Vielfachdruckmeßanlage, mehrkomponentiges Hitzdrahtanemometer, Laserlichtschnittoptik, Rauch- und Helium-Seifenblasen-Generator zur Strömungssichtbarmachung.

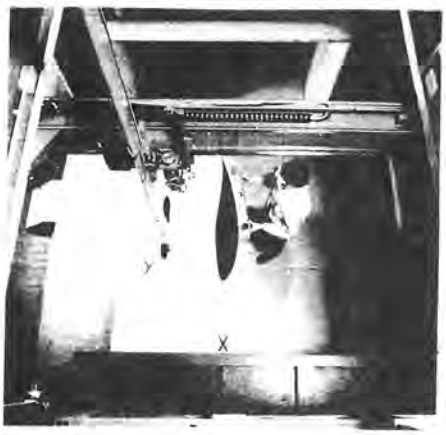
Eine Besonderheit stellt das modular aufgebaute Laser-Doppler-Anemometer dar. Es kann zum nonintrusiven Meßeinsatz von außerhalb der Meßstrecke mit großbrennweitiger Optik (Meßentfernung f = 2.3 m, Frontlinsendurchmesser d = 300 mm) oder als Lichtleitfaser-LDA-Sonde (f = 400 mm, d = 60 mm) betrieben werden. In beiden Fällen wird eine sehr gute räumliche Auflösung von ca. 75 µm erreicht.

Für Sonden bzw. Windkanalmodelle und das großbrennweitige LDA-System stehen zwei unabhängige voll 3-dimensionale Traversiereinrichtungen zur Verfügung.

Die Steuerung von Windkanal und Traversiereinrichtungen sowie z. T. der Meßgeräte kann von einem Leitrechner kontrolliert werden. Da dieser auch die Meßdatenerfassung und -verarbeitung übernimmt, können Experimente weitgehend automatisiert ablaufen.

Literatur

weiteres Vorgehen



Blick in die Meßstrecke des LSTM-Windkanals

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Windkanaltechnik/Versuchsanlagen

Ansprechpartner D. Eckert

Institution

Adresse Deutsch-Niederländischer Windkanal
Postbus 175
8300 AD Emmeloord
Niederlande

Telefon (05274) 8524
Telefax (05274) 8582

weitere Partner

Thema Bodensimulation in Windkanälen

Ausgangssituation Zu Bodeneffektmessungen werden Modelle in Windkanälen mit geschlossenen Meßstrecken über dem Kanalboden plaziert, der dann die Landebahn für ein Flugzeug oder die Straße für ein Auto simulieren sollte. Dabei wird durch die Grenzschicht der Windkanalströmung bedingt ein Simulationsfehler auftreten, der bis zum sogenannten Flow-break-down unter dem Modell führen kann, wenn nicht durch besondere Maßnahmen diese Grenzschicht beeinflußt wird.

Ziel Beim DNW sollten Bodeneinflußuntersuchungen des Landevorgangs von Flugzeugen einschließlich der Untersuchungen mit Schubumkehrern, der bodennahe Flug von Senkrechtstartern sowie die richtige Unterbodensimulation bei Landfahrzeugen routinemäßig durchgeführt werden können.

Lösungsweg und Ergebnis Im DNW wurden zwei verschiedene Systeme entwickelt, mit denen bodennahe Untersuchungen mit großer Simulationsgenauigkeit durchgeführt werden können. Beim ersten System, das zusammen mit einer externen Waage genutzt werden kann, wird durch tangentiales Einblasen die Windkanalbodengrenzschicht aufgefüllt, so daß bei richtiger Dosierung unter einem Modell die Durchströmung genügend genau simuliert wird, siehe Abbildung 1b.
Als zweites System wurde beim DNW ein sogenannter laufender Boden (siehe Abb. 1a) zur Einsatzreife entwickelt. Bei ihm wird zunächst die ankommende Windkanalgrenzschicht durch ein Abschälsystem aus der Meßstrecke geleitet. Danach verhindert ein laufendes Band ($V \leq 50$ m/s) mit den Abmessungen B x L = 6.3 m x 7 m ein Neuanlaufen einer störenden Grenzschicht.
Abbildung 2 zeigt die erreichte Reduktion der Anfangsgrenzschicht durch die beiden Systeme.

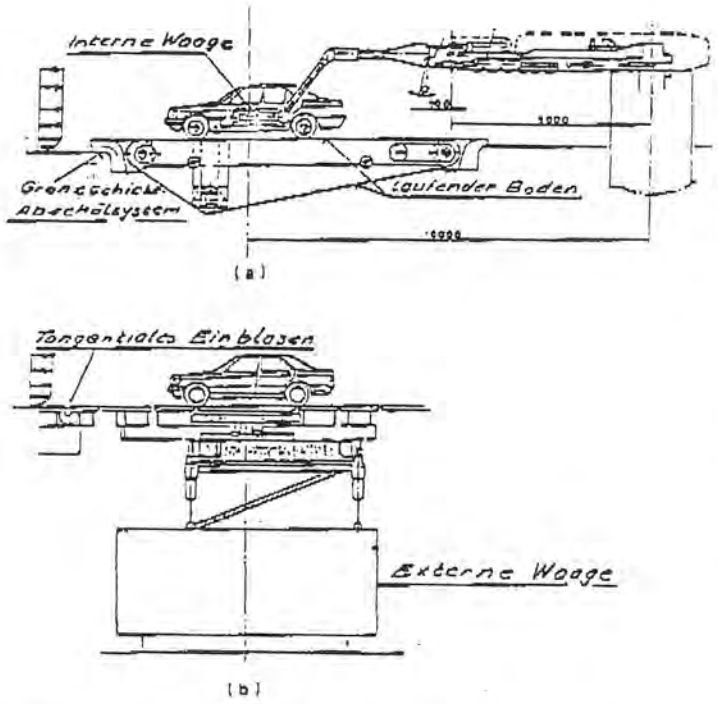


Abb. 1 DNW-Systeme für Bodeneinflußmessungen

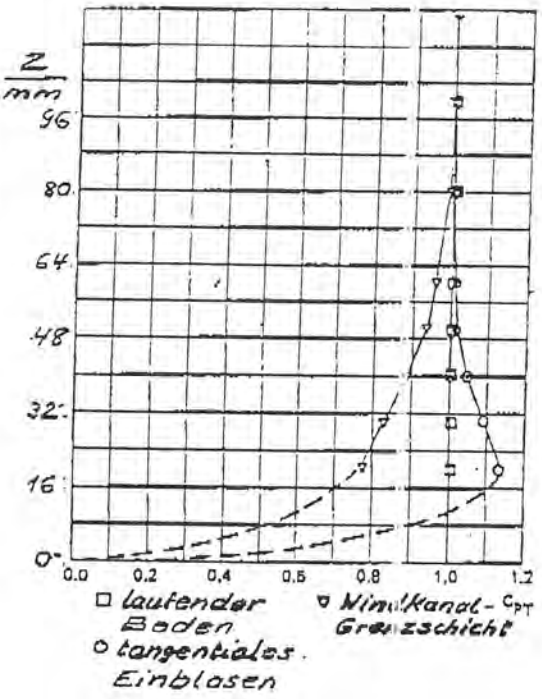


Abb. 2 Reduktion der Windkanalbodengrenzschicht

Literatur

Mercker, E und Knape, H.W.

Ground Simulation with Moving Belt and Tangential Blowing for Full-Scale Automotive Testing in a Wind Tunnel.
SAE Technical Paper Series 890367, 1989.

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner G. Eitelberg

Institution DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

Telefon 0551-7 09/23 39
Telefax

weitere Partner

Thema Inbetriebnahme des Hochenthalpiekanals Göttingen (HEG)

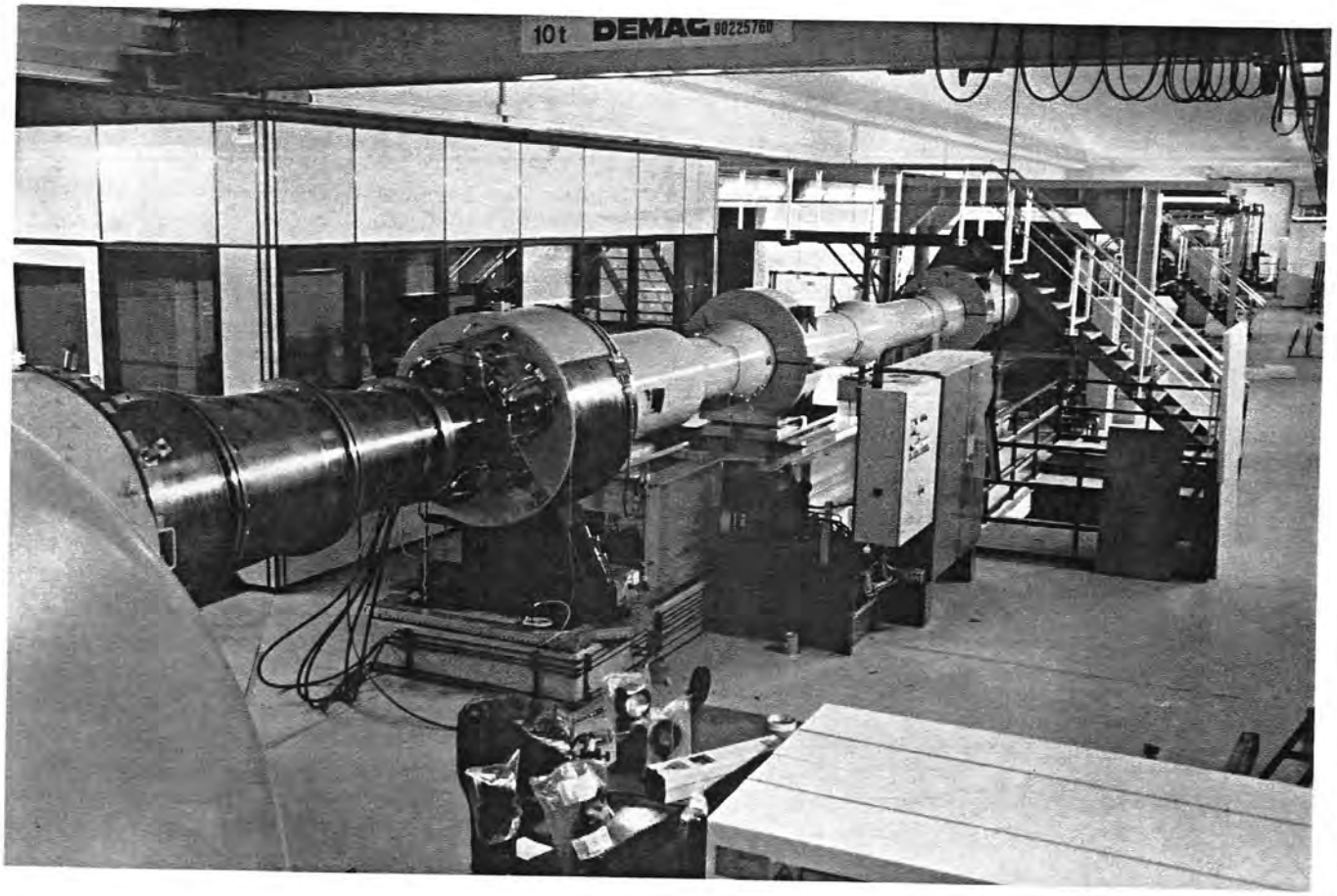
Ausgangssituation 1991 wurde mit der Montage der Anlage begonnen.

Ziel Erzeugung Hyperschallströmungen zur Simulation von Dissoziationseffekten in der Wiedereintrittströmung, wobei die Dissoziation N_2 - 2 N wesentlich ist.

Lösungsweg Zusammenbau/Montage eines flugkolbengetriebenen Stoßwellenkanals.

Durch adiabatische Kompression des Treibgases Helium ist es möglich im getriebenen Rohr eines Stoßwellenkanals solche Stoßstärken zu erzeugen, daß nach einer Stoßreflektion am Ende des getriebenen Rohres Ruhezustände erreicht werden, die ausreichen um Stickstoffdissoziation in der Meßstrecke zu erzeugen.

Ergebnis Der HEG ist komplett montiert, die ersten Probeläufe haben die Funktionsfähigkeit der Anlage bestätigt. Es sind Ruhetemperaturen von über 9000 K erreicht worden.



Literatur

1) The High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen (HEG)
Beck, W.H., Eitelberg, G., McIntytre, T.J.
Proc. 3rd Aerospace Symp. Braunschweig, 26.-28. Aug. 1991.

2) The High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen (HEG)
Beck, W.H., Eitelberg, G., McIntyre, T.J.
Baird, J.P., Lacey, I., Simon, H.
Proc 18th ISSW, Sendai, Japan, July 1991.

weiteres Vorgehen Fortsetzung der Inbetriebnahme und Kalibrierungsversuche.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner H. Esch

Institution DLR, WT-WK-KP

Adresse Linder Höhe
5000 Köln 90

Telefon 02203-601-2345
Telefax 02203-601-2085

weitere Partner

Thema Trisonik-Windkanal (TMK)-Erweiterung

Ausgangssituation

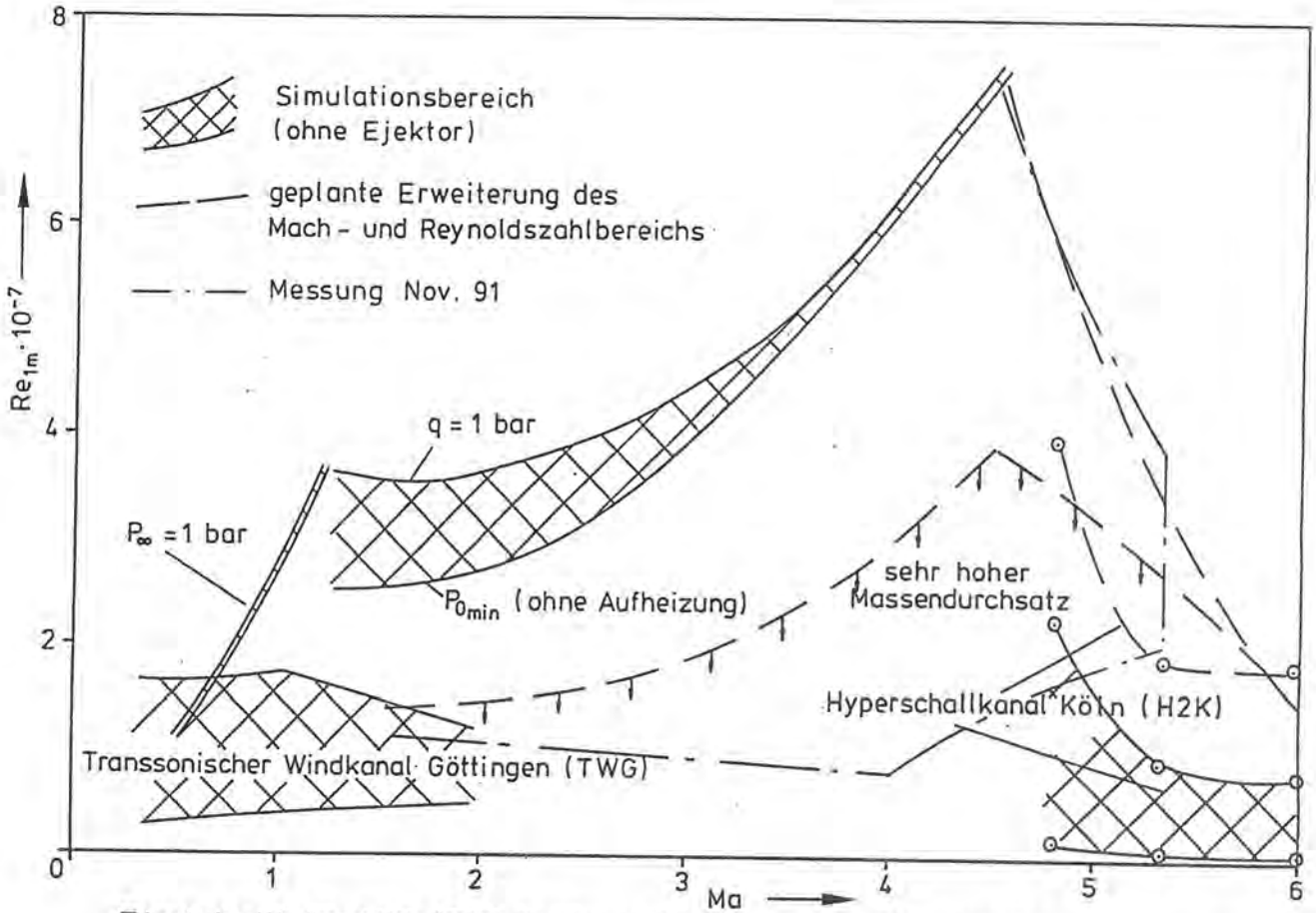
Ziel Untersuchungen an Triebwerkskomponenten von Hyperschallfugzeugen (z. B. Sänger - Unterstufe) im Machzahlbereich Ma < 6 mit Simulation der Rumpfgrenzschicht.

Lösungsweg Aufbau eines Ejektors zur Erzeugung der notwendigen Druckabsenkung; Änderungen am Verstellmechanismus der Lavaldüse des TMK, Bau und Instrumentierung eines Heckmodells für die Sängerunterstufe.

Ergebnis

Abschluß der Montagearbeiten am Ejektor im Dezember 1990; Inbetriebnahme und Instrumentierung ab Februar 1991; Fertigstellung des Sänger-Heckmodells und erste Tests mit Simulation des Düsenstrahls im TMK, Okt. 1991.

Es wurde die Möglichkeit geschaffen, Modelle von Triebwerkseinläufen im gesamten Überschallbereich bis zu Hyperschallmachzahlen aerodynamisch zu untersuchen.



Trisonischer Windkanal Köln (TMK), Erweiterung des Mach- und Reynoldszahlbereichs durch Einbau eines Ejektors

Literatur

weiteres Vorgehen

Umfangreiche Eichmessungen müssen durchgeführt werden, um alle Testmöglichkeiten (Druck, Temperatur, Machzahl) abzudecken.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dr. G. Hefer

Institution DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

Telefon 0551-709-2323
Telefax 0551-709-2800

weitere Partner

Thema Kryo-Rohrwindkanal Göttingen (KRG)
Adaptive Meßstrecke

Ausgangssituation Der KRG ist seit 1990 für Kryotemperaturen einsatzbereit. Er besitzt eine geschlitzte Meßstrecke und einen Machzahlbereich von $Ma = 0,3$ bis $0,9$ bei Reynoldszahlen bis $50 \cdot 10^6$ für $L = 150$ mm.

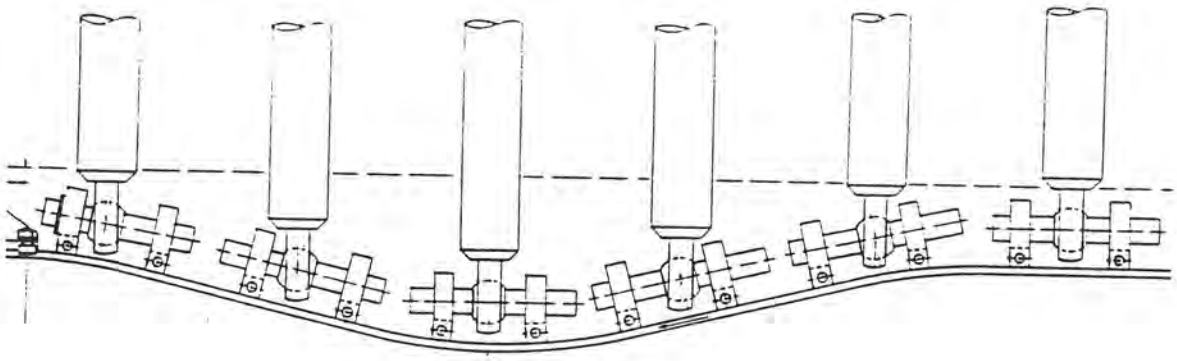
Ziel Zur Erzielung einer interferenzfreien Strömung und zur Erweiterung des Machzahlbereichs bis $Ma = 1,6$ soll eine adaptive Meßstrecke dienen.

Lösungsweg Es wurde eine Meßstrecke mit flexiblen Ober- und Unterwänden konstruiert. Die Nominalmaße entsprechen der vorhandenen Meßstrecke (0,4 × 0,35 m, 2,0 m Länge). Die flexiblen Wände werden aus GfK hergestellt und sind so ausgelegt, daß eine Lavaldüse für $Ma = 1,6$ bei einem maximalen Ruhedruck von $p_o = 5$ bar eingestellt werden kann.

An ebenen Modellen mit einer Tiefe von 200 mm werden bei $Ma = 0,8$ und $p_o = 10$ bar Reynoldszahlen von $80 \cdot 10^6$ erreicht.

Ergebnis

Die Konstruktion ist abgeschlossen. Z.Z. werden die flexiblen Wände hergestellt. Für den Druckbehälter und die Antriebselemente liegen Angebote vor. Die Auftragsvergabe erfolgt in Kürze.



Prinzip der Wandverstellung

Literatur

G. Hefer,
The Cryogenic Ludwieg Tube Tunnel at Göttingen.
Special Course on Advances in Cryogenic Wind Tunnel Technology, 1989. AGARD Report No. 774.

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig **Telefon** (0531)391-2972
Telefax (0531)391-5952

weitere Partner Dipl.-Ing. H. Petzel **Telefon** (0531)391-2982

Thema Überholung und Ausbau des Gun-Tunnels

Ausgangssituation Der Gun-Tunnel [1], [2] wurde seit seiner Inbetriebnahme 1962 kontinuierlich eingesetzt. Dadurch war diese Versuchsanlage einem starken Verschleiß ausgesetzt, und die installierte Meßtechnik entsprach nicht mehr dem Stand der Technik. 1988 wurde damit begonnen, die Versuchsanlage zu überholen und die Meßtechnik völlig zu erneuern [3].

Ziel Durch die diskontinuierliche Arbeitsweise der Versuchsanlage sind detaillierte Versuchsreihen sehr zeitaufwendig. Es wurde deshalb eine Erhöhung der Produktivität von Versuchsanlage und Meßtechnik angestrebt.

Lösungsweg Es bestehen zwei unabhängige Möglichkeiten, um den Zeitaufwand für eine Versuchsreihe zu minimieren:

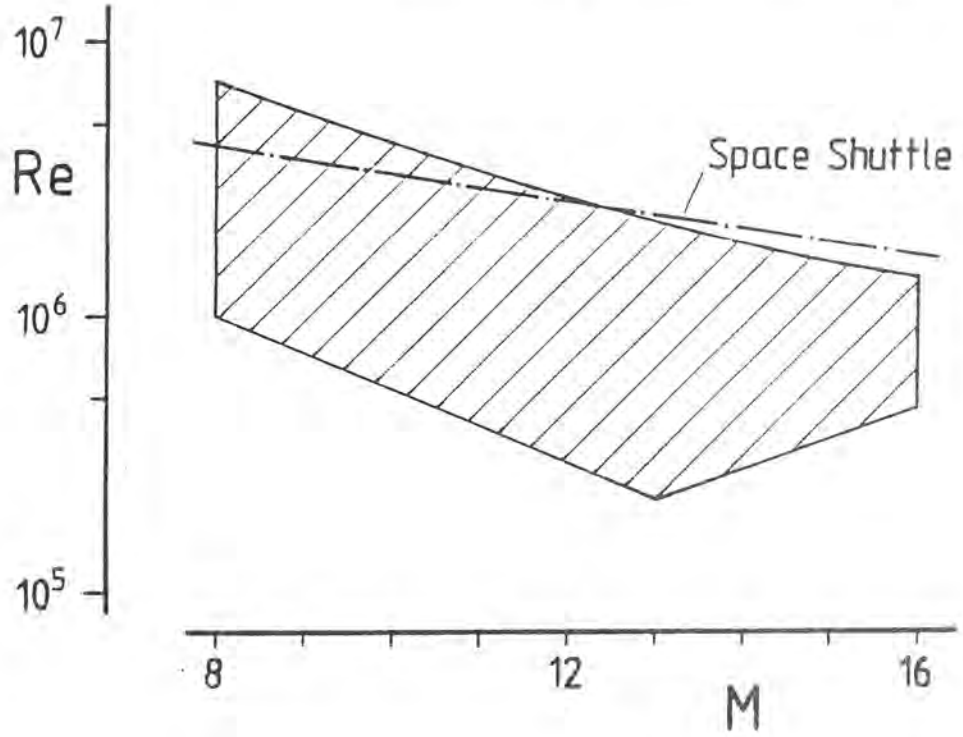
- Bei jedem Versuch (Schuß) muß ein Maximum an Information gewonnen werden, d. h. es muß auf möglichst vielen Kanälen gemessen werden. Deshalb wurde die bisherige Kanalzahl von 4 auf 8 verdoppelt.

- Die Schußfolge muß gesteigert werden. Dazu wurde zum einen durch die Installation eines Druckspeichers (0,3 m^3/600 bar) ein genügend großer Vorrat an Treibdruck bereitgestellt. Dieser Speicher wird durch kontinuierlich laufende Kompressoren befüllt.
  Desweiteren werden alle Vorarbeiten für einen Schuß (Abgleichen der Meßtechnik) sowie die Auswertung und Beurteilung der gewonnenen Meßwerte durch einen Prozeßrechner unterstützt. Dadurch wird der Zeitaufwand für diese Arbeiten erheblich gemindert. Die Schußfolge von bisher 25 - 30 Schuß pro Tag konnte so auf 50 - 60 Schuß pro Tag gesteigert werden.

Ergebnis

Es steht eine Versuchsanlage mit den folgenden technischen Daten zur Verfügung:

Gesamtdruck:	500 bar max
Gesamttemperatur:	1700 K max
Simulationsgrößen:	M, Re (s. Bild)
Auswertbare Laufzeit:	20 – 50 ms
Testgas:	Luft
Nutzbarer Strahl-durchmesser:	100 mm
Meßgrößen:	6 Komponenten, Druckverteilungen (Wand/Feld), Wärmeübergang, Öltropfenbilder, Interferogramme



Simulationsbereich des Gun-Tunnels (Bezugslänge 0,1 m)

Literatur

[1] K. Gersten, G. Kausche: Die Hyperschallversuchsanlage (Gun-Tunnel) der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt. Z. Flugwiss. 14 (1966), S. 217 – 229.

[2] K. Kipke: Wärmeübergangsmessungen in einem Gun-Tunnel. Bericht 73/5 des Instituts für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig (1973).

[3] D. Hummel, H. Petzel: Der Gun-Tunnel des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig – derzeitiger Ausbauzustand. In: J. Szodruch, W. Nitsche (Hrsg.): Versuchs- und Meßtechnik im Hyperschall. Institut für Luft- und Raumfahrt (ILR) der TU Berlin, ILR Mitt. 225 (1989) 7 – 40.

weiteres Vorgehen

Die Versuchsfolge wird momentan durch den Zeitaufwand zur Aufrechterhaltung des Vakuums begrenzt. Es muß zum einen die eingeströmte Testgasmasse abgepumpt werden, zum anderen tritt beim Membranwechsel eine erhebliche Luftmenge in die Anlage ein. Es werden konstruktive Möglichkeiten ausgearbeitet, um diesen Anteil zu minimieren.
Durch die vorhandene Kegeldüse kann die Simulationsmachzahl leicht in weiten Grenzen geändert werden. Dies bedingt aber einen Machzahlgradienten im Meßstrahl. Zur Zeit wird für eine feste Machzahl eine Parallelstrahldüse konstruiert, die diesen Machzahlgradienten vermeidet.

M i t t e i l u n g

Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dr.-Ing. G. Kausche

Institution Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Braunschweig

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531/3952450
Telefax 0531/3952829

Thema Modellsupport für den Niedergeschwindigkeitskanal Braunschweig (NWB)

Ausgangssituation

Seit Anfang der 70er Jahre war am NWB ein Modellsupport im Einsatz, der als Modellaufnahme einen Heck- und einen Vertikalstiel besaß und eine Anstell- und Schiebewinkelverstellung ermöglichte. Aufgrund seiner Bauweise war jedoch ein Einsatz in der neuen geschlossenen Meßstrecke des modernisierten NWB nur mit Einschränkung möglich. Daher mußte ein neuer Modellsupport angeschafft werden.

Ziel Bereitstellung eines neuen Modellsupports, speziell für die geschlossene Meßstrecke, in modularer Bauweise mit Vergrößerung des Anstellwinkelbereiches.

Lösungsweg

- Erstellen einer ausführlichen Spezifikation
- Einholen von Angeboten
- Vergabe des Auftrages an einen Hauptauftragnehmer
- Erprobung mit Abnahmeprüfungen

Ergebnis

Es wurde ein Modellsupport mit folgenden Eigenschaften bereitgestellt:

- α-Einheit: $-10° \leq \alpha \leq 64°$
- β-Einheit: $-180° \leq \beta \leq 180°$
- Rollkopf: $-100° \leq 0 \leq 100°$
- Verstellgeschwindigkeit: 0,1; 0,3; 1°/s und kontinuierlich
- rechnergesteuerte, automatische Verstellung von Anstell-, Schiebe- und Rollwinkel sowie der Jalousien des Meßstreckenbodens (Stieldurchdringung)

Literatur

weiteres Vorgehen

Der Modellsupport befindet sich täglich im Einsatz. Für die verschiedenen Versuchsaufbauten werden nach Bedarf Anpassungen der Steuerprogramme vorgenommen.

Datum 12.3.1992

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Franz-Joachim Niezgodka

Institution DLR, WT-WK-KP

Adresse Linder Höhe
5000 Köln 90

Telefon 02203-601-2367
Telefax 02203-601-2085

weitere Partner

Thema Hyperschall-Windkanal (H2K)-Erweiterung

Ausgangssituation

Ziel

Untersuchungen von Triebwerkskomponenten im Hyperschall bei Machzahlen Ma > 5,3 mit der Möglichkeit einer Reynoldszahlvariation.

Untersuchungen zur Stufentrennung.

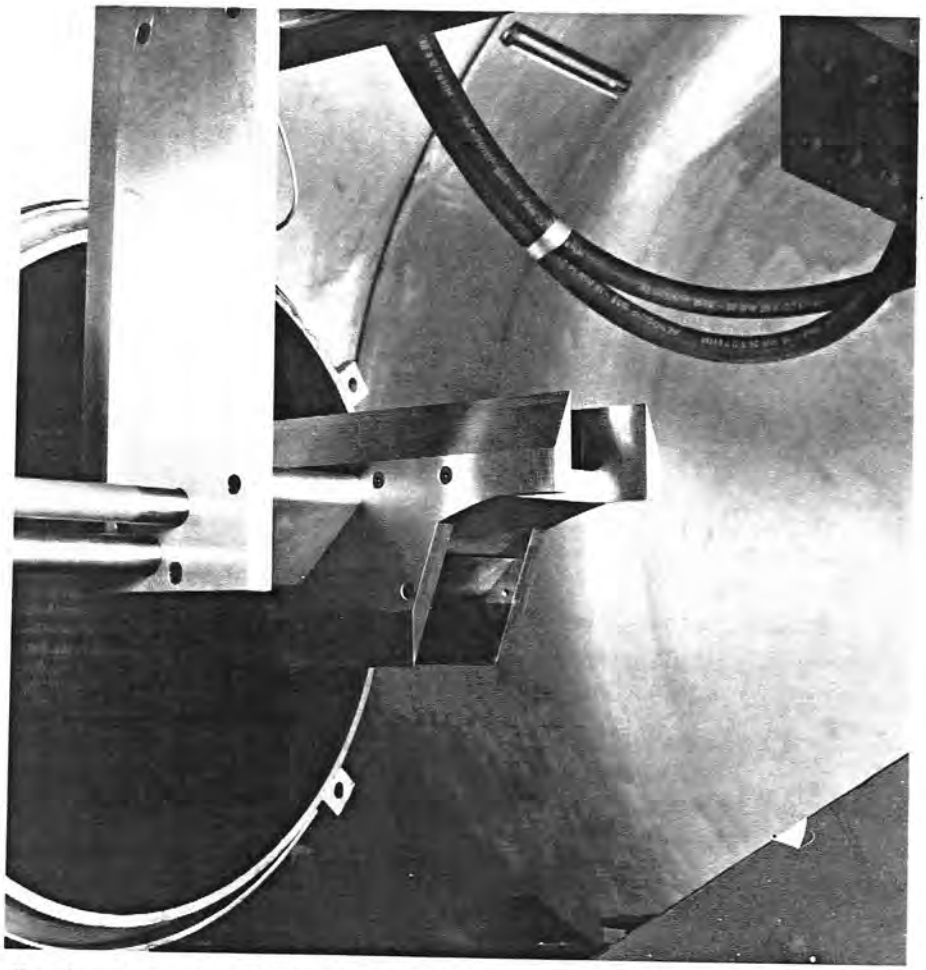
Lösungsweg

Erneuerung der Heizanlage als möglichst staubfreie Widerstandsheizung.
Berechnung, Konstruktion und Bau einer Hyperschalldüse Mach 7.
Modellsupport für Einlaufuntersuchungen.
Vereinfachtes Stufentrennungssystem CTS.
Modernisierung der Meßtechnik und Datenerfassung.

Ergebnis

Alle erforderlichen Komponenten einschließlich der Meßtechnik sind zum großen Teil in Betrieb genommen. Über das ursprüngliche Ziel hinausgehend konnte infolge erhöhter Eigenleistung beim "Engineering" eine Verdopplung der Heizleistung bzw. des Massenstroms und damit der Re-Zahl auf den Weg gebracht werden.

Der Hyperschallwindkanal kann in diesem erweiterten Leistungsbereich universell für alle Aufgaben der Hyperschallaerodynamik eingesetzt werden.



Heckmodell der Sänger-Unterstufe (MTU-Konzept) in der Meßkammer des H2K

Literatur

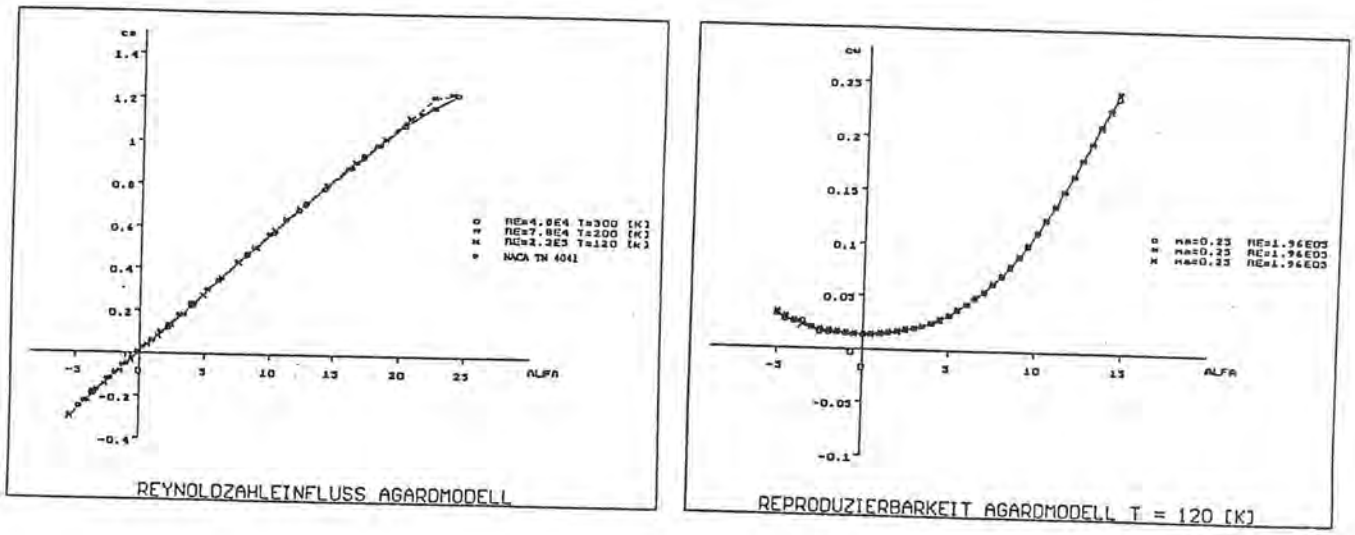
weiteres Vorgehen

Abgesehen von noch ausstehenden Eichversuchen (Düse) und Erprobungsversuchen (CTS) sind für die Verdopplung der Heizleistung noch größere Montagearbeiten erforderlich. Ein schnell arbeitendes 3-Wege-Ventil vor der Düsenvorkammer ist in der Konstruktion und muß noch gebaut werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen
Ansprechpartner	Dr. Günter Viehweger
Institution	DLR, WT-WK-KKK
Adresse	Linder Höhe 5000 Köln 90 Tel.: 02203-601-2295 Fax: 02203-695961
weitere Partner	
Thema	Kryo-Kanal-Köln (KKK)
Ausgangssituation	Der KKK stellt die mit Abstand größte Kryo-Windkanalanlage in Europa dar. Eine vergleichbare Anlage existiert nur noch in den USA.
Ziel	Das weiter zu entwickelnde sehr vielfältige Know-How soll neben einer optimalen Nutzung des KKK eine qualifizierte Mitarbeit der DLR beim Betrieb des ETW ermöglichen und darüberhinaus die Position der DLR im Verhältnis zu Forschungseinrichtungen im Ausland stärken, die an ähnlichen Aufgaben arbeiten.
Lösungsweg	Weiterentwicklung der Kryo-Technologie auf den Gebieten: ■ Modelltechnik ■ Meßtechnik (u.a. DMS-Waagen und Turbulenzmeßeinrichtungen für Tieftemperaturbetrieb) ■ Optische Verfahren (Bestimmung des laminar-turbulenten Umschlages).

Durch Verbesserung der Temperaturkorrekturverfahren der Waagensignale hohe Genauigkeit und gute Reproduzierbarkeit der Kryo-Waage bei den Messungen mit dem AGARD-Eichmodell erreicht. Gute Übereinstimmung mit den Messungen von NASA/Ames.



Messungen mit dem AGARD-Eichmodell

Re-Einfluß, Reproduzierbarkeit,
Vergleich KKK-NASA/Ames

Literatur

Bericht über die Messungen mit dem AGARD-Eichmodell in Vorbereitung.

weiteres Vorgehen

Entwicklung der Halbmodell-Meßtechnik für Kryo-Temperaturen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Rudolf Wulf

Institution DLR, WT-WK-Göttingen

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2147
Telefax 0551/709-2179

weitere Partner

Thema Transsonischer Windkanal in Göttingen (TWG)

Ausgangssituation Der TWG ist seit fast 30 Jahren für Forschung und Industrie in Betrieb. Mit seiner Tandem-Meßstrecke entspricht insbesondere die Strömungsqualität nicht mehr den heutigen Anforderungen, eine Modernisierung ist in Arbeit.

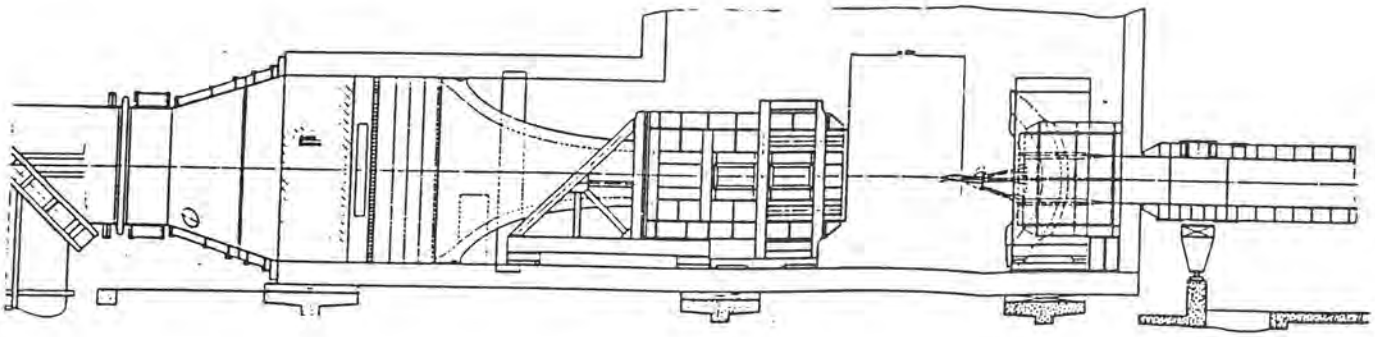
Ziel Durch die Modernisierung sollen die Strömungsqualität verbessert und das Einsatzspektrum erweitert werden.

Lösungsweg Die für die Strömungqualität maßgebenden Bauteile, wie Kühler, Gleichrichter, Siebe und Düse werden erneuert und nach dem Stand der Technik ausgelegt. Anstelle der Tandem-Meßstrecke wird es drei Meßstrecken geben. Für den subsonischen Geschwindigkeitsbereich ist eine neue adaptive Meßstrecke vorgesehen, für die es in dieser Größe [1m x 1m] bisher keine Vorlage gibt. Der Transsonische Geschwindigkeitsbereich wird durch eine neue perforierte Meßstrecke abgedeckt. Im Überschallbereich wird die bisherige Überschallmeßstrecke weiter verwendet werden. Alle Meßstrecken können zur Erreichung einer guten Modellzugänglichkeit vom Supportbereich getrennt und in die Vorkammer gefahren werden (s. Bild). Für die Modellhalterung werden in Zukunft Heckstiele mit 1,5m anstelle der bisherigen 1m Länge verwendet. Hierdurch werden die Support- (Schwert) Einflüsse verringert.

Ergebnis

Der Auftrag ist bereits im Jahre 1989 an die Firma Interatom (jetzt Siemens) in Bergisch-Gladbach vergeben worden. Die im Jahre 1990 in enger Zusammenarbeit mit der Fa. Siemens definierten und an Unterlieferanten vergebenen Bauteile, wie Vorkammer, Plenum, Kühler, Gleichrichter, Siebe und Verschiebegerät in der Vorkammer, sind bereits gefertigt und ausgeliefert worden. Düsen, Meßstrecken, Supportbereich und 3D-Support sind ebenfalls an Unterlieferanten vergeben und sollen Anfang 1992 ausgeliefert werden.

Wieder-Inbetriebnahme ist für Mai 1992 vorgesehen.



Logistik 3D-Messungen im Unterschall

Literatur

1. Jahresbericht 1989

2. B. Binder, B. Hieronimus, S. Tusche, R. Wulf
Modernisierung des Transsonischen Windkanals Göttingen
- Pflichtenheft für die Vorkammer und den Meßstreckenbereich -
DFVLR-IB 29112 - 89 A 04

weiteres Vorgehen

3. B. Binder, B. Hieronimus, S. Tusche, R. Wulf
Modernisierung des Transsonischen Windkanals Göttingen
- Beschreibung des künftigen Versuchsbetriebes -
DLR-IB 29112 - 91 A 02

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Themen aus der Verfahrenstechnik

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Th. Krause / Prof. Dr.-Ing.habil. P. Költzsch

Institution Bergakademie Freiberg, Fachbereich Maschinenbau und Energietechnik

Adresse Akademiestraße 6
O-9200 Freiberg

Telefon 513120
Telefax 762-2195

weitere Partner Dr.-Ing. J. Gollasch

Thema Bandförderung nicht-NEWTONscher Fluide

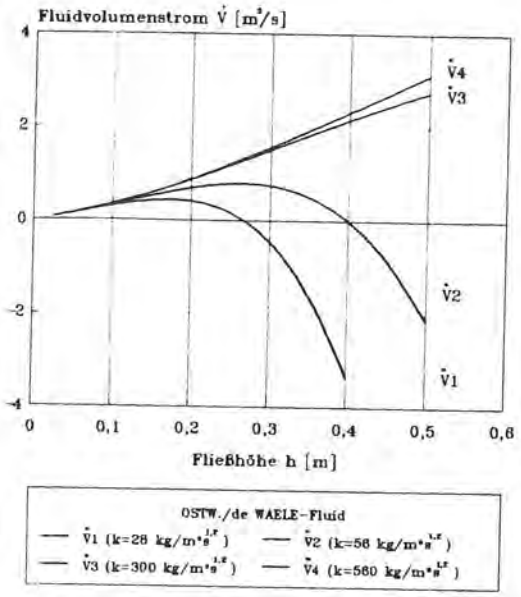
Ausgangssituation In verschiedenen Industriezweigen werden Fluide bzw. fluidähnliche Medien mit Gurtförderern transportiert. Infolge der besonderen Fließeigenschaften dieser Medien (z.B. thixotrop) gibt es beim Transport Schwierigkeiten, die durch die zeitliche Veränderung der Fließeigenschaften (Medien werden beim Transport z.B. dünnflüssiger), durch zu große Schütthöhen bei der Aufgabe sowie durch Steigungen in der Förderstrecke bedingt sind.

Ziel Auf der Grundlage physikalischer Modelle ist der Strömungsvorgang auf dem Gurtförderer bei verschiedenen Betriebsbedingungen (stationäre Förderung, instationäre Anfahrvorgänge) nachzurechnen; daraus sind günstige Betriebsparameter für Schütthöhe, Steigungswinkel des Fördergurtes sowie die Fördergurtgeschwindigkeit abzuleiten.

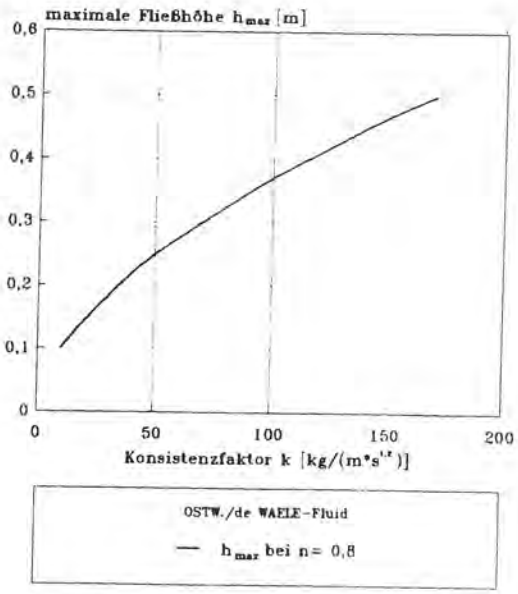
Lösungsweg Auf der Grundlage der Gleichungen für die COUETTE-Strömung einerseits werden mit Einführen der Fließeigenschaften für allgemeine nicht-NEWTONsche Fluide Beziehungen für die mittlere Strömungsgeschwindigkeit und den geförderten Volumenstrom entwickelt.
Andererseits wird die NAVIER-STOKES-Gleichung für die laminare Strömung auf dem Fördergurt integriert, wobei die nicht-NEWTONschen Fließeigenschaften in der Form einer Reihenentwicklung für die dynamische Zähigkeit berücksichtigt werden.
Mit Hilfe der Störungsrechnung werden die entstehenden Gleichungen bis zur dritten Ordnung des Störparameters berechnet.

Ergebnis

Für praxisnahe Werte des Konsistenzfaktors und des Fließexponenten werden die Geschwindigkeitsprofile auf dem Fördergurt, die mittlere Strömungsgeschwindigkeit und der geförderte Volumenstrom berechnet (stationärer Fall). Bei bestimmten Betriebsparametern (Steigungswinkel und Geschwindigkeit des Fördergurtes) ergeben sich günstige Fließhöhen (Schichtdicken des Fluides) auf dem Fördergurt.



Abhängigkeit des Fluidvolumenstromes von der Fließhöhe



maximale Fließhöhe auf dem Fördergurt in Abhängigkeit vom Konsistenzfaktor

Literatur

Krause, Th.: Untersuchungen zum Transport pleistozäner Massen mittels Gurtförderer. Diplomarbeit, Fachbereich Maschinenbau und Energietechnik, Bergakademie Freiberg 1991

weiteres Vorgehen

Messung der Fließeigenschaften dynamisch beanspruchter nicht-NEWTONscher Fluide, Erweiterung des Rechenmodells

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. F. W. Walden

Institution Bergakademie Freiberg
Fachbereich Maschinenbau und Energietechnik

Adresse Institut für Fluidmechanik und Thermodynamik
Lampadiusstr. 2
0 - 9200 FREIBERG/Sachs.

Telefon 51 2362
Telefax

weitere Partner

Thema Starke eindimensionale Druckwellen beliebiger Form

Ausgangssituation

Beipielsweise treten in Rohrleitungen von Brikettfabriken oder in Grubenbau-Kanälen des Bergbaus infolge Staubzündung Druckwellen auf, deren Verhalten für die Havariebekämpfung von Interesse ist.

Ziel

Es ist eine geeignete Methode auszuwählen/zu erntwickeln, die als Grundlage für die numerische Berechnung der Verformung, Überlagerung, Reflexion am Kanalende und Brechung an einer Mediengrenze für (zunächst ungedämpfte) Wellen beliebiger Form dient.

Lösungsweg

Nach einem Vorschlag von PFRIEM läßt sich eine beliebige Ausgangswelle als Superposition von Elementarwellen behandeln. Die Elementarwellen werden aus solch kleinen Differenzen der Zustandsgröße "Schallgeschwindigkeit" gebildet, daß sie die Eigenschaften akustischer Wellen besitzen. Bei (nach Aufsteilung entstehenden) größeren Zustandsdifferenzen werden die Stoßwellengesetze verwendet.

Ergebnis

Die Bildung von Stoßfronten erfolgt bei üblichen (flachen) Wellenformen auch bei ungedämpfter Ausbreitung erst nach größeren Lauflängen. Die Gasgeschwindigkeiten in der Welle großer Amplitude können erhebliche Werte erreichen; bei der Reflexion von Über- bzw. Unterdruckwellen am offenen Kanalende entstehen dabei kurzzeitig doppelt so hohe Aus- bzw. Eintrittsgeschwindigkeiten, und die Wellenlängen der reflektierten Wellen ändern sich. Die Brechung an einer Mediengrenze, z. B. an einer Flammenfront, führt zu einer Verlagerung der Mediengrenze, wobei ihre Geschwindigkeit bei Auftreffen einer Welle aus dem Unverbrannten sehr groß werden kann.

Literatur

PFRIEM, H.: Die ebene ungedämpfte Druckwelle großer Schwingungsweite. Forsch. Geb. Ing.-wes. 12 (1941) 1, 51 - 64

weiteres Vorgehen

Einbeziehung der Dämpfung; Erweiterung auf geringe Querschnittsänderungen und Staubbeladung.

Datum

AG BTAB

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. F. W. Walden

Institution Bergakademie Freiberg
Institut für Fluidmechanik und Thermdoynamik
Fachbereich Maschinenbau und Energietechnik

Adresse Lampadiusstr. 2
0 - 9200 FREIBERG/Sachs.

Telefon 51 2362
Telefax

weitere Partner

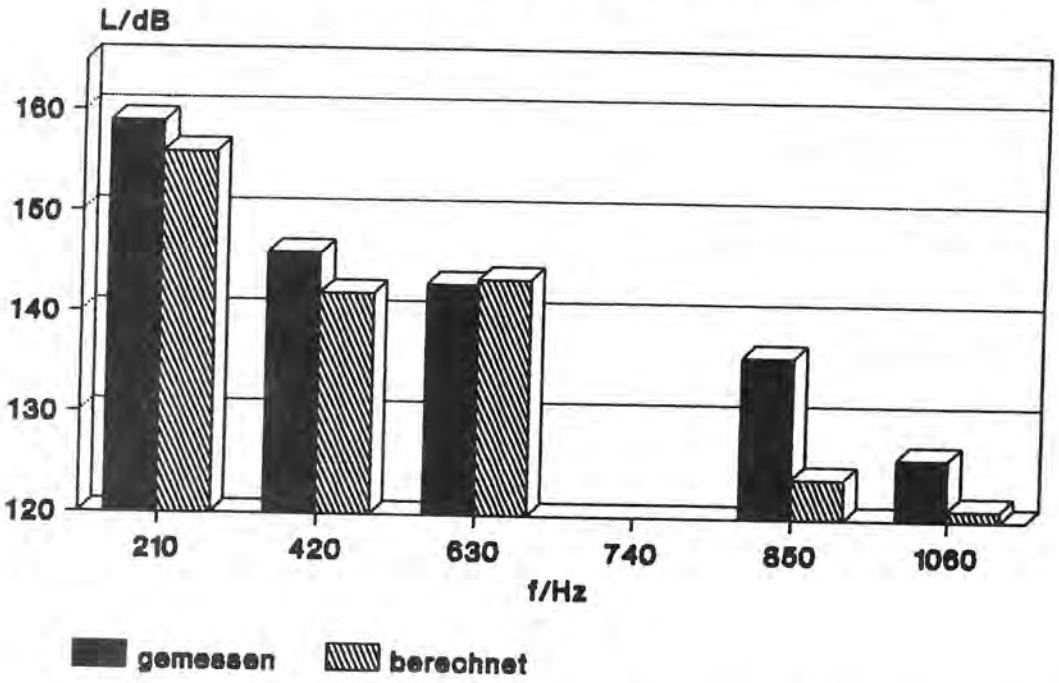
Thema Stoßwellen in staubbeladenen Gasen

Ausgangssituation Stoßwellen in staubbeladenen Gasen treten beispielsweise auf bei: Reinigungsverfahren in Abhitzekesseln; Verbrennungsprozessen; Staubexplosionen. Die Nachrechnung bzw. Auslegung erfolgt vielfach auf empirischer Grundlage.

Ziel Es sind umfangreichere physikalische Grundlagenkenntnisse und geeignete numerische Berechnungsverfahren zu erarbeiten.

Lösungsweg Als erster Schritt wird eine theoretische Untersuchung zur Ausbreitung von Stoßwellen in Staub-Gas-Gemischen unter vereinfachenden Voraussetzungen (inviskoses, kalorisch ideales Trägergas; homogen verteilte, identische kugelförmige Partikeln; eindimensionale Strömung) durchgeführt. Auf den instationären Bereich der Impuls- und Wärmeübertragung wird ein numerisches Verfahren für Strömungen mit Diskontinuitäten angewendet.

Schalldruckspektrum am Trichteraustritt eines verbesserten Tyfonschallsenders



Im Bild ist der Vergleich der berechneten und gemessenen Schalldruckspektren der verbesserten Tyfonvariante dargestellt. Die Aufnahme des Spektrums erfolgte, meßtechnisch bedingt, am Schalltrichteraustritt in einer Druckkammer (Abmessungen kleiner als die Grundwellenlänge).

Literatur

Weise, V.; Preuß, U.: Strömungsschallsender für akustische Technologien. Vortrag 13.6 zum XLI. Berg- und Hüttenmännischen Tag an der Bergakademie Freiberg, 12. bis 15.6.1990.

Költzsch, P.; Weise, V.; Faßhauer, W.: Schallreinigung. Freiberger Forschungsheft A 812, Leipzig: Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie (1989 zur Veröffentlichung eingereicht).

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. V. Weise

Institution Institut für Fluidmechanik und Thermodynamik

Adresse Bergakademie Freiberg
Lampadiusstr. 2, 0 - 9200 FREIBERG/Sachs.

Telefon 51 3325
Telefax

weitere Partner Prof. Dr.-Ing. habil. P. Költzsch

Thema Einfluß akustischer Eigenschaften von beschallten Prozeßräumen auf Schallsender

Ausgangssituation

Bei der Anwendung akustischer Technologien sind Probleme der akustischen Eigenschaften in Verbindung mit der optimalen Schallsenderauslegung und -ankopplung von großer Wichtigkeit für die technische Realisierung solcher Verfahren. Die Vielgestaltigkeit beschallter Prozeßräume (z. B. Dampfkessel) erschwert dabei eine durchgängige akustische Modellierung.

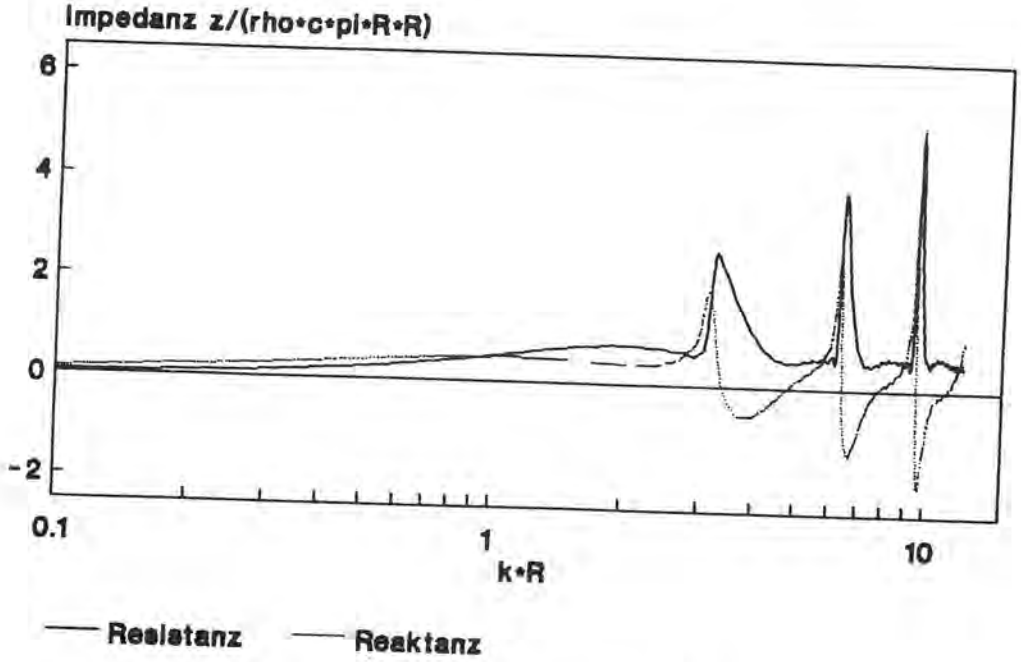
Ziel Untersuchung der Rückwirkung beschallter Prozeßräume auf Strömungsschallsender.

Lösungsweg

Der Einfluß reflektierender Wände kann mit Hilfe der Spiegelquellenmethode /1/ beschrieben werden. Faßt man die Schalltrichteraustrittsöffnung als Kolbenmembran in einer Wand auf, so ist es möglich, den Impedanzverlauf bei Anwesenheit einer gegenüberliegenden reflektierenden Wand durch die Summation der Spiegelquellenanteile zu bestimmen.

Ergebnis

Strahlungsimpedanz einer Kolbenmembran mit reflektierender Wand gegenüber



Wandabstand/Membranradius = 1

Im Bild ist der Verlauf der Strahlungsimpedanz einer Kolbenmembran mit gegenüberliegender reflektierender Wand dargestellt. Es treten ausgeprägte Resonanzen auf, die die Schallerzeugung und -abstrahlung von Strömungsschallsendern erheblich beeinträchtigen können.

Literatur

/1/ Wöhle, W.: Beiträge zur Schallabstrahlung und Schallausbreitung. Diss. TU Dresden, 1979.

/2/ Weise, V.: Akustische Technologien. Vortrag zur Tagung Turbulente Ein- und Mehrphasenströmungen, Holzhau/Erzgebirge 15. - 17.4.1991.

/3/ Weise, V.; Peters, H.: Akustische Eigenschaften von Prozeßräumen bei Anwendung akustischer Technologien und Probleme der Schallsenderankopplung. Vortrag A 38 zum 24. Fachkolloquium Informationstechnik der TU Dresden, 19. bis 21.2.1991.

weiteres Vorgehen