

JAHRESBERICHT

1993

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle.....	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation.....	6
Organigramm.....	9
Gremien.....	10
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte.....	12
Blanko-Seiten für "Mitteilungen".....	14
Information über STAB relevante Veranstaltungen.....	20
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen.....	25
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen.....	48

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 139 "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 35 bis 47), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Wegen der recht großen Anzahl von Beiträgen zu den Fachkreisen sind diese in fünf Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Seite 16 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen".

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

Wichtig:

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

Falls Sie ein Exemplar des Jahresberichts 1994 erhalten möchten, möchten wir Sie bitten uns den unten beigefügten Abschnitt zurückzuschicken.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 500 Exemplaren.

Göttingen, im April 1994

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

D - 37073 Göttingen

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 1994"

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 Luftfahrt-Ingenieuren aus DLR, Hochschule und Industrie ins Leben gerufen.

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

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

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

- Programmpräsentation anlässlich
der BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980

- Programm der Arbeitsgemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung" September 1980

- Programmpräsentation im Bundes-
ministerium für Forschung und
Technologie Bonn, 19.03.1981

- 3. DGLR-Fachsymposium
"Strömungen mit Ablösung" Stuttgart, 23.-25.11.1981

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

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

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

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

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

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

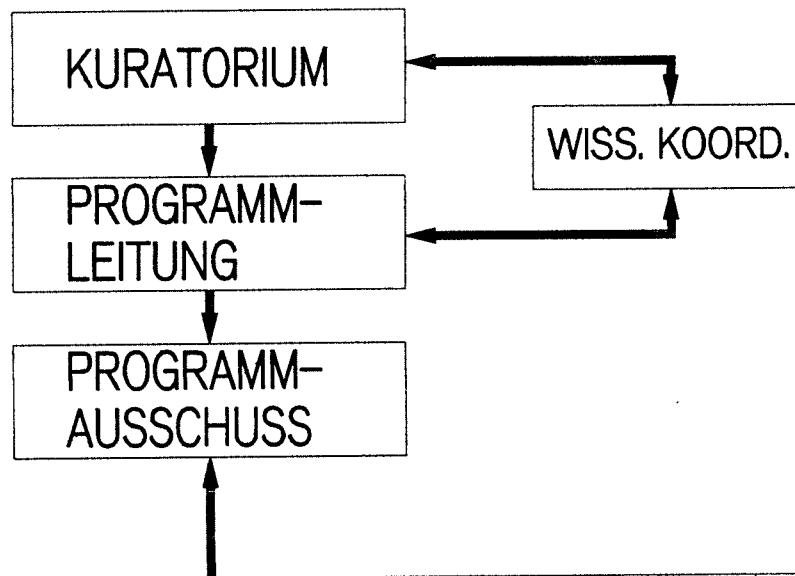
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984

- Vortrag Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" Hamburg, 01.-03.10.1984
 - Neue Impulse für die Strömungsforschung und Aerodynamik - gehalten von
 H.-G. Knoche anläßlich der DGLR-Jahrestagung 1984
- 5. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" München, 09./10.10.1986
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10./11.11.1987
- DGLR Workshop "2D-Meßtechnik" Markdorf, 18./19.10.1988
- 6. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" Braunschweig, 08.-10.11.1988
- 4. STAB-Workshop Göttingen, 08.-10.11.1989
- 7. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" Aachen, 07.-09.11.1990
- 5. STAB-Workshop Göttingen, 13.-15.11.1991
- 8. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" Köln-Porz, 10.-12.11.1992
- Kurs "Application of Particle Image Velocimetry" Göttingen, 15.-19.03.1993
- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993
- Kurs "Application of Particle Image Velocimetry" Göttingen, 14.-18.03.1994

Vorschau:

- 9. DGLR AG STAB-Symposium Erlangen, 04.-07.10.1994
- 7. STAB-Workshop Göttingen, November 1995

Organigramm



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

Kuratorium

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

Programm–Leitung

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

Wissenschaftlicher Koordinator

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

Projektgruppen

Sprecher:

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

Fachkreise

Sprecher:

Physikalische Grundlagen	Dr. Dallmann	(DLR, Göttingen)
Mathematische Grundlagen	Prof. Dr. Kröner	(Uni Freiberg)
Numerische Simulation	Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen)
Meßtechnik	Dr. Bütetisch	(DLR, Göttingen)
Anlagen	Dr. Lehthaus	(DLR, Göttingen)

Schwerpunkthemen der AG STAB

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

DFG – SP-Programme/– Forschergruppe

- Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern
- Physik abgelöster Strömungen
- Beeinflussung und Steuerung turbulenter Grenzschichten

DFG – Sonderforschungsbereiche

- Wirbelströmungen in der Flugtechnik
- Transatmosphärische Flugsysteme (Grundlagen der Aerothermodynamik, Antriebe und Flugmechanik)
- Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen
- Flugphysik von Hyperschallflugzeugen und Raumtransportern (bis 1992)
- Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme

Prof. Dr. Thiede (DASA-Airbus, Bremen)
Dr. Dallmann (DLR, Göttingen)
Prof. Dr. G.E.A. Meier (DLR, Göttingen)
Prof. Dr. Friedrich (TU München)

Prof. Krause, Ph.D. (RWTH Aachen)

Prof. Dr. Gersten (Universität Bochum)
Prof. Dr. Fernholz (TU Berlin)

Prof. Dr. Staufenbiel (RWTH Aachen)
Prof. Dr. Sachs (TU München)

Prof. Krause, Ph.D. (RWTH Aachen)
Prof. Dr. Oertel (TU Braunschweig)

Prof. Dr. Messerschmid (Universität Stuttgart)

In den AG STAB Jahresbericht 1994 sollen wieder die 'Mitteilungen' aufgenommen werden. Für den Fall, daß Sie sich mit einem oder mehreren Themen daran beteiligen wollen, möchten wir Sie bitten, die ausgefüllten Bögen jederzeit,

allerspätestens aber bis Mitte Februar 1995,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

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

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

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein; das erledigt die 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.

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

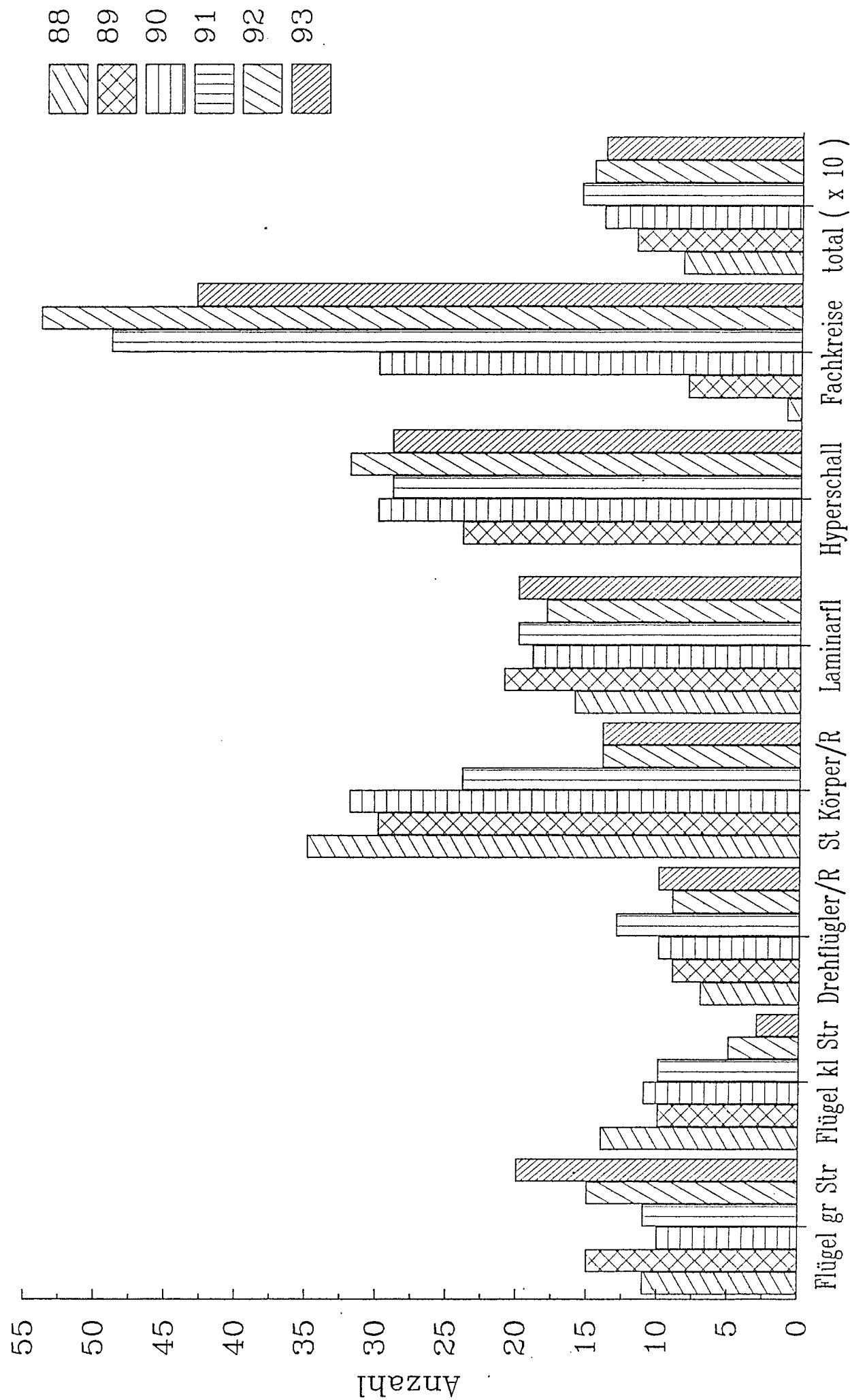
Literatur

weiteres Vorgehen

Datum

- -

Statistik 'MITTEILUNG': 1988 ff



Quelle: Jahresberichte

STABJABE

Aus den "Mitteilungen" aus Luft- und Raumfahrt der DGLR

Aus der strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft AG STAB gibt es folgendes zu berichten:

Jahresbericht 1992: Dieser ist in einer Auflage von 730 Exemplaren erschienen. Von dem 354 Seiten umfassenden Band zu aktuellen strömungsmechanischen Arbeiten aus der Luft- und Raumfahrt sind noch einige Restexemplare vorrätig, die über die Geschäftsstelle der AG STAB, c/o DLR, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen erhältlich sind.

6. Workshop: Dieser wurde von der AG STAB vom 10. bis 12. November 1993 veranstaltet. Der Workshop findet alle zwei Jahre im DLR Forschungszentrum Göttingen statt und soll insbesondere den jüngeren wissenschaftlichen Mitarbeitern Gelegenheit geben, ihre Arbeiten einem Fachpublikum vorzustellen. Dabei werden Arbeiten, die mit geringem finanziellen Aufwand durchgeführt werden können gleichbehandelt mit millionenteuren projektbezogenen Forschungsarbeiten. Die Bandbreiten lassen sich hinsichtlich der Experimente von laborartigen Aufbauten bis hin zu Flugversuchen mit Verkehrsflugzeugen und hinsichtlich der Theoretischen Arbeiten vom Einsatz von PC's bis zu Super-Vektor-Rechnern skizzieren. Die Zahl der Teilnehmer belief sich auf etwa 160. Insgesamt wurden ca. 120 Vorträge gehalten. Mit etwa 55 % stellten Mitarbeiter der DLR den Hauptanteil, gefolgt von den Hochschulen mit ca. 30 %. Die Industrie war lediglich mit 10 % vertreten, was etwa einem Drittel des Anteils aus der Vergangenheit entspricht.

Die Qualität der Beiträge wurde vielfach als sehr hoch eingestuft, so daß der Workshop durchaus das Niveau eines Symposiums hatte. Einhellig positiv wurde der Ablauf der Veranstaltung beurteilt. Die Durchführung lag in den Händen des Sprechers der Programmleitung, Herrn Dipl.-Ing. R. Hilbig, Deutsche Aerospace Airbus GmbH, Bremen und des Wissenschaftlichen Koordinators, Herrn Dr.-Ing. H.-J. Heinemann, DLR Göttingen. Noch während der Veranstaltung wurden neue Kontakte geknüpft und Verabredungen über Zusammenarbeiten getroffen. Dadurch hat sich einmal mehr wieder ein Ziel der AG STAB realisiert, nämlich Kontakt- und Informationsbörse aller sich mit strömungsmechanischen Problemen - insbesondere derjenigen aus Luft- und Raumfahrt - beschäftigenden Personen aus Industrie, Hochschulen und Großforschung zu sein.

9. DGLR/AG STAB Symposium 1994: Dieses findet im Oktober in Verbindung mit dem "Deutschen Luft- und Raumfahrtkongreß" in Erlangen statt. Einzelheiten werden noch rechtzeitig bekanntgegeben oder können ab Frühjahr bei der Geschäftsstelle (Tel.: 0551/709-2108) erfragt werden.

Leitungs-Gremien: Es sind 3 Schwerpunktthemen definiert und Verantwortliche dafür benannt worden:

- Laminarhaltung und Transition (Dr. Dallmann, DLR Göttingen)
- Instationäre Strömungen (Prof. G.E.A. Meier, DLR Göttingen)
- Turbulenzforschung (Prof. Friedrich, München)

Es wurde im Programm-Ausschuß verabredet, daß zukünftig sowohl Hochschul-Forschungsvorhaben als auch DLR-Projekte bzw. Teilprogramme unbedingt innerhalb der Fachkreise der AG STAB abgestimmt werden und als Teil des jeweiligen Schwerpunktthemas formuliert in einheitlicher Meinung nach außen getragen werden sollen. Vom Sprecher der Programm-Leitung sind alle Mitglieder nachhaltig dazu aufgefordert worden, sich an diese Verabredung zu halten. Jeder Interessent ist jetzt aufgefordert sich zu äußern, zu welchen Themen er Beiträge liefern möchte.

Allgemein wurde die als z. T. katastrophal bezeichnete Lage der Luft- und Raumfahrt beklagt. Entlassungen, Nutzung der Vorruhestandsregelungen und natürliche Fluktuation führen zu einem nicht wieder auszugleichenden Know-How-Verlust in einem weltweit anerkannten Hochtechnologie-Feld, wenn nicht gleichzeitig dafür gesorgt wird, daß - zumindest mit einem Minimalprogramm - der bestausgebildete Nachwuchs eine Chance erhält, bei der "Stange zu bleiben". Geschieht dieses nicht, löst sich die Frage, ob Deutschland und Europa mittel- bis langfristig wettbewerbsfähig bleiben, in einigen Jahren von alleine, und zwar negativ. Es muß heute entschieden werden, ob man das will!

Diese Gedanken werden auch vom Kuratorium voll unterstützt. Als Konsequenz versucht die AG STAB derzeit ihre Ideen zu einem Überbrückungsprogramm, insbesondere für die Jüngeren, als Anregung weiterzuleiten. Es soll nichts unversucht gelassen werden - auch wenn die schwierige Haushaltslage akzeptiert wird -, der Luft- und Raumfahrt den ihr gebührenden Stellenwert zu erhalten.

Mangelnde Öffentlichkeitsarbeit zu "Forschung und Wissenschaft" im allgemeinen und zu "Luft- und Raumfahrt" im besonderen ist als eine mögliche Ursache der jetzigen Situation identifiziert. Auch wenn es als sehr schwierig angesehen wird darauf hinzuwirken, daß die Medien die sehr vielen positiven Meldungen deutlich mehr in den Vordergrund rücken als bisher ('good news is bad news') soll auch hier nichts unversucht gelassen werden. Die AG STAB will im Rahmen ihrer Möglichkeiten ihren Beitrag hierzu leisten. Auch muß versucht werden stärker als bisher den Politikern "Luft- und Raumfahrt" näher zu bringen, z.B. im Rahmen von Parlamentarischen Abenden. Sehr wichtig ist es auch über die Schulen den jungen Menschen, die doch bestimmt nicht technik-feindlich eingestellt sind, über Wissen zur Akzeptanz zu verhelfen. Im Bundesland Bayern bestehen bereits solche Initiativen mit sehr gutem Erfolg.

H.-J. Heinemann

CALL FOR PAPERS

9. DGLR-Fach-Symposium der

AG STAB

vom 04. - 07. Oktober 1994

in der Universität Erlangen-Nürnberg,
in Verbindung mit dem Deutschen Luft- und Raumfahrt Kongreß.

Bevorzugt berücksichtigt werden strömungsmechanische Beiträge aus den
AG STAB-Projektgruppen und Fachkreisen, hier insbesondere solche zu den
Schwerpunktthemen

o Laminarhaltung und Transition

o Instationäre Strömungen

o Turbulenzforschung

sowie zu Versuchsanlagen und Meßtechniken.

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

15. Juni 1994

an:

Prof. Dr. F. Durst
Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Technische Fakultät
Friedrich-Alexander-Universität
Cauerstraße 4
91058 Erlangen
Tel.: 09131 / 859501/02
Fax : 09131 / 859503

Für Rückfragen steht Ihnen auch gerne die Geschäftsstelle der AG STAB, c/o DLR,
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Tel.: 0551/709-2450 oder 709-2372 zur Verfügung.

Strömungsmechanische Veranstaltungen

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
Grid Generation	24. - 28.01.94	VKI, Belgien	Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. H. Deconinck Chausee de Waterloo 72 B - 1640 Rhode-Saint-Genese Tel.: (02) 358.19.01
non-intrusive measurement techniques	07. - 11.02.94	VKI, Belgien	Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. M. Riethmüller
Cooling Tower and Spraying Pond Symposium	20. - 23.09.94	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Introduction to Measurement Techniques	11. - 15.10.93	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. R. van den Braembussche
Introduction to computational fluid dynamics	06. - 10.12.93	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. G. Degrez
Non-Newtonian Fluid Mechanics	21. - 25.02.93	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. F. Breugelmans
Applied Aero-Acoustics	07. - 11.03.94	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Computational Fluid Dynamics	21. - 25.03.94	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Numerical Methods for Flow Calculation in Turbomachines	16. - 20.05.94	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics Prof. C. H. Sieverding
Spatial-Temporal Instabilities of Aerodynamic and Hydrodynamic Flows	30.05. - 03.06.94	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Missile Aerodynamics	06. - 10.06.94	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Optimum Design Methods in Aerodynamics	25. - 29.04.94	VKI, Belgien	von Karman Institute for Fluid Dynamics
Cooling Tower and Spraying Pond Symposium, International Association for Hydraulic Research	20. - 23.09.94	VKI Belgien	von Kraman Institute for Fluid Dynamics Prof. Buchlin

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
Application of Particle Image Velocimetry	14. - 18.03.94	DLR Göttingen	DLR Göttingen, Frau Strempel Bunsenstr. 10 37073 Göttingen Tel.: 0551/709-2129
Laser Anemometry - Advances and Applications	23. - 27.08.93	Koningshof, Niederlande	Ms. J. Schellingerhout L.A. Conference 1993 Dr. Ter Braaklaan 1 NL - 4002 WN Tiel Tel.: 31 - 3440 15763/16384
Russian/Ukrainian-German Symposium on Space Transportation and Propulsion	26. - 28.05.93	DASA, München	DGLR Godesberger Allee 70 5300 Bonn 2 Tel.: 49 - 228-376726
Numerische Simulation Turbulenter Strömungen	26.11.93	Universität, Karlsruhe	SFB 210 Geschäftsstelle Universität Karlsruhe Kaiserstr. 12 76128 Karlsruhe Tel.: 0721/608-3698 (3845)
International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities	20. - 23.09.93	ISL, Saint-Louis, Frankreich	Institut Franco Allemand de Recherches de Saint-Louis, Dr. H.J. Pfeiffer BP 34 F - 68301 Saint Louis CEDEX
Aerodays 93	04. - 05.10.93	Neapel, Italien	MCM Congressi Rione Sirignano I - 5 - 80121 Neapel Tel.: 39/81/7614243

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
Modelling of combustion and turbulence	14. - 18.03.94	Mont-Saint-Aignan, Frankreich	CRIHAN Parc Technologique de la Vatine 32, rue Raymond Aron F - 76130 Mont-Saint-Aignan
Low Earth Orbit Transportation	11. - 22.10.93	TU München	Prof. Dr.-Ing. habil. Rainer Friedrich Technische Universität München Arcisstr. 21 80290 München Tel.: 089/2105-2508
Fourth International Conference on Plasma Surface Engineering	19. - 23.09.94	Garmisch-Partenkirchen	Deutsche Gesellschaft für Galvano- und Oberflächentechnik e.V. Horionplatz 6 40213 Düsseldorf Tel.: 49/ 0211-132381
Parallel CFD '94	16. - 19.05.94	Kyoto, Japan	Nobuyuki Satofuka Kyoto Institute of Technology Goshokaido-cho Matsugasaki Sakyo-ku Kyoto 606 Japan Tel.: 81 (75) 724 7312
Second International Conference on Experimental Fluid Mechanics	04. - 08.07.94	Torino, Italien e	DIAS - Politecnico di Torino C.so Duca degli Abruzzi, 24 I - 10129 Torino
Vehicle Aerodynamics	18. - 19.07.94	Loughborough University of Technology, UK	Ref. 229 Conference Office 4 Hamilton Place UK - London W1V 0BQ Tel.: 44 (0) 71 499 3515

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
Euromech	20. - 24.09.94	Warsaw, Polen	Prof. H. Zorski Polish Acad. Sci. Swietokrzyska 21 00-049 Warsaw Polen Tel.: 269803
Turbulence Heat and Mass Transfer	09.08.94	Lissabon, Portugal	Prof. J.C.F. Pereira Instituto Superior Tecnico Pavilhao de Maquinas, 1.º andar Av. Rovisco Pais P - 1096 Lisbon Codex
Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik	06. - 07.09.94	Universität Bremen	Dr.-Ing. G. Schulte Universität Bremen FB 4/Verfahrenstechnik Postfach 33 04 40 28334 Bremen
Laser-Anemometrie	10. + 11.05.94	Universität Karlsruhe	Priv.-Doz. Dr.-Ing. habil. B. Ruck Forschungsgruppe Lasermesstechnik Institut für Hydromechanik Universität Karlsruhe Kaiserstr. 12, 76128 Karlsruhe
Fourth International Conference on Adaptive Structures	02. - 04.11.93	IHK Köln	DGLR Godesberger Allee 70 53175 Bonn
Second European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles and Fourth European High-Velocity Database Workshop	22. - 25.11.94	ESTEC, Noordwijk, Netherlands	Mr. J. Muylaert ESTEC - YPA P.O. Box 299 NL - 2200 AG Noordwijk

Was	Wann	Tagungsort	Ansprechpartner/Adresse
Kongreß und Fachausstellung für Optische Sensorik, Meßtechnik & Elektronik	17. - 19.05.94	Messegelände Leipzig	ACS Organisations GmbH Postfach 23 52 31506 Wunstorf
Kurzlehrgang: Numerische Methoden zur Berechnung von Strömung- und Wärmeübergangsproblemen	28.02-03.03.94	Friedrich-Alexander-Universität Erlangen-Nürnberg	Lehrstuhl für Strömungsmechanik Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 91058 Erlangen
Aerodynamic Noise of Turbomachines	18. - 20.07.94	Penn State Center of Acoustics and Vibration	Carolyn Andersen The Pennsylvania State University 410 Keller Building University Park, PA 16802-1304
Numerische Berechnung Turbulenter Strömungen in Forschung und Praxis	26. - 28.09.94	Universität Karlsruhe	Forschungsgesellschaft Verfahrenstechnik e.V. Graf-Recke-Str. 84, VDI-Haus 40239 Düsseldorf Tel.: (0211) 6214 553/552 Fax: (0211) 6214 159

JAHRESBERICHT 1993**STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"**

Ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe wurde im Rahmen des 6. STAB-Workshops gegeben, der vom 10.-12. Nov. 1993 in Göttingen stattfand. Ziel dieser Aktivitäten waren sowohl die Weiterentwicklung der gegenwärtigen Flügeltechnologie im High- und Low-Speed-Bereich als auch neue Technologien zur Widerstandsreduktion.

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

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

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

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

Außerdem wurden im Berichtsjahr verstärkt neue Technologien zur aerodynamischen Widerstandsreduktion untersucht. Über die Aktivitäten zur Laminartechnologie wird in der Projektgruppe "Laminarerhaltung von Tragflügeln" berichtet. Die Untersuchungen zur Stoßkontrolle werden seit Anfang 1993 im Rahmen des B/E Projektes EUROSHOCK durchgeführt. Turbulenzbeeinflussung und Ablösekontrolle sind künftige Aktivitäten im Rahmen dieses Schwerpunktthemas.

JAHRESBERICHT 1993 FÜR DIE STAB-PROJEKTGRUPPE "FLÜGEL KLEINER STRECKUNG"

Im Jahr 1993 waren die Aktivitäten der Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung" gegenüber den Vorjahren erheblich reduziert, vor allem wegen der geringen Aktivitäten in der Industrie, die unter den mangelnden finanziellen Ressourcen des BMVg für Technologievorhaben litten. Trotzdem gab es beim 6. STAB-Workshop im November 1993 drei sehr relevante Beiträge von der DLR und der RWTH Aachen.

Inzwischen ist die Fortsetzung der internationalen Kooperation im Rahmen der IEPG-TA 15 gesichert und kann im zweiten Quartal 1994 beginnen. Im Gegensatz zu der bisher behandelten Aufgabenstellung bezüglich stationärer Strömung mit Vorderkantenablösung, sollen in den nächsten Jahren Berechnungsverfahren für entsprechende instationäre Strömungsvorgänge entwickelt und durch geeignete Messungen validiert werden. Eine qualifizierte Beteiligung der deutschen Seite durch Industrie und DLR wurde durch das BMVg sichergestellt.

In der Leitung der Projektgruppe erfolgte ein Wechsel. Da die Dornier Luftfahrt GmbH sich in Zukunft auf die Entwicklung ziviler Turboprop-Flugzeuge konzentrieren will, übergibt Prof. B. Wagner die Aufgabe des Gruppensprechers an Herrn Dipl.-Ing. W. Kraus, DASA-LME 21, Ottobrunn.

Friedrichshafen, den 12.4.1994


(B. Wagner)

Jahresbericht 1993
STAB-Projektgruppe „Laminarhaltung von Tragflügeln“

G. Redeker
DLR, Braunschweig

Die Laminarhaltung von Tragflügeln, Leitwerken und Triebwerksgondeln ist nach wie vor eine Schlüsseltechnologie und verspricht in der Aerodynamik Treibstoffeinsparungen bzw. Verringerung der Schadstoffemission von 15-20% vom Gesamtwiderstand eines Flugzugs.

Mit 18 Vorträgen und einer großen Zuhörerschaft (ca. 50) unterstrichen die Teilnehmer des STAB-Workshop in Göttingen am 10. bis 12.11.1993 die große Bedeutung, die sie diesem Thema beimessen. Die Beiträge berichteten über experimentelle und numerische Arbeiten zum besseren Verständnis des Phänomens Transition, beschrieben den heutigen Stand der ingenieurmäßigen Verfahren zur Transitionsvorhersage auf der Basis linearer Stabilitätsanalyse der laminaren Grenzschichten bis hin zu anwendungsorientierten Windkanal- und Flugversuchen an Flugzeugkomponenten (Leitwerk A320, Triebwerksgondel VFW 614/ATTAS) und an Tragflügeln (Laminarhandschuh DO 228).

Dabei wurde deutlich, daß bei nichtgepfeilten Tragflügeln mit Laminarhaltung durch Formgebung (NLF), das aerodynamische Problem der Laminarhaltung offenbar weitgehendst beherrscht wird; operationelle Gesichtspunkte wie Reinhaltung und Enteisung - aber auch Fertigungstoleranzen - verstärkt untersucht werden müssen. Lösungsansätze wurden aufgezeigt.

Bei den Untersuchungen zur Laminarhaltung mit Absaugung (HLFC) ist der Kenntnisstand geringer und verstärkte Aktivitäten sind notwendig, um hier zu praktischen Lösungen zu kommen. Dies ist umso notwendiger, da die Airbus Partner beschlossen haben, einen Flugversuch am Seitenleitwerk einer A320 durchzuführen, um die Funktionsfähigkeit der Hybridlaminarhaltung im Hinblick auf die Anwendung an Flügeln zukünftiger Airbus-Projekte zu demonstrieren. Die Notwendigkeit und Wichtigkeit derartiger Untersuchungen zeigen auch die von der EU geförderten Aktivitäten zu diesem Problemkreis in den Programmen ELFIN II und LARA auf.

STAB-Projektgruppe "Drehflügler und Rotoren"

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

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Universität Stuttgart

Dadurch, daß alljährlich das "European Rotorcraft Forum" stattfindet, besteht keine Notwendigkeit, neben den STAB-Aktivitäten weitere Symposien oder Workshops innerhalb der Projektgruppe "Drehflügler" anzubieten. Auf dem Forum werden die bedeutenden Arbeiten der Drehflügler-Aerodynamik in Deutschland einem internationalen Expertenkreis vorgestellt. Daß trotzdem jährlich rund 10 Vorträge auf den STAB-Veranstaltungen gehalten werden, ist im Hinblick auf die kleine Projektgruppe "Drehflügler" und angesichts der finanziellen Situation in Forschung und Industrie erfreulich.

Themen, wie Aeroakustik, instationäre Strömungen, Interferenzprobleme und Dynamik Stall, gewinnen in der Rotoraerodynamik immer mehr an Bedeutung. Das ist nicht nur sachlich begründet, sondern hängt auch mit der Tatsache zusammen, daß neuartige Meßmethoden und numerische Verfahren zur Lösung der Strömungs-Differentialgleichungen die Untersuchungen der genannten Themen erst ermöglichen. Dem entsprechend konzentrierten sich die Arbeiten im Jahr 1993 auf diese Sachgebiete.

STAB - Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rümpfe"

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

Die Hauptaktivität der Gruppe bestand in der Veranstaltung des Workshops am 11.11.93 in Göttingen. Die dort vorgestellten Beiträge gaben einen guten Überblick über die weitgespannte Themenstellung der Gruppe. Neben theoretischen Untersuchungen mit Verfahren verschiedenster physikalischer Näherung standen experimentelle und phänomenologische Studien. Der Schwerpunkt der Verfahren lag bei sehr praxisnahen Methoden einerseits und auf Verfahren hoher Genauigkeit zur Klärung physikalischer Zusammenhänge andererseits. Die betrachteten Konfigurationen reichten von einfachen Geometrien für die eher grundlegenden Untersuchungen bis zu sehr projektnahen Beispielen. Diese stammten aus den Bereichen Flugkörper, Hochgeschwindigkeitszüge, Kraftfahrzeuge, Turbomaschinengitter und Tragflügel. Besonders beachtenswert waren neue systematische Untersuchungen an Luftschiffen, da sie thematisch an die ersten aerodynamisch betrachteten 'Stumpfen Körper' (Munk usw.) anknüpfen. Zusätzlich ist auch festzustellen, daß in den Arbeiten der Gruppe zunehmend auf Wechselwirkungen der Aerodynamik mit anderen Fachgebieten eingegangen wird. So wurde dieses Mal erstmals das Thema Aeroakustik angesprochen. Auch das Problem der instationären Strömungen wurde mehrfach angesprochen.

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

STAB-Projektgruppe Hyperschall
Jahresbericht 1993

Im Jahre 1993 gab es eine Reihe positiver, aber auch negativer Entwicklungen im Bereich der Hyperschall-Forschung und -Technologie. Die verbleibenden drei Sonderforschungsbereiche Aachen, München und Stuttgart befinden sich nun in der zweiten Arbeitsperiode, die bis Ende 1995 dauert. Das HERMES-Projekt kam leider ganz zum Erliegen, was zu empfindlichen Konsequenzen vor allem in der Industrie führte. Eine gewisse Fortführung von Aktivitäten, fokussiert auf eine mögliche Wiedereintrittskapsel, deutet sich an. FESTIP konnte 1993 noch keine Kompensation bringen, wird aber ab 1994 laufen, wenn auch zunächst in relativ kleinem Rahmen.

Im BMFT-Förderkonzept Hyperschalltechnologie wurde 1993 die Phase Ic begonnen, die sich allerdings wesentlich auf die Bodenerprobung eines Antriebes (Einlauf, RAM-Brennkammer, Düse) konzentriert, so daß die Arbeiten in den anderen Technologiebereichen, vor allem auch bei der Aerothermodynamik, sehr stark reduziert werden mußten.

Auf der Hyperschall-Sitzung des 6. STAB-Workshops in Göttingen (10. bis 12. November 1993) wurden 30 Vorträge gehalten, von denen jedoch nur wenige aus der Industrie kamen, was eine Folge der genannten Entwicklungen ist. Erfreulich war die diesmal große Anzahl von Beiträgen aus dem experimentellen Bereich (7). Aus dem Bereich Transition und Turbulenz gab es 6 Beiträge, thermodynamische Modellierungsprobleme wurden in 3 Beiträgen behandelt. Konfigurationsproblemen waren 3 Beiträge gewidmet und der Rest numerischen Studien aller Art. Im ganzen ergab sich ein sehr gutes Bild, das zeigt, daß die Forschung nun die Anlaufphase hinter sich hat. Damit kontrastiert das Bild bei der Industrie, bei der die personelle Kapazität auf dem Gebiet mittlerweile weitgehend abgebaut wurde.

2.3.1994

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Uwe Ch. Dallmann
DLR - Institut für Strömungsmechanik
Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Auf der 14. Sitzung des AG-STAB Programmausschusses, am 10.11.1993, wurde das Schwerpunktthema "**Laminar-Turbulente Transition**" anhand eines umfassenden Berichts vorgestellt [1].

Ein Entwurf von Zielvorstellungen für koordinierte Forschungsanstrengungen zum Schwerpunktthema "**Turbulenz**" ist 1993 von Prof.Dr. R. Friedrich, TU München, vorgelegt worden.

Zum dritten Schwerpunktthema "**Instationäre Strömungen**" ist von Prof.Dr. G.E.A. Meier, DLR Göttingen, eine Gliederung vorgeschlagen worden, die laufenden DLR-Arbeiten wurden zusammenfassend dargestellt, ein Papier umreißt die Zukunftsaufgaben: "Instationäre Strömungen" [2].

Im Schwerpunkt "**Laminar-Turbulente Transition**" kann es nicht darum gehen, ein neues Thema innerhalb der strömungsmechanischen Forschung in Deutschland zu initiieren. Mit Hilfe der AG-STAB sollte aber die Bedeutung, die Notwendigkeit, der Umfang und die Zielrichtung einzelner, besonders erfolgversprechender, theoretischer, numerischer und experimenteller Ansätze und Methoden zur Lösung wissenschaftlicher und technologischer Probleme bei der laminar-turbulenten Transitionsmodellierung und -beeinflussung aufgezeigt werden. In fast allen strömungsmechanischen Anwendungsbereichen und demzufolge in fast allen AG-STAB-Projektgruppen ist der heutige Kenntnisstand über laminar-turbulente Transition unzureichend. Die Bedeutung der laminar-turbulenten Transitionsforschung wurde in einem Bericht [1] – über luft- und raumfahrtspezifische Anwendungen hinausgehend – dargelegt, um die intensive Wechselwirkung zwischen Physik, angewandter und numerischer Mathematik und Ingenieurwissenschaften auf diesem zentralen Gebiet der Strömungsmechanik aufzuzeigen.

Der Schwerpunkt konzentriert sich auf Scherströmungen und ihre Instabilitäten, auf Strömungen mit und ohne Ablösung, deren Kontrolle und Steuerung/Regelung im laminaren und transitionellen Bereich. Instationäre, abgelöste Strömungen werden nur insoweit betrachtet, als deren räumlich-zeitliche Struktur über Instabilitätssteuerung oder über laminar-turbulente Transitionsbeeinflussung direkt verändert werden kann.

Diese folgende Sequenz definiert eine sinnvoll erscheinende Strukturierung des Schwerpunktes für zukünftige, koordinierte Forschungsarbeiten:

- Detektion des laminar-turbulenten Grenzschicht-Transitionsbereichs und physikalisch-mathematische Modellierung (Theorie) der zugrundeliegenden Instabilitätsphänomene und -mechanismen,
- Verifikation der Theorie durch experimentelle und numerische Simulationen,
- Entwicklung ingenieurmäßiger Vorgehensweisen zur Berücksichtigung zentraler Transitionsphänomene bei Entwurfsstudien,
- Entwicklung von Beeinflussungskonzepten anhand von Prinzipkonfigurationen in Laborexperimenten (Windkanälen etc.) und mittels numerischer Simulationen,
- Studium experiment-spezifischer Einflüsse, um eine Übertragung von Labor- auf Freiflug- bzw. Prototypbedingungen zu ermöglichen sowie
- Freiflug- bzw. Prototypexperimente zu Validierungszwecken.

[1] U. Dallmann: AG-STAB - Arbeitsgemeinschaft 'Strömungen mit Ablösung' - Schwerpunkt 'Laminar-Turbulente Transition'. DLR Göttingen, DLR-IB 221-93 A22 (1993).

Der Schwerpunkt "**Instationäre Strömungen**" umfaßt ein Zukunftsthema. UNSTEADY FLOW CONTROL (Strömungssteuerung) definiert ein international verfolgtes Ziel der Aerodynamik.

(Der folgende Text ergänzt auszugsweise die Schwerpunkt-Initiative "Instationäre Strömungen - eine Zukunftsaufgabe" [2]).

Bislang stand bei der Entwicklung der Luft- und Raumfahrtstechnologien, aber auch der Strömungsmaschinen eine weitgehend stationäre Behandlung aller aerodynamischen und strömungsmechanischen Probleme im Vordergrund. Selbst stark instationäre Vorgänge, wie z.B. Propeller- oder Rotorströmungen, Nachläufe und turbulente Strömungen, wurden meist mittels Modellen in quasistationärer Betrachtungsweise behandelt.

Durch das zunehmende Bewußtsein der Öffentlichkeit für Umweltfragen, aber auch durch die Forderungen nach Ressourcenschonung und Steigerung von Komfort und Wirkungsgrad werden jetzt die instationären Strömungsvorgänge, die zu Schwingungen der Geräte und Schallabstrahlung führen, zunehmend interessant.

Instationäre Strömungsvorgänge sind aber zunächst auch sicherheitsrelevant. Bei Fluggeräten gibt es instabile Flugzustände, die zu starken Vibrationen und im Extremfall zur Zerstörung des Fluggerätes führen können. Bei den Antrieben und vielen anderen Strömungsmaschinen sind ebenfalls die durch instationäre Innenströmung verursachten Vibrationen Grund für systemkritische Ausfälle dieser Aggregate, die unbedingt zu vermeiden sind.

Die einzelnen Typen des instationären Strömungsverhaltens, wie bewegungsinduzierte Instationaritäten (aeroelastische Schwingungen, Propellerströmungen, Hubschrauber-Rotorströmungen, Verdichter- und Turbinenströmungen), selbstinduzierte Instationaritäten (Stoß-Grenzschicht-Schwingungen, Wirbel-Wirbel-Wechselwirkungen, Strahlinterferenzen, Ablösung, Nachläufe, Wirbelschleppen), fremdinduzierte Instationaritäten (Böen, Turbulenzen, Wirbel-Profil-Wechselwirkungen, Windkanalfluktuationen) und aerothermodynamische Instabilitäten (Hochenthalpie-Strömungen bei Raumfahrzeugen, Verbrennung) müssen untersucht und verstanden werden. Wenn genügend Erkenntnisse über die Mechanismen vorliegen, kann man zur Beeinflussung instationärer Strömungen (Absaugung und Ventilation, adaptive und aktive Strukturen, Schall und Vibration, elastische Konfigurationen) schreiten, um technologische Verbesserungen einzuleiten.

"FLOW CONTROL" (Strömungssteuerung) verlangt, die physikalischen Ursachen für das Entstehen instationärer Strömungsphänomene zu verstehen, um zu rationalen (d.h. ohne trial-and-error) Strömungsbeeinflussungen zu gelangen. Während andere Steuerungs- und Regelungskonzepte vorrangig die Wechselwirkungen bereits vorhandener, strömungsphysikalisch bedingter Instationaritäten mit Strukturen (bei Fluggeräten, Kraftfahrzeugen, Bauwerken, etc.) zu beeinflussen trachten, soll hier im Schwerpunkt "Instationäre Strömungen" die Ursachenforschung im Vordergrund des Interesses liegen. Eine gezielte Steuerung instationärer Strömungsvorgänge durch direkte, aktive/dynamische Beeinflussung ihrer Ursachen minimiert den Aufwand bei der optimalen Beeinflussung nachfolgend detektierter Wirkungen.

Bei der Lösung dieser alle Fachgebiete der Fluidmechanik betreffenden Aufgaben muß und wird es zwangsläufig zu fachgebietsübergreifenden Projekten kommen, wie dies in Querschnittsprogrammen der DLR der Fall ist. Es ist beabsichtigt, bei den nächsten Veranstaltungen der AG STAB konkrete Arbeitspakete für alle Interessenten zum Themenschwerpunkt "Instationäre Strömungen" zu verabreden.

[2] G.E.A. Meier: *Instationäre Strömungen - eine Zukunftsaufgabe*. DGLR-Bericht 92-07 (1992), S. 41 ff.

STAB-Fachkreis: Mathematische Grundlagen
D. Kröner

Zur Thematik der numerischen Strömungsmechanik werden in der Mathematik zur Zeit folgende Projekte gefördert:

DFG-Förderung: Schwerpunktprogramme

Randelementmethoden:

- Integralgleichungen bei instationären Tragflügelströmungen (E. Meister, Darmstadt).

Strömungssimulation auf Hochleistungsrechnern:

- Numerische Simulation laminarer 2-D Diffusionsflammen auf massiv-parallelen MIMD-Rechnern (Bader, Cottbus);
- Parallele Mehrgitterverfahren für instationäre Probleme (Hackbusch, Kiel);
- 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);
- Optimierung von Rechenverfahren für dreidimensionale Strömungsprobleme (Rautmann, Borchers, Hebeker, Paderborn);
- Entwicklung paralleler Algorithmen für die inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen im Falle hoher Reynoldszahlen (Tobiska, Lube, Magdeburg);
- Strömungsberechnung mit paralleler Finite-Elemente-Methode auf Transputer Netzwerken (Vornberger, Osnabrück);
- Mehrgitter-Poisson-Löser auf dünn besiedelten Gittern zur Turbulenzsimulation mit Parallelrechnern (Zenger/Friedrich, München).

DFG-Förderung: Normalverfahren

Analyse der Volumenintegral-Methode (W. Hackbusch, Kiel);

Verfahren zur Lösung von Navier-Stokes-Gleichungen (W. Kratz, Ulm);

Die Verwendung von Wavelets zur Erstellung eines adaptiven Algorithmus für die Lösung bestimmter zweidimensionaler Strömungsprobleme (H. Neunzert, Kaiserslautern);

Mathematische und Numerische Analysis von Sedimentationsprozessen

in der Metallurgie (W. Wendland, Stuttgart);

Adaptive Strategien bei Finiten Elementen für transsonische Strömungen (W. Wendland, Stuttgart);

Untersuchungen eines eindimensionalen Wirbelschicht-Modells mit verzweigungs-theoretischen Methoden (M. Göz, Karlsruhe);

Selbstadaptive Verfahren und Visualisierungsgesichtspunkte für nichtlineare partielle Differentialgleichungen in drei Dimensionen auf unstrukturierten Gittern (G. Dziuk/D. Kröner, Freiburg).

DFG-Förderung: Forschergruppen

Gleichungen der Hydrodynamik, Universität Bayreuth;

Algorithmische Grundlagen der Simulation von ausgewählten Problemen der Kontinuumsmechanik auf massiv-parallelen Rechnern, Technische Universität Chemnitz;

Nichtlineare Funktionalanalysis und mathematische Methoden der Kontinuumsmechanik, Universität Leipzig.

DFG-Förderung: Sonderforschungsbereiche

SFB 256: Nichtlineare partielle Differentialgleichungen ,Bonn (Mehrphasenströmungen in porösen Medien, nichtlineare hyperbolische Gleichungen , Navier-Stokes-Gleichungen in 3D, Entwicklung von Graphik-Software für Strömungsprobleme);

SFB 359: Reaktive Strömungen, Diffusion und Transport, Heidelberg.

DFG-Förderung: Graduiertenkollegs

Modellierung und wissenschaftliches Rechnen in Mathematik und Naturwissenschaften, Chemische Reaktionssysteme und Strahlungshydrodynamik , Heidelberg);

Analyse und Konstruktion in der Mathematik (Aachen);

Modellierung und Diskretisierungsmethoden für Kontinua und Strömungen (Stuttgart); Technomathematik (Kaiserslautern).

BMFT- Förderungsprogramm: Anwendungsorientierte Verbundvorhaben auf dem Gebiet der Mathematik.

Numerische Simulation von Diffusionsflammen (Cottbus);

Finite-Element-Lösung inkompressibler und nichtisothermer Innenströmungen in dreidimensionalen Gebieten (Göttingen);
 Berechnungen schwachkompressibler Gasströmungen (Heidelberg);
 Technische Anwendungen von Diffusions-Reaktionssystemen in porösen Medien : Reaktive Strömungen in chromatographischen Säulen (Heidelberg);
 Entwicklung eines Partikelverfahrens zur Berechnung von reaktiven Strömungen in verdünnten Gasen (Kaiserslautern);
 Effiziente Löser für Diffusions-Reaktions-Transportprozesse in porösen Medien am Beispiel eines Simulationsmodells für diagnostische Teststreifen (Stuttgart);
 Mathematische Beschreibung von Grenzflächeninstabilitäten zwischen strömenden Medien (Stuttgart);
 Deformation einer elastischen Flexlippe (Freiburg).

Besonders zu erwähnen sind die Aktivitäten des Interdisziplinären Zentrums für wissenschaftliches Rechnen in Heidelberg. Hier werden auch schwerpunktmäßig Probleme der Parallelisierung im Hinblick auf numerische Strömungsmechanik untersucht.

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

Tagungen und besondere Aktivitäten:

Workshop on partial differential equations in geometry and physics: theory and numerical methods (Freiburg 1993);
 Workshop: Mathematische Grundlagen und Numerische Analysis für Erhaltungsgleichungen (Hirschegg 1993);
 Seminar on visualization in continuum mechanics (Freiburg 1993);
 DMV-Seminar: Theory and numerics of conservation laws (Irsee 1993);
 Arbeitstagung: Visualisierung (Paderborn 1994);
 International workshop on numerical methods for the Navier-Stokes equations (Heidelberg 1993);
 Mathematical problems in viscoelastic flows (Oberwolfach 1993);
 Mathematische Grundlagen und numerische Verfahren bei transsonischen Strömungen (Oberwolfach 1993);
 Adaptive methods: Algorithms (Kiel 1993);
 Study Center: Reactive and diffusive flow (Heidelberg 1993);
 Fast solvers for flow problems (Kiel 1994);
 Kursus: Mathematische Strömungsmechanik (Freiburg/Basel 1994).

Fachkreis "Anlagen" 1993

Das Bemühen, im Rahmen des Fachkreises Informationen bezüglich der verschiedenartigen strömungsmechanischen Versuchsanlagen im nationalen Bereich der Universitäten und Hochschulen sowie der Großforschungseinrichtungen und der Industrie verfügbar zu machen, wird auch mit dem diesjährigen Jahresbericht fortgesetzt. In den letzten Jahren wurde jeweils in der Form eigens für diesen Bericht erstellter Mitteilungen über einige Anlagen aus dem Bereich der DLR, Universitäten und Hochschulen informiert.

Im Rahmen des 6. Workshop der AG STAB am 10.-12. November 1993 in Göttingen wurde erstmals auch eine Session des Fachkreises "Anlagen" durchgeführt. Da auch Vorträge mit Anlagenbezug in den Workshopsitzungen der Projektgruppen gehalten wurden, blieb die Fachkreissitzung beschränkt auf fünf interessante Beiträge. Ohne eine besondere Schwerpunktbildung wurden Themen behandelt, die Anlagen im Unter-, Trans- und Überschallbereich betreffen. Die Vortragskurzfassungen enthält der vorliegende Bericht.

Mit der kürzlich ergangenen Einladung zum 9. DGLR/AG STAB - Fach-Symposium am 04. - 07. Oktober 1994 in Erlangen wird wiederum zu Beiträgen aus dem Fachkreis Anlagen aufgerufen.

F. Lehthaus, DLR WT-WK-GÖ, Göttingen

Fachkreis Meßtechnik

K.A. Bütetisch

Aktivitäten 1993

Die Beteiligung des Fachkreises am diesjährigen STAB Workshop in Göttingen bestand in einer Sitzung mit 10 Beiträgen. Es wurde über Feldmeßverfahren berichtet, die quantitative Daten u.a. über Geschwindigkeiten, Oberflächendruck und Deformationen zeitabhängig liefern. Weitere meßtechnische Beiträge wurden in den Projektgruppen präsentiert.

Wie bereits im letzten Jahr beklagt, leiden weiterhin Bemühungen, eine nationale Absprache über vordringlich erscheinende Aktivitäten auf dem Gebiet der Meßverfahren herbeizuführen, unter den allgemeinen Kürzungsmaßnahmen.

Das Particle Image Velocimetry Verfahren hat wieder großer Fortschritte aufzuweisen. Als Ganzfeldmethode vermag es nun auch Strömungsfelder zu erfassen, wenn die momentanen Geschwindigkeitsfelder nicht streng zweidimensional sind. Es hat sich gezeigt, daß ein gänzlich neues Werkzeug für die wirbelbehaftete Strömung geliefert wird. Mit der Unterstützung des Fachkreises wurde 1993 ein Lehrgang in der DLR Göttingen durchgeführt, auf dem Theorie und praktische Anwendung behandelt wurde.

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Seite

Arnold	Numerische Unterstützung zum Ca_{max} -Verhalten von Hochauftriebsprofilen.....	48
Bartelheimer	Entwicklung eines Verfahrens für den Entwurf transsonischer Flügel großer Streckung auf der Basis der Euler-/Navier-Stokes Gleichungen.....	50
Brodersen/ Rossow	Berechnung von Triebwerksinterferenz-Effekten für eine Transportflugzeug-Konfiguration unter Berücksichtigung von Reibungseinflüssen.....	52
Burgsmüller	Triebwerksintegration bei Verkehrsflugzeugen.....	54
Dohrmann	Reduktion der Verluste in einer transsonischen Strömung durch ein Verdichtergitter mit passiver Beeinflussung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung.....	56
Elsholz/ John/ Lazik	Navier-Stokes-Simulation für Flügel-Rumpf-Konfigurationen im Transsonikbereich.....	58
Fritz	Numerische Simulation der viskosen Strömung um Hochauftriebssysteme.....	60
Lühmann	Simulation von Reibungseffekten im 3D-Euler-Verfahren MELINA unter Anwendung des Aufdickungs- und Ausströmkonzeptes.....	62
Müller/ Henke/ Tichy	Validation eines Berechnungsverfahrens für instationäre transsonische Tragflügelströmung.....	64
Otto	Strömungssichtbarmachung an rotierenden Modellen.....	66
Rebstock	Simulation hoher Reynoldszahlen an einem A310-Modell.....	68
Rosemann/ Stanewsky	Kryogener Rohrwindkanal Göttingen (KRG) - Status und erste Ergebnisse.....	70
Schewe	Reynoldszahleffekte bei der Umströmung eines hochangestellten Profils.....	72
Schnerr	Stoßstabilisierung im axialen Verdichtergitter durch passive Ventilation.....	74
Schreiber	Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung in einem Überschallverdichtergitter mit Ablösung.....	76

	Seite
Send	Berechnung der instationären Luftkräfte von Triebwerks- gondeln für aeroelastische Stabilitätsuntersuchungen an Tragflächen.....78
Swoboda/ Nitsche	Untersuchung zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz an einem TranssonikProfil bei laminarer und turbulenter Anlaufströmung.....80
Voß	Instationäre Aerodynamikverfahren und numerische aero- elastische Simulation - das Projekt CASWING.....82
Wegner	Dreidimensionale transsonische Strömungen um schwingende Tragflügel.....84
Wichmann	Untersuchungen zum Einfluß der Flügelhochlage auf die Um- strömung von Flügel-Rumpf-Konfigurationen.....86

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

	Seite
Engelhardt	Berechnung von Drucksignaturen im Fernfeld von aero- dynamischen Körpern im Überschall.....88
Longo	Untersuchungen der Umströmung von Deltaflügelkonfigurationen durch Lösung der Euler-Gleichungen.....90
Nastase	Visualisierung und Animation der Druck-, Auftriebs- und Nick- momenten-Beiwertflächen von Tragflügeln bei Überschall- strömungen.....92

Projektgruppe Drehflügler und Rotoren

Seite

Ahmed	Berechnung der instationären inkompressiblen Strömung um einen Tragflügel.....	94
Bareiß/ Wagner	Das Strömungsfeld um Windkraftanlagen - Basis für die Lärmvorhersage.....	96
Beesten/ Seelhorst	Wirbelstruktur von Hubschrauber-Blattspitzenwirbeln.....	98
Ehrenfried/ Meier	Schallentstehung bei der Blatt-Wirbel-Wechselwirkung.....	100
Lieser/ Lohmann	Aeroakustische Berechnung von Rotoren im Vorwärtsflug mit Blatt Wirbel Interferenz.....	102
Pahlke	Anwendung eines zeitgenauen dreidimensionalen Euler-Verfahrens auf Rotoren im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug unter Verwendung eines Abwindmodells.....	104
Raddatz	Untersuchung von Strömungsfeldern um Rotoren im Schwebflug unter Anwendung von Euler- und Navier-Stokes-Verfahren.....	106
Raffel/ Kompenhans	PIV-Messungen instationärer Geschwindigkeitsfelder an einem schwingenden Rotorprofil.....	108
Wagner/ Zerle	Berechnung effektiver Anströmwinkel am Hubschrauberrotorblatt unter Anwendung eines erweiterten, frei entwickelten Rotorblattnachlaufs mit Hilfe eines Wirbelgitterverfahrens.....	110
Wernert	Experimentelle Untersuchungen der instationären Umströmung oszillierender Tragflügelprofile mit Nick- und Stampfschwingungen (dynamic stall).....	112

Projektgruppe

Stumpfe Körper/Rümpfe

Seite

Bärwolf	Ein instationärer 3D-Navier-Stokes Lösungsverfahren als Grundlage für LES-Zylinderumströmungen.....	114
Gebing/ Dallman	Numerische Simulation und Analyse instationärer, dreidimensionaler, abgelöster Wirbelströmungen.....	116
Gietz/ Kux/ Tasdemir	Digitalisierung der mittels Anstrichversuche gewonnenen Bildern.....	118
Hennig	Berechnung von abgelöster Strömung hinter stumpfen Körpern mit der Zonenmethode, Beeinflussung des Druckwiderstandes durch Einblasen eines Volumenstromes an der Basis und durch Variation der Heckgeometrie.....	120
Huth/ Teipel	Untersuchungen der Strömungsstruktur eines quer zur Anströmrichtung oszillierenden Kreiszylinders.....	122
Kreplin	Bestimmung des Reynoldsschen Spannungstensors in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationskörpers.....	124
Leopold	Untersuchungen des Nachlaufs eines längsangeströmten Kreiszylinders bei Überschallgeschwindigkeit.....	126
Nastase	Spektrallösungen für die dreidimensionalen kompressiblen Grenzschichtgleichungen und deren Anwendung für das reibungsbehaftete Optimal Design.....	128
Nikolitsch	Aerodynamische Untersuchungen von Hochgeschwindigkeitszügen unter Berücksichtigung verschiedener Umgebungsbedingungen als Anwendung von Flugkörper-Auslegungsverfahren.....	130
Nikolitsch	Interferenz von Abwindfeldern mit einem Dispenser.....	132
Papenfuß/ Dilgen	Berechnung der dreidimensionalen reibungsbehafteten Strömung um Kraftfahrzeuge nach der Zonenmethode.....	134
Schwarz/ Schall	Ermittlung aerodynamischer Daten für die Auslegung und den Betrieb von Luftschiffen.....	136
Zippel	Experimentelle Untersuchung der Separationsgebiete und Sekundärströmungen vor stumpfen Körpern und Turbomaschinengittern.....	138
Zippel	Transientes Verhalten des Wirbelsystems (Hufeisenwirbel) vor Halbkörpern.....	140

Projektgruppe Laminarhaltung von Tragflügeln

Seite

Bieler	Aerodynamische Aspekte zur Auslegung eines HLF-Absaugesystems.....	142
Bippes	Einfluß der Oberflächenkrümmung auf den Transitionsprozeß einer dreidimensionalen Grenzschicht.....	144
Deyhle	Einfluß der äußeren Strömungsbedingungen auf den Transitionsprozeß einer dreidimensionalen Grenzschicht.....	146
Hein/ Huppertz/ Dallmann	Lokale und nichtlokale Instabilitätsanalyse dreidimensionaler Grenzschichtströmungen an gekrümmten Oberflächen.....	148
Horstmann/ Dick	Flugversuche mit einem Laminarhandschuh der Do 228.....	150
Horstmann/ Müller	Fluidisches Reinhaltungssystem an Tragflügelnasen.....	152
Kloker/ Bestek	Direkte numerische Simulation (DINSIM) des laminar-turbulenten Strömungsumschlages in Grenzschichten ohne und mit Druckanstieg.....	154
Koch	Nichtlineare Gleichgewichtslösungen als Schwellenwerte für "bypass" Transition in wandnahen Scherschichten.....	156
Kreplin/ Höhler	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen.....	158
Müller	Erfassung der Insektenkontamination durch digitale Bildverarbeitung.....	160
Müller/ Bestek	Laminarhaltung von Grenzschichten.....	162
Quast	Stand der Untersuchungen am Absauge-Leitwerk der A320.....	164
Rachor	Heißfilm-Array Meßtechnik für Windkanal- und Flugversuchsmessungen.....	166
Rempfer/ Bestek	Niedrigdimensionale Modelle turbulenter Strömungen.....	168
Riedel	Einige Ergebnisse von Flugversuchen mit einer Laminargondel.....	170

Rist/ Wagner	Untersuchung der Strömungsphysik laminarer Ablöseblasen.....	172
Rohardt/ Seitz	Entwurfsstudie zur Laminarhaltung des Airbus A320 Außen- flügels.....	174
Schrauf	Vergleich von N-Faktor-Integrationsstrategien für den ATTAS Flugversuch.....	176
Wiegand/ Bestek/ Wagner	Experimentelle Untersuchungen des lamiar-turbulenten Grenz- schichtumschlags im Laminarwasserkanal.....	178
Wintergerste/ Kleiser	Numerische Simulation der Turbulenzentstehung in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten.....	180

Projektgruppe Hyperschall

Seite

Adams/ Kleiser	Numerische Simulation von Transitionsmechanismen in Überschall- grenzschichten.....	182
Albertsen/ Scheideler/ Streit/ Nickel	Wärmelast und zeitliche Entwicklung des Temperaturfeldes auf einem Leitwerk bei Hyperschallanströmung in Bodennähe.....	184
Beck/ Müller/ Rosenhauer/ Wollenhaupt	Vorbereitung für LIF am HEG: LIF-Messungen am RWTH Stoßkanal TH2 und Emissionsspektroskopie am HEG.....	186
Bergemann	Modellierung von Wandkatalyse innerhalb der DSMC-Simulation verdünnter Hyperschallströmungen.....	188
Brück	Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen.....	190
Eggers/ Radespiel	Hyperschallströmung um Wellenreiter und Validierung von Entwurfsmethoden.....	192
Eißler/ Bestek	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung.....	194
Eitelberg/ Kortz/ Kastell	Stoß/Stoß-Wechselwirkungen in relaxierender Strömung.....	196
Eitelberg/ Krek	Hochenthalpiekanal Göttingen HEG.....	198
Gerhold	Numerische Simulation der turbulenten Umströmung einer "blunt fin/wedge" Konfiguration.....	199
Guo/ Adams/ Kleiser	Weiterentwicklung von Simulationsverfahren zur Untersuchung der Transition.in kompressiblen Grenzschichten.....	201
Hannemann/ Sonar/ Girke	Numerische Simulation von Überschall-Einlaufströmungen.....	203
Henckels/ Maurer	Simulation von Hyperschall-Grenzschichten auf heißen Modell- oberflächen im Windkanal (Heißmodell-Technik).....	205

Herrmann	Wirbel am konischen Deltaflügel mit runder Vorderkante im Hyperschall.....	207
Knauer	Untersuchung der Stoß-Stoß-Wechselwirkung mit Hilfe eines holografischen Realzeit-Interferometers.....	209
Krause	Druck- und Kraftmessungen für die Hyperschallkonfiguration ELAC-1 bei Unter- und Überschallanströmung.....	211
Kufner/ Hein/ Dallmann	Instabilitätsuntersuchungen der Grundströmung an stumpfen Kegeln bei hypersonischen Machzahlen.....	213
Laurien/ Holthoff/ Wiesbaum	Numerische Simulation von Wiedereintrittsströmungen.....	215
Menne/ Schröder/ Hartmann	Lösungsverfahren für die 3D-Euler- und Navier-Stokes-Gleichungen für Strömungen in chemischem und thermischem Nichtgleichgewicht (NGG); Lösungsverfahren für turbulente Gleichgewichtsrealgasströmungen (GG).....	217
Mertens	Aerodynamische Technologieentwicklung für ein zukünftiges Überschall-Verkehrsflugzeug (Supersonic Commercial Transport SCT).....	219
Murakami/ Stanewsky	Boundary Layer Transition on a Swept Cylinder at Hypersonic Speeds.....	221
Olivier	Erste Kalibrierergebnisse einer konturierten Düse für den Aachener Stoßwellenkanal TH2.....	223
Sarma	Couette Strömung eines dissoziierenden zweiatomigen Gases.....	225
Schwane/ Muylaert	Numerische Simulation von Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen und deren Auswirkung auf den Wirkungsgrad von aerodynamischen Kontrollelementen.....	227
Simen/ Wendt	Lokale und nichtlokale Instabilitätstheorie im Vergleich mit Instabilitätsexperimenten im Rohrwindkanal Göttingen.....	229
Stilla	Transitionsvorhersage für zweidimensionale, hypersonische Grenzschichtströmungen entlang einfacher Prinzipkonfigurationen.....	231
Velden	Was ist die beste SCT-Aerodynamik?.....	233

Wald/ Hildebrand/ Nitsche/ Haberland	Gekoppelte Berechnung der instationären Temperaturfelder von Hyperschallgrenzschichten und Strukturen.....	235
Wendt/ Simen	Experimentelle und theoretische Untersuchungen zur Instabilität und Transition in Hyperschallströmungen.....	237

Fachkreis Physikalische Grundlagen

Berger	Instabilitäten viskoelastischer Strömungen.....	239
Buschmann/ Hackeschmidt	Zur Lösbarkeit der Wirbeltransportgleichung mittels Reihenansätzen im Hinblick auf kohärente Strukturen und inkohärente Turbulenz turbulenter Grenzschichten.....	241
Härtel/ Kleiser	Grobstruktursimulation wandbegrenzter turbulenter Scherströmungen.....	243
Kessler/ Kleiser	Modellierung des wandnahen Bereiches abgelöster, turbulenter Strömungen.....	245
Kreplin/ Berger	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Grenzschichten.....	247
Laurien/ Delfs	Numerische Simulation von Transition und Turbulenz in transsonischen Grenzschichtströmungen.....	249

Beyer	Some remarks on the initial value problem for potential flows with a free surface.....	251
Findling	Anwendung differentialgeometrischer Ergebnisse für die Erzeugung und Steuerung glatter Oberflächennetze.....	253
Geßner/ Kröner	Zeitabhängige Adaption für Finite Volumen Verfahren höherer Ordnung zur Lösung der kompressiblen Eulergleichungen.....	255
Göz	Analytische und numerische Untersuchung eines 2-Phasen-Strömungsmodells.....	257
Kröner/ Geiben	Finite-Volumen-Verfahren höherer Ordnung auf lokal adaptierten Simplexgittern.....	259
Meister	Mehrgitterverfahren für instationäre, kompressible Strömungen.....	261
Ostkamp	Charakteristische Galerkinverfahren mit recovery.....	262
Rumpf	Gitteroptimierung mit Variationsmethoden in 3D.....	263
Warnecke/ Hannemann/ Sonar	Differenzenindikatoren für transsonische Strömungen.....	265
Wegner	Die vollständige Riemannlösung in der Gasdynamik und ihre Bedeutung in der Numerik.....	267
Wendland	Über Erhaltungsgleichungen in der Sedimentation mit Kompression.....	269

Fachkreis

Numerische Simulation

Seite

Bikker	Turbulente kompressible Strömungen.....	270
Blazek	Mehrgitterverfahren zur Berechnung von Euler- und Navier-Stokes Gleichungen basierend auf dem impliziten LU-SSOR Schema.....	272
Daniels/ Peters	3D instationäre inkompressible Strömungen parallel mit finiten Elementen.....	274
Dorok	Numerische Simulation nichtisothermer Strömungen.....	276
Durst/ Drikakis/ Schäfer	Parallelisierung effizienter Berechnungsverfahren von Aero- dynamischen Strömungen auf modernen Rechnerarchitekturen.....	277
Eisfeld/ Bleecke/ Kroll	Forschungsprojekt POPINDA - Portable Parallelisierung industrieller aerodynamischer Anwendungen.....	279
Galle	Entwicklung eines hybriden Finite-Volumen-Verfahrens.....	281
Klein	Godunov-Typ Verfahren für Strömungen kleiner Machzahl auf der Basis asymptotischer Analyse.....	283
Költzsch	Berechnung des Wirbellärms von Axialventilatoren.....	285
Munz	Godunov-Typ Verfahren für die Gleichungen der Gasdynamik in Lagrangekoordinaten.....	287
Rose	Fernschallfeld des Transitionsbereiches einer Plattengrenzschicht.....	289
Vinckier/ Wagner	Entwicklung und Implementierung eines Euler-Verfahrens auf Basis des Flux Filterings.....	291

Baumann	Messung von Modellverformungen im Windkanal.....	293
Bütefisch/	3-Komponenten LDA Messungen im Nachlauf eines Fahrzeug-	
	modells.....	295
Döpheide/	Neue Verfahren zur Frequenzshifterzeugung für die Realisierung	
Müller/	mehrkomponentiger LDA-Systeme mit Richtungserkennung.....	297
Kramer		
Engler	Beschreibung und Bewertung eines neuen optischen Meßsystems	
	OPMS basierend auf einer druckempfindlichen Farbe.....	299
Kompenhans/	Aerodynamische Untersuchungen in Nieder- und Hochge-	
Raffel/	schwindigkeits-Windkanälen mit Hilfe der Particle Image	
Vogt/	Velocimetry.....	301
Fischer		
Stasicki	Computergesteuerte, freitriggerbare Ultra-Hochgeschwindig-	
	keits Videokamera UHSV-288.....	303
Stuff	Molekulare und Makroskopische Untersuchung des laminar-	
	turbulenten Grenzschichtübergangs mit Hilfe von Lasern und	
	fluoreszierenden Substanzen.....	305
Vogt/	Auswertung von PIV Bildern aus dem Nachlauf eines Kreis-	
Kompenhans/	zylinders mit zweifacher optischer Fouriertransformation.....	307
Raffel		
Vollmers	Analysefähige Darstellung von experimentellen Daten	
	instationärer Strömungen.....	309

Esch	Erste Erfahrungen mit dem Betrieb des Ejektors am Trisonischen-Windkanal Köln (TMK).....	311
Gülhan	Untersuchungen von Wärmeschutzmaterialien am lichtbogen-beheizten Windkanal Köln (LBK).....	312
Jaeggy	Kontinuierlicher Überschall-Windkanal.....	314
Otto	Beeinflussung des statischen Druckes in der offenen Meßstrecke des Niedergeschwindigkeits-Windkanals Braunschweig (NWB).....	316
Seltsam	Berechnung der Strömung in Weitwinkel-Diffusoren mit Sieben und Kühler, mit Hilfe eines Navier-Stokes-Verfahrens. Anwedungsbeispiel: Transsonischer Windkanal Göttingen (TWG).....	318

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr.-Ing. Frank Arnold

Institution Deutsche Aerospace Airbus GmbH

Adresse D-28183 Bremen

Telefon 0421-538-3181

Telefax 0421-538-4486

weitere Partner

Thema **Numerische Untersuchung zum c_{amax} -Verhalten
von Hochauftriebsprofilen**

Ausgangssituation

Mit Hilfe numerischer Verfahren auf der Basis interaktiver Kopplungen von reibungsfreien und viskosen Gleichungen lassen sich Strömungen an Hochauftriebskonfigurationen bei vergleichsweise geringem Kostenaufwand recht genau vorherberechnen. Der Einsatz von Kopplungsverfahren für Strömungen im Maximalauftriebsbereich (c_{amax}) ist bislang jedoch nicht immer zuverlässig möglich. Der Maximalauftrieb wird entweder über eine turbulente Ablösung beginnend an der Hinterkante oder über eine plötzliche laminare Ablösung beginnend an der Vorderkante erreicht. Eine grundlegende Voraussetzung für die Simulation ist u.a. eine möglichst genaue Transitionsvorhersage. Diese erfolgt für gewöhnlich in Gebieten starken Druckanstiegs und u.U. über eine Grenzschichtablösung.

Ziel

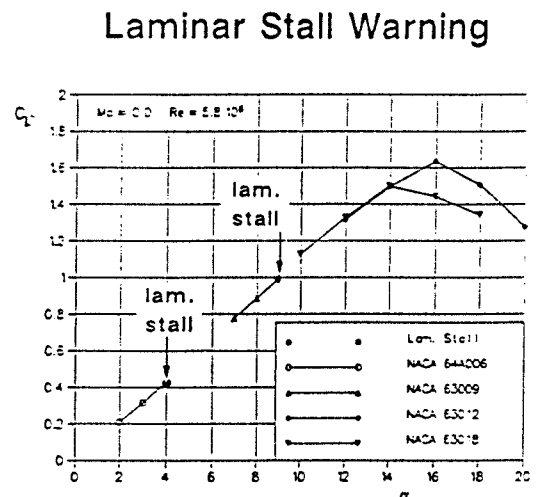
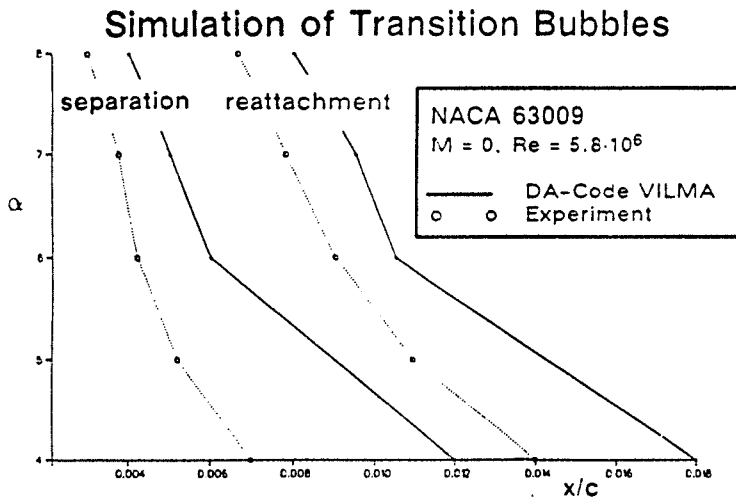
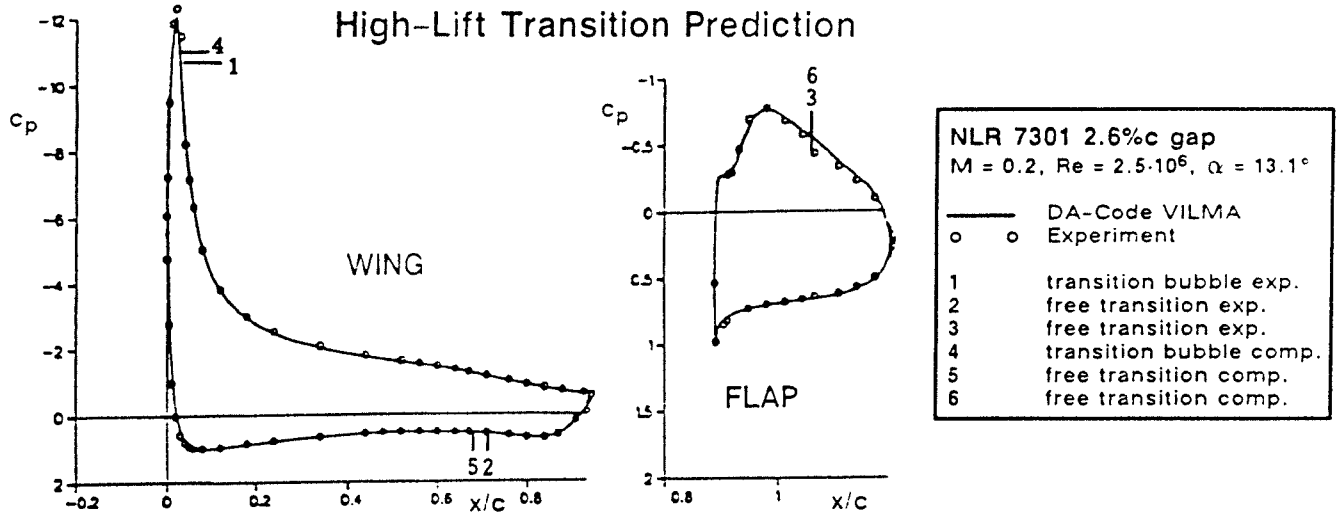
Entwicklung einer Vorgehensweise zur Vorhersage des c_{amax} -Verhaltens von Hochauftriebsprofilen durch Kombination eines geeigneten Transitionsmodells für Hochauftriebsströmungen und einer Simulation von transitionellen Ablöseblasen und deren Aufplatzen.

Lösungsweg

Für die anstehenden Untersuchungen wird das DA-Hochauftriebsverfahren VILMA [1] für viskose Spaltklappenprofilströmungen herangezogen. Das Verfahren basiert auf einem Panelverfahren für die Potentialströmung und einem Integralverfahren nach Drela zur Berechnung der Grenzschicht- und Nachlaufströmung. Die geschickte Umformulierung der Gleichungen führt auf ein verblüffend einfaches Gleichungssystem, welches mit sehr geringem numerischen Aufwand gelöst werden kann. Es wurden verschiedene Kriterien [2-4] zur Transitionsvorhersage und ein Modell ähnlich wie in [5] zur Simulation transitioneller Ablöseblasen implementiert. Zusätzlich wird die Möglichkeit einer Stallvorhersage durch Aufplatzen der transitionellen Ablöseblase nach ESDU untersucht.

Ergebnis

Die drei Transitionsmodelle zeigen sehr deutliche Unterschiede bei der Transitionsvorhersage. Der für Hochauftriebsströmungen typische schnelle Anstieg des Formparameters H_{12} wird lediglich von der Granville-Methode in geeigneter Form berücksichtigt, so daß hiermit die besten Ergebnisse erzielt werden konnten. Desweiteren zeigt die Simulation der transitionellen Ablöseblase weitgehend zufriedenstellende Ergebnisse und auch das Aufplatzen der Blase kann mit Hilfe des ESDU Diagramms ansatzweise vorhergesagt werden.



Literatur

- [1] Arnold, F.: VILMA – Berechnungsverfahren für viskose Strömungen um Spaltklappenprofile. Bericht EF-1904 Limited, Deutsche Airbus GmbH, Bremen 1992.
- [2] Drela, M.: Two-dimensional transonic aerodynamic design and analysis using the Euler equations. MIT, Gas Turbine Laboratory Rept. 187 1986.
- [3] Bieler, H.: Semi-empirische Transitionsvorhersage im 2D Grenzschichtintegralverfahren WKOM. MBB Report TE 2-1581, MBB GmbH, Bremen 1987.
- [4] Granville, P.S.: The calculation of the viscous drag of bodies of revolution, Navy Dept., Rep. 849 (1953).
- [5] Oskam, B.: A calculation method of the viscous flow around multi-component airfoils. NLR TR 79097 U 1979.

weiteres Vorgehen

Verbesserung der c_{AMAX} -Vorhersage (weitere Untersuchungen zur laminar/ turbulenten Ablösung an der Profilvorderkante, Nachlaufentwicklung über stromabliegenden Profilelementen)

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. W. Bartelheimer

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

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

Ausgangsposition

Nachdem ein in der Literatur beschriebener Entwurfsansatz ausführlich auf seine Eignung beim Entwurf transsonischer Profile untersucht wurde, ist eine Erweiterung des Verfahrens auf den Entwurf von transsonischen Flügeln begonnen worden.

Ziel

Beim Entwurf transsonischer Profile konnte die sehr hohe Genauigkeit und große Robustheit des Verfahrens gezeigt werden. Diese Eigenschaften sollen auch bei einem Flügelentwurf erzielt werden. Insbesondere die Effizienz des Verfahrens steht im Vordergrund, um mit kurzen Rechenzeiten ein bei praktischen Entwurfsaufgaben einsetzbares Verfahren zu haben.

Lösungsweg

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

Ein wesentlicher Unterschied zu den Profilentwürfen besteht darin, daß nicht nach jeder Geometrieänderung ein völlig neues Netz generiert werden kann, denn dieses erfordert einen hohen Rechenaufwand und ist nur eingeschränkt automatisch durchführbar. Stattdessen wurde eine Technik entwickelt, mit der die berechnete Geometrieänderung zu einer Änderung des Netzes verwendet werden kann. Dieses erfordert nur wenig Rechenzeit und ist auch noch bei größeren Geometrieänderungen robust.

Weiterhin muß bei einem Flügelentwurf in Spannweitenrichtung und in Tiefenrichtung ein glatter Oberflächenverlauf sichergestellt werden. Hierzu wurde die beim Profilentwurf zur Glättung verwendete Bézier-Technik für den Flügelentwurf erweitert.

Ergebnis

Als Beispiel soll hier der Entwurf eines Flügels mit rechteckigem Grundriß in transsonischer Strömung gezeigt werden. Der Startflügel besitzt einen rechteckigen Grundriß, und als Aufbauprofil wird ein NACA-0012 verwendet. Die Zieldruckverteilung, die in Profilschnitten vorgegeben wird, ist aus der Nachrechnung eines Flügels mit gleichem Grundriß jedoch dem Laminarprofil DLR-LV2 als Aufbauprofil bekannt. Der zu entwerfende

Flügel ist nicht verwunden. Durch einen Vergleich zwischen entworfener Flügelgeometrie und der bekannten Zielgeometrie und entsprechendem Vergleich der Druckverteilung auf der Oberfläche kann die Genauigkeit des Entwurfsverfahrens beurteilt werden.

In Abb. 1 sind Linien konstanten Druckbeiwerts von Zieldruckverteilung und entworfener Druckverteilung aufgetragen. Wie man erkennen kann, ist eine sehr gute Übereinstimmung erzielt worden, und die vorgegeben Zieldruckverteilung auf dem gesamten Flügel erreicht worden. Ein Vergleich der Geometrie und der Druckverteilungen an verschiedenen Profilschnitten ist in Abb. 2 aufgetragen. Auch hier ist eine sehr gute Übereinstimmung festzustellen.

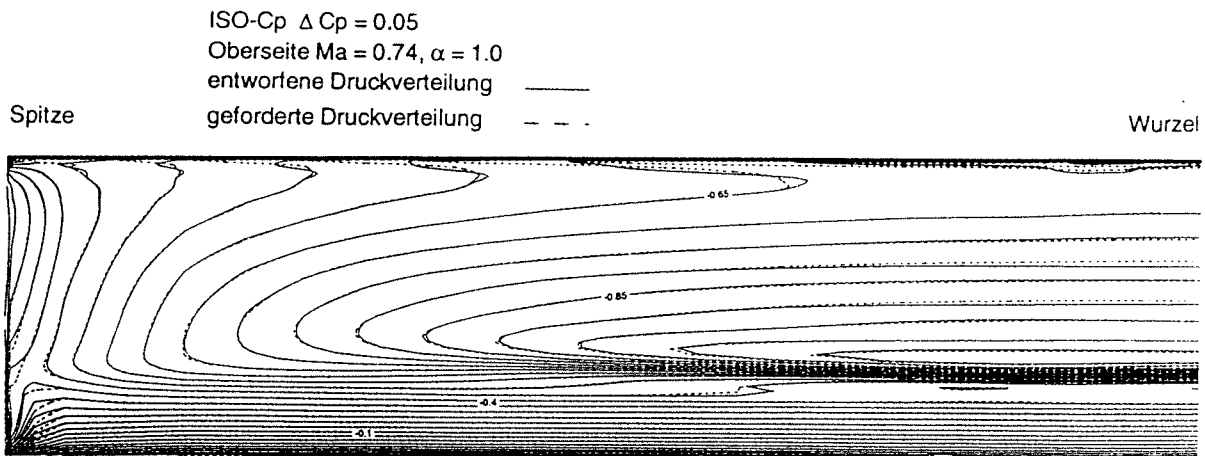


Bild 1 Druckverteilung auf der Oberseite

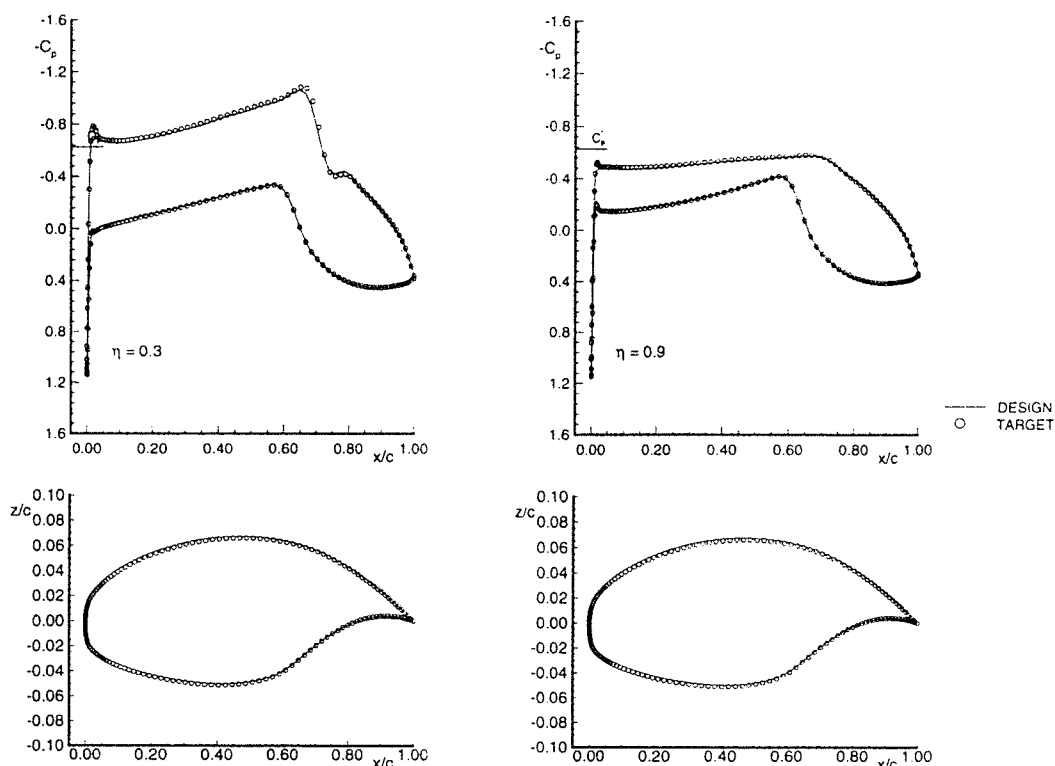


Bild 2 Entwurf in Profilschnitten

Literatur

- [1] Takanashi, S.: *An Iterative Procedure for Three-Dimensional Transonic Wing Design by the Integral Equation Method*. AIAA Paper 84-2155 (1984)
- [2] Rossow, C.; Kroll, N.; Radespiel, R.; Scherr, S.: *Investigation of the Accuracy of Finite Volume Methods for 2- and 3-Dimensional Flows*. AGARD-CP-437 Vol. 2 (1988)

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner O. Brodersen , C.-C. Rossow

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2439

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner



Thema Berechnung von Triebwerksinterferenz-Effekten für eine Transportflugzeug-Konfiguration unter Berücksichtigung von Reibungseinflüssen

Ausgangssituation

Das aerodynamische Zusammenwirken von Flügel und Triebwerken an Transportflugzeugen hat einen deutlichen Einfluß auf die Leistungsfähigkeit der Konfiguration. Neben experimentellen Untersuchungen auf diesem Gebiet werden numerische Methoden, auf Basis der Euler-Gleichungen, verstärkt für die Bestimmung der Interferenzphänomene verwendet [1],[2]. Allerdings hat die Vernachlässigung von viskosen Effekten eine systematische Abweichung der numerischen Ergebnisse von den experimentellen zur Folge.

Ziel

Für die Berücksichtigung der Reibungseffekte stehen zwei Methoden zur Verfügung. Zum einen kann die ursprüngliche Flügelgeometrie durch die Addition der Verdrängungsdicke aufgeweitet werden und zum anderen sind die Navier-Stokes-Gleichungen für die Konfiguration zu lösen. Es ist das Ziel der Arbeit, diese beiden Methoden untereinander und mit experimentellen Daten zu vergleichen.

Lösungsweg

Für die numerische Lösung der Euler- und Navier-Stokes-Gleichungen wird das DLR-CEVCATS Verfahren verwendet. Die Verdrängungsdicke für den Flügel der Euler-Rechnungen wird mit einem Potentialverfahren, daß mit einem 3D-Grenzschicht-Integralverfahren gekoppelt ist, nur für den Flügel allein bestimmt [3]. Dabei ergibt sich eine nichtgeschlossene Hinterkante am Flügel. Numerische Schwierigkeiten können durch eine getrennte Behandlung von Ober- und Unterseite mit einseitigen Differenzen vermieden werden. Das Zelleneckpunkt-Schema des CEVCATS-Verfahren erlaubt die problemlose Verwendung dieser Differenzen, da die Flußbilanzen vor der Zuordnung zu den Punkten berechnet werden.

Für die Anwendung der Navier-Stokes-Gleichungen bei komplexen Konfigurationen stellt die Netzgenerierung mit einer adäquaten Auflösung der Grenzschichten eine große Herausforderung dar. Um den notwendigen Aufwand zu begrenzen, wird als erster Schritt nur die Flügelgrenzschicht aufgelöst. Hierzu ist, aufbauend auf der Netztopologie für die Lösung der Euler-Gleichungen, ein C-Netz um den Flügel zu generieren und in das bisherige Netz zu integrieren [4]. Diese C-Topologie in Strömungsrichtung wird von der H-Topologie umschlossen. In Spannweitenrichtung wird eine O-Topologie verwendet. Eine gute Netzqualität wird durch den Einsatz von elliptischen Netzgenerierungstechniken erzielt.

Ergebnis

Die beschriebenen Methoden werden auf die generische DLR-F6 Transportflugzeug-Konfiguration angewendet. Die Triebwerke werden mit Durchflußgondeln simuliert. Die wesentlichen Interferenzeffekte, wie sie anhand der Druckverteilungen der Pyloninnen- und -außenschnitte zu beobachten sind, können mit beiden Methoden berechnet werden. Die Navier-Stokes-Lösungen liegen im Stoß- und Saugbereich auf der Oberseite näher an den Experimenten als bei der Euler-Lösung. Allerdings wird die Druckverteilung im Rear-Loading-Bereich nur unwesentlich verbessert.

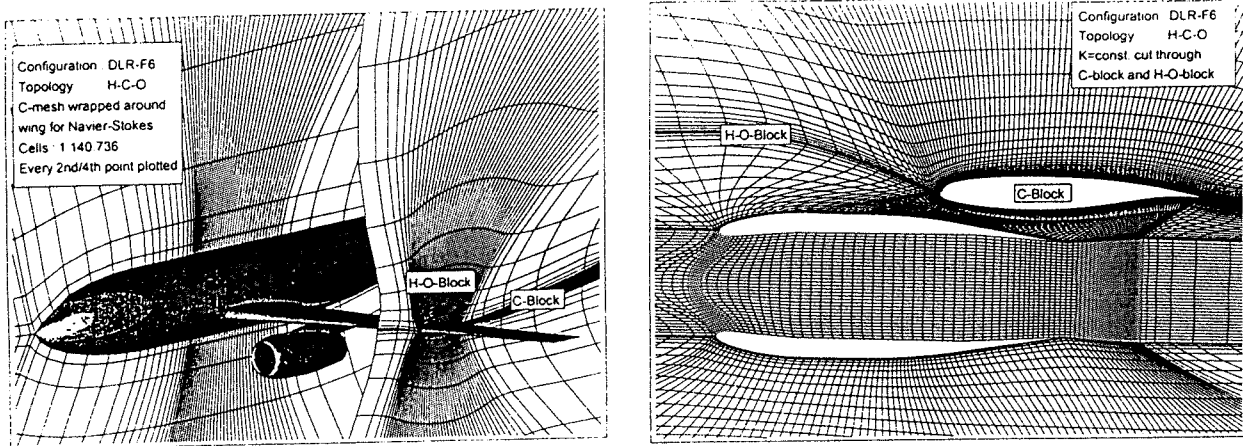


Bild 1 Netztopologie

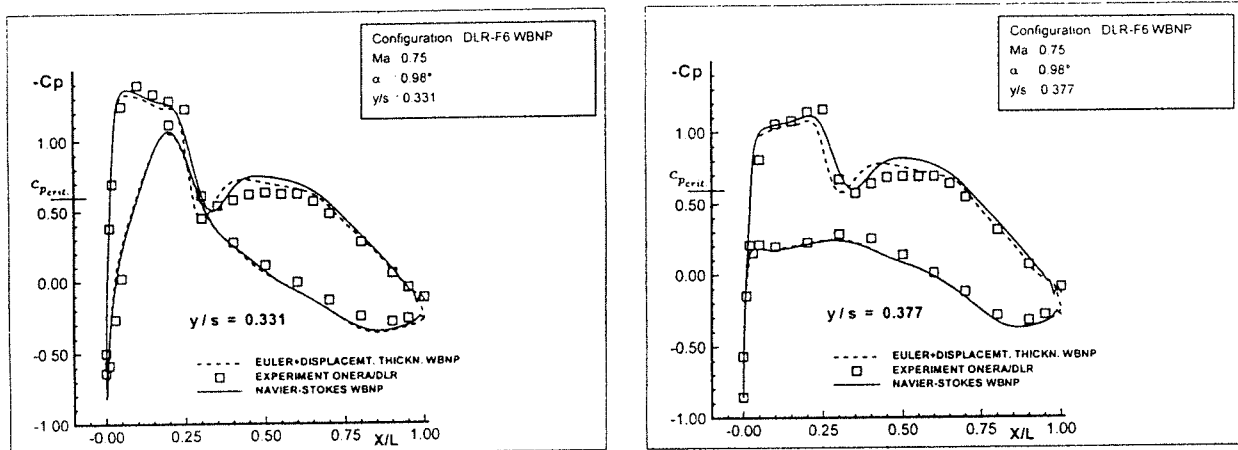


Bild 2 Druckverteilungen, Pyloninnen- und außerschnitte

Literatur

- [1] Rossow C.-C., Godard J.-L., Hoheisel H., Schmitt V.: Investigations of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration. AIAA-Paper 92-3097, 1992
- [2] Rossow C.-C., Ronzheimer A.: Investigations of Interference Phenomena of Modern Wing-Mounted High-Bypass-Ratio Engines by the Solution of the Euler Equations. AGARD Symposium on Aerodynamic Engine/Airframe Integration, Fort Worth, Texas, USA, 1991
- [3] Wichmann G.: Ein schnelles Verfahren zur Bestimmung des Reibungseinflusses bei Flügeln großer Streckung. STAB-Workshop, Göttingen, 1989
- [4] Brodersen O., Rossow C.-C.: Calculation of Interference Phenomena for A Transport Aircraft Configuration Considering Viscous Effects. Proc. of European Forum: Recent Developments in Aeronautical CFD Royal Aeronautical Society, London, 1993

Weiteres Vorgehen

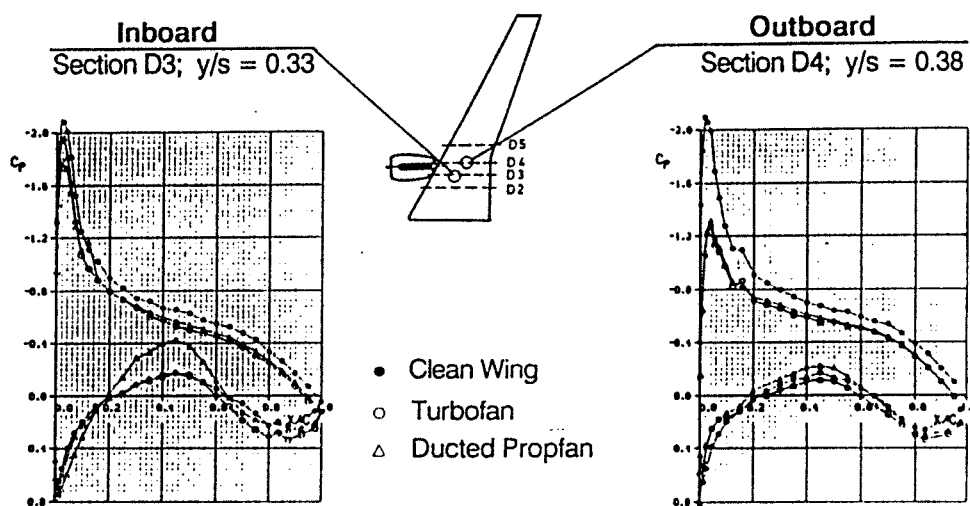
Es sind die Grenzschichten weiterer Komponenten (Rumpf, Pylon, Gondel) mit Hilfe von integrierten C-Netzen aufzulösen, um deren Grenzschichteinfluß zu berücksichtigen. Um den hierfür stark anwachsenden Aufwand für die Netzgenerierung zu reduzieren, soll ein interaktiver Netzgenerator, der alle bisherigen Techniken enthalten muß, verwendet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	W. Burgsmüller	
Institution	Deutsche Aerospace Airbus GmbH	
Adresse	D - 28183 Bremen	Telefon 0421-538-2668 Telefax 0421-538-5034
weitere Partner		
Thema	Triebwerksintegration bei Verkehrsflugzeugen	
Ausgangssituation	Ökologische Aspekte sowie der Zwang zu stetiger Senkung der Betriebskosten zwingen Zellen- und Triebwerkshersteller zur ständigen Verbesserung ihrer Produkte. Hinsichtlich moderner Triebwerke führen die Anstrengungen zur Verminderung des spezifischen Treibstoffverbrauchs zu größeren Nebenstromverhältnissen und damit wachsenden Gondeldurchmessern. Bei der Installation am Flugzeug ergibt sich hieraus die Notwendigkeit einer möglichst engen Kopplung mit dem Flügel, um zusätzliche Gewichte z.B. durch höhere Fahrwerke zu vermeiden.	
Ziel	Ziel der experimentellen sowie der theoretischen Arbeiten der Aerodynamik ist es, die Integration von Flügel und Triebwerk so zu optimieren, daß ein möglichst großer Anteil des potentiellen Treibstoff-Einsparpotentials erhalten bleibt.	
Lösung	Der Bereich Flügel/Pylon/Triebwerk ist aerodynamisch durch äußerst komplexe Strömungsverhältnisse gekennzeichnet. Daher sind auf dem Sektor der experimentellen Aerodynamik Triebwerkssimulatoren mit Strahlerzeugung zu bauen und einzusetzen, während auf dem Gebiet der theoretischen Aerodynamik geeignete Strahlmodelle zu entwickeln und in moderne Rechenverfahren wie z.B. Euler-Gleichungen zu implementieren sind. Eine Möglichkeit für Arbeiten auf diesem Gebiet bot sich innerhalb des mit EG-Fördermitteln ausgestatteten BRITE/EURAM-Aeronautics-Programms. Unter dem Titel DUPRIN (Ducted Propfan Investigations) arbeiteten daher in der ersten Phase (1.7.90 - 31.8.93) 12 Firmen und Institutionen gemeinsam am Bau von Triebwerkssimulatoren, ersten Windkanalversuchen im DNW sowie der Anwendung von Eulerverfahren und Implementierung von Strahlmodellen [1, 2].	

Ergebnis

Im Rahmen der Phase I des DUPRIN-Programms wurden jeweils ein Turbofan- sowie ein Ducted Propfan Simulator in Europa konstruiert und gebaut. Hiermit wurden am ALVAST-Modell der DLR zusammen mit den bereits existierenden Simulatoren (je 1 Turbofan sowie ein Ducted Propfan) in 2 Meßphasen grundlegende Untersuchungen zur Installation moderner Triebwerke durchgeführt. Die Versuchsergebnisse zeigen einen deutlichen Einfluß des Ducted Propfanstrahls auf die Flügeldruckverteilung auf der Innenbordseite des Pylons. Dieses Ergebnis ist in guter Übereinstimmung mit den theoretischen Berechnungen.



$M = 0.27$; $\alpha = 4^\circ$; MTO - Power

COMPARISON CLEAN WING / TURBOFAN / DUCTED PROPFAN

Literatur

- [1] Burgsmüller, W; Hoheisel, H; Kooi, J.W.:
Results of Engine/Airframe Interference Investigations on Transport Aircraft with Ducted Propfans versus Turbofan Engines;
Aeroday's'93, Naples, 4./5.10.93
- [2] Hoheisel, H;:
The Design of a Counter Rotating Ultra-High-Bypass Fan Simulator for Windtunnel Investigation; DLR-Forschungsbericht 93-20

weiteres Vorgehen

Neben der Klasse der Ducted Propfans (Bypassverhältnis ca 15-20) sind derzeit Triebwerke mit einem Bypassverhältnis von ca. 10 (VHBR) in Entwicklung. Im Rahmen der Phase II von DUPRIN ist daher geplant, neben detaillierten Messungen am ALVAST-Modell mit Hochauftriebsflügel im DNW einen VHBR-Simulator zu entwerfen und zu konstruieren. Dieser soll dann in einer nachfolgenden Phase gebaut und im Rahmen von Hochgeschwindigkeits-Messungen im ONERA S1MA-Kanal eingesetzt werden. Weiterhin ist die Fortsetzung der theoretischen Arbeiten in DUPRIN II geplant.

Mitteilung

Projektgruppe / Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. U. Dohrmann

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität Karlsruhe (TH)

Adresse Kaiserstraße 12
76128 Karlsruhe

Telefon 0721/608-3032

Telefax 0721/696727

weitere Partner Professor Dr.-Ing. habil. G. H. Schnerr,
Dipl.-Ing. O. Sadi

Thema Reduktion der Verluste in einer transsonischen Strömung durch ein Verdichtergitter mit passiver Beeinflussung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung

Ausgangssituation

In einem mit Überschall angeströmten Verdichter entsteht vor dem einzelnen Schaufelprofil eine Kopfwelle. Ist die Axialkomponente der Anströmung kleiner als 1 erreicht die Kopfwelle als senkrechter oder als schiefer Stoß nur die Saugseite eines benachbarten Profils. Bei einem geeigneten Druckverhältnis über das Verdichtergitter wird die als schiefer Stoß auftretende Kopfwelle reflektiert und ein anschließender senkrechter Stoß führt auf Unterschall. Die Stöße treten mit der Grenzschicht in Wechselwirkung und können zur Grenzschichtablösung führen. Sowohl die Stöße als auch die Ablösung verursachen zusätzliche Verluste. Passive Beeinflussung bedeutet hier die Ventilation dieses Interferenzgebietes durch eine unter dem Stoßfußpunkt eingebaute Kammer, die mit einer porösen Trennfläche abgedeckt ist. Der Druckanstieg über den Stoß erzeugt eine zweite Strömung durch die Kammer, die zu einer Abschwächung des Druckgradienten führt. Dadurch werden sowohl die Ablösetendenz der Grenzschicht als auch die Stoßverluste im reibungsfreien Außenfeld beeinflusst.

Ziel

Reduktion der Stoßverluste und der Ablöseneigung der Grenzschicht bei der Durchströmung eines transsonischen Verdichtergitters. Verbesserung des Wirkungsgrades der Verdichterstufe. Optimierung der Kammer (Lage, Länge und Porosität, Aus- und Einblaswinkel) für den praktischen Anwendungsbereich des Verdichtergitters.

Lösungsweg

Parallel zu den experimentellen Untersuchungen von G. H. Schnerr und O. Sadi an einem Gitterelement (siehe separate Mitteilung) wird die Strömung durch ein Verdichtergitter theoretisch/numerisch untersucht (**Schnerr, Dohrmann, Sadi und Ziarep**). Dazu werden die zweidimensionalen Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen mit einer expliziten zeitabhängigen Finite-Volume-Methode (FVM) gelöst. Das Verfahren ist im Ort in der 2. Ordnung genau. Die Berechnung der konvektiven Flüsse geschieht durch eine MUSCL-Näherung mit flux splitting nach Anderson, Thomas und van Leer. Die Geschwindigkeitsableitungen in den viskosen Flüssen werden mit zentralen Differenzen auf einem versetzten Rechengitter ermittelt. Ein Quellterm, der von einer Übergangsfunktion für das axiale Stromdichteverhältnis (AVDR) abhängt, berücksichtigt die Änderung des Querschnitts durch 3-D Effekte wie Sekundärströmungen oder konvergente Seitenwände. Die turbulente Viskosität wird mit dem algebraischen Zweischichten Mischungsweg-Turbulenzmodell von Baldwin und Lomax bestimmt. In abgelösten Grenzschichten und im Nachlauf wird eine Korrektur des charakteristischen Längenmaßes eingeführt. Die Strömung durch die Löcher der porösen Trennfläche der Kammer wird durch eine 1-D Düsen oder Diffusorströmung simuliert. Der konstante Kammerinnendruck wird iterativ über die Bedingung gleichen Massenstroms beim Ein- und Ausströmen ermittelt (**Breitling**). Bei der Berechnung der Verdichterströmung mit passiver Beeinflussung werden im Bereich der Kammer der ein- bzw. austretende Massenstrom und die Komponenten der Ein- bzw. Austrittsgeschwindigkeit als Randbedingungen in den Flüssen der FVM vorgegeben.

Ergebnis

Die in Fig. 1a gezeigte Iso-Machlinienverteilung des, bei einer Anströmung mit $M_1 = 1.3$, untersuchten Verdichtergitters stellt den Strömungszustand ohne passive Beeinflussung dar, für den die passive Beeinflussung bei senkrechtem Ein- und Ausblasen am Effektivsten ist (Druckverhältnis $\pi = p_1/p_2 = 1.73$). Die Schaufeln sind Keil-Kreisbogenprofile. Die Kopfzelle trifft das darunterliegende Profil und wird reflektiert, ein anschließender nahezu senkrechter Stoß führt auf Unterschall. Fig. 1b zeigt die Iso-Machlinienverteilung der Strömungen mit und ohne Ventilation durch die Gitterpassage in vergrößerten Ausschnitten. In der ventilierten Strömung wird der abschließende Kanalstoß stromauf verschoben. Am Kammeranfang entsteht ein schiefer Stoß. Die Druckverteilung in Fig. 1c zeigt die Abschwächung des Druckgradienten durch die passive Beeinflussung. In diesem Fall werden die Stoßverluste um über 50 % reduziert. Durch die Verschiebung der Ablösung stromauf, nehmen die Reibungsverluste zu. Insgesamt ergibt sich bei der dimensionslosen Kammerlänge $l/c = 0.21$ (relative Stoßlage 80 %, Porosität 8.2 %) eine relative Abnahme der Verluste um ca. 5 % und eine Verbesserung des isentropen Wirkungsgrades um etwa 1%. Tendenziell decken sich diese Ergebnisse mit den gleichzeitig durchgeführten Experimenten am Gitterelement und am Gitterwindkanal (Yu, Schnerr, Dohrmann und Sadi).

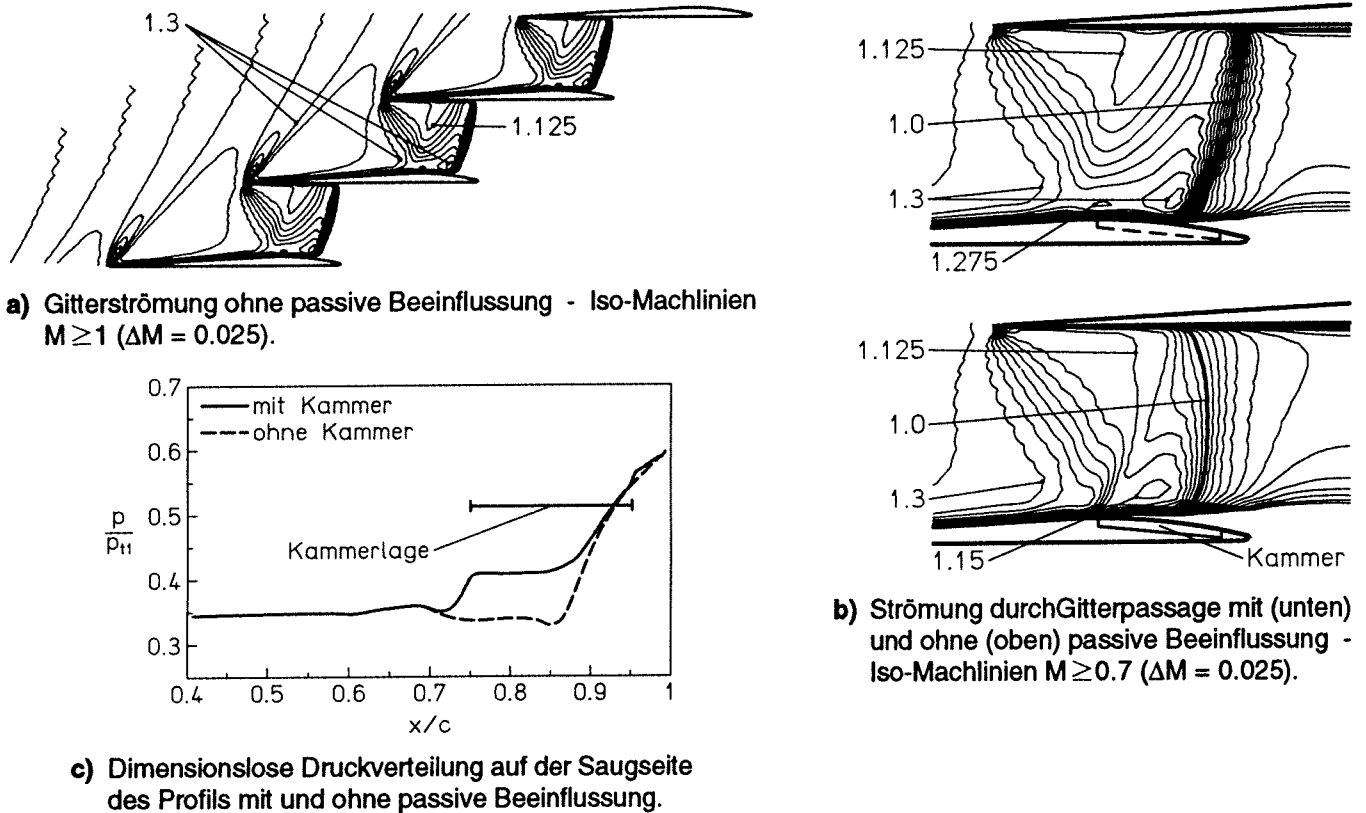


Fig. 1 Reibungsbehaftete Strömung durch ein Verdichtergitter - Überschallanströmung ($M_1 = 1.3$, $Re_c = 3 \times 10^6$).

Literatur

G. H. Schnerr, U. Dohrmann, O. Sadi, J. Zierep

Numerical and Experimental Investigation of Passive Control of the Shock-Boundary Layer Interaction in a Transonic Compressor Cascade.

In: Proceedings ICFM-II (Eds.: Zhao Dagang, Zhang Zhixin), Beijing, China, July 7-10, 1993, pp. 504-510

T. Breittling

Berechnung transsonischer, reibungsbehafteter Kanal- und Profilströmungen mit passiver Beeinflussung.

Dissertation Universität Karlsruhe (TH), Fakultät für Maschinenbau, 1989

S. Yu, G. H. Schnerr, U. Dohrmann, O. Sadi

Passive control of shock-boundary layer interaction in transonic axial compressor cascade flow.

In: Fluid- and Gasdynamics (Eds.: G. H. Schnerr et. al.), Acta Mechanica, Suppl. 4, Springer-Verlag, 1994, pp. 207-218

weiteres Vorgehen

Variation von Anström-Machzahl und Profilgeometrie für die ventilierte Strömung im Verdichtergitter.

Untersuchung von Schaufelprofilen mit Vorkompression im Verdichtergitter auf die Effektivität der passiven Beeinflussung.

Förderung durch DFG

Datum 11. Februar 1994

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr. E.Elsholz, D.John u. W.Lazik, TU-Berlin

Institution

Deutsche Aerospace Airbus GmbH

Adresse

28183 Bremen

Telefon 0421 538 3905

Telefax 0421 538 4486

Weitere Partner

DLR-Braunschweig, SM-EA

Thema

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

Ausgangssituation

Der CEVCATS-code wurde unter industriellen Randbedingungen auf dem Vektorrechner VP200 für die DLR-F4 Flügel-Rumpf-Kombination erprobt. Eine Serie von Referenzlösungen (Polare) wurde unter Verwendung des Baldwin-Lomax Turbulenzmodells erstellt und ausgewertet [1].

Ziel

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

Lösungsweg

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

An der Netzgenerierung wird z.Zt. gearbeitet. Im Bereich der Turbulenzmodellierung wurden erste Fortschritte durch die Einführung von Nicht-Gleichgewichtsmodellen erzielt. Hier sollen zusätzliche Erweiterungen implementiert werden, Ziel ist jedoch die Einführung einer geeigneten Kategorie von Feldmodellen.

Zunächst müssen die gewonnenen Erfahrungen auf den DA-code NS-MELINA übertragen werden, dort erfolgt dann der weitere Ausbau der Turbulenzmodellierung.

Ergebnis:

Zunächst wurde das vorhandene Nichtgleichgewichtsmodell der Johnson-King-Klasse auf dem VP200 Rechner implementiert und anschließend nach Johnson-Coakley modifiziert (2D und 3D-Versionen, [2]). Bei Anwendung über dem Flügel berechnen die Nichtgleichgewichtsmodelle erwartungsgemäß etwas stromauf verlagerte Stoßlagen und unterschiedlich starke Ablösetendenzen bei prinzipiell gleicher Ablösetopologie.

Die erzielten Lösungen bestätigen die grundsätzliche Überlegenheit der Nichtgleichgewichtsmodelle in Bereichen starker Ablösung, bei Strömungssituationen nahe dem Gleichgewicht liefert das JC-Modell die verlässlichsten Aussagen. Allerdings werden die mit dem JK-Modell erzielten Verbesserungen im Auftriebsbeiwert oberhalb der Buffet-Grenze durch das JC-Modell noch nicht zufriedenstellend wiedergegeben.

Die Abbildung zeigt Druckverteilungen und Wandstromlinienbilder der eingesetzten Modelle sowie das zugehörige Ölansichtbild der Flügeloberseite. Erkennbar sind die etwas unterschiedlich berechneten Stoßlagen und die mit den Nichtgleichgewichtsmodellen ermittelten schwächeren Ablösezonon (stoßinduzierte und Hinterkantenablösung). Das Experiment zeigt hier nur sehr schwache Ablösung an der Flügelhinterkante.

$$M_{\infty} = 0.75 \quad \alpha = 0.93^\circ \quad Re = 3.0 \cdot 10^6 \quad x_{trans} = .15/.25$$

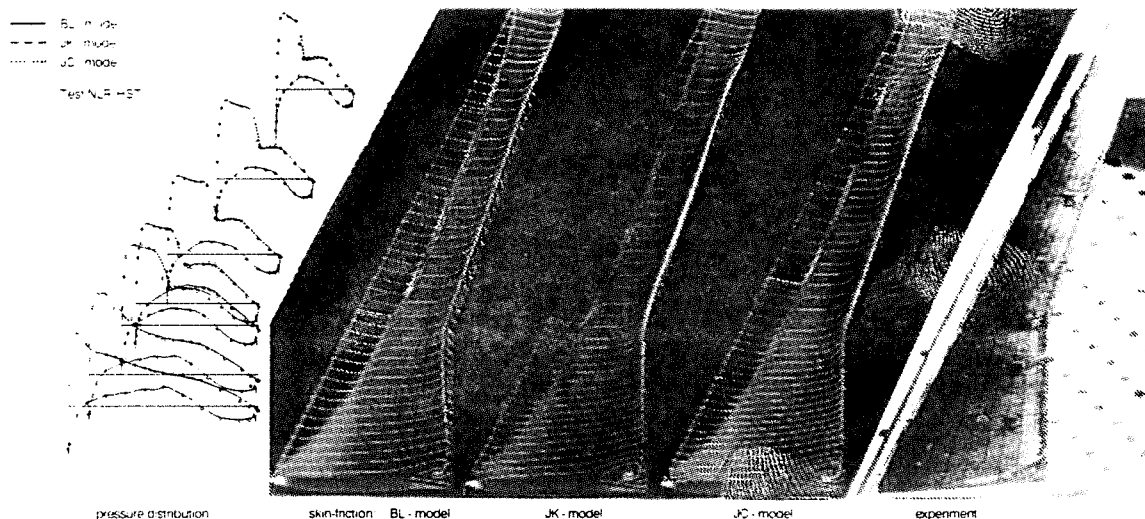


Bild 1: Einfluß der Turbulenzmodellierung (DLR-F4 Flügel/Rumpf-Kombination)

Literatur

- [1] E.Elsholz, D.John, C.Hünecke: Navier-Stokes Lösungen für eine Flügel-Rumpf-Konfiguration. DA-Rep. EF-1 - 1943, März 1993
- [2] W.Lazik: Erweiterung eines algebraischen Nichtgleichgewichts-Turbulenzmodells für transsonische Flügelströmungen. Diplomarbeit TU-Berlin, 1993
- [3] E.Elsholz, J.M.A.Longo: Navier-Stokes Simulation of a Transonic Wing-body Configuration. 1993 European Forum "Recent Developments and Applications in Aeronautical CFD", Sept. 1-3, 1993, Bristol, UK

Weiteres Vorgehen

- Übertragung der Modelle für DA-code NS-MELINA
- Untersuchungen zum Netzeinfluß auf die Turbulenzmodellierung
- Modifikation der Nichtgleichgewichtsmodelle für Cross-flow-Ablösung und Erweiterung zur Erfassung von Anisotropie-Effekten
- Einführen von Transportmodellen

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Willy Fritz

Institution

Dornier Luftfahrt GmbH

Adresse

D-88039 Friedrichshafen

Telefon 07545-8-4396

Telefax 07545-8-4411

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation der viskosen Strömung
um Hochauftriebssysteme

Ausgangssituation

Ein blockstrukturiertes 2-D Navier Stokes Verfahren, welches bisher erfolgreich sowohl an generischen als auch an realistischen, aus 2 Elementen bestehenden Hochauftriebssystemen erprobt wurde, wurde so erweitert, daß es für Hochauftriebssysteme, welche aus beliebig vielen Komponenten bestehen können, eingesetzt werden kann.

Ziel

Zuverlässige Berechnung der Auftriebscharakteristik und des Maximalauftriebes von realistischen Hochauftriebssystemen.

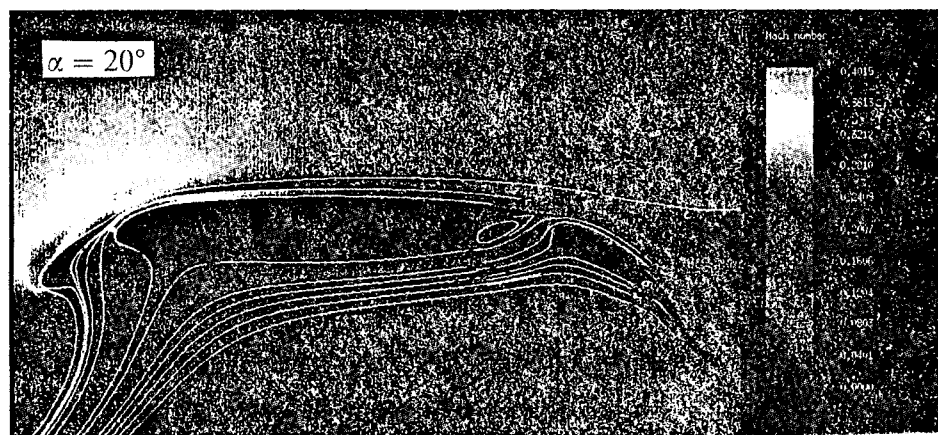
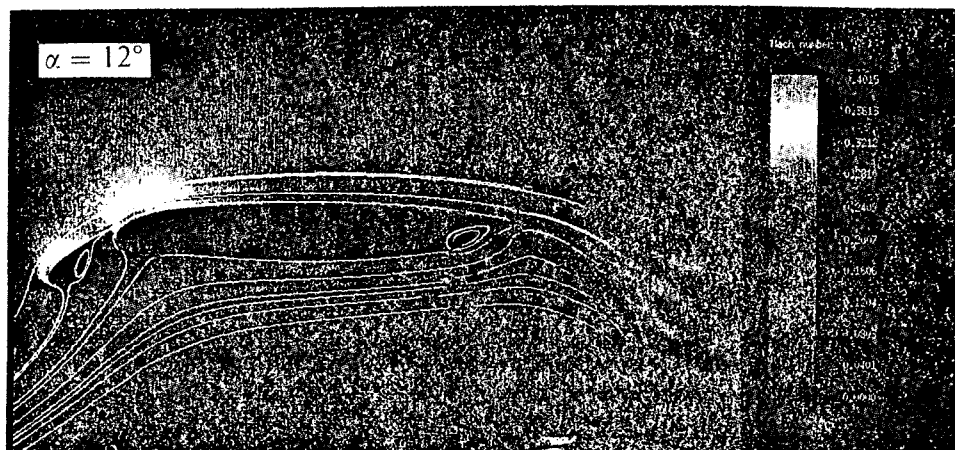
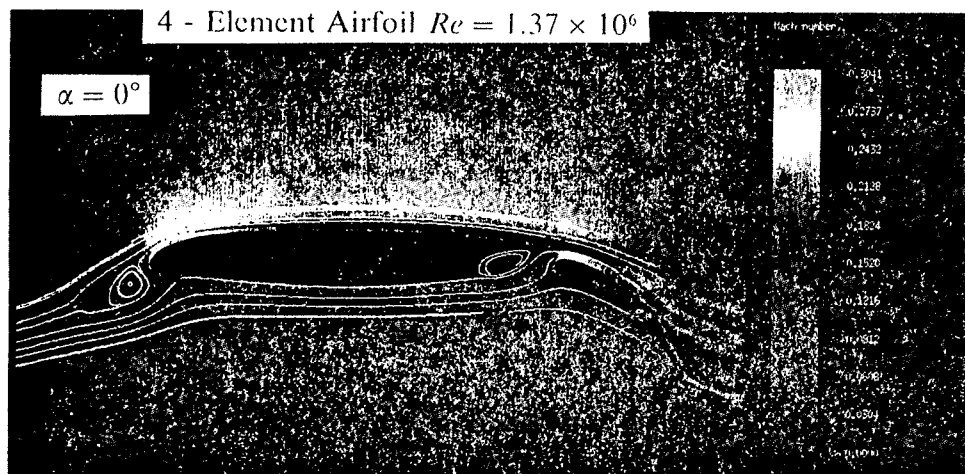
Lösungsweg

Lösung der Reynold's gemittelten Navier Stokes Gleichungen in blockstrukturierten Netzen mittels der finiten Volumen Technik. Die in der Zeit hyperbolischen Gleichungen werden mit einem Runge-Kutta ähnlichen, expliziten Mehrschrittverfahren unter Verwendung der Multi-Grid Strategie numerisch gelöst. Die Berücksichtigung der Turbulenz erfolgt über das "Eddy Viscosity" Prinzip, wobei die zusätzliche turbulente Wirbelviskosität entweder über ein algebraisches (Baldwin-Lomax) Turbulenzmodell oder über ein 2-Gleichungsmodell (Lam/Bremhorst $k - \epsilon$) ermittelt werden kann.

Infolge der Anwendung einer völlig beliebigen Blockstruktur kann der Strömungslöser für beliebig komplizierte Konfigurationen eingesetzt werden, sofern die Erstellung eines strukturierten Netzes möglich ist. Für die Anwendung auf realistische Hochauftriebssysteme liegen die Probleme neben der Turbulenzmodellierung vorwiegend in der Netzerstellung. Hierzu werden verschiedene Techniken und Methoden vorgestellt.

Ergebnis

Es werden Ergebnisse für realistische, aus 2, 3 und 4 Elementen bestehenden Hochauftriebssysteme bei verschiedenen Anstellwinkeln bis hin zum Maximalauftrieb präsentiert. Vergleiche zwischen den gerechneten und gemessenen Druckverteilungen zeigen durchweg eine gute bis sehr gute Übereinstimmung. Die ebenfalls gezeigten Stromlinienbilder ermöglichen vor allem im hohen Anstellwinkelbereich einige interessante Einblicke in die Umströmung von Hochauftriebssystemen. So zeigt die Abbildung die Stromlinien und die Machzahlverteilung um ein 4-elementiges Hochauftriebssystem bei verschiedenen Anstellwinkeln. Hier ist deutlich zu erkennen, wie die Ablöseblase an der Vorflügelunterseite mit zunehmendem Anstellwinkel immer kleiner wird und schließlich ganz verschwindet.



Literatur

W. Fritz: "Numerical Simulation of 2-D Turbulent Flow Fields with Strong Separation" ICAS Paper ICAS-88-4.6.4 16th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Aug. 28/Sept. 2, 1988, Jerusalem, Israel

W. Fritz: "Calculation of Maximum and High Lift Characteristics of Multi Element Airfoils" Vortrag Nr. 5 bei AGARD 71st Fluid Dynamics Panel Meeting and Symposium on High-Lift System Aerodynamics, Banff, Canada 1992

Weiteres Vorgehen

Verbesserung der Turbulenzmodellierung ($k - \tau$) Modell, Optimierung der Netzerstellung.

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. M. Lühmann

Institution

Deutsche Aerospace Airbus GmbH

Adresse

Hünefeldstr. 1-5
D-28183 Bremen

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

weitere Partner

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

Thema

Simulation von Reibungseffekten im 3-D Euler-Verfahren MELINA unter Anwendung des Aufdickungs und Ausströmkonzeptes.

Ausgangssituation

Zur Berechnung transsonischer 3-D Strömungen wird bei der Deutschen Aerospace Airbus GmbH das numerische Verfahren MELINA eingesetzt. Das Verfahren MELINA kann im Navier-Stokes oder Euler-Modus betrieben werden. Wird der Euler-Modus gewählt, so werden zunächst keine Reibungseffekte berücksichtigt. Durch die bisher eingesetzten Methoden der Entwölbung und der Aufdickung auf dem Profil standen verschiedene Möglichkeiten der Reibungssimulation zur Verfügung. Der Vorteil dieser vereinfachten Reibungssimulation besteht in einer kürzeren Rechenzeit und einer einfacheren Netzgenerierung gegenüber dem Navier-Stokes-Verfahren. Es zeigte sich, daß es durch diese Simulation möglich ist, auf dem tragenden Teil, dem Flügel, bessere Übereinstimmungen mit Messungen zu erreichen. Beim Aufdickungskonzept blieb allerdings bislang der Nachlauf hinter dem Flügel unberücksichtigt, und durch das Entwölbungskonzept konnte die Dickenwirkung des Nachlaufes nicht im ausreichendem Maße berücksichtigt werden. Beides führte auf unerwünschte Abweichungen zwischen Messung und Rechnung.

Ziel

Implementierung eines Konzeptes zur Simulation der Reibungseffekte in dem zunächst reibungsfrei arbeitenden Euler-verfahren. Ermittlung der Reibungseffekte durch eine Grenzschichtrechnung, wobei ein Nachlauf eingeschlossen werden soll.

Lösungsweg

Ergebnisse der in [1] vorgestellten 2-D Untersuchungen sollen als Ausgangsbasis für die 3-dimensionalen Betrachtungen verwendet werden. Die 2-D Untersuchungen zeigten, daß durch eine Nachlaufberücksichtigung eine Verbesserung der Strömungssimulation zu erreichen ist. Eine verbesserte Grenzschichtsimulation im Euler-Verfahren durch Übergang auf das

Ausströmkonzept bestätigte ebenfalls diese Resultate. Es zeigte sich für beide Konzepte jeweils eine Anhebung des Hinterkantendruckes sowie eine Annäherung der Druckverteilungen im Bereich der Profilhinterkante im Vergleich zur Rechnung ohne Nachlauf. Ebenso wurde bei transsonischen Fällen eine Verschiebung der Stoßlage in Richtung der Messung erreicht. Als Vorteilhaft wurde das Ausströmkonzept angesehen. Mit diesem Konzept wird eine vereinfachte Behandlung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz ermöglicht. Dies resultiert wiederum in der Möglichkeit der einfachen Modifikation der Grenzschichtinformationen während des Iterationsprozesses des Euler-Verfahrens. Diese Vorgehensweise wird durch das Aufdickungskonzept nur ermöglicht, wenn eine Adaption des Rechennetzes durchgeführt wird.

Ergebnisse

Ergebnisse werden für den 2-D Fall aufgezeigt. Es werden hier die Druckverteilungen für einen subsonischen Fall mit experimentellen Ergebnissen verglichen. Es kann insbesondere für das Ausströmkonzept eine hohe Übereinstimmung mit der Messung festgestellt werden.

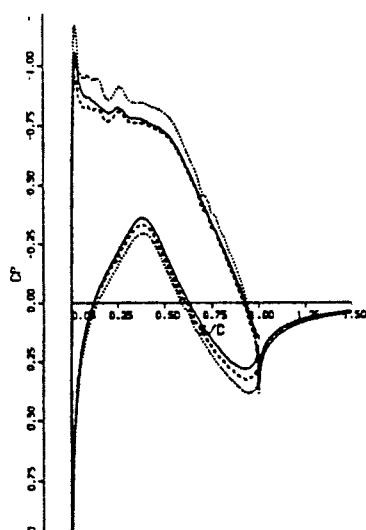


Bild 1: Aufdickungskonzept

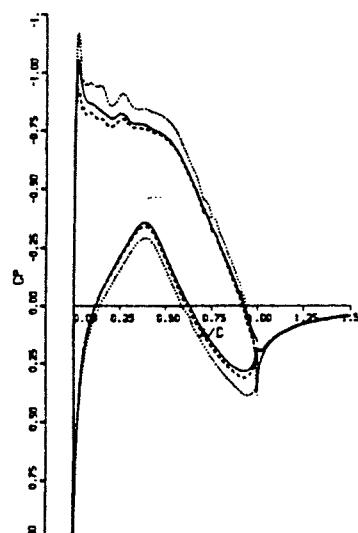


Bild 2: Ausströmkonzept

— Messung
 — reibungsfreie Euler-Rechnung
 — Euler-Rechnung mit Simulation einer Grenzschicht

Literatur

- [1] Lühmann, M. Rill, S. "Verbesserung der Ergebnisgenauigkeit von Euler-Verfahren durch Nachlaufuntersuchungen anhand der stationären Kutta-Bedingung", DGLR Paper 92-04-033. 8. DGLR-Fachsymposium STAB, Köln, Nov. 1992.
- [2] Becker, K. "Interaktive Algebraic Mesh Generation for Twin Jet Transport Aircraft", Proc. 3rd Int. Conf. Num. Meth. Grid Generation, Barcelona, June 1991.

weiteres Vorgehen

3-D Grenzschichtsimulation durch das Ausströmkonzept

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner U.R. Müller, H.Henke, L. Tichy

Institution Deutsche Aerospace Airbus GmbH

Adresse Hünefeldstr. 1–5, 28183 Bremen

Telefon 0421–5383902

Telefax 0421–5384998

weitere Partner

Thema **Validation eines Berechnungsverfahrens für instationäre transsonische Tragflügelströmung**

Ausgangssituation

Der Nachweis der Flattersicherheit von Transporterflügeln erfordert instationäre aerodynamische Berechnungsverfahren, die im kritischen transsonischen Geschwindigkeitsbereich auch eine starke Stoß–Grenzschicht–Wechselwirkung simulieren können. Dabei sind unterschiedlichste elastische Schwingungsformen des Flügels wie zum Beispiel Biegung und Torsion zu berücksichtigen.

Ziel

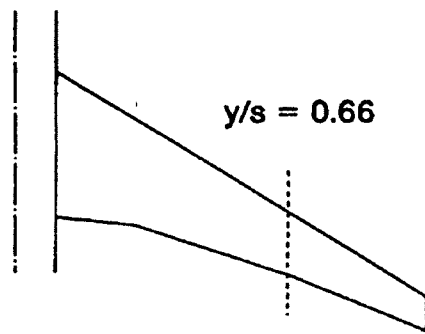
Ein modernes industrielles Berechnungsverfahren [1], das die reibungsfreien/reibungsbehafteten Strömungsbereiche interaktiv koppelt, soll anhand von Meßdaten validiert werden. Es stehen Daten einer Windkanalversuchsreihe an einem superkritischen Flügel zur Verfügung [2]. Es wird angestrebt, die Einsatzreife des Rechenverfahrens über einen größeren Machzahlbereich aufzuzeigen.

Lösungsweg

Ein Berechnungsverfahren zur Lösung der Transsonischen Störpotentialgleichung (TSP) für dreidimensionale instationäre Strömungen wurde mit einem Grenzschicht–Integralverfahren gekoppelt. Der hier entwickelte implizite Kopplungsmodus ermöglicht die simultane Lösung eines ADI–Normal–Sweeps des TSP–Verfahrens wie auch der Grenzschicht. Dadurch wird die Konvergenz gegenüber alternierenden reibungsfreien und reibungsbehafteten Berechnungen erheblich verbessert und im Fall deutlicher Strömungsablösung überhaupt erst erreicht. Durch die Simultankopplung wird die Goldstein–Singularität behoben und es können stoßinduzierte oder Hinterkantenablösungen erfaßt werden. Zur Zeit ist ein zweidimensionales Grenzschichtverfahren schnittweise eingearbeitet, das auch Optionen für laminare und turbulente Nichtgleichgewichtsströmungen enthält. Der modulare Aufbau des Verfahrens läßt die Verwendung anderer Turbulenzmodelle problemlos zu.

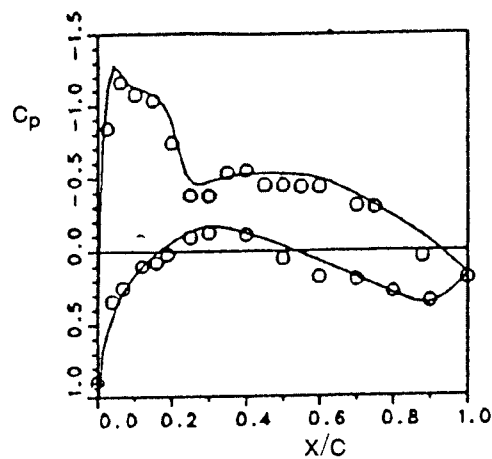
Die Windkanalversuchsreihen des Aeroelastischen Modellprogramms (AMP), [2], wurden für stationäre und instationäre Fälle numerisch nachvollzogen. Die Machzahlen variierten in transsonischen Bereich, und für zwei Schwingungsformen wurden Rechnungen bei reduzierten Frequenzen bis $k=0.6$ durchgeführt.

Ergebnis Vergleich berechneter und gemessener stationärer und instationärer Druckverteilungen

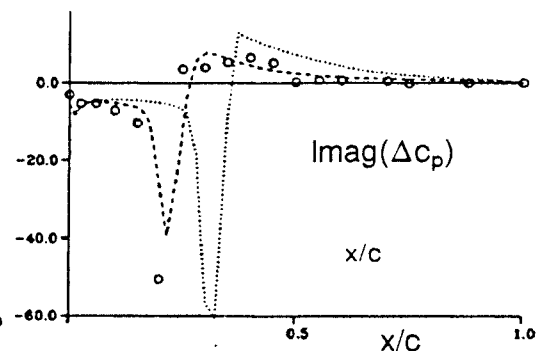
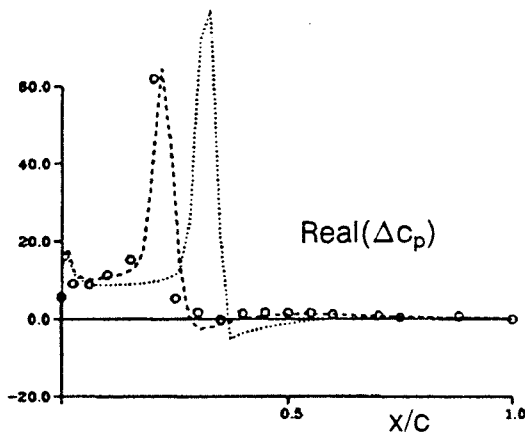


$M = 0.78$
 $\alpha = 2.84^\circ$
 $k = 0.614$
 $Re = 3 \cdot 10^6$

Flügel des Aeroelastischen Modellprogramms



Stationäre Druckverteilung bei $\eta=0.66$
 o Experiment
 — Kopplungsrechnung



Erste Harmonische der instationären Drücke bei $\eta=0.66$, normiert auf die Anregungsamplitude. o Experiment ; Rechnung, reibungsfrei (TSP) ; - - 3D-Kopplungsrechnung

Literatur

- [1] Henke, H., Müller, U.R. (1993) Progress in unsteady transonic viscous-inviscid computational methods. Intern. Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Straßburg.
- [2] Zingel, H. (1991) Measurement of steady and unsteady airloads on a stiffness scaled model of a modern transport aircraft wing. Intern. Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, DGLR Bericht 91-06.

weiteres Vorgehen

Das bestehende Berechnungsverfahren soll durch eine weitere Grenzschichtroutine ergänzt werden, die für die Behandlung massiver Ablösung geeignet ist. Der Einsatz erfolgt bei hohen transsonischen Machzahlen. Danach ist der Einbau eines dreidimensionalen Grenzschichtverfahrens vorgesehen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. H. Otto

Institution DLR - Hauptabteilung Windkanäle

Adresse Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Telefon 0531/295 2460
Telefax 0531/295 2829

weitere Partner

Thema Strömungssichtbarmachung an rotierenden Modellen

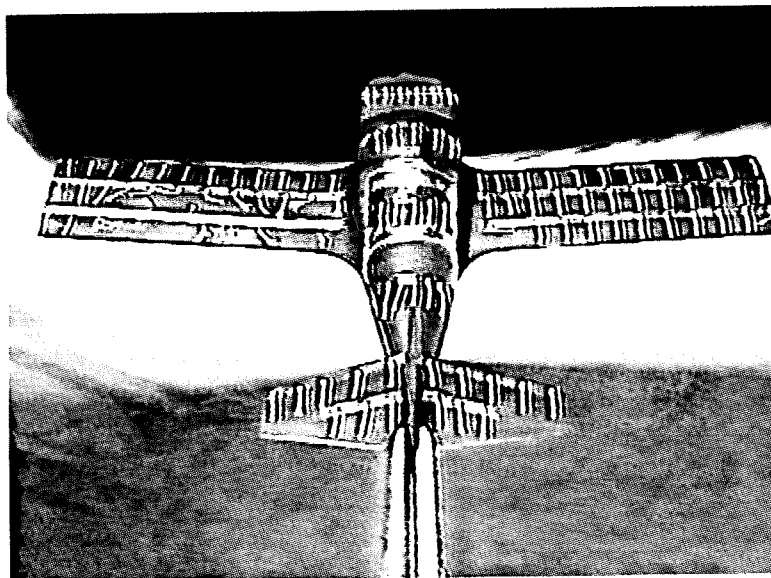
Ausgangssituation Zum besseren Verständnis der Ergebnisse von Kraftmessungen an rollenden oder trudelnden Modellen im Windkanal ist die Sichtbarmachung Modellumströmung erforderlich.

Ziel Sichtbarmachung der Strömung an der Oberfläche von rotierenden Modellen mit Fädchen und Videokamera.

Lösungsweg Zur Erstellung von Fädchenaufnahmen an rotierenden Modellen muß die Videokamera zusammen mit dem Modell rotieren. Bei der Roll- und Trudelwaage RTD im Niedergeschwindigkeits-Windkanal NWB in Braunschweig wird eine geeignete Videokamera an der rotierenden Kreisbogenführung befestigt, die den Stiel mit Modell trägt. Die Strömungsversorgung der Kamera und die Übertragung der Videobilder zum erdfesten Videorecorder erfolgen über Schleifringe

Ergebnis

Im Rahmen einer Kooperation mit CAE (China) wurden an einem Prinzipmodell Kraftmessungen und Strömungssichtbarmachungen durchgeführt. Die Strömungsbilder wurden auf einem Video aufgezeichnet. Das beigefügte Bild₁ zeigt den Strömungszustand bei $\alpha = 8$ und $n = 120 \text{ min}^{-1}$.



Literatur

weiteres Vorgehen

Datum

19.8.93

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

R. Rebstock

Institution:

DLR WT-WK-KKK

Adresse:

Linder Höhe
51147 Köln

Tel.: 02203-601-2291

Fax: 02203-695961

weitere Partner:

DASA-Bremen

Thema:

Simulation hoher Reynoldszahlen an einem A310-Modell

Ausgangssituation:

An einem A310-Modell werden Reynoldszahleffekte und Machzahleffekte separiert und der Einfluß von unterschiedlichen Transitionsfixierungen gemessen.

Ziel:

Validierungsmessungen für zukünftige Entwicklungsvorhaben, Vergleiche mit anderen Windkanälen.

Lösungsweg:

Im KKK ist es möglich, durch Absenkung der Temperatur die kinematische Zähigkeit des Testgases zu verändern und somit die Reynoldszahl und Machzahl voneinander zu entkoppeln. Mit einem A310-Modell konnten Reynoldszahlen bis $Re = 5.9 \cdot 10^6$ bei $Ma = 0.3$ simuliert werden. Die Transition auf dem Flügel wurde unterschiedlich beeinflusst:

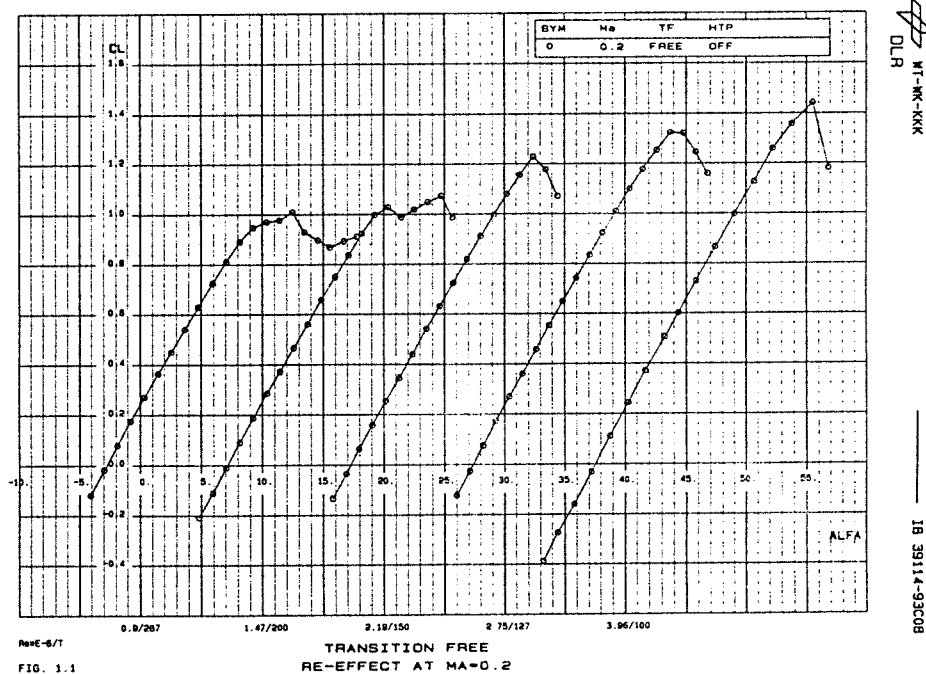
- Fixierte Transition mit errechneter Korngröße für $Re = 5.9 \cdot 10^6$
- Fixierte Transition mit 30% größerem Korndurchmesser
- Freie Transition

Ergebnis:

Die Wirksamkeit der unterschiedlichen Beeinflussung der Transition läßt sich u.a. am Widerstand nachweisen. Der

geringste Widerstand wird mit freier Transition, der höchste Widerstand mit fixierter Transition und dem größeren Korndurchmesser gemessen. Im Ca_{max} werden die Ergebnisse durch die Fixierung der Transition verfälscht. Die maximalen Auftriebsbeiwerte mit der fixierten Transition und dem größeren Korndurchmesser liegen ca. 10 % unter denen mit freier Transition.

Die Messungen aus dem DNW mit einer maximalen Reynoldszahl von $3.2 \cdot 10^6$ stimmen im $dCa/d\alpha$ sehr gut überein. Geringe Abweichungen im Ca_{max} sind möglicherweise auf eine unterschiedliche Fixierung der Transition zurückzuführen.



Literatur:

- | | |
|--------------|--------------------------------------|
| Rebstock, R. | Test on the A310 Cryogenic Model |
| Wichmann, K. | DLR IB 39114-93C08, Köln-Porz (1993) |

Mitteilung

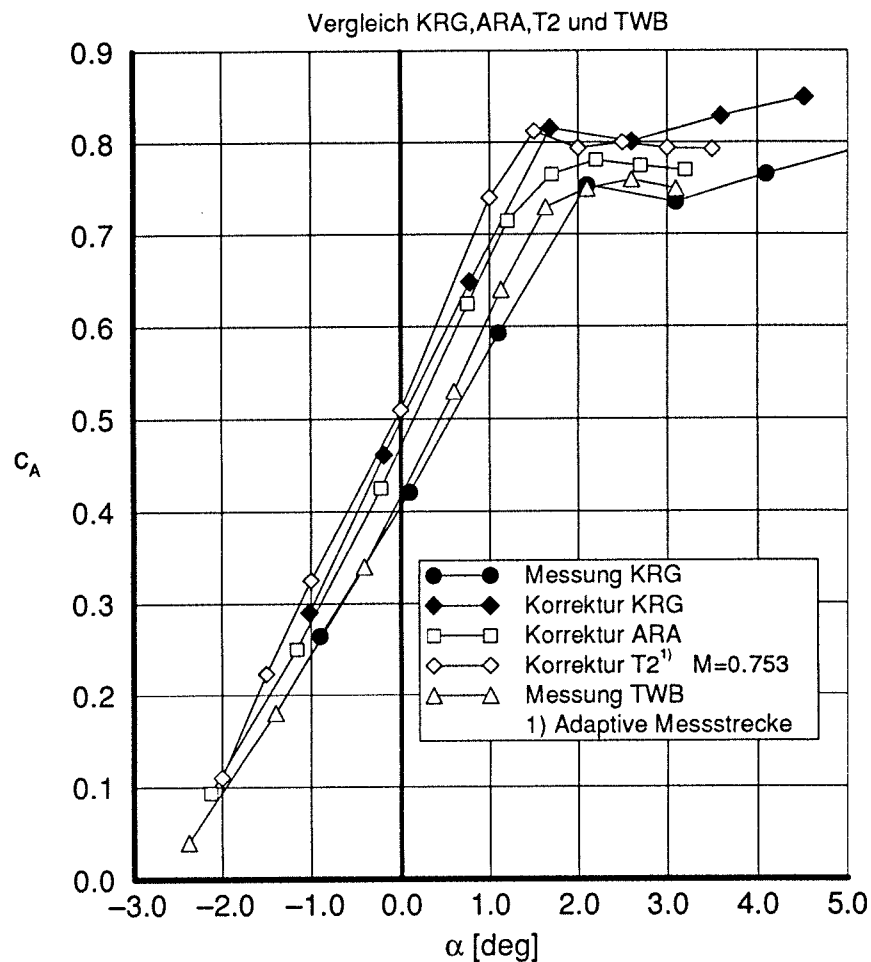
Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dr. H. Rosemann, Dr. E. Stanewsky		
Institution	DLR, SM-SM		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	0551-709-2260
		Telefax	0551-709-2811
weitere Partner			
Thema	Kryogener Rohrwindkanal Göttingen (KRG) — Status und erste Ergebnisse—		
Ausgangssituation	Die Divergenz der geschlitzten Meßstrecke des KRG war nach vorangegangenen Messungen korrigiert worden. Danach waren Kalibrierungen und Vergleichsmessungen durchzuführen.		
Ziel	Die Variation der Strömungsgrößen in der Meßstrecke, insbesondere die Machzahlverteilung in Strömungsrichtung sollten bestimmt werden. Mit Hilfe von bereits in anderen Windkanälen vermessenen Modellen sollte die Qualität der Meßergebnisse nachgewiesen werden.		
Lösungsweg	Es wurden Messungen der Wanddruckverteilung in der leeren Meßstrecke bei den verschiedenen Betriebszuständen des Kanals im Bereich $0.3 \leq Ma \leq 0.9$ und $30 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1} \leq Re \leq 200 \cdot 10^6 \text{ m}^{-1}$ durchgeführt. Als Modell für Vergleichsmessungen wurde das CAST-7 Profil ausgewählt, da hierfür bereits viele Ergebnisse aus anderen Windkanälen vorliegen. Im wesentlichen wurden Druckverteilungen bei $Re = 6 \cdot 10^6$ mit bei 7% fixierter Transition gemessen, da dies auch die Bedingungen für die meisten Vergleichsergebnisse waren.		

Ergebnis

Die erreichte Machzahlkonstanz in der Meßstrecke entspricht den Anforderungen. Abhängigkeiten von der Temperatur oder der Reynoldszahl wurden nicht beobachtet.

Wegen der relativ großen Profiltiefe des verwendeten Modells (150 mm Profiltiefe bei 350 mm Kanalhöhe) wurden die Ergebnisse der Druckverteilungsmessungen mit Hilfe eines Wandkorrekturverfahrens korrigiert. Die Ergebnisse für die Polaren zeigen gute Übereinstimmung mit denen anderer Kanäle, insbesondere mit den ebenfalls korrigierten bzw. interferenzfreien Werten aus dem ARA-Kanal (DRA) und dem T2 (Onera).

Anstellwinkelpolare $M = 0.760$



Literatur

weiteres Vorgehen

Zur vollständigen Qualifikation der geschlitzten Meßstrecke stehen noch Nachlaufmessungen aus, die mit einem neuen Nachlaufrechen in 1994 durchgeführt werden sollen. Ebenfalls in 1994 wird die adaptive Meßstrecke des KRG fertiggestellt und in Betrieb genommen werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

Dr. G. Schewe

Institution:

DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon 0551-709 2423
Telefax 0551-709-2862

weitere Partner --

**Thema: Reynolds-Zahl-Effekte bei der Umströmung eines
 hochangestellten Profils**

Ausgangssituation

Der Hochdruckwindkanal der DLR in Göttingen bietet die Möglichkeit nur durch Variation von Strömungsgeschwindigkeit und Luftdichte einen Reynoldszahlbereich von drei Größenordnungen zu untersuchen.

Es gibt wenig Messungen an Profilen, die die Instationarität der globalen Kräfte analysieren.

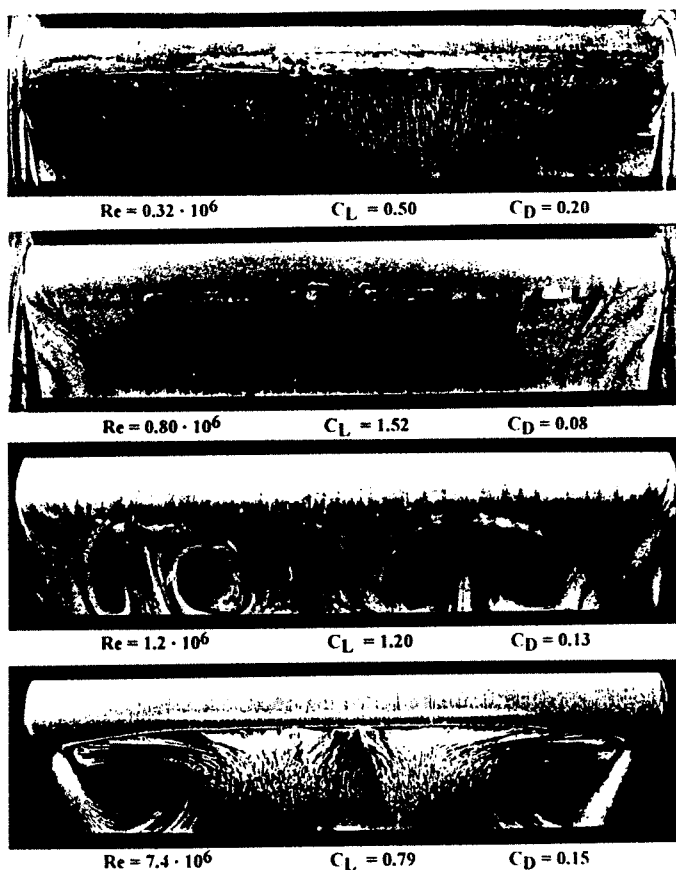
Ziel

- Auffinden von Re-Zahl-Effekten
- Sichtbarmachung von topologischen Änderungen der Strömung
- Untersuchung der instationären Prozesse im Hinblick auf aeroelastische Effekte

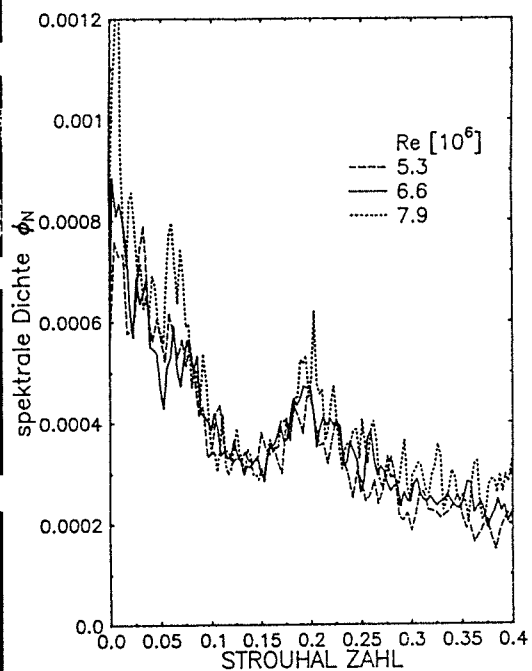
Lösungsweg

- Messung der Kräfte im Hochdruckkanal mit Hilfe einer Piezo-Mehrkomponentenwaage, die sich durch einen großen Dynamikbereich, geringe Interferenzen und eine hohe Eigenfrequenz auszeichnet. Die Analyse der Kraftsignale liefert: stationäre Kraftbeiwerte, Spektren und Strouhal-Zahlen
- Konzentration auf den hohen Anstellwinkel $\alpha = 12^\circ$, weil dort die größten Effekte bezüglich der Re-Zahl und der instationären Effekte zu erwarten sind.
- Aufnahme von Ölanstrichbildern

Ergebnis



Saugseite des Götting-Profiles $\alpha = 12^\circ$



Die Messungen wurden an einem dicken 2-dimensionalen Profil (Götting) im Bereich $5 \cdot 10^4 < Re < 10^7$ durchgeführt.

Für die Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ und $\alpha = 12^\circ$ wurden im kritischen Re -Zahlbereich ($Re = 4 \cdot 10^5$) diskontinuierliche Änderungen der Kraftbeiwerte beobachtet, die mit einer ausgeprägten Hysterese gekoppelt sind. Während für $\alpha = 0^\circ$ die Beiwerte im Bereich $4 \cdot 10^5 < Re < 2 \cdot 10^7$ konstant bleiben, kommt es bei dem hohen Anstellwinkel $\alpha = 12^\circ$ für $Re > 3 \cdot 10^6$ zu einem stufenweisen Abfall des Auftriebsbeiwertes von $C_A = 1,6$ auf $C_A (Re \cdot 10^7) = 0,9$.

Die einzelnen Zustände wurden durch Ölanstrichbilder sichtbar gemacht. Der stufenweise Abfall des Auftriebs ist gekoppelt mit 3-dimensionalen topologischen Strukturänderungen der abgelösten Strömung.

Im Hinblick auf die instationären Effekte wurden die Spektren der Kraftschwankungen aufgenommen. In dem Re -Zahlbereich in dem die Strömung bei $\alpha = 12^\circ$ abgelöst ist (d. h. $Re < 4 \cdot 10^5$, $Re > 3 \cdot 10^6$), konnten in den Spektren Peaks ($St \approx 0,2$; siehe Bild) gefunden werden, die auf instationäre Wirbelablösung zurückgeführt werden können.

Literatur --

Weiteres Vorgehen

Zur Zeit sind keine weiteren Untersuchungen geplant.

Februar 1994

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Professor Dr.-Ing. habil. G. H. Schnerr

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität Karlsruhe (TH)

Adresse Kaiserstraße 12
76128 Karlsruhe

Telefon 0721/608-3026
Telefax 0721/696727

weitere Partner Dr.-Ing. U. Dohrmann, Dipl.-Ing. O. Sadi

Thema Stoßstabilisierung im axialen Verdichtergitter durch passive Ventilation

Ausgangssituation

Bei der Überschallanströmung eines Verdichtergitters bilden sich instationäre Verdichtungsstöße aus, die einerseits höhere Druckverhältnisse ermöglichen, andererseits aber erhebliche dynamische Belastung der Schaufeln verursachen. Als Mechanismen sind sowohl die erzwungenen (Ablösung, Interferenz zweier aneinander vorbeilaufender Laufräder, ungleichmäßige Zuströmung), als auch die selbsterregten (Flattern) Instationaritäten möglich.

Bei der passiven Ventilation wird unter dem Stoßfußpunkt eine Kavität (Kammer) angeordnet und mit einer porösen Platte abgedeckt. Der Druckgradient über dem Stoß verursacht eine Sekundärströmung in der Kammer, die die Zuströmbedingungen vor dem Stoß verändert.

Ziel

Stabilisierung instationärer Verdichtungsstöße durch die passive Ventilation (Reduktion der Amplitude der Stoßbewegung).

Lösungsweg

Die Strömung durch einen Überschall-Verdichter wird in einem Gitterelement untersucht, in dem eine Saug- und eine Druckseite der Beschaukelung (Gitterpassage) bei Ähnlichkeit in Mach- und Reynoldszahl abgebildet wird. Diese Einschränkung ergibt sich aus den Abmessungen der zur Verfügung stehenden Meßstrecke des Überschall-Windkanals des Instituts und aus der Forderung nach größtmöglichen Abmessungen der Schaufeln. Die Sehnenlänge beträgt $c = 187.4 \text{ mm}$.

Die instationären Effekte werden mittels einer rotierenden Platte im Abströmbereich des Gitters erzeugt. Die Parameter sind:

- Ausgangskonfiguration des Stoßes
- die Stoßfrequenz
- die Länge der Ventilationskammer und
- der Gegendruck (die Anström-Machzahl M_1 und der statische Druck der Anströmung p_1 sind konstant).

Es werden Frequenzen zwischen 40 und 100 Hz untersucht. Die Stoßamplituden liegen zwischen 2% und 4% der Sehnenlänge. Die untersuchten Kammerlängen sind 16%, 21% und 32% der Sehnenlänge. Die Strömung wird mit Schlieren- und Interferenz-Meßtechniken visualisiert.

Ergebnis

Fig.1 zeigt einen instationären Verdichtungsstoß in der Gitterpassage ohne (links) und mit Ventilation (rechts). Die Frequenz beträgt $f = 60 \text{ Hz}$ und die Amplitude (ohne Ventilation) 4% der Sehnenlänge. Die Strömung kommt von links mit einer Machzahl von $M_1 = 1.3$. Die Profile sind einfache Keil-Kreisbogen-Profile. Die Reynoldszahl beträgt $Re_c = 2.9 \times 10^6$. Das statische Druckverhältnis ist $p_2/p_1 = 1.75$. Der Durchmesser des Sichtfensterbereichs beträgt 210 mm. Fig. 2 zeigt die Stoßoszillation nach der Schlieren-Streak-Methode bei der gleichen Frequenz ($f = 60 \text{ Hz}$) ohne (oben) und mit Ventilation (unten). Der Verdichtungsstoß wird mittels eines Schlitzes als Punkt auf den Film abgebildet, der senkrecht zur Stoßbewegung rotiert. Die Kammerlänge ist in beiden Fällen 32% der Sehnenlänge. Die relative Abnahme der Amplitude beträgt etwa 40 %.

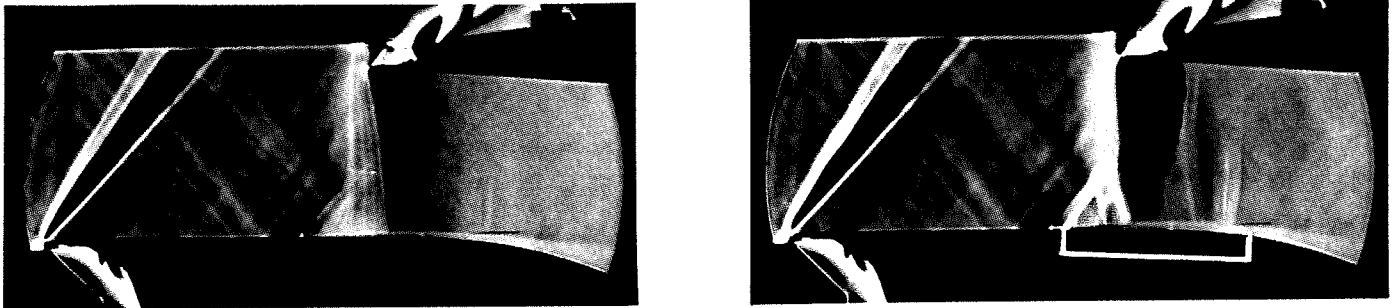


Fig.1: Schlierenbilder der instationären Strömung im Gitterelement ohne (links) und mit Ventilation (rechts), Frequenz $f = 60 \text{ Hz}$, $M_1 = 1.3$, $p_2/p_1 = 1.75$, Sehnenlänge $c = 187.4 \text{ mm}$, Kammerlänge $l_c = 0.32 c$



Fig.2: Schlieren-Streak-Aufnahmen des instationären Stoßes im Gitterelement ohne (oben) und mit Ventilation (unten), Frequenz $f = 60 \text{ Hz}$, $M_1 = 1.3$, $p_2/p_1 = 1.75$, Sehnenlänge $c = 187.4 \text{ mm}$, Kammerlänge $l_c = 0.32 c$

Literatur

- [1] Braun, W.:
"Experimentelle Untersuchungen der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung", Dissertation Universität Karlsruhe (TH), Fakultät für Maschinenbau, 1990
- [2] Schnerr, G.H., Dohrmann, U., Sadi, O., Zierep, J. :
"Numerical and Experimental Investigation of Passive Control of the Shock-Boundary Layer Interaction in a Transonic Compressor Cascade", Proceedings ICFM-II, Beijing, China, July 7-10, pp. 504-510, 1993

weiteres Vorgehen

Die passive Ventilation wird unter Variation der Anström-Machzahl und der Schaufelgeometrie (Vorkompressionsprofile) untersucht.

Förderung durch DFG

Mitteilung

Projektgruppe /	Flügel großer Streckung
Fachkreis	
Ansprechpartner	H. A. Schreiber
Institution	DLR, Institut für Antriebstechnik
Adresse	Deutsch Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. 51140 Köln
Telefon	02203 / 601 - 2263
Telefax	02203 / 601 - 2353
weitere Partner	
Thema	Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung in einem Überschallverdichtergitter mit Ablösung

Ausgangssituation:

Die Relativströmung durch die Beschaukelung von hochbelasteten Fans und Axialverdichtern erreicht transsonische und supersonische Geschwindigkeiten, wobei es vor und innerhalb der Schaufelpassagen zur Ausbildung von Verdichtungsstößen kommt. Bei der Wechselwirkung der Stöße mit den Profilhrenzschichten kommt es zum Teil zu nicht vermeidbaren starken Grenzschichtablösungen. Die starke Stoß-Grenzschicht Wechselwirkung bereitet bei einer gezielten Optimierung und der Leistungsvorhersage von Beschaukelungen erhebliche Schwierigkeiten.

Ziel:

- Klärung der strömungsphysikalischen Phänomene und der Verlustmechanismen der Stoß-Grenzschichtinterferenz im Verdichtergitter.
- Erarbeitung einer Datenbasis für die Validierung von Rechenverfahren.

Lösungsweg:

Am Modell eines ebenen Gitters werden experimentelle Untersuchungen durchgeführt, in dem auf der Profilsaugseite die Grenzschichtentwicklung über das Stoßsystem hinweg bis zur Profilhinterkante untersucht wird. Ausgewählt wurde eine Profilgeometrie, bei der durch eine isentrope Vorverdichtung auf der Saugseite der laminar-turbulente Grenzschichtumschlag vor der Interaktion sichergestellt ist. Zu den Untersuchungen gehören Druckverteilungs-, Nachlauf- und Grenzschichtmessungen sowie Visualisierungen mit Schlieren, Anstrichtechniken und Flüssigkristallen.

04.10.1993

AG STAB

Ergebnis:

Die Ergebnisse liefern die Entwicklung der Gesamtdruckverluste und der anteiligen Stoßverluste bei Zuströmmachzahlen von 1.38 bis 1.5 mit statischen Druckverhältnissen über 2.0. Dabei zeigte sich, daß bei dem entworfenen Fanprofil mit partieller Vorverdichtung Grenzschichtablösungen bis zu Anströmmachzahlen von 1.42 noch zu kontrollieren sind. Der Erholungsprozeß der geschwächten Grenzschicht stromab der starken Stoß-Wechselwirkung wird dabei deutlich durch eine Kontraktion der Stromschichtdicke in axialer Richtung beeinflusst. **Bild 1** zeigt für einen Testfall die Stoßkonfiguration im Gitter und die zugehörige Profilmachzahlverteilung.

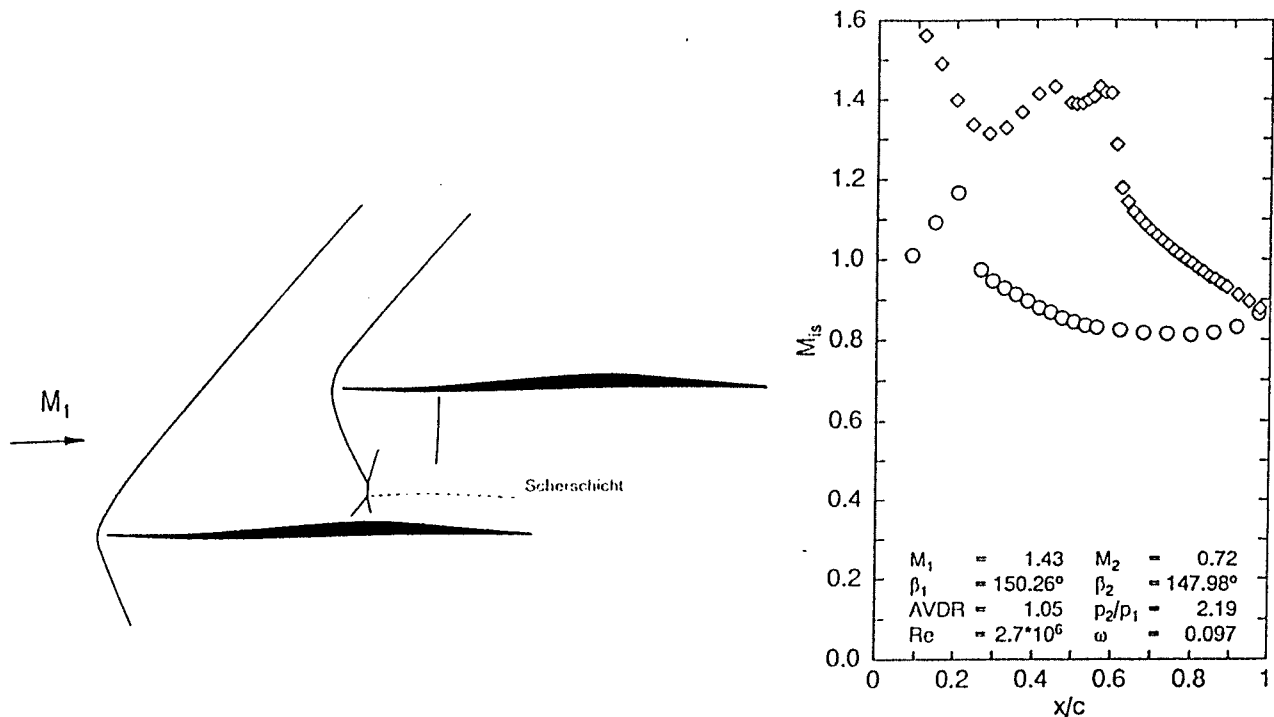


Bild 1: Verdichtungsstöße im Gitter und gemessene Profilmachzahlverteilung

Literatur: Schreiber, H.A., Starken, H.

"An Investigation of a Strong Shock-Wave Turbulent Boundary-Layer Interaction in a Supersonic Compressor Cascade", ASME Journal of Turbomachinery Vol. 114, No. 3, pp. 494 - 503, 1992

weiteres Vorgehen:

Vergleich der experimentellen Daten mit numerischen Rechnungen

Passive Beeinflussung der laminar-/turbulenten Stoßgrenzschicht-Wechselwirkung

04.10.1993

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. rer.nat. W. Send

Institution DLR-Institut für Aeroelastik

Adresse Bunsenstraße 10, D-37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2387

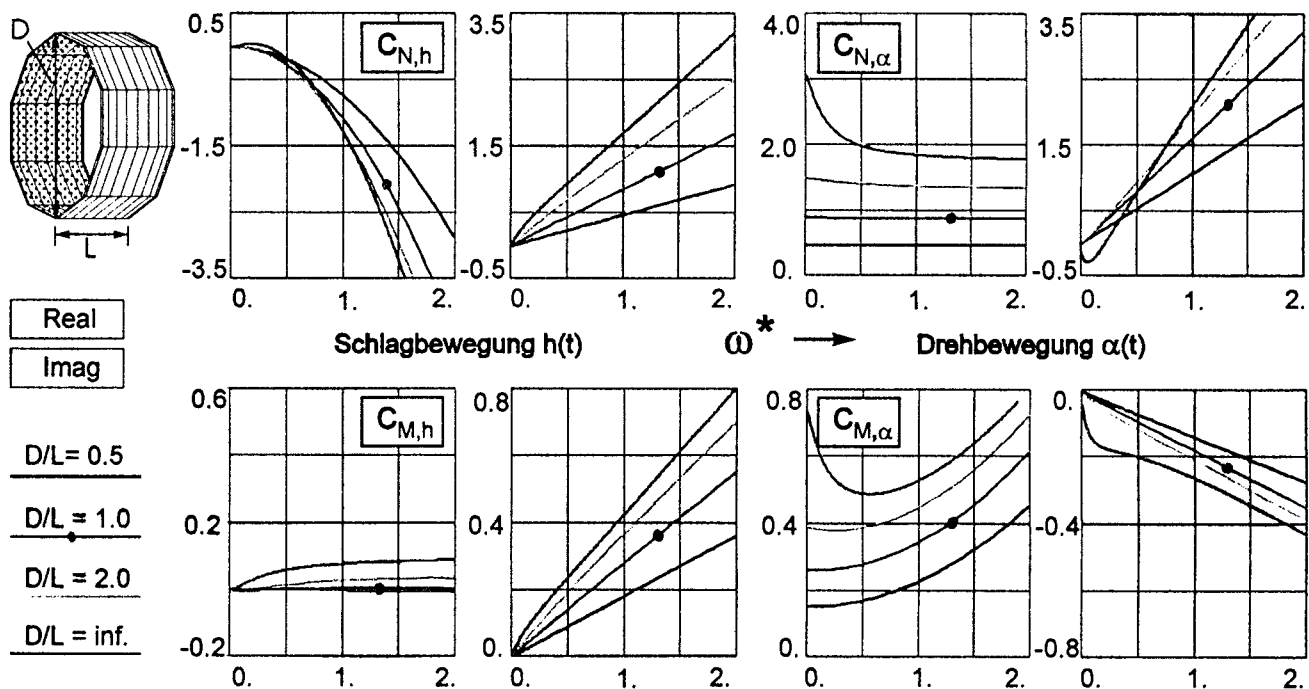
Telefax: 0551/709-2862

Weitere Partner Prof. Dr. H. Försching, Dr. R. Voß

Thema Berechnung der instationären Luftkräfte von Triebwerksgondeln für aeroelastische Stabilitätsuntersuchungen an Tragflächen

Ausgangssituation

Für theoretische Untersuchungen der Flutterstabilität von Konfigurationen Flügel mit Triebwerk ist zunächst eine Datenbasis erstellt worden, die die Luftkräfte der Triebwerksgondel als dünnen Ringflügel in inkompressibler Strömung enthält. Dargestellt sind die Daten für Drehung um die Mittelachse. Die reduzierte Frequenz ω^* ist bezogen auf $L/2$:



Auf dieser Basis sind die Stabilität der Gondel selbst sowie die Kombination Gondel mit Flügel untersucht worden. Als Freiheitsgrade der Bewegung werden Flügelbiegung und -torsion betrachtet. Dabei sind nun auch die wechselseitige Beeinflussung von Gondel und Tragfläche untersucht.

Ziel

Als Ziel wird weiterhin die Erstellung einer Datenbasis für den Ringflügel endlicher Dicke angestrebt, die auch den Unterschallbereich abdeckt. Mit diesen Daten und den Druckverteilungen eines 3D-Flügels (Airbus A320) sollen das Stabilitätsverhalten eines Flügels mit Triebwerk erneut systematisch untersucht werden. Der Einfluß der Interferenz soll dabei ebenfalls theoretisch und experimentell ermittelt werden.

Lösungsweg

Der Leser sei auf die Darstellung des Lösungsweges im Bericht 92 hingewiesen, der auch zahlreiche Literaturhinweise enthält.

Ergebnisse

Für den kompressiblen Ringflügel liegen erste Ergebnisse vor, die aber noch nicht gesichert sind. Sie zeigen die Wirkung der Iteration der Quelldichte und des Wirbeltransports in den globalen Größen. Für $D/L = 1$, Drehung um die Mittelachse und $\omega^* = 0.5$ sind Daten für Schlagen und Drehen gegeben. Verglichen sind die Werte mit Ergebnissen nach der Doublet-Lattice Methode (DLM). Beide Fälle haben vergleichbar genaue Rechengenauigkeiten. Bemerkenswert ist die recht geringe Phasenverschiebung, die kleiner ist als bei einem ebenen Profil.

Die Rechenzeit hängt von der Zahl der Flächenelemente in Flügeltiefe (IP) und Umfangsrichtung (JP) ab. Diese Zahlen sind unabhängig von der Feinheit des Netzes, mit dem der umgebende Raum zerlegt wird. Erfahrungen mit der erforderlichen Maschengröße des Netzes liegen noch nicht vor. Derzeit werden feine Netze verwendet, wie sie auch für Eulerrechnungen brauchbar sind. Die nachfolgende Tabelle zeigt beispielhaft den Einfluß von IP und JP auf Ergebnis und Rechenzeit für $Ma = 0$ (s. o.):

IP	JP	$C_{N,\alpha}$		$C_{M,\alpha}$		CPU
		Real	Imag	Real	Imag	
30	10	0.8429	0.7545	0.3133	-0.0879	1 min
30	20	0.8721	0.7852	0.3235	-0.0895	8 min
50	30	0.8917	0.7795	0.3315	-0.0878	81 min
60	40	0.8968	0.7780	0.3339	-0.0879	288 min

Drehen

It.	Ma	$C_{N,\alpha}$		$C_{M,\alpha}$	
		Real	Imag	Real	Imag
	0.0	0.8429	0.7545	0.3133	-0.0879
1	0.6	0.9382	0.9213	0.3774	-0.1222
2	0.6	0.9543	0.9672	0.3952	-0.1318
3	0.6	0.9567	0.9791	0.4007	-0.1342
1)	0.0	0.8935	0.8165	0.3095	-0.0627
1)	0.6	0.9775	0.8957	0.3535	-0.1283

It.	Ma	Betrag	Phase	Betrag	Phase
	0.0	1.1313	41.83	0.3254	-15.66
1	0.6	1.3150	44.48	0.3967	-17.94
2	0.6	1.3588	45.38	0.4166	-18.44
3	0.6	1.3689	45.66	0.4225	-18.51

Schlagen

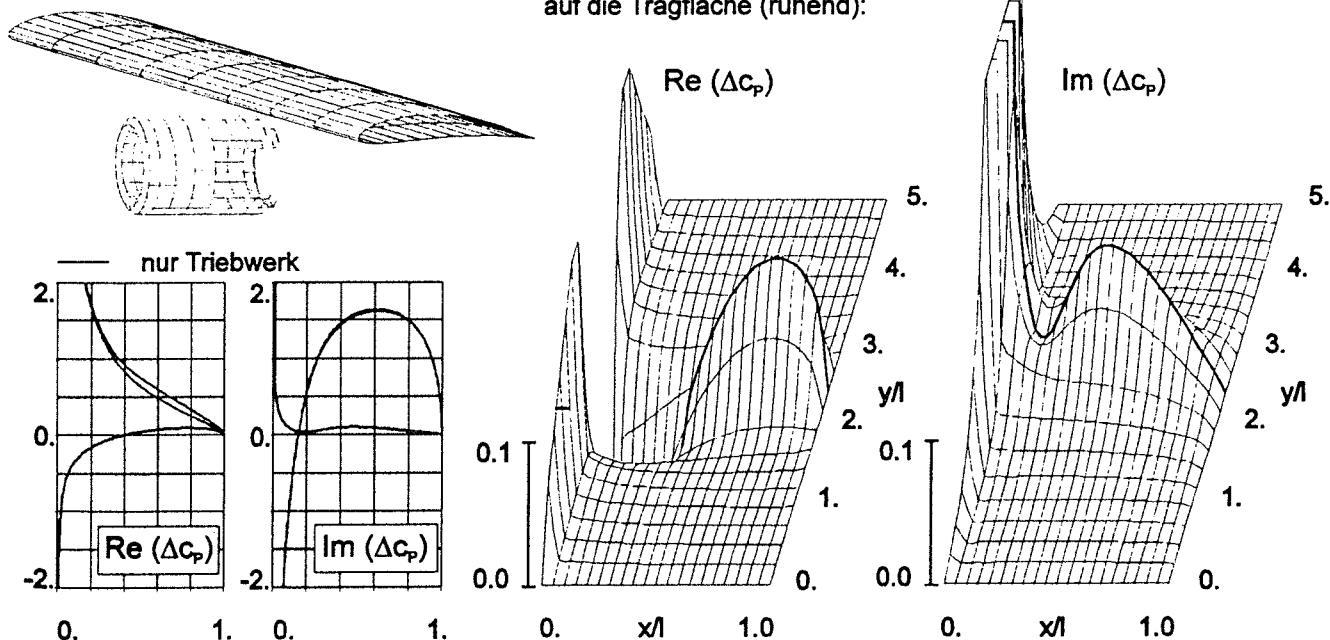
It.	Ma	$C_{N,h}$		$C_{M,h}$	
		Real	Imag	Real	Imag
	0.0	-0.2247	0.4140	0.0044	0.1440
1	0.6	-0.2673	0.4504	0.0127	0.1693
2	0.6	-0.2789	0.4545	0.0148	0.1757
3	0.6	-0.2815	0.4550	0.0153	0.1776
1)	0.0	-0.2646	0.4471	-0.0004	0.1437
1)	0.6	-0.2878	0.4771	0.0117	0.1600

It.	Ma	Betrag	Phase	Betrag	Phase
	0.0	0.4710	118.49	0.1440	88.21
1	0.6	0.5238	120.69	0.1698	85.70
2	0.6	0.5333	121.53	0.1763	85.17
3	0.6	0.5351	121.74	0.1783	85.07

1) Dünner Ringflügel, DLM nach Lu.

Für ein geplantes Experiment (Interferenz von Flügel und Triebwerksgondel) ist eine erste Studie über den seitlichen Einfluß des schwingenden Triebwerks angestellt worden. Das Seitenverhältnis des Flügels ist $\Lambda = 5$. Das Triebwerk mit $D/L = 0.5$ schwingt um eine Drehachse in der Hinterkante; ferner ist $\omega^* = 0.5$. Die Druckverteilung Δc_p im Mittelschnitt der Tragfläche ist zusätzlich in das Diagramm eingetragen, in dem Δc_p auf der Oberseite der Triebwerksgondel eingezeichnet ist. Eine Flügeltiefe links und rechts hat der seitliche Einfluß der Triebwerkschwingung deutlich abgenommen.

Einfluß der Triebwerkschwingung auf die Tragfläche (ruhend):



Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis
Ansprechpartner Dr.-Ing. M. Swoboda, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin

Adresse **Marchstr. 14, Sekr. F2,**
 10587 Berlin

Telefon: 030 / 314 23975
Telefax: 030 / 314 22866

Thema	Untersuchungen zur Stoß-Grenzschicht-Interferenz an einem Transsonik-Profil bei laminarer und turbulenter Anlaufströmung
-------	--

Ausgangssituation

Im Hinblick auf die Optimierung transsonischer Profile sind Kenntnisse über die Stoß-Grenzschicht-Interaktion von großer Bedeutung. Insbesondere bei Laminarprofilen kann eine laminare Grenzschicht u.U. bis zum Stoß aufrecht erhalten werden. Der hohe Druckanstieg über den Stoß zwingt die energieärmere laminare Grenzschicht zum Umschlag oder gar zur Ablösung. Somit können die wirtschaftlichen Vorteile eines Laminarflügels u.U. durch nachteilige Auswirkungen der Stoß-Grenzschicht-Interferenz verloren gehen

Ziel

Um die physikalischen Vorgänge im Stoß-Grenzschicht-Interferenzbereich detailliert erfassen zu können, müssen geeignete Meßmethoden eingesetzt werden, die insbesondere die instationären Effekte in diesem Bereich erfassen. Stationäre Meßverfahren (Druckmessung, Laser-Verfahren, Schlierenphotographie, Interferometrie, Strömungssichtbarmachung) zeigen deutliche Unterschiede zwischen der Anströmung bei freier Transition und der transitionsfixierten (Bild 1, 2). Eine eindeutige Detektion sowohl von Ablöse- als auch von Transitionsgebieten ist mit diesen Verfahren jedoch nicht möglich, daher müssen hier instationäre Meßverfahren verwendet werden.

Lösungsweg

An einem CAST7-Profilmodell ($100 \times 150 \text{ mm}^2$) wurden mehrere instationäre Oberflächenverfahren eingesetzt. Die Untersuchungen fanden am Transsschallkanal des ILR der TU-Berlin in einer adaptiven 2D-Meßstrecke (Querschnitt $150 \times 150 \text{ mm}^2$) statt. In Verbindung mit den vorhandenen Druckbohrungen des Profilmodells war es möglich, neuartige Piezo-Receiver zur Messung instationärer Drücke im Interferenzbereich einzusetzen. Eine andere instationäre Meßtechnik, die ebenfalls auf Piezofolien basiert, sind die sog. Piezo-Arrays. Aus der Piezofolie werden dazu problemangepaßte Arrays hergestellt. Bei den hier durchgeführten Messungen wurde ein Array mit 36 hintereinanderliegenden Einzelsensoren eingesetzt. Ein derartiger Einzelsensor registriert sowohl Druck-, Wandschubspannungs- als auch Temperaturschwankungen. Als drittes Verfahren wurden Heißfilm-Arrays zur Erfassung von Wandschubspannungsschwankungen im Interferenzbereich eingesetzt.

Ergebnis

Mit Hilfe der Piezo-Receiver, die mit den Druckbohrungen auf der Profiloberseite durch Druckschläuche verbunden war, konnten sowohl Ablösezone als auch Transitionsgebiete in einer anfänglich laminaren Strömung detektiert werden. Durch spezielle Analyseverfahren, die bei einer gleichzeitigen Aufnahme der Zeitfolgen mehrerer Sensoren des Piezo-Arrays eingesetzt werden können (Bild 3), war es ebenfalls möglich, Ablösezone zu detektieren (Bild 4). Die Superposition aller drei oben erwähnten Belastungsanteile im Sensorsignal kommt der Meßaufgabe speziell in transsonischen Strömungen entgegen. So wurde festgestellt, daß die Amplituden der Zeitsignale und damit die Leistung in den reinen Stoßsignalen im Fall der anfänglich laminaren Strömung um das Vielfache höher ist als im Fall der fixierten Transition. Die von den Heißfilmsensoren registrierten Wandschubspannungsschwankungen sind bei der anfänglich laminaren Anströmung in ihrer Leistung sehr viel höher als bei der Transitionsfixierung. Anhand der aus den Zeitsignalen berechneten Leistungsspektren wurde in der Ablöseblase ein Frequenzpeak von ca. 250 Hz festgestellt, der unabhängig von der Anströmmachzahl ist und die Eigenfrequenz der Ablöseblase darstellt. Desweiteren hat sich gezeigt, daß bei einer Verlagerung des Verdichtungsstoßes weit stromab, also bei höheren Anströmmachzahlen, die Strömung über einen langen Profiltiefenbereich laminar gehalten werden kann.

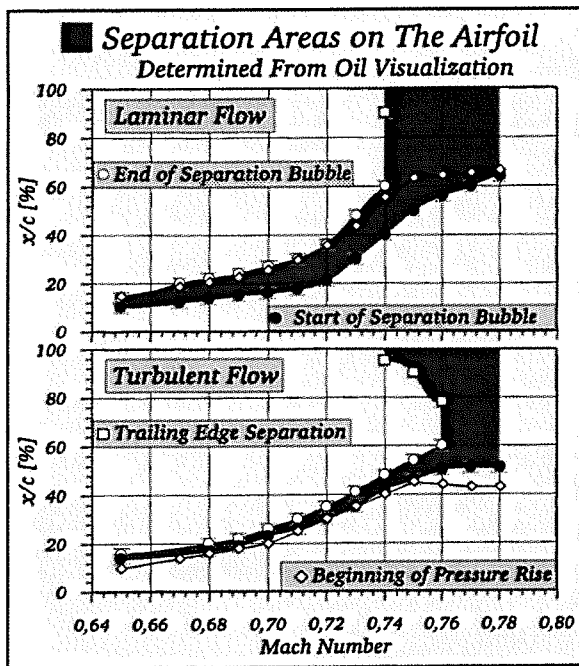


Bild 1

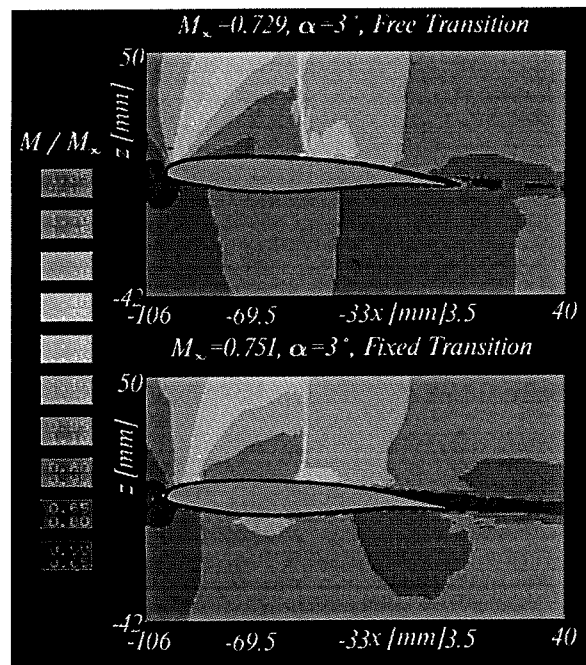


Bild 2

Bild 3

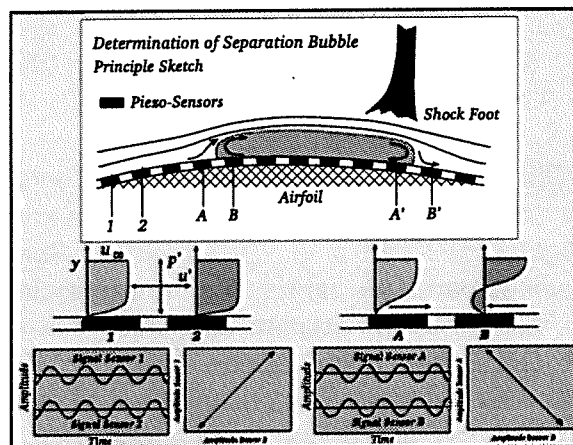
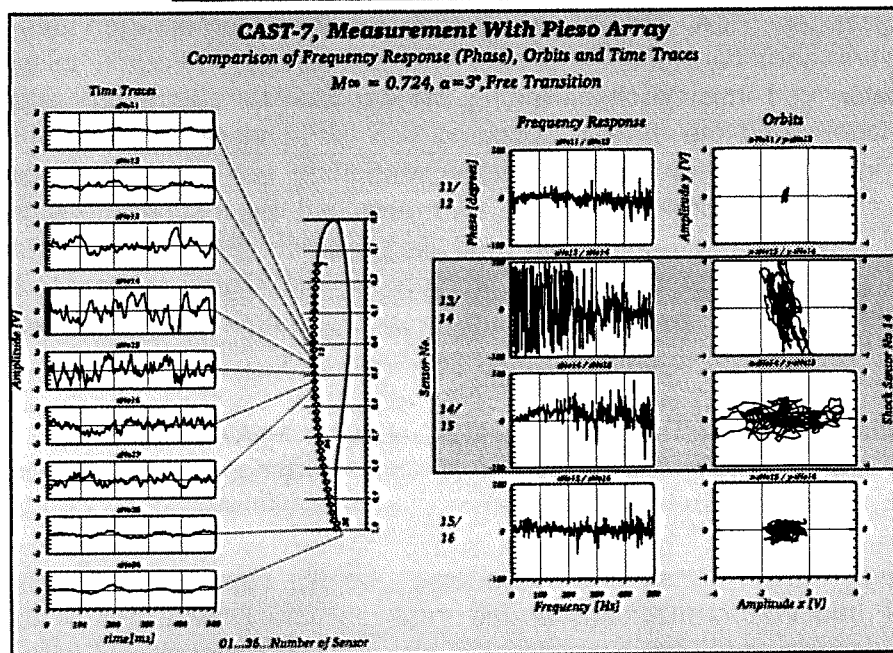


Bild 4



Literatur:

M. Swoboda: Zum Einfluß der Stoß-Grenzschicht-Interferenz auf transsonische Profilströmungen, Dissertation, TU-Berlin, 1993

Weiteres Vorgehen:

Untersuchungen an einem transsonischen Laminarprofil DLR-LV2

Datum:

25. August 1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. R. Voß	
Institution	DLR-Institut für Aeroelastik	
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen	Telefon: 0551/709-2411 Telefax: 0551/709-2862
Weitere Partner	Mitarbeiter des DLR-Instituts für Aeroelastik Mitarbeiter des DLR-Instituts für Strömungsmechanik	
Thema	Instationäre Aerodynamikverfahren und numerische aeroelastische Simulation – das Projekt CASWING	

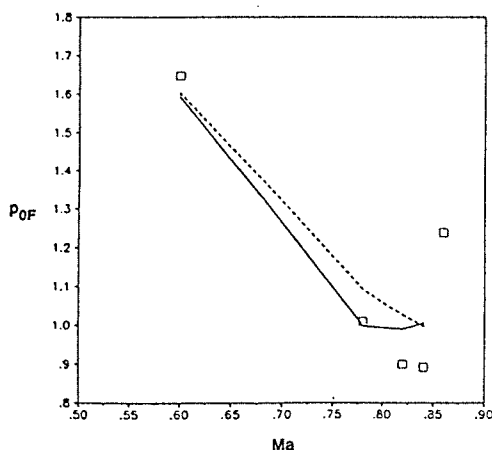
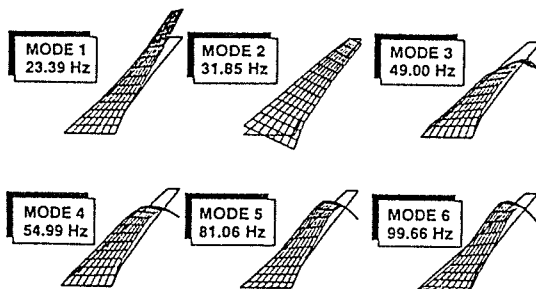
Ausgangssituation Die zunehmende Größe moderner Transportflugzeuge wirft immer stärker werdende aeroelastische Probleme auf, die mit herkömmlichen Berechnungsmethoden nicht mehr befriedigend zu lösen sind. Vor allem auf Seiten der instationären Aerodynamik mangelt es an einsetzbaren Verfahren für transsonische und abgelöste Strömungen an komplexen interferierenden schwingenden Auftriebssystemen, wie z.B. superkritischer Flügel mit Triebwerken. Die immer noch übliche Benutzung linearisierter Aerodynamikverfahren mit unzureichender Erfassung transsonischer Effekte sowie starker geometrischer Vereinfachungen (Beschränkung auf dünne Auftriebsflächen) können bei zukünftigen großen Flugzeugen (FLA, UHCA) zu deutlich falschen Vorhersagen des Flatterverhaltens führen. Andere aeroelastische Probleme, wie selbstinduzierte (durch lokale Ablösungen) Instationaritäten und ihre Wechselwirkung mit der Struktur (Buffeting) erfordern z.T. Navier-Stokes Verfahren und die direkte Kopplung von instationärer Aerodynamik- und Strukturdynamikrechnung. Anstelle solcher direkter Kopplung verwenden klassische Flatterrechnungen instationäre Luftkräfte aus rein harmonischen Eigenschwingungsformen, mit denen die elastischen Strukturschwingungen modelliert werden. Sie sind daher streng nur im Flatterpunkt gültig und erfordern die Durchführung einer großen Anzahl instationärer Aerodynamikrechnungen zur Bereitstellung von Luftkräften bei vielen verschiedenen reduzierten Frequenzen, Eigenschwingungsformen und Machzahlen.

Ziel Verbesserung von Trend- und Detailaussagen zu den aeroelastischen Problemen von Flügeln mit großen Triebwerksgondeln zukünftiger Transportflugzeuge durch Verbesserung instationärer Aerodynamikverfahren spez. für transsonische und abgelöste Strömungen.

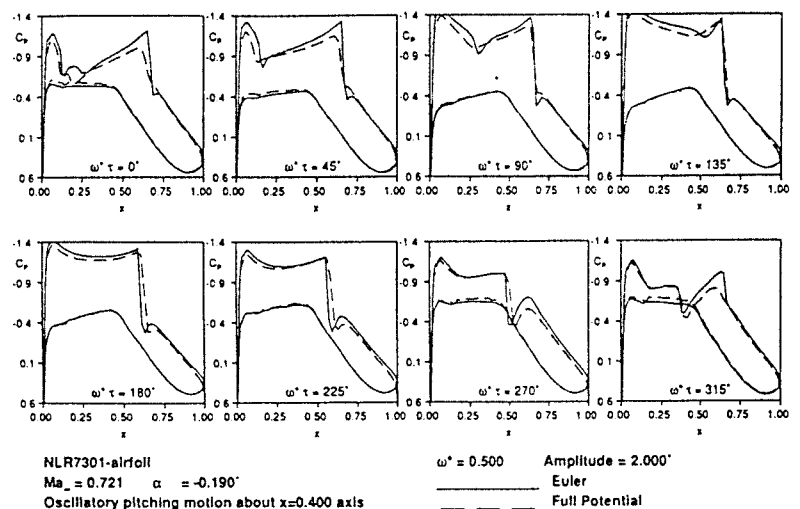
Lösungsweg Erste Fortschritte versprechen bereits verbesserte linearisierte Verfahren, die Dicken- und Interferenzeinflüsse und transsonische Effekte berücksichtigen. Spez. die entwickelte linearisierte Transsonische Doublet Lattice Methode (TDLM) liefert eine deutliche Verbesserung in der Vorhersage der prägnanten Machzahlabhängigkeit der Flattergrenze ("transonic dip") für einen Airbus A340-ähnlichen Modellflügel (Abb.1)

Der zweite wesentliche Fortschritt wird durch den Einsatz instationärer CFD-Verfahren erzielt. Diese beschreiben sowohl Amplitudeneffekte (komplizierte auch nichtharmonische Stoßbewegungen großer Amplituden) als auch die instationäre Geometrie richtig. Bei ihrer Entwicklung sind aber im Vergleich zu entsprechenden stationären Verfahren insbesondere höhere Anforderungen an die Netzgenerierung (zeitlich dynamisch verformte Netze, zeitabhängige Netzadaption bzgl. der Lösung), an Zeitgenauigkeit der Verfahren auf bewegten Netzen und an nichtreflektierende Fernfeldrandbedingungen zu stellen. Für transsonische Reiseflugbedingungen scheinen die noch relativ schnellen vollständigen potentialtheoretischen Verfahren hinreichend genau zu sein (vgl. Abb.2) während bei Auftreten starker und gekrümmter Stöße (Überschall) oder komplizierter Stoßsystemen die rechenaufwendigeren Euler-Verfahren nötig sind. Hier liegt momentan der Schwerpunkt der Arbeiten. Daneben wird auch mit der Entwicklung von Navier-Stokes Verfahren begonnen.

Die Benutzung instationärer CFD-Resultate in klassischen Flatterrechnungen ist nicht befriedigend, da die dazu nötige Bereitstellung einer Vielzahl von Luftkräften sehr rechen= aufwendig und daher für die Entwurfsphase wenig geeignet ist. Sie sollen vielmehr zur Nachrechnung sowie zur Validierung der Resultate einfacherer Verfahren dienen. Außerdem schöpft die klassische Flatterrechnung CFD-Resultate nicht aus (keine Berücksichtigung von Amplitudeneinfluß und höheren Harmonischen). Daher wird als dritter Fortschritt die direkte aeroelastische Simulation durch Kopplung von aerodynamischer und struktur= dynamischer Rechnung bei jedem Zeitschritt angestrebt. Diese Vorgehensweise ist für eine Reihe anderer aeroelastischer Probleme (Ruder- und Torsionsbuzz, Buffeting, nichtlineares Flattern, Aeroservoelastik) mit z.T. auftretender Ablösung zwingend notwendig.



Flattergrenze des Aeroelastischen Modellflügels, bei $C_a = 0.300$
Kritischer Windkanalruhedruck in Abhängigkeit von der Machzahl
(□□□ Messung, --- DLM, — TDLM)



Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. W. Wegner	
Institution	DLR - Institut für Aeroelastik	
Adresse	Bunsenstraße 10 D-37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709 - 2359 Telefax 0551 / 709 - 2862
weitere Partner	Prof. Dr. H. Försching, Dr. R. Voß, Dr. V. Carstens, Dr. W. Send; Prof. Dr. B. Laschka (TU München)	
Thema	Dreidimensionale transsonische Strömungen um schwingende Tragflügel	

Ausgangssituation

Die Arbeitsgruppe Instationäre Aerodynamik des Instituts für Aeroelastik analysiert theoretisch die instationären Strömungsvorgänge, die bei modernen Verkehrsflugzeugen im transsonischen Geschwindigkeitsbereich auftreten. Ein Hauptschwerpunkt ist die Berechnung bewegungsinduzierter Luftkräfte. Sie stehen mit den unerwünschten aeroelastischen Instabilitäten direkt im Zusammenhang. Stabilitätsuntersuchungen sind nicht nur für die Gesamtkonfiguration sondern auch für einzelne Flugzeugbauteile von Interesse, denn es sollen nicht nur komplexe Nachrechnungsaufgaben sondern auch Entwurfsprobleme gelöst werden.

Die grundlegenden Phänomene der Unter- und Überschallströmung lassen sich mit einfachen potentialtheoretischen Ansätzen angehen; der hier vorliegende Bereich der transsonischen Strömung ist aber nur mit den nichtlinearen hyperbolischen Eulergleichungen befriedigend verifizierbar. Ihre Lösung gelingt unter Nutzung leistungsfähiger Computer. Der Reibungseinfluß der zähen Strömung wird vorerst vernachlässigt.

Ziel

Die räumlich dreidimensionalen Eulergleichungen sollen unter Beachtung zeitabhängiger Randbedingungen numerisch mit Hilfe eines effizienten Upwind-Verfahrens gelöst werden. Für ausgewählte Standardflügel sind die theoretischen Ergebnisse mit vorhandenen Messungen zu vergleichen. Ein weitergehendes Ziel ist die globale Berücksichtigung der Grenzschicht und der damit verbundenen Nachlaufeffekte. Das Verfahren soll auch für eine direkte aeroelastische Simulation eingesetzt werden.

Lösungsweg

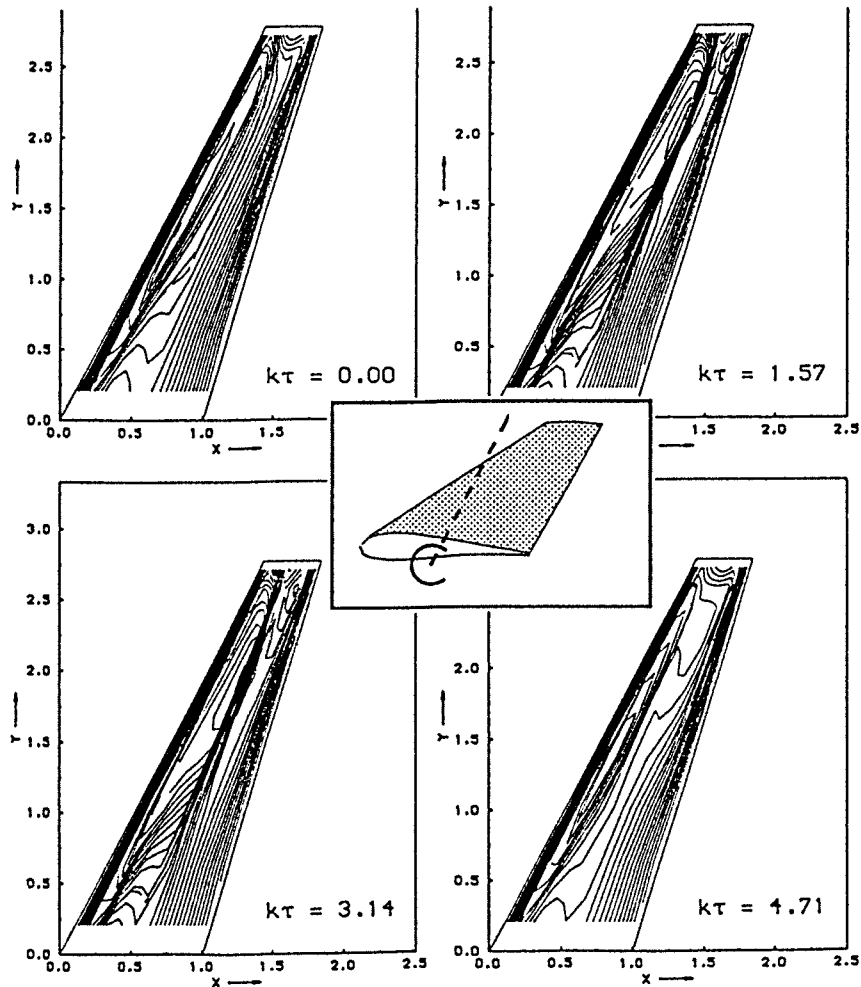
Der numerische Lösungsalgorithmus der Eulergleichungen basiert auf der vollständigen Riemannlösung in geschlossener Form. Im Gegensatz zu den gegenwärtig gebräuchlichen Methoden, die auf approximierten Riemannlösungen beruhen, ist der Diskretisierungsfehler nur von der Diskretisierung und nicht von den örtlichen Gradienten der Feldlösung abhängig.

Die Anfangswerte der zeitgenauen Rechnung eines schwingenden Tragflügels entsprechen den Lösungen einer separaten stationären Rechnung. Die Dauer des notwendigen Einschwingvorgangs bis zum periodischen Einschwingen ist in erster Linie von der reduzierten Frequenz abhängig.

Es liegen sowohl algebraische als auch elliptisch generierte Rechennetze in unterschiedlichen Topologien vor. Die gezeigten Lösungen sind mit Hilfe eines C-H Netzes erzeugt worden.

Ergebnis

LANN-Flügel $Ma_\infty = 0.820$, $\alpha_0 = 0.6^\circ$
Drehbewegungen $\omega^* = 0.400$, $\alpha_1 = 1.0^\circ$
Isomachlinien auf der Oberseite für 4 verschiedene Phasen $k\tau$



Instationäre Strömung an einem schwingenden Tragflügel

Literatur

weiteres Vorgehen

Die theoretischen Untersuchungen sollen für komplexe Flügel-Triebwerkskonfigurationen erweitert werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr.-Ing. G. Wichmann

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon 0531/295-2443

Telefax 0531/295-2320

weitere Partner

Thema Untersuchungen zum Einfluß der Flügelhochlage auf die Umströmung von Flügel-Rumpf-Konfigurationen

Ausgangssituation Im Frühstadium eines Flugzeugentwurfes spielt neben einer guten aerodynamischen Auslegung der Flugzeugeinzelkomponenten wie Flügel, Rumpf, Leitwerk und Triebwerk die Einbeziehung der strömungsmechanischen Wechselwirkung zwischen diesen Einzelkomponenten in den Entwurf eine entscheidende Rolle bei der Leistungsermittlung der Gesamtkonfiguration. Die Flügel-Rumpf-Interferenz ist hierbei von besonderer Bedeutung, da die Lastverteilung des Flügels dadurch direkt beeinflusst wird. Für die Entscheidung, welche Flügelposition relativ zum Rumpf (Hoch-, Mittel- oder Tiefdeckeranordnung) für die zu entwerfende Konfiguration gewählt werden soll, sind häufig keine aerodynamischen Gesichtspunkte ausschlaggebend, jedoch ist eine fundierte Kenntnis über die Einflußfaktoren auf die Umströmung von Flügel und Rumpf bei Variation der Flügelhochlage Voraussetzung für die Beurteilung des Entwurfsgüte.

Ziel Es besteht daher die Zielsetzung, die grundlegenden Einflüsse der Flügelhochlage auf die Druck- und Auftriebsverteilungen von Flügel und Rumpf sowie auf das Gesamtauftriebsverhalten der Konfiguration zu bestimmen. Die Untersuchungen sollen vor allem auch den Auslegungsbereich heutiger Verkehrsflugzeuge, den Geschwindigkeitsbereich des hohen Unterschalls, mit einschließen.

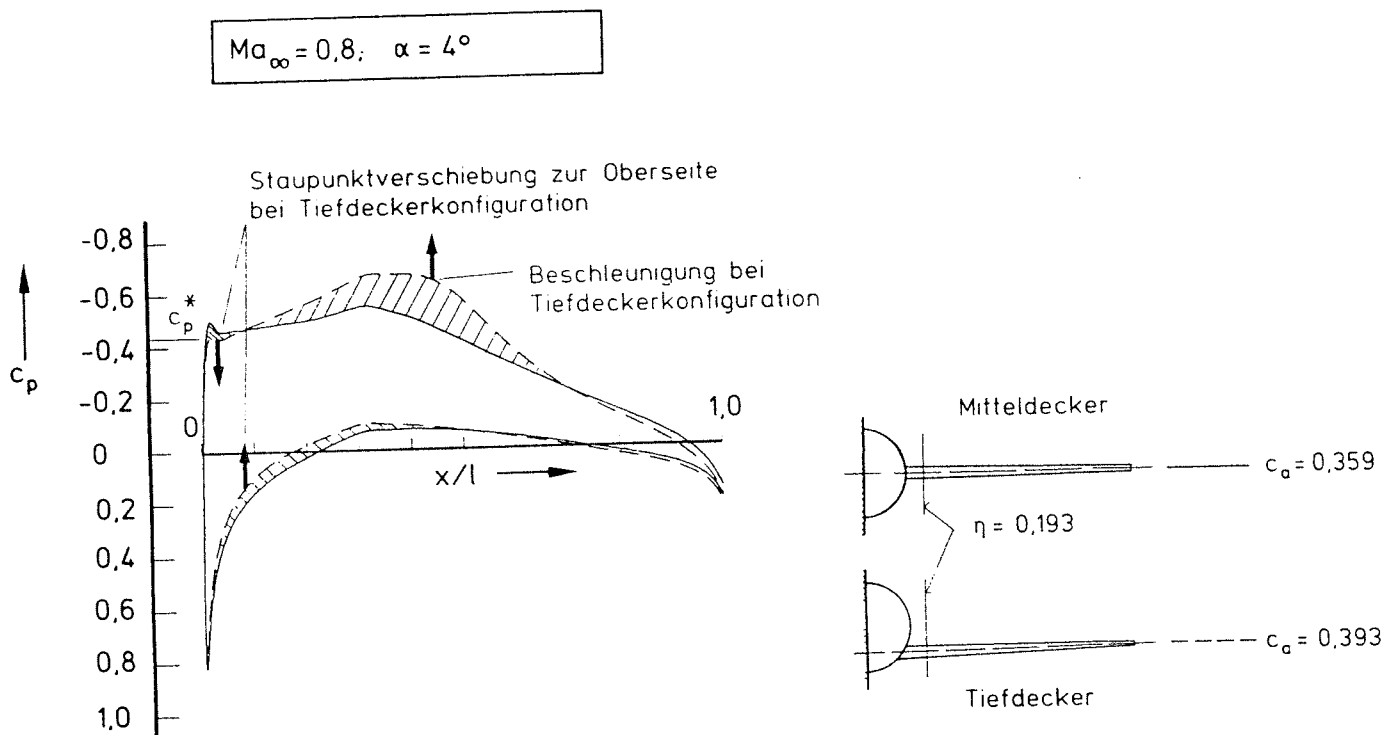
Lösungsweg Die Untersuchungen wurden numerisch mit Hilfe eines Eulerverfahrens (DLR CEVCATS Code) durchgeführt. Am Beispiel einfacher Prinzip-Flügel-Rumpf-Anordnungen wurden dabei die Interferenzeinflüsse durch systematische Variation der Flügelhochlage herausgearbeitet. Abschließende Nachrechnungen am Beispiel eines realistischen Flügel-Rumpf-Modells vervollständigen die Grundlagenuntersuchungen.

Ergebnis

Die Untersuchungen am Beispiel der Flügel-Rumpf-Prinzipmodelle zeigen, daß die Flügeldruck- und Auftriebsverteilungen im wesentlichen durch zwei Effekte im Flügelwurzelbereich beeinflusst werden:

- Staupunktverlagerung und
- Änderung der Übergeschwindigkeiten auf der Flügelkontur, ausgehend vom Flügel-Rumpf-Übergangsbereich.

In der unteren Darstellung werden diese Effekte am Beispiel eines Druckverteilungsvergleiches zwischen einer Mittel- und Tiefdeckeranordnung verdeutlicht. Sie bewirken im Vergleich zur entsprechenden Mitteldeckeranordnung eine resultierende Auftriebserhöhung im Fall der Tiefdecker- bzw. eine Auftriebsabnahme im Fall der Hochdeckerkonfiguration. Beispielrechnungen an der Konfiguration eines Verkehrsflugzeuges (DLR-F4 Flügel-Rumpf-Kombination) bestätigen diese Ergebnisse - Auftriebserhöhung der Konfiguration mit zunehmender Tieflage des Flügels - und zeigen besonders deutlich den Einfluß der Flügelhochlage auf die die lokalen Überschallfelder abschließenden Verdichtungsstöße bei transsonischer Flügelumströmung.



Literatur

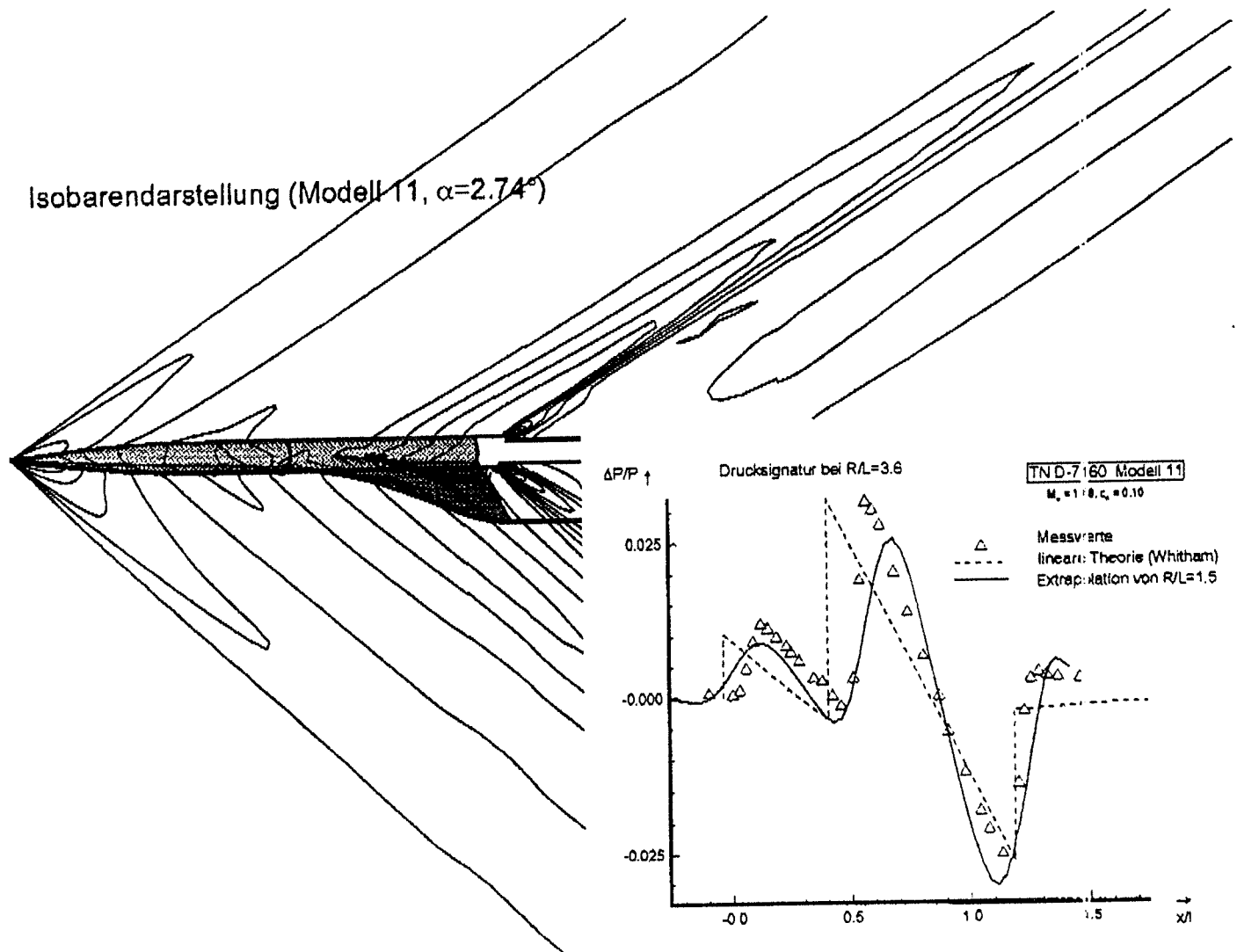
- (1) Wichmann, G.: Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Interferenz durch Anwendung eines Eulerverfahrens für kompressible Strömungen. ZLR-Forschungsbericht 93-06, Dissertation TU Braunschweig, 1993.

weiteres Vorgehen Ausweitung der Untersuchungen hinsichtlich des Einflusses auf das Widerstandsverhalten

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung	
Ansprechpartner	A. Engelhardt	
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon 0531 / 295 -2433 Telefax 0531 / 295 - 2320
weitere Partner		
Thema	Berechnung von Drucksignaturen im Fernfeld von aerodynamischen Körpern im Überschall	
Ausgangssituation	Es soll die Drucksignatur im Umfeld eines Flugzeuges bestimmt werden, um damit den Überschallknall am Boden zu berechnen. Mithilfe numerischer Rechenverfahren können Drucksignaturen schnell ermittelt werden und mit Windkanalergebnissen verglichen werden.	
Ziel	Aussage darüber, mit welcher Vorhersagegenauigkeit die Drucksignaturen mit - dem Euler-Code CEVCATS - der Kombination von der F-Funktions-Methode mit der Oberflächen-druckbestimmung mittels Euler-Code - der Kombination von Euler-Code und Extrapolation nach Thomas bestimmt werden können.	
Lösungsweg	Mittels des Euler-Codes CEVCATS wird die Druckverteilung auf der Oberfläche des Flugzeuges und im Nahfeld (bis einige Körperlängen entfernt) bestimmt. Die Ermittlung der Drucksignatur im Umfeld kann neben der reinen Euler-Lösung auch durch eine Extrapolation einer Drucksignatur [1], die einen geringeren Abstand zur Anströmachse hat, und durch eine erweiterte lineare Methode nach Whitham [2], [3] bestimmt werden. Letztere benötigt als Eingabe die durch den Euler-Code ermittelte Oberflächendruckverteilung.	

Ergebnis



Literatur

- [1] Thomas, C.L. 'Extrapolation of Sonic Boom Pressure Signatures by the Waveform Parameter Method' NASA TN D-6832 June 1972
- [2] Whitham, G.B. 'The Flow Pattern of a Supersonic Projectile' Pure Appl. Math. Vol. V Part 3, pp 301-348 Aug. 1952
- [3] Middleton, W.D., Carlson, H.W. 'A Numerical Method for Calculating Near-Field Sonic-Boom Pressure Distributions' NASA TN D-3082 Nov. 1965

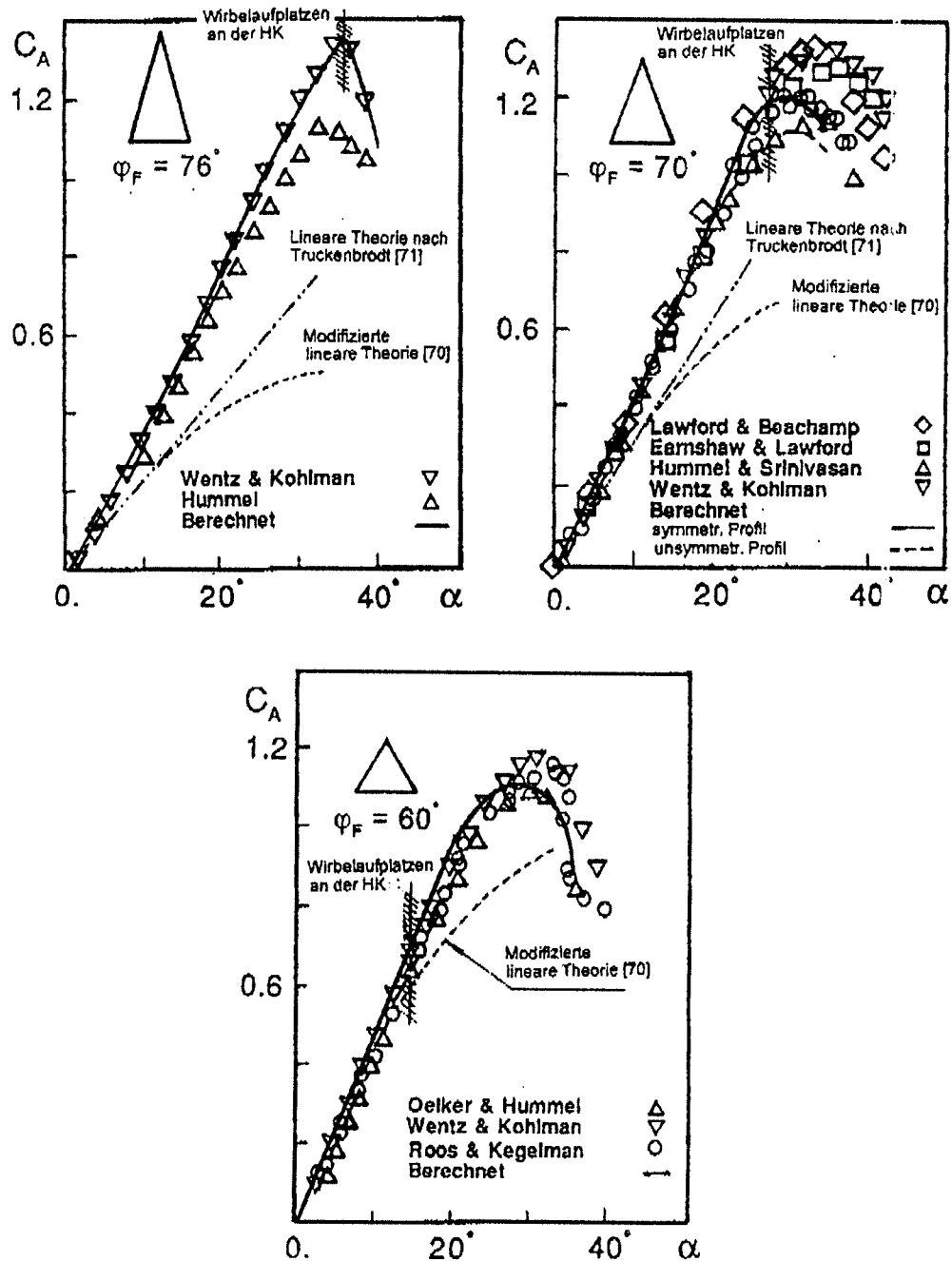
weiteres Vorgehen

Anwendung der Verfahren auf SST-Konfigurationen

MITTEILUNG

- Projektgruppe /** Flügel kleiner Streckung
- Fachkreis**
- Ansprechpartner :** Dipl.-Ing. J.M.A. Longo
- Institution :** Institut für Entwurfsaerodynamik. DLR - Braunschweig
- Adresse :** Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
- Telefon :** 0531-295 2833
- Fax :** 0531-295 2320
- weitere Partner :** Prof. Dr.-Ing. A. Das; Prof. Dr.-Ing. D. Hummel; DASA - PBM
- Thema :** Untersuchungen der Umströmung von Deltaflügelkonfigurationen durch Lösung der Euler-Gleichungen.
- Ausgangssituation :** Aus der Literatur sind eine Vielzahl von aerodynamischen Fragestellungen bekannt, die mit Hilfe von numerischen Methoden zur Lösung der strömungsmechanischen Grundgleichungen teilweise oder vollständig gelöst werden können. Um einen theoretischen Ansatz zur Lösung solcher Fragestellungen zu nutzen, ist eine Validierung der Euler-Methode notwendig, bei der die Genauigkeit der diskreten Lösung überprüft und die Anwendbarkeit des zugrundeliegenden physikalischen Modells untersucht wird. Damit soll geprüft werden ob die Beschreibung von Strömungsverläufen, der Auftrieb bei Deltaflügeln, die Berechnung des Wirbelaufplatzens und der Einfluß der Machzahl auf die Strömung von scharfkantigen Deltaflügeln richtig herauskommen.
- Ziel :** Ziel ist es herauszustellen, welche oben genannten Fragestellungen mit einem reibungslosen Ansatz behandelt werden können und welche durch Reibung dominiert sind.
- Lösungsweg :** Die Untersuchungen wurden mit Hilfe eines numerischen Verfahrens -DLR CEVCATS- zur Lösung der dreidimensionalen, instationären Euler-Gleichungen durchgeführt. Die Rechnungen wurden in einem blockstrukturierten H-H-Netz mit expliziten Zeitschritten durchgeführt. Es wurde zur Validierung des Euler-Verfahrens in Bezug auf die oben genannten Fragestellungen ein und dasselbe Netz verwendet. Zur Konvergenzbeschleunigung wurden lokale Zeitschritte, implizite Residuenglättung und die Mehrgittertechnik eingesetzt. Es wurden scharfkantige, symmetrische Delta-Flügel mit den Vorderkantenpfeilungen $\varphi_F = 60^\circ$, $\varphi_F = 70^\circ$ und $\varphi_F = 76^\circ$ verwendet. Die Machzahl der Anströmung wurde in Bereich $0.4 \leq M_\infty \leq 0.8$ variiert.
- Ergebnis :** Die aerodynamischen Gesamtbeiwerte sind in guter Übereinstimmung mit Experimenten. Solange Sekundärwirbel nur schwach ausgeprägt sind, stimmt auch die Druckverteilung mit Messungen gut überein. Die Wirbelströmung auf der Oberseite des Flügels einschließlich des stromab vom Flügel auftretenden Hinterkantenwirbels wird prinzipiell richtig beschrieben. Bei höheren Anstellwinkeln platzen die Wirbel über der Konfiguration auf. Der Effekt tritt bei einem bestimmten Anstellwinkel im Bereich der Hinterkante spontan auf und wandert mit wachsendem Anstellwinkel in den Wirbeln stromauf. Die Lage der Aufplatzstelle stimmt für alle untersuchten Deltaflügel sehr gut mit Messungen überein. Dies gilt auch für die Druckverteilung auf dem Flügel und für die aerodynamischen Beiwerte, die gegenüber dem Fall ohne Aufplatzen reduziert sind. Der Anstellwinkel, bei dem die Aufplatzstelle in den Wirbeln die Hinterkante des Flügels überschreitet, ist von der Machzahl der Anströmung kaum abhängig. Hingegen ist die Wanderungsgeschwindigkeit der Aufplatzstelle mit wach-

sendem Anstellwinkel bei höheren Anströmungsmachzahlen größer. Druckverteilung und aerodynamische Beiwerte stehen auch bei höheren Anströmmachzahlen in guter Übereinstimmung mit Messungen. Mit dem Verfahren kann also der Maximalauftriebsbeiwert von schlanken Flügeln zuverlässig berechnet werden.



Wirbelinduzierter Auftrieb in Abhängigkeit vom Vorderkantenpfeilwinkel ($M_\infty \leq 0.4$).

Literatur : J.M.A. Longo. *Numerische Analyse der Strömungsfelder von Deltaflügelkonfigurationen ohne und mit Canard*. Dissertation TU Braunschweig 1993 (in Vorbereitung).

weiteres Vorgehen : Analyse des Strömungsfeldes mit Aufplatzen der Wirbel um einen schlanken Deltaflügel mit einem Euler-Verfahren.

Projektgruppe / FLÜGEL KLEINER STRECKUNG

Fachkreis Nachrechnung und dreidimensionale Visualisierung der aerodynamischen
Beiwertflächen und der Druckbeiwertflächen

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

Institution Lehr- und Forschungsgebiet Aerodynamik des Fluges

Adresse RWTH, Templergraben 55
52062 Aachen

Telefon 0241/80-5438

Telefax 0241/80-6367

weitere Partner -

Thema VISUALISIERUNG UND ANIMATION DER DRUCK-, AUFTRIEBS-
UND NICKMOMENTEN- BEIWERTEFLÄCHEN VON TRAGFLÜGELN BEI
ÜBERSCHALLSTRÖMUNGEN

(von Adriana Nastase, Roger Jakobs, Andréas Honermann)

Ausgangssituation Die dreidimensionalen hyperbolischen Potentiallösungen des ersten
Autors werden in originaler Weise in dreidimensionalen Darstellungen, d.h.
 $C_l = f_1(\alpha, M_\infty)$, $C_m = f_2(\alpha, M_\infty)$ und $C_p = f_3(x_1, x_2, M_\infty, \alpha)$, anschaulich gemacht.

Ziel Interessante physikalische Eigenschaften, wie das kontinuierliche Verhalten der Auf-
triebs- und Nickmomenten- Beiwertflächen beim Übergang von Unterschall- zu Über-
schallvorderkanten im Fall eines Deltaflügels (Abb. 1) oder die Wirkung der Interfe-
renz der Endmachkegel auf die Druckbeiwertfläche auf einem kurzen Rechteckflügel
(Abb. 2) bei Überschallströmungen, können nur durch die dreidimensionale Visualisie-
rung vollständig und anschaulich dargestellt werden.

Lösungsweg Die Vertikalstörgeschwindigkeiten w und w^* werden durch Überlagerung ho-
mogener Polynome in x_1 und x_2 angenähert ($y = x_2/x_1$), d.h.

$$w = \sum_{n=1}^N x_1^{n-1} \sum_{k=0}^{n-1} w_{n-k-1,k} y^k \qquad w^* = \sum_{n=1}^N x_1^{n-1} \sum_{k=0}^{n-1} w_{n-k-1,k}^* y^k$$

Unter der Anwendung der hydrodynamischen Analogie [1] und des Prinzips der mini-
malen Singularitäten [2]-[3] sind die dreidimensionalen Potentiallösungen in geschlos-
sener Form geschrieben wie in [1]-[2]. Durch eine geschickte Kopplung zwischen der
Software des ersten Autors mit der Grafik-Software DISSPLA ist es den beiden an-
deren Autoren [4]-[10] gelungen, die aerodynamischen Beiwerte und die Druckbeiwerte
in Form von dreidimensionalen Darstellungen zu visualisieren.

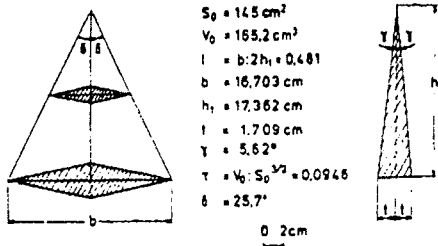
Ergebnisse In Abb. (3-5) ist das kontinuierliche Verhalten der Auftriebs-, Nickmomenten-
und Druck-Beiwertflächen beim Übergang von Unterschall- zu Überschallvorderkanten
anschaulich dargestellt. In Abb. (6-7) sind die Auftriebs- und Nickmomenten-
Beiwertflächen anschaulich gemacht und in Abb. (8-9) die Absenkung der Druckbei-
wertfläche visualisiert.

weiteres Vorgehen Die hier visualisierten Potentiallösungen sind in guter Übereinstim-
mung mit Messungen und werden als Edge-Werte für die zonalen Potential/Grenz-
schicht-Lösungen verwendet.

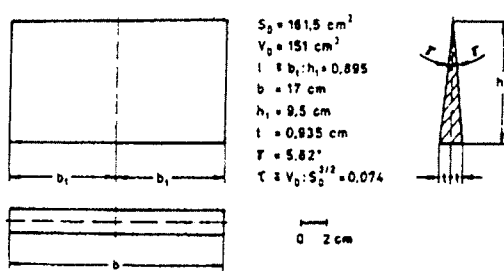
AG STAB

Skizze/Diagramm/Bild

WEDGED DELTA WING

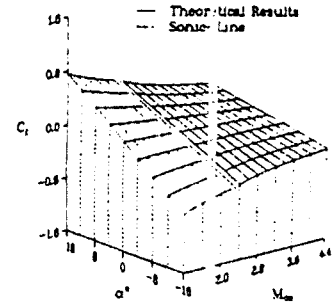


WEDGED RECTANGULAR WING



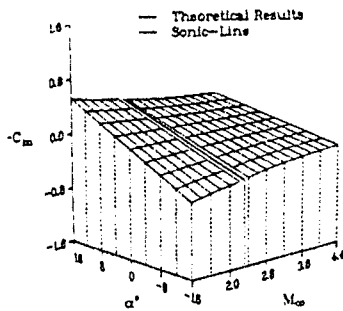
WEDGED DELTA WING

Lift Coefficient C_L



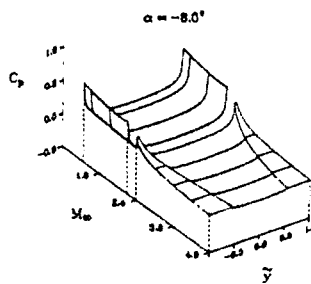
WEDGED DELTA WING

Pitching Moment Coefficient C_m



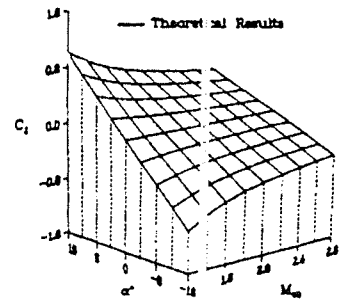
C_p - SURFACE ON WEDGED DELTA WING

— Theoretical Results for Subsonic and Supersonic Leading Edges



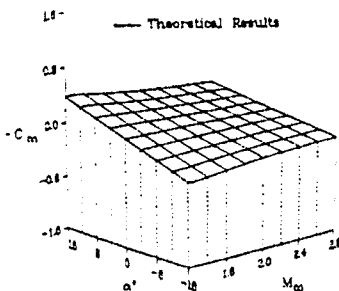
WEDGED RECTANGULAR WING

Lift Coefficient C_L



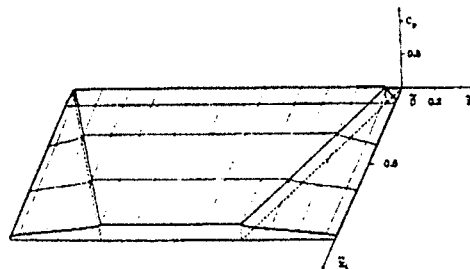
WEDGED RECTANGULAR WING

Pitching Moment Coefficient C_m



C_p - SURFACE ON WEDGED RECTANGULAR WING

— Theoretical Results $M_\infty = 2.80$, $\alpha = -8^\circ$



C_p - SURFACE ON WEDGED RECTANGULAR WING

— Theoretical Results $M_\infty = 1.25$, $\alpha = -8^\circ$

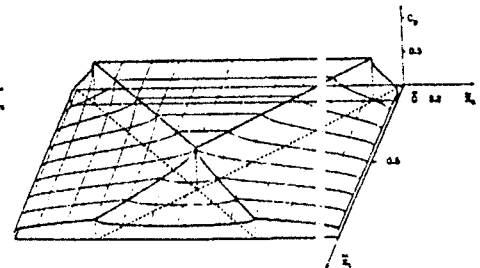


Abb. 1 - 9

Literatur

- [1] CARAFOLI, E., MATEESCU, D., NASTASE, A.: Wing Th. in Supers. Flow, Perg. Press, London 1969
- [2] NASTASE, A.: Optimale aerodynamische Formen mit Hilfe von Variationsmethoden, Rumänien, 1969
- [3] NASTASE, A.: Anw. d. Computers i. d. Optimierung d. aerodyn. Form d. Flugkörper, Rumänien, 1973.
- [4] NASTASE, A., HONERMANN, A.: Theor. Prediction of Aerodyn. Characteristics of Delta Wings with Supers. Leading Edges in Supers.-Hypers. Flow and its Agreement with Exp. Results, ZAMM 71 (1991).
- [5] NASTASE, A., HONERMANN, A.: Three-Dim. Visualization of the Aerodyn. Charact. of Delta Wings for the Transition from Subs. to Supers. Leading Edges in Supers.-Hypers. Flow, ZAMM 72 (1992).
- [6] NASTASE, A., HONERMANN, A.: The Three-Dim. Representation of the Press. Distribution. on Wedged Delta Wings with Supersonic Leading Edges in Supersonic-Hypersonic Flow, ZAMM 73 (1993).
- [7] NASTASE, A., HONERMANN, A.: Visualization of the Press.-Coeff. Surface on Wedged Delta Wings with Subsonic Leading Edges and of its Behaviour by Crossing the Sonic Lines, ZAMM 74 (1994).
- [8] NASTASE, A., JAKOBS, R.: An original Three-Dim. Representation of Theor. and Exp. Characteristics of Delta Wings with Subsonic Leading Edges in Transonic-Supersonic Flow, ZAMM 71 (1991).
- [9] NASTASE, A., JAKOBS, R.: The Three-Dimensional Representation of the Lift and Pitching Moment Coefficients on Wedged Rectangular Wings in Supersonic Flow, ZAMM 73 (1993).
- [10] NASTASE, A., JAKOBS, R.: The Representation of the Pressure Coefficient Surface on the Upper Side of Wedged Rectangular Wings in Supersonic Flow, ZAMM 74 (1994).
- [11] NASTASE, A.: Determination of Hybrid Analytical-Numerical Solutions for the Three-Dimensional Compressible Boundary Layer Equations, ZAMM 73 (1993).

Datum

AG STAB

Mitteilung

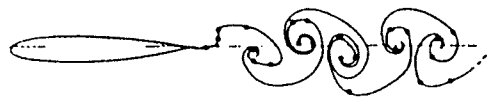
Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. S. R. Ahmed		
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	Flughafen, 3300 Braunschweig	Telefon	(05 31) 3 95-24 20
		Telefax	(05 31) 3 95-23 20
weitere Partner			
Thema	Berechnung der instationären inkompressiblen Strömung um einen Tragflügel		
Ausgangssituation	Ein Panelverfahren zur Berechnung der stationären Strömung um beliebig geformte dreidimensionale Körper wurde erweitert, um die Druckverteilung und aerodynamischen Kräfte bei instationärer Bewegung des Körpers zu ermitteln.		
Ziel	Berechnung der Druckverteilung und aerodynamischen Kräfte am Hubschrauberrotor		
Lösungsweg	Der Nachlauf eines mit subsonischer Geschwindigkeit instationäre Bewegung ausführendes Flügels wird als eine Zeitabfolge von Nachlaufstreifen, die jeweils in einem kleinen Zeitintervall von der Flügelhinterkante emittiert und sich kräftefrei verformen, modelliert. Die berechnete Druckverteilung und aerodynamischen Kräfte sowie der Nachlauf werden mit einigen bekannten Ergebnissen aus der Literatur verglichen.		

Ergebnis

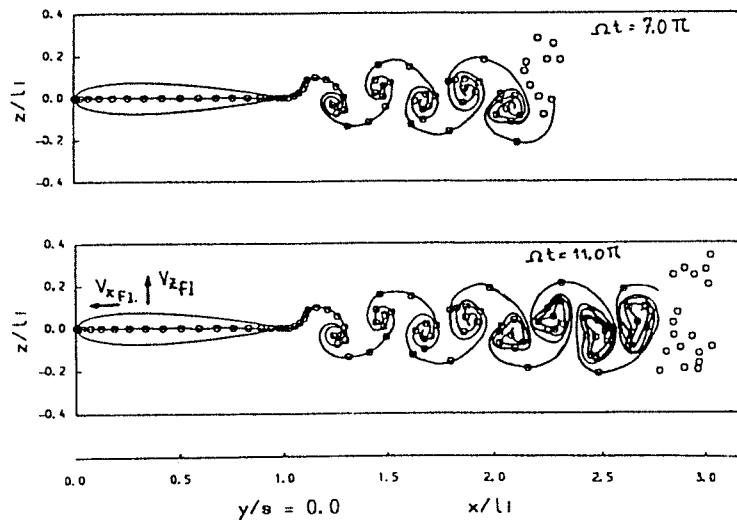
Das Bild zeigt den berechnete Nachlauf-Verlauf im Mittelschnitt eines Flügels der Streckung 10, der Hubschwingung quer zur Anströmung ausführt. Gezeigt ist der Nachlauf zu den Zeitpunkten $\Omega t = 7,0$ bzw. $11,0$. Zum Vergleich sind die 2 D-Ergebnisse von Giesing [1] und Rauchaufnahmen von Bratt [2] dargestellt.



Rauchbild
von
Bratt [2]



Giesing [1]



Literatur

- [1] J.P. Giesing: Non-linear two-dimensional unsteady potential flow with lift. Journal of Aircraft, Vol. 5, No. 2, (1968)
- [2] J.B. Bratt: Flow patterns in the wake of an oscillating airfoil. R & M 2773, Royal Aeronautical Establishment, (1953)

weitere Vorgehen

Erweiterung des Verfahrens zur Berechnung der Druckverteilung und aerodynamischer Kräfte am Hubschrauberrotor

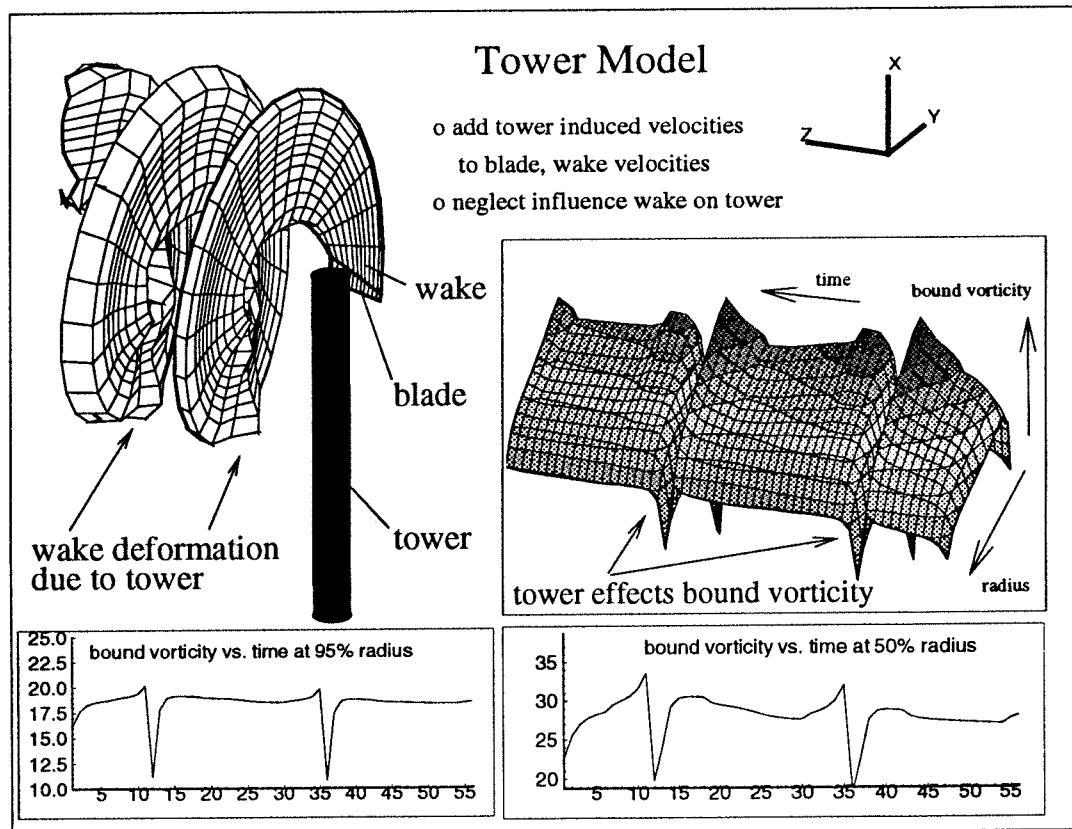
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler		
Ansprechpartner	Rainer Bareiß, o. Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG)		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon Telefax	0711 / 685 - 3421 0711 / 685 - 3408
weitere Partner	innerhalb des Projektes: National Technical University of Athens (Gr), Université Le Havre (F), Partner in anderen EG-Projekten: Netherlands Energy Research Centre (NL), dk-TEKNIK (Dk), Deutsches Windenergie Institut GmbH (D), Institut für Computer Anwendungen -Universität Stuttgart (D), Stork Product Engineering (NL)		
Thema	Das Strömungsfeld um Windkraftanlagen - Basis für die Lärmvorhersage		
Ausgangssituation	Bei dem weiteren Ausbau der Windenergie sieht man sich heutzutage vor allem mit folgenden zwei Problemen konfrontiert. • Die Anzahl der wirtschaftlich nutzbaren Flächen mit ausreichend hoher Jahreswindgeschwindigkeit zur Aufstellung von Windkraftanlagen sinkt. Aus diesem Grunde müssen die Anlagen immer näher an bewohnte Gebiete heran aufgestellt werden. • Um u.a. auch die vorhandenen Flächen effektiver zu nutzen, plant man Serientypen im Leistungsbereich 500kW - 3MW. Dabei können teilweise Geschwindigkeiten an der Blattspitze von 100m/s und mehr erreicht werden. Die Wechselwirkung der Rotorblätter mit der Luft verursacht aeroakustischen Lärm, abhängig von den Parametern Strömungsfeld und Blattgeometrie. Mit steigender Blattspitzengeschwindigkeit steigt auch der Lärm, der Anwohner belästigen kann. Daher muß bereits während der Entwicklung einer Windkraftanlage die Lärmimission mit Hilfe von Computerprogrammen bestimmt werden. Vorhandene Modelle basieren meist auf halb-empirischen Formeln. Innerhalb zu entwickelnder Programme sollen diese Programmteile Schritt für Schritt ersetzt werden.		
Ziel	Ziel innerhalb des JOULE II Projektes JOU2-CT92-0148 ist die Entwicklung eines Lärmvorhersageprogrammes auf der Basis eines verbesserten aerodynamischen Modells. Damit soll die Entwicklung "leiserer" Rotorblätter unterstützt werden. Der Beitrag des IAG umfaßt dabei u.a. • die Untersuchung lärmkritischer Strömungszustände (Schräganströmung, Turmschatten, Bodengrenzschicht), • Grundlagenuntersuchungen zur Lärmmodellierung aufgrund von Wirbeln im Strömungsfeld, • Bestimmung des Einflusses verschiedener Blattspitzen auf das Strömungsfeld.		
Lösungsweg	Vorhandene Lärmvorhersageprogramme für Windkraftanlagen verwenden meist ein einfaches aerodynamisches Modell. Lasten auf dem Rotorblatt werden mit Hilfe von Impulsbetrachtungen für radiale Flügelsegmente bestimmt (Blattelemententheorie). Dahingegen liefert das Wirbelgitterverfahren ROVLM [2,3] neben der Zirkulationsverteilung an den Rotorblättern auch die zeitliche Entwicklung der abschwimmenden Nachlaufschichten. Damit lassen sich sowohl Lasten, als auch Geschwindigkeiten im Strömungsfeld zu jedem Zeitpunkt bestimmen. Zusätzlich können grundsätzliche Effekte der Bodengrenzschicht, der Schräganströmung ("yawed inflow") und des Turmschattens auf die Nachlaufschicht und die Blattlasten durch Überlagerung von Singularitäten studiert werden. In Kooperation mit dem EG-Projekt JOUR-CT92-0205: <i>Investigation Of Blade Tip Modifications For Acoustic Noise Reduction And Rotor Performance Improvement</i> [4] sollen die Lärmmessungen für modifizierte Blattspitzen an der Windkraftanlage UNIWEX mit den Strömungsfeldberechnungen im Blattspitzenbereich korreliert werden.		

Ergebnis

Bei der Berücksichtigung des Turmschatteneffektes zeigt sich ein signifikanter Abfall der gebundenen Zirkulation in Turmnahe. Die impulsartige Störung ist vor allem im Bereich der Blattspitze von Bedeutung. Je nach Konfiguration fällt der Wert der gebundenen Zirkulation bis auf die Hälfte ab. Zusätzlich zeigt sich auch die Verformung der Nachlaufschicht. Die entstehenden Druckschwankungen können erhebliche Lärmemissionen erzeugen. Der Einfluß von Schräganströmung und Bodengrenzschicht zeigt sich ebenfalls in impulsartigen Störungen bei der gebundenen Zirkulation, allerdings mit geringerer Amplitude.

Bei den untersuchten Blattspitzen ist vor allem das "OGEE tip" von Interesse. Im Vergleich zu den anderen Blattspitzen zeigt sich ein Blattspitzenwirbel mit geringerer Intensität, verteilt über einen größeren Bereich. Die induzierten Abwind- und Normalgeschwindigkeiten sind ebenfalls geringer. Eine Korrelation mit Lärmmessungen konnte noch nicht durchgeführt werden, da die Ergebnisse der Messungen voraussichtlich erst Ende 1993 zur Verfügung stehen.



Literatur

- [1] Succi, G.P.: *Design of Quiet Efficient Propellers*. SAE Paper No. 850869, 1985.
- [2] Braun, K.A.: *Investigation Of Blade Tip Modifications For Acoustic Noise Reduction And Rotor Performance Improvement*. Proceedings of the CEC Wind Energy R & D Contractor Meeting, Alghero, 3-5 June 1992.
- [3] Bareiß, R.; Wagner, S.: *The Free Wake / Hybrid Wake Code ROVLM - A Tool For Aerodynamic Analysis Of Wind Turbines*. Stephens, H., S. (ed.): Proceedings of the European Community Wind Energy Conference and Exhibition. March 8th - 12th, Travemünde, 1993.
- [4] Bareiß, R.; Wagner, S.: *Aerodynamic Codes As A Basis For Aerodynamic Noise Prediction Of Horizontal Axis Windturbines*. International Conference on Noise and Vibration Control, St. Petersburg, Russia, May 31 - June 3, 1993.

weiteres Vorgehen

Neben einer Fortführung der Untersuchungen zum Turmeinfluß, zur Bodengrenzschicht und zur Schräganströmung sollen die Ergebnisse der Lärmmessungen an der UNIWEX Turbine mit den Berechnungen korreliert werden. Weiterhin ist eine Implementierung eines Lärmmodelles basierend auf der Ffowcs-Williams Hawking Gleichung geplant [1].

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Drehflügler

Ansprechpartner

B. Beesten (RWTH-Aachen), U. Seelhorst (DLR-Göttingen)

Institution

RWTH Aachen
Inst. für Luft- u. Raumfahrt

DLR
Abt. ES

Adresse

Wüllnerstr.7
5100 Aachen

Bunsenstr.10
3400 Göttingen

Telefon 0241/806822
0551/7092463
Telefax 0241/35010
0551/7092800

weitere Partner

K. A. Bütefisch (DLR), G. Neuwerth (RWTH)

Thema

Wirbelstruktur von Hubschrauber-Blattspitzenwirbeln

Ausgangssituation

Die Strukturen eines Blattspitzenwirbels - insbesondere die Axialgeschwindigkeitsprofile - sind noch weitgehend unbekannt. Wegen der Notwendigkeit in der Rotorebene hinter dem rotierenden Rotorblatt messen zu müssen, sind solche Geschwindigkeitsmessungen nur mittels LDA sinnvoll durchführbar. Weiter ist eine exakte Blattpositionserfassung erforderlich, um eine genaue Zuordnung der Messungen zur Blatt-Wirbel-Position zu ermöglichen.

Ziel

Ermittlung der 3-dimensionalen Geschwindigkeits- und Vorticity-Verteilungen von Hubschrauberwirbeln.

Lösungsweg

In Vorversuchen an stationär angeströmten nicht drehenden Blattspitzen verschiedener Geometrie wurden erste Erkenntnisse über die Wirbelstruktur gewonnen. Bild 1 zeigt Vorticity-Konturen des Blattspitzenwirbels eines NACA0015-Rechteckblattes.

Die eigentlichen Messungen am drehenden Rotor wurden als gemeinsames Projekt im Aachener Unterschallkanal mit dem neuen 3-Komponenten-Laser-Doppler-Anemometer der DLR-Göttingen (Seelhorst) am neuen Rotorprüfstand des ILR-Aachen (Beesten) durchgeführt.

Für die Versuche wurde eine Vorwärtsflug-Konfiguration mit einem Fortschrittsgrad von $\mu=0.2$ und einer Rotordrehzahl von $n=1500 \text{ min}^{-1}$ gewählt. Die Rotorebenenneigung lag bei 3° und der 4-Blatt-Rotor wurde mit 10° kollektiv und 3.5° zyklisch verstellt. Es wurden 3d-Geschwindigkeitsfelder bei einem Azimut von $\Psi=0^\circ$ und $\Psi=90^\circ$ vermessen, aus denen die Strukturen der Blattspitzenwirbel ermittelt werden.

Ergebnis

Eine Vorauswertung der Messungen zeigt eine alle Erwartungen übertreffende Qualität der Ergebnisse, sowohl Datenrate als auch Signalqualität der Daten zeigten ausgezeichnete Werte. (In Bezug auf die meßtechnische Seite sei auf den geplanten Beitrag von U. Seelhorst im Fachkreis Meßphysik verwiesen.)

Die ausstehende Auswertung der Daten wird besonderes Augenmerk auf die Axialgeschwindigkeitsverteilungen im Wirbel legen, da diese für die Stabilität des Wirbels entscheidend sind und hierzu bislang kaum Daten verfügbar sind.

Weiter soll die Aussagekraft stationärer Untersuchungen (Bild 1) durch Vergleich mit den instationären Messungen beurteilt werden.

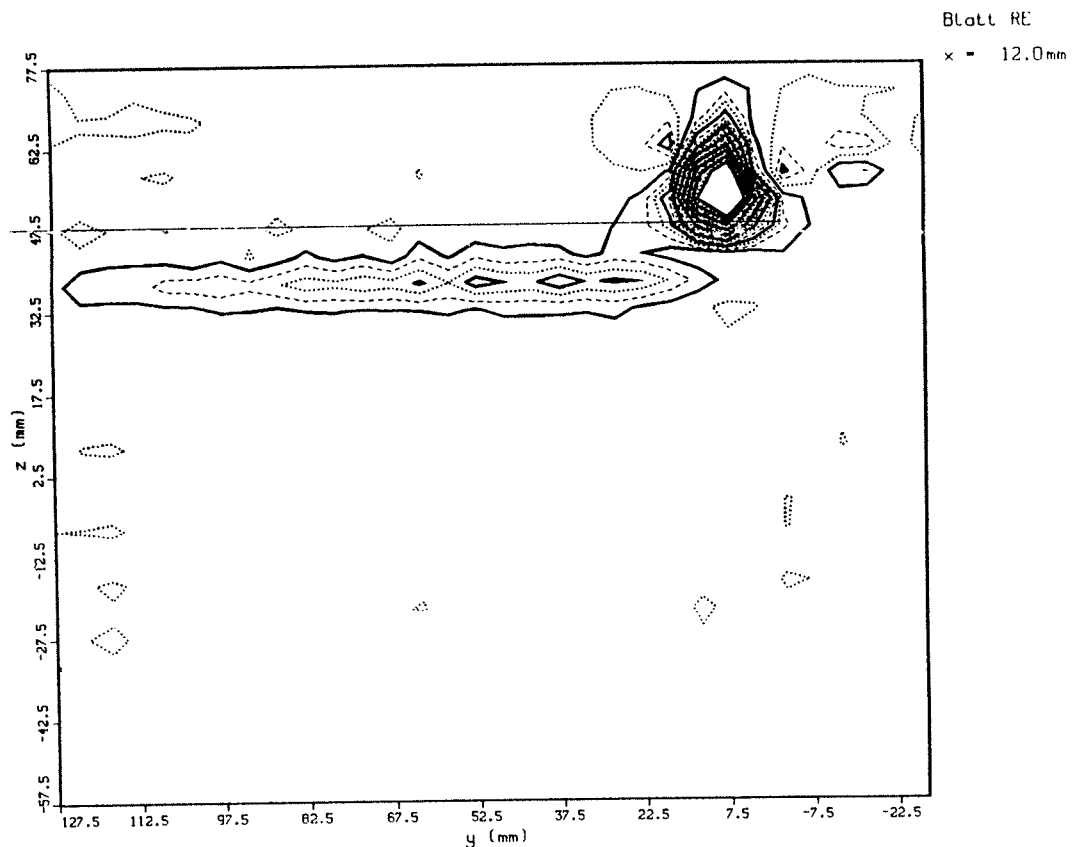


Bild 1 Vorticity-Konturen im Nachlauf einer Rotorblattspitze (stationäre Strömung)

Literatur

Bütefisch, Seelhorst, Sauerland, Grauer-Carst., Raffel, Geißler, Höfer, Kube
"Feasibility study on 3d LDV velocity flow field measurement and the simultaneous 3d position monitoring on helicopter rotorblade in DNW",
DLR Bericht: IB 222 - 92 a 10

Müller, R.H.G.

"Special vortices at a helicopter rotor blade", Journal of the American Helicopter Society, Vol.35, No.4, Oct. 1990

weiteres Vorgehen

Eine Analyse der Strukturen von Wirbeln nicht-planarer Blattspitzen soll Aufschluß über die Wirkung der in Aachen untersuchten Winglets hinsichtlich Wirbelstrukturveränderungen bringen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis

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

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon 0551/709-2813

Telefax 0551/709-2889

weitere Partner

Thema

Schallentstehung bei der Blatt-Wirbel-Wechselwirkung

Ausgangssituation

In der Vergangenheit wurden bereits viele experimentelle und numerische Untersuchungen zur Impulschallentstehung durch die Blatt-Wirbel-Wechselwirkung beim Hubschrauber durchgeführt. Dabei wurde in unserer Arbeitsgruppe hauptsächlich der zweidimensionale Modellfall der parallelen Wechselwirkung behandelt. In enger Verbindung von numerischen Rechnungen und Experimenten konnten die wesentlichen Mechanismen der Schallentstehung aufgezeigt und beschrieben werden.

Ziel

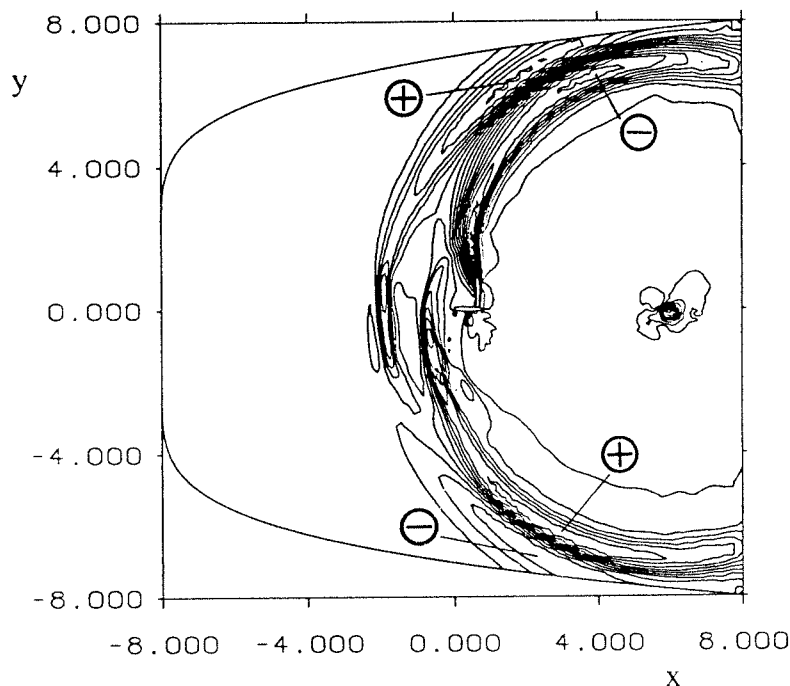
Es soll die Schallausbreitung, die sich aus den Vorgängen bei der Blatt-Wirbel-Wechselwirkung ergibt, numerisch berechnet werden. Aus technischen Gründen ist man experimentell auf die Beobachtung des Nahfeldes direkt um das Blatt begrenzt. Endgültiges Ziel ist die Berechnung der Schallwellen bis in das Fernfeld weit entfernt vom Rotorblatt. Im weiteren soll der Einfluß verschiedenster Parameter auf die abgestrahlten Schallwellen untersucht werden.

Lösungsweg

Im Gegensatz zu den Rechnungen, die zum direkten Vergleich mit den Experimenten im Windkanal durchgeführt wurden, wird jetzt mit einem wesentlich ausgedehnteren Rechengebiet gearbeitet, das die Verfolgung der Schallwellen bis etwa 8 Profiltiefen entfernt vom Blatt erlaubt. Am äußeren Rand des Rechengebiets werden nichtreflektierende Randbedingungen höherer Ordnung angewendet, die für die auslaufenden Wellen eine unendliche Fortsetzung des Rechengebiets simulieren. Durch Betrachtung der Druckschwankungen im gesamten Rechengebiet lassen sich die Richtungen bestimmen, in denen die Wellen die stärksten Amplituden besitzen.

Ergebnis

Für kleine Machzahlen würde man nach linearer Theorie ein rein dipolartiges Schallfeld bei der zweidimensionalen Blatt-Wirbel-Wechselwirkung erwarten. In den von uns betrachteten Fällen liegt die Machzahl immer oberhalb von $Ma = 0.5$. Dadurch spielen Nichtlinearitäten im Strömungsfeld eine nicht zu vernachlässigende Rolle. Die Rechnungen zeigen, daß das entstehende Schallfeld dennoch im Wesentlichen einem verzerrten Dipol entspricht. Die Richtungen, in denen die stärksten Amplituden in der Wellenfront beobachtet werden, liegen nicht senkrecht zur Hauptströmungsrichtung – wie im linearen Fall – sondern sind etwas verdreht. Zusätzlich werden einzelne stärkere Wellen in Richtungen beobachtet, in denen nach linearer Theorie nur sehr geringe Schallabstrahlung zu erwarten wäre. Das Bild zeigt eine Wellenfront für ein Beispiel mit Machzahl $Ma = 0.8$. Dabei wurde ein NACA23012-Profil angenommen und die dimensionslose Zirkulation im Wirbel betrug $\Gamma \approx 1.2$. Vergleichsrechnungen zeigen, daß Details der Geometrie des Profils einen relativ geringen Einfluß auf die Form der Wellenfront hat. Wichtiger Parameter bei der Wechselwirkung ist die sogenannte "Miss Distance", die den Abstand des Wirbelzentrums vom Profil bei der Wechselwirkung festlegt.



Bei dem gezeigten Beispiel betrug dieser Wert $1/4$ der Profillänge und das Wirbelzentrum bewegte sich unterhalb am Profil vorbei. Ist der Wert zum Beispiel gleich Null und der Wirbel trifft zentral auf das Profil ergeben sich deutlich andere Wellenfronten.

Literatur

- 1.) G.E.A. Meier, U. Schievelbusch und H.-M. Lent, "Stoßwellenentstehung bei transsonischer Wirbel-Profil-Wechselwirkung", ZFW, Vol. 14 (1990), Seite 327-332.
- 2.) K. Ehrenfried, "Numerische Untersuchung von Wirbel-Tragflügel-Wechselwirkung im transsonischen Geschwindigkeitsbereich", MPI für Strömungsforschung Bericht 8/1991, Göttingen 1991.

weitere Vorgehen

Für die Zukunft ist die Berechnung des Fernfeldes über den Rand des numerischen Rechnengebiets hinaus geplant. Dies soll mit einem Kirchhoff-Integral geschehen, wobei die Eingabedaten aus der numerischen Simulation gewonnen werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Drehflügler

Ansprechpartner Dr.-Ing. J.A. Lieser, Dr.-Ing. D. Lohmann

Institution DLR Braunschweig, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon 0531/395-2470
Telefax

weitere Partner

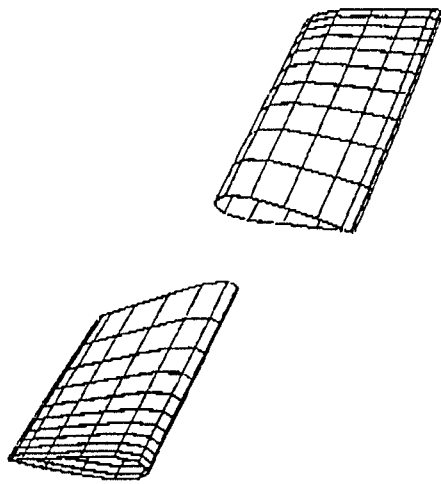
Thema Aeroakustische Berechnung von Rotoren im Vorwärtsflug mit Blatt
Wirbel Interferenz

Ausgangssituation Am Institut für Entwurfsaerodynamik existiert ein instationäres Panelverfahren basierend auf der Ffowcs Williams/Hawkings Gleichung für Aerodynamik und Akustik [1,2].
Das Verfahren wurde für die Berechnung von Propellern in GARTEUR validiert und erfolgreich für die akustische Optimierung eines Lüfters eingesetzt.

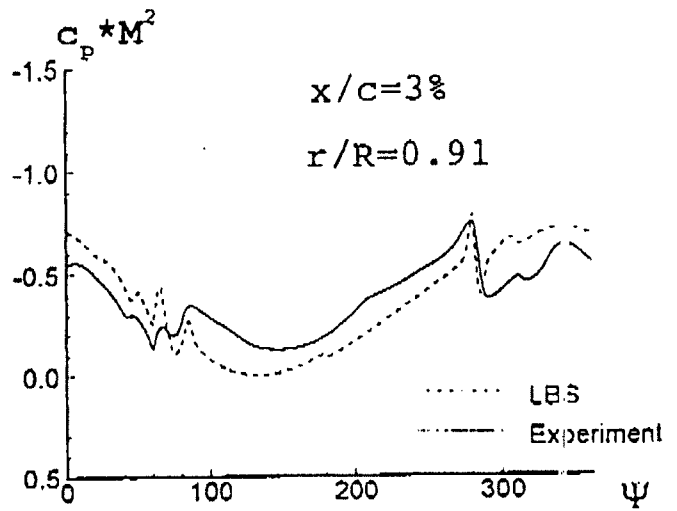
Ziel Erweiterung des Verfahrens für den vorwärtsfliegenden Hubschrauberrotor mit Blatt Wirbel Interferenz (BWI).
Parameterstudien bzw. Optimierung von Rotoren im Hinblick auf Lärmpegel.
Effizienz durch Verwendung des Nachlaufmodells nach Beddoes [3] und Kopplung der aerodynamischen und akustischen Berechnung.
Validierung am 2 und 4 Blatt (HELINOISE) Rotor.

Lösungsweg Das „Lifting Body Surface (LBS)“ Verfahren verwendet konstante Quell- und Dipolverteilungen auf den Panel. Die Dipolverteilung pro Schnitt bestimmt sich aus einem Kutta-Panel. Die Herleitung der Nachlaufbehandlung wurde auf Basis des Beschleunigungspotentials mit Integration entlang Singularitätenbahnen durchgeführt. Ein wesentlicher Schritt bei der Erweiterung vom Propeller auf den Rotor ist die Berücksichtigung von Nichtlinearitäten im Nachlauf durch die Deformierung der kinematischen Singularitätenbahnen gemäß dem Nachlaufmodell von Beddoes [3]. Der Rechenaufwand wird durch die Verwendung eines einfachen Nachlaufmodells bewußt niedrig gehalten, um die Effizienz für Parameterstudien zu bewahren. Bei feiner räumlicher Auflösung wird quasi-stationär gerechnet. Instationäre Rechnungen auf der Basis einer Fourierentwicklung sind möglich.

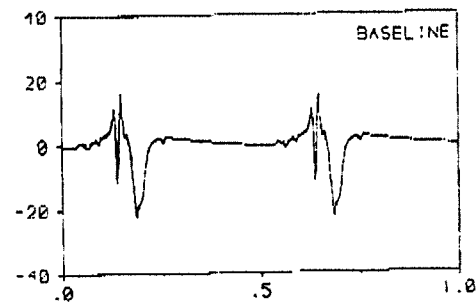
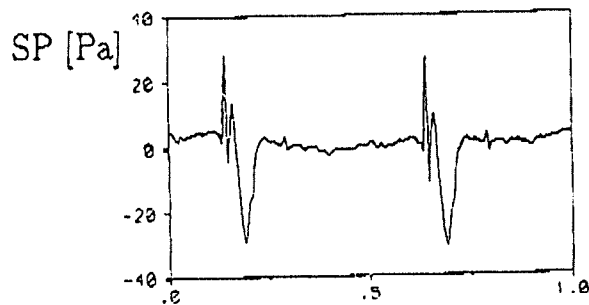
Ergebnis



Panclierung des AH-1/OLS Rotors



Druckverlauf auf der 3 % Chord
Linie AH-1/OLS Rotor Fall 3017
(BWI, $\mu = 0.163$, $\alpha_{tip} = 1^\circ$)



Time [Rev.]

Akustische Signaturen (Stromauf, Rotorebene) AH-1/OLS Rotor, Fall 3017 (berechnet von Schultz, DLR) (Links: Experiment, Rechts: Rechnung)

Literatur

- [1] Kroll, N. Lohmann, D. und Schöne, J.: Numerical Methods for Propeller Aerodynamics and Acoustics at DVFLR. In AGARD-Symposium on Gas Turbine Components, 1987
- [2] Lohmann, D.: Calculations and Comparisons of Aerodynamic Coefficients of a 4-Bladed Tilt Rotor at Cruise and Hover Design Points (EUROFAR). IB 129-90/12, DLR, 1990.
- [3] Beddoes, T.: Wake Model for High Resolution Airloads. In International Conference on Rotorcraft Basic Research, Research- Triangle-Parc, N.C., 1985.

weiteres Vorgehen

- Validierung für den BO 105 4-Blatt Rotor.
- Integration von Netzgenerierung, Aerodynamik und Akustik in ein zusammenhängendes Programmpaket.
- Parameterstudien zur BWI Lärminderung

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Math. K. Pahlke

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 -2443

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Anwendung eines zeitgenauen dreidimensionalen Euler-Verfahrens auf Rotoren im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug unter Verwendung eines Abwindmodells

Ausgangssituation:

Zeitgenaues Verfahren zur Berechnung der Umströmung eines Hubschrauberrotors im auftriebslosen Vorwärtsflug mittels der dreidimensionalen Euler-Gleichungen.

Ziel:

Entwicklung eines dreidimensionalen Euler-Verfahrens zur Berechnung der instationären Strömungsfelder um Hubschrauberrotoren im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug.

Lösungsweg:

Das für die Berechnung der Umströmung eines Rotors im auftriebslosen Vorwärtsflug entwickelte Euler-Verfahren wurde für eine beliebige Starrkörperbewegung erweitert.

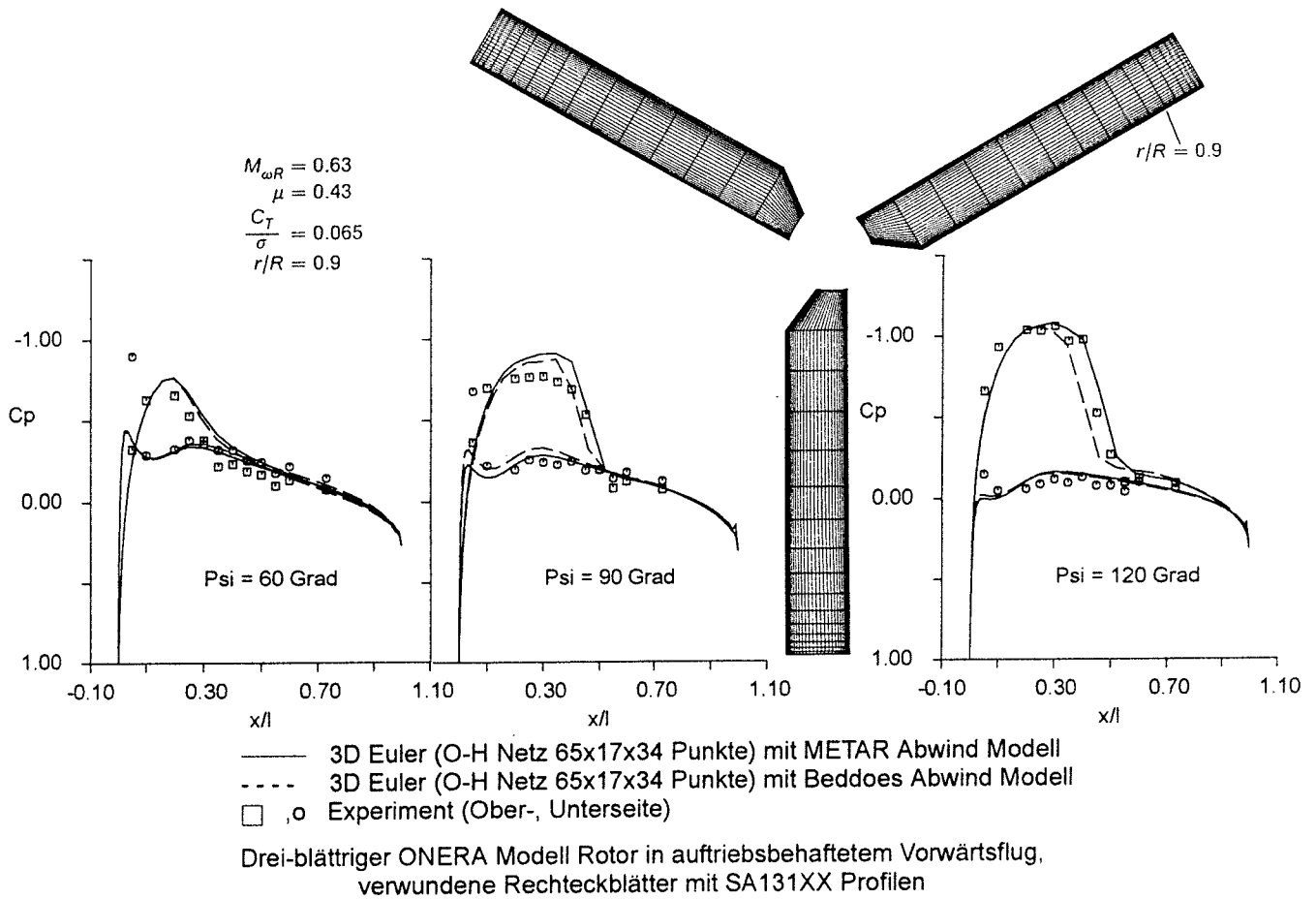
Für auftriebsbehaftete Mehrblattrotoren im Vorwärtsflug wird das einzelne Blatt vereinfachend als Starrkörper betrachtet und es wird zunächst angenommen, daß der Abwind der anderen Blätter durch ein Abwindmodell mit starrer Wirbelbahn berücksichtigt werden kann.

Zwei Schnittstellen zu Abwindmodellen wurden realisiert. Zum einen die Verwendung eines effektiven Anstellwinkels, zum anderen die Verwendung eines Feldes von Abwindgeschwindigkeiten, mit deren Normalkomponente zur Rotorebene die Körperrandbedingung auf der Oberfläche des Blattes modifiziert wird (Transpirationsmodell).

Ergebnis:

Das Bild zeigt einen Vergleich zwischen Rechnungen mit zwei unterschiedlichen Abwindmodellen und dem Experiment. Die durch die durchgezogene Linie gekennzeichneten Ergebnisse wurden unter der Verwendung eines effektiven Anstellwinkels erzielt, der von der ONERA mit dem METAR-Code [1] berechnet und der DLR zur Verfügung gestellt wurde. Für die zweite Rechnung wurden die induzierten Abwindgeschwindigkeiten aus dem Beddoes-Abwindmodell verwendet. Diese Abwindgeschwindigkeiten wurden mit der Implementierung des Beddoes-Abwindmodells [2], wie sie im Institut für Flugmechanik vorliegt, bestimmt. Die Rechnungen zeigen mit beiden Abwindmodellen dasselbe tendenzielle Verhalten. Die Druckverteilungen weisen aber darauf hin, daß das Beddoes-Modell einen insgesamt stärkeren Abwind berechnet, als der METAR-Code. Da der METAR-Code der DLR nicht verfügbar ist, war ein systematischer Vergleich dieser beiden Abwindmodelle nicht möglich.

Mit dem vorliegenden Verfahren kann die Umströmung von Rotoren im Vorwärtsflug für Fälle mit niedrigem Fortschrittsgrad bis zu sehr hohen Fortschrittsgraden berechnet werden(s.[3]). Die Genauigkeit der Vorhersage ist aber davon abhängig, ob die Blätter als Starrkörper behandelt werden können und ob sich die Wirbel mit dem vorliegenden Beddoes-Abwindmodell beschreiben lassen.



Literatur:

- [1] Bousman, W.G.; Young, C.; Gilbert, N.; Toulmay, F.; Johnson, W.; Riley, M.J. *Correlation of Puma Airloads-Lifting Line and Wake Calculations*. 15th European Rotorcraft Forum, Sept. 12-15, 1989, Amsterdam, The Netherlands.
- [2] Beddoes, T.S. *A Wake Model for High Resolution Airloads*. International Conference on Rotorcraft Basic Research, Research-Triangle-Parc, N.C. 1985
- [3] Pahlke, K.; Raddatz, J. *3D Euler Methods for Multibladed Rotors in Hover and Forward Flight*. Nineteenth European Rotorcraft Forum, Paper C20, Como, 14.-16. September, 1993.

weiteres Vorgehen:

Das Verfahren soll in der Zukunft zum einen dahingehend erweitert werden, daß die Tangentialkomponente der Abwindgeschwindigkeiten ebenfalls berücksichtigt wird. Zum anderen soll die Umströmung eines Rotors im Vorwärtsflug mit Auftrieb ohne Abwindmodell berechnet werden können. Hierzu werden überlappende Netze Verwendung finden (Chimären-Technik).

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. J. Raddatz

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 -2835

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Untersuchung von Strömungsfeldern um Rotoren im Schwebeflug unter Anwendung von Euler- und Navier-Stokes-Verfahren.

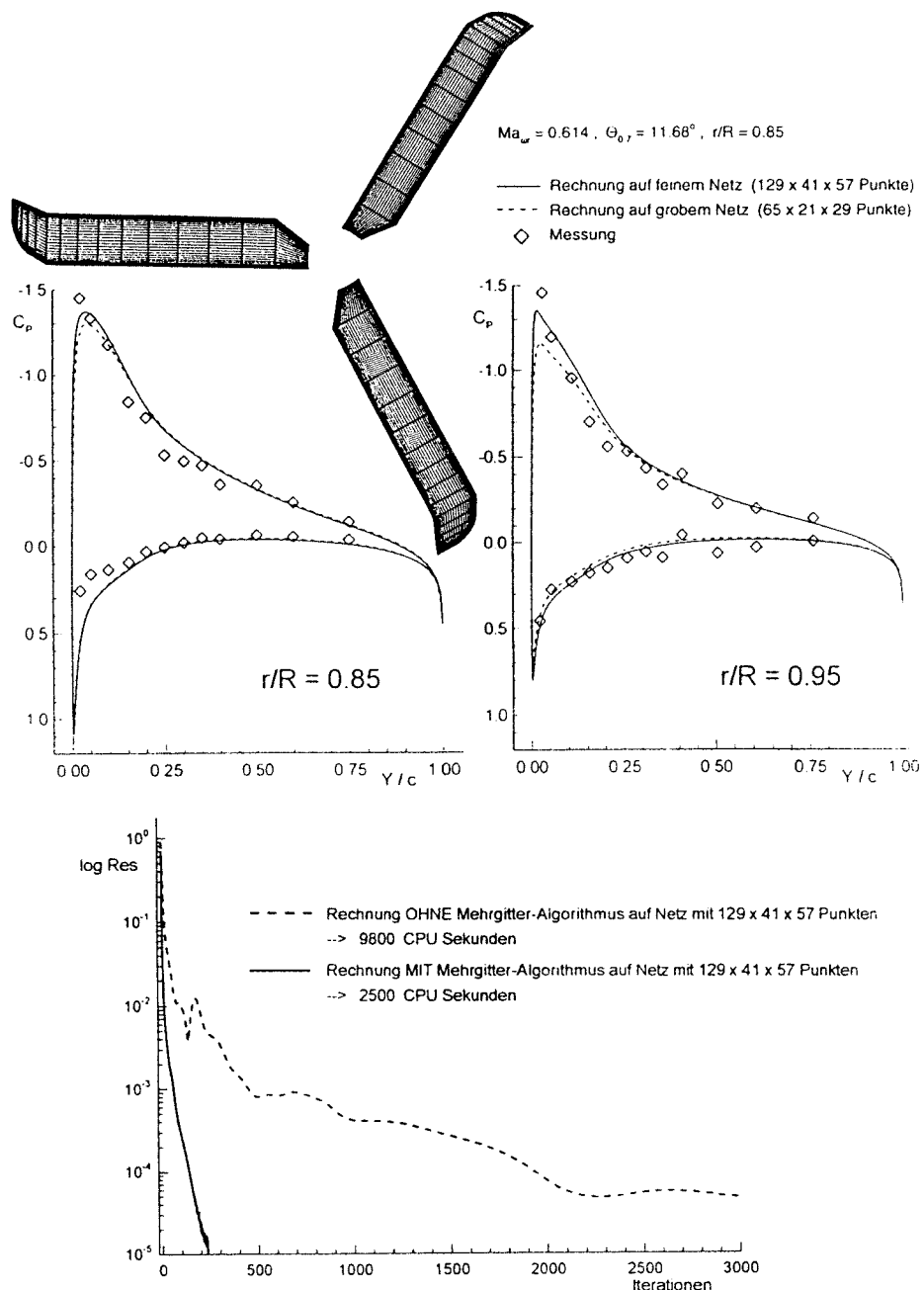
Ausgangssituation Verfahren zur Berechnung des stationären Strömungsfeldes um Propeller oder Hubschrauberrotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen unter Verwendung eines blattfesten, rotierenden Koordinatensystems [1].

Ziel Berechnung der Strömungsfelder um Hubschrauberrotoren im Schwebeflug auf der Grundlage der Euler-/Navier-Stokes Gleichungen mit folgenden Zielsetzungen:

- Anwendung des Verfahrens auf Mehrblattrotoren mit realistischer Blattgeometrie. Berechnung der Drücke und Geschwindigkeiten auf der Blattoberfläche sowie der Schub- und Leistungsbeiwerte.
- Visualisierung der numerischen Lösung im Strömungsfeld, insbesondere der für die Rotorberechnung bedeutenden Strömungsphänomene wie Blattspitzenwirbel und Nachlauf
- Untersuchung des Einflusses von Netzfeinheit und künstlicher Dissipation auf die numerische Lösung.
- Validierung des Euler-/Navier-Stokes Verfahrens hinsichtlich der Ergebnisse auf der Kontur der Rotorblätter und in Bezug auf die Wiedergabe von Blattspitzenwirbel und Nachlauf.

Lösungsweg Zur Berechnung des stationären Strömungsfeldes um Propeller oder Hubschrauberrotoren im Schwebeflug wurde ein effizientes, routinemäßig einsetzbares, 3D Euler-Verfahren entwickelt. Das Programm basiert auf dem Euler-/Navier Stokes Code CEVCATS des Instituts für Entwurfsaerodynamik der DLR Braunschweig [2]-[4]. Zur Konvergenzbeschleunigung bei der Rotorberechnung kommt ein Mehrgitter-Algorithmus zur Anwendung, der die erforderlichen Rechenzeiten auf ca. 20 bis 25 Prozent reduziert. Um das Verfahren auf Rotoren mit beliebiger Blattanzahl und Blattgeometrie anwenden zu können, wurde ein Netzgenerator entwickelt, der Rechennetze mit O-H Topologie erstellt. Das Programm basiert auf den am Institut für Entwurfsaerodynamik entwickelten elliptischen 2D und 3D Netzgenerierungstechniken [5].

Ergebnis Die Bilder zeigen Ergebnisse aus einer Euler-Rechnung um den 3-Blatt ONERA Modellrotor mit PF1-Rotorblättern. Das PF1-Blatt besitzt eine parabolisch gepfeilte Blattspitze mit negativer V-Stellung. Dargestellt sind das Oberflächennetz des Rotors, berechnete und gemessene Druckverteilungen für zwei Profilschnitte sowie der Konvergenzverlauf.



Literatur

- [1] Kroll, N.: 'Berechnung von Strömungsfeldern um Propeller und Rotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen', DLR-FB 89-37.
- [2] Jameson, A.; Schmidt, W.; Turkel, E.: 'Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time Stepping Schemes', AIAA-Paper 81-1259 (1981).
- [3] Kroll, N. and Jain, R. K.: 'Solution of Two-Dimensional Euler Equations - Experience with a Finite Volume Code', DFVLR-FB 87-41, Braunschweig, 1987.
- [4] Rossow, C.-C.: 'Berechnung von Strömungsfeldern durch die Lösung der Euler-Gleichungen mit einer erweiterten Finite-Volumen Diskretisierungsmethode', DLR-FB 89-38, Braunschweig, 1989.
- [5] Findling, A. / Herrmann, U.: 'Development of an efficient and robust solver for elliptic grid generation', Proceedings of the Third International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and Related Fields, Barcelona, Spain, 1991.

weiteres Vorgehen Erweiterung des Verfahrens auf die reibungsbehaftete Berechnung von Rotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Navier-Stokes Gleichungen.

Mitteilung

Projektgruppe Drehflügler
Ansprechpartner M. Raffel, J. Kompenhans
Institution DLR
Adresse DLR / SM - SM Telefon (0551) 709 - 2472
Bunsenstr. 10 Telefax (0551) 709 - 2830
37073 Göttingen
Thema **PIV-Messungen instationärer Geschwindigkeitsfelder
an einem schwingenden Rotorprofil**

Ausgangssituation

Die in den letzten Jahren erzielten Fortschritte auf den Gebieten der Optik, Elektronik und Rechnertechnik haben zu Weiterentwicklungen auf dem Gebiet der Strömungsmeßtechnik geführt, durch die sich die Möglichkeit ergibt, neue Einblicke in bisher noch nicht vollständig erforschte Phänomene der instationären Aerodynamik zu erhalten. Dieses trifft in starkem Maße auf die instationäre Strömungsablösung an Profilen zu. [Gei93]

Ziel

Ziel der vorliegenden Arbeit war es, simultan erfaßte, vollständige Geschwindigkeitsfelder an einem Profil mit sich rasch änderndem Anstellwinkel zu messen.

Lösungsweg

Um die Möglichkeiten des PIV-Meßverfahrens für die aerodynamische Fragestellung nutzbar zu machen, mußte es in einigen Punkten weiterentwickelt werden. Die Anwendbarkeit der PIV-Methode auf transsonische Strömungen war 1990 von Höcker & Kompenhans nachgewiesen worden [Hoe90]. Für die Untersuchung der Strömungsablösung bei hohen Anstellwinkeln war wegen der auftretenden Rezirkulation und der anwachsenden Querkomponente der Strömung ein Image Shifting System Voraussetzung. Da die zur Verfügung stehenden Systeme Shiftgeschwindigkeiten nur bis maximal 30 m/s ermöglichten, mußte für die Anwendung in Hochgeschwindigkeitswindkanälen ein neues Konzept entwickelt werden. Für die erforderliche große Zahl der PIV-Aufnahmen war eine hohe Zuverlässigkeit und verbesserte Handhabbarkeit des Systems notwendig. [Raf93/1]

Ergebnis

Durch die Weiterentwicklung und Anwendung der PIV-Meßmethode auf das Strömungsfeld eines schwingenden Profils in einem Windkanal konnten erstmals dessen instationäre

Eigenschaften exakt gemessen werden. [Raf93/2] Die dabei gewonnenen Daten ermöglichen den Vergleich mit numerisch ermittelten Daten und liefern darüber hinaus wichtige neue Erkenntnisse für ein umfassenderes Verständnis des Dynamic Stall Prozesses.

Die Meßergebnisse der Umströmung eines schwingenden Profils (Abb. 1) zeigen eine wesentlich feinere Struktur der Durchmischung der verschiedenen Wirbelsysteme als dies durch die numerische Simulation ermittelt wurde. Da für aufeinanderfolgende Zyklen phasenstarr Geschwindigkeitsfelder ermittelt wurden, konnte belegt werden, daß durch die bisher übliche Mittelung von Druck- und Kraftmessungen über mehrere Zyklen wesentliche Informationen verloren gehen. Ebenso zeigen die PIV-Ergebnisse, daß das Strömungsfeld im Ablösegebiet durch ein punktwise messendes LDA nur mit Einschränkungen ermittelt werden kann (Abb. 1, 2).

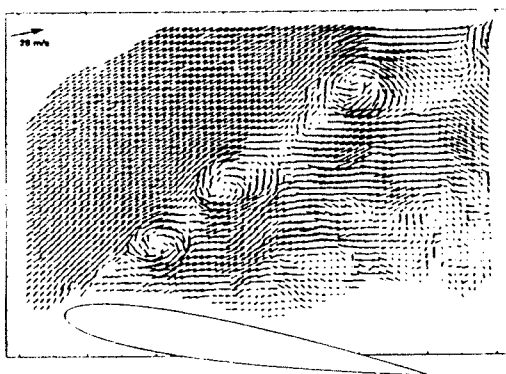


Abbildung 1: Strömungsablösung
 $25^\circ \uparrow$, $U_\infty = 28 \text{ m/s}$, $t = t_0$

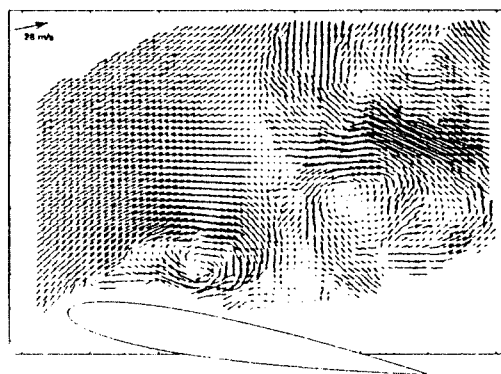


Abbildung 2: Strömungsablösung
 $25^\circ \uparrow$, $U_\infty = 28 \text{ m/s}$, $t = t_0 + 1 \text{ s}$

Literatur

- [Gei93] W. Geißler
 "Verfahren in der instationären Aerodynamik"
 Forschungsbericht, DLR-FB 93-21, 1993.
- [Hoe90/1] R. Höcker, J. Kompenhans
 "Application of particle image velocimetry to transonic flows"
 Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Springer Verlag 1990.
- [Raf93/1] M. Raffel, J. Kompenhans
 "PIV measurements of unsteady transonic flow fields above a NACA 0012 airfoil"
 5th Int. Con. on Laser Anemometry, Proceedings, pp. 527-535, Veldhoven 1993.
- [Raf93/2] M. Raffel, J. Kompenhans, P. Wernert, H. Schäfer
 "Einsatz der PIV-Methode zur Messung von instationären Geschwindigkeitsfeldern an einem schwingenden NACA 0012 Profil" ISL-Bericht (in Vorber.), Saint Louis, 1993

weiteres Vorgehen

Aufgrund der guten Ergebnisse der Messungen befindet sich ein Versuchstand für den Hochgeschwindigkeitswindkanal der DLR WT-WK in der Vorbereitung, der es ermöglichen soll, PIV-Messungen an schwingenden Profilen in kompressibler Strömung bis in den transsonischen Geschwindigkeitsbereich durchzuführen.

Mitteilung

**Projektgruppe /
Fachkreis**

Drehflügler

Ansprechpartner

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

Institution

Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon 0711/6853401

Fax 0711/6853438

Thema

Berechnung effektiver Anströmwinkel am Hubschrauberrotorblatt
unter Anwendung eines erweiterten, frei entwickelten
Rotorblattnachlaufs mit Hilfe eines Wirbelgitterverfahrens

Ausgangssituation

In der Hubschrauberaerodynamik ist der effektive, lokale Anstellwinkel am Rotorblatt von großer Bedeutung. Neben kollektiver und zyklischer Blattverstellung, Rotordrehzahl und Vorwärtsgeschwindigkeit wird die örtliche Anströmung vom Nachlaufwirbelsystem der Rotorblätter maßgeblich beeinflusst. Im Vorwärtsflug sind verfahrensbedingt sehr hohe Anstellwinkel oder gar Rückanströmungen im Innenbereich des rücklaufenden Blattes zu erwarten. Ein in Weiterentwicklung befindliches Wirbelgitterverfahren zur Blatt- und Nachlaufmodellierung wurde angewandt, um die lokalen, effektiven Anstellwinkel an den Blattpanel zu berechnen.

Ziel

Berechnung der Anstellwinkel zur Untersuchung von Blatt - Nachlauf Wechselwirkung, Rückanströmgebieten und der Auswirkung besonderer Rotorblattformen (Zuspitzung, Winglets u.ä.). Spezielle Aufmerksamkeit gilt hohen Fortschrittsgraden und dem Sinkflug.

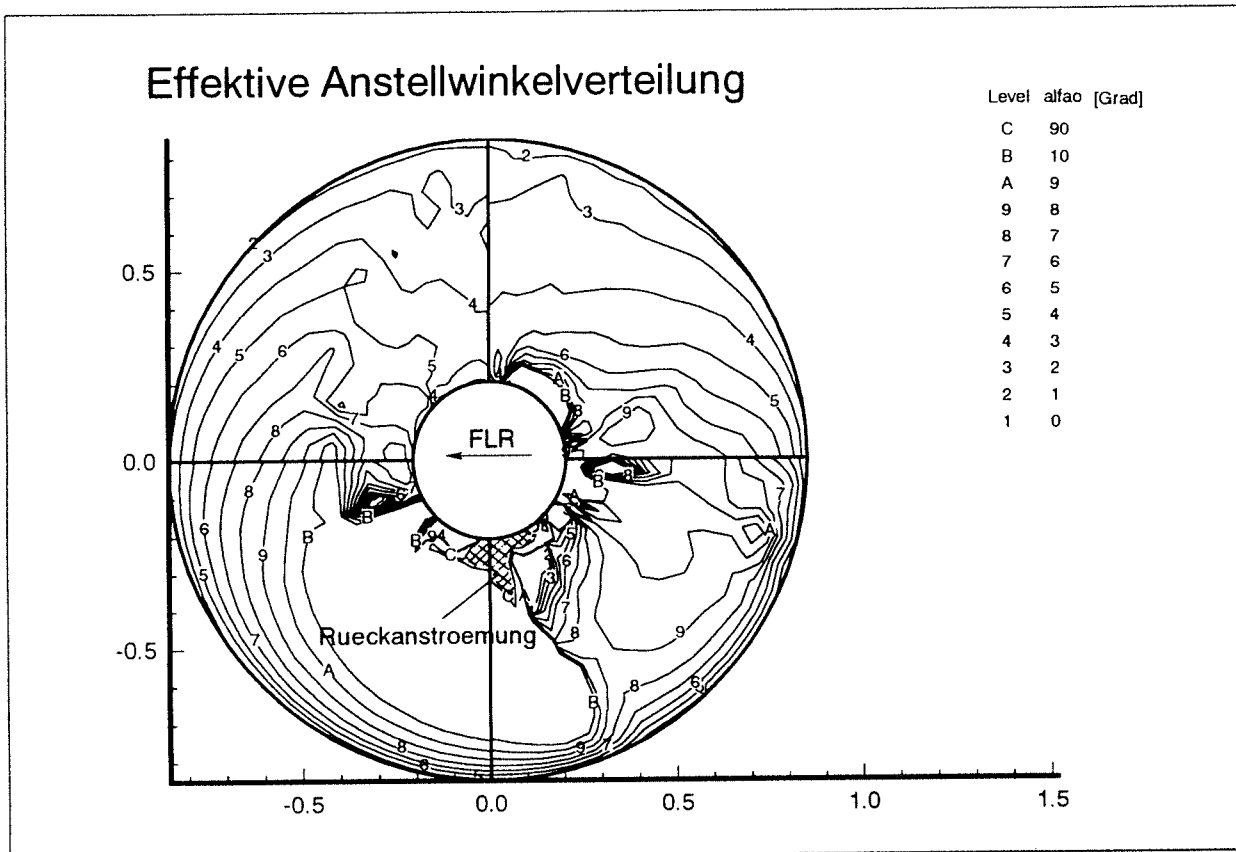
Lösungsweg

Im Wirbelgitter- Panelprogramm wird an jedem Blattpanel (dünnes Rotorblatt) der effektive, lokale Anströmvektor berechnet, und unter Einbeziehung des Panelnormalenvektors zur Bestimmung der aktuellen Dipolstärke am Rotorblatt herangezogen. Durch Festlegung eines geeigneten, lokalen Panelkoordinatensystems an jedem Blattpanel kann der effektive Anströmvektor in lokale Komponenten zerlegt werden, die ihrerseits die Berechnung lokaler Schiebe- und Anstellwinkel ermöglichen. Zur besseren Nachlaufauflösung und einer genaueren Berechnung im Blattspitzenbereich wurde das Rechenprogramm zur Behandlung von Wirbelablösung an der Blattseitenkante erweitert. Da im instationären Fall auch die Wirbelsprossen des Nachlaufgitters mit Zirkulation belegt sind, werden zumindest gewisse 'dynamic stall' Effekte erfaßt. Anläßlich eines jeden Zeitschritts werden zur jeweiligen Blattumfangsposition die spannweitigen Anstellwinkelverteilungen bestimmt, und zur Beurteilung ablösekritischer Bereiche verwendet.

AG Stab

Ergebnis

Verteilung des effektiven Anstellwinkels über der Rotorkreis-scheibe bei einem Fortschrittsgrad von 0,30. An der 270 Grad Umfangsposition wurde ein Rückanströmgebiet ermittelt. Die starken Schwankungen im 4. Quadranten sind auf die Aktivitäten der Innenbord - Randwirbel [1] mit zurückzuführen. Der hohe Anstellwinkel im Innenbereich des 1. Quadranten bedarf noch weiterer Untersuchungen.



Literatur

- [1] L. Zerle and S. Wagner. *Influence of Inboard Shedded Rotor Blade Wake to the Rotor Flow Field*. In *Proceedings of the 19. European Rotorcraft Forum*, Como, Italy, September 1993. Paper No. C13.

Weiteres Vorgehen

Erweiterung des Verfahrens zur schnellen Berechnung des lokalen Blattauftriebs und lärmintensiver Auftriebsschwingungen. Modellbildung zur einfachen Behandlung der Blattrückanströmung und deren Auswirkung.

Datum 10. Januar 1994

AG Stab

Mitteilung

Projektgruppe / Drehflügler

Fachkreis

Ansprechpartner P. Wernert

Adresse Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)
Postfach 1260, D-79574 Weil am Rhein
Telefon: 0033.89.69.52.51
Telefax: 0033.89.69.50.02

weitere Partner Dr. Kompenhans, Dr. Geissler, Hr. Raffel (DLR Göttingen)
Dr. Roucous (LIMSI Orsay-Paris), Dr. Fedioun (Universität Orléans)

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

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

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

- Entwickeln von experimentellen Hilfsmitteln zur Strömungssichtbarmachung und Aufspüren besonders interessanter Zonen (Transition, Ablösung, Wiederanlegen der Grenzschicht).
- Vergleich der Ablösevorgänge bei Nick- und Stampfschwingungen.
- Weitere detailliertere Messungen der Strömung in gewissen interessanten Gebieten (mit LDA).

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

Ergebnisse

- Inbetriebnahme des Versuchsaufbaus (Bild 3)
- Aufzeigen der charakteristischen Eigenschaften des dynamischen Ablösevorganges (Verzögerung der Ablösung, Hysterese,...) mit Hilfe von LDA-Messungen an der Profilhinterkante einer Tragfläche mit unterschiedlichen Nickschwingungen (Rampen, Sägezahn) und Vergleich zu einer stationären Strömung (Bild 10)
- Messkampagne mit PIV zur Umströmung eines Profils NACA0012 mit sinusförmigen Nickschwingungen (Zusammenarbeit mit den Herren Kompenhans, Geissler, Raffel der DLR Göttingen): die Auswertung der Daten ist im Gange.

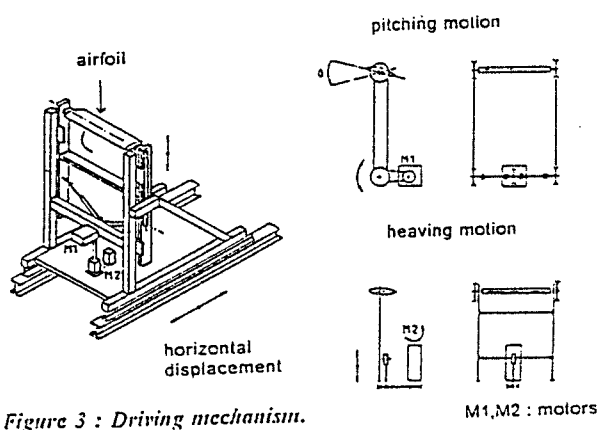


Figure 3 : Driving mechanism.

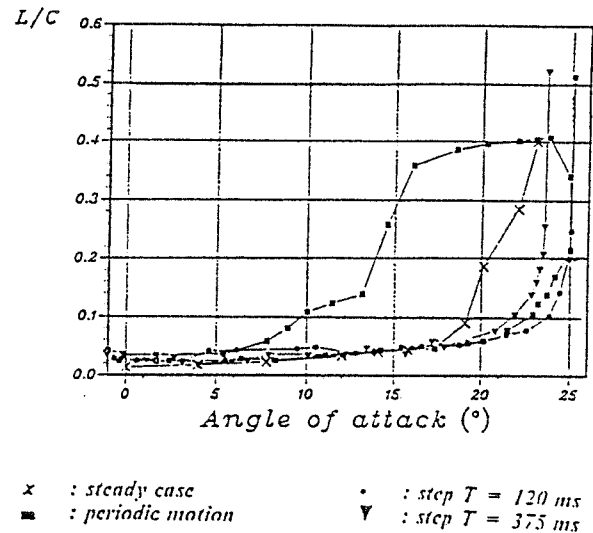


Figure 10 : Semi wake thickness.

Literatur Wernert P., Koerber G., Wietrich F.: "LDA measurements of the unsteady near wake behind an airfoil undergoing transient and periodic pitching motions", 6th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 1992 oder ISL-Bericht CO 215/92

Wernert P., Koerber G., Wietrich F.: "A new experimental apparatus for the study of the unsteady flowfield over an airfoil in pitching and heaving motions using laser Doppler anemometry", European Forum on Wind Tunnels and Wind Tunnel Test Techniques, Southampton (UK), 1992 oder ISL-Bericht CO 229/92

weiteres Vorgehen

- Aufbau einer Apparatur zur Strömungssichtbarmachung und Erstellen eines Videofilms
- Verwendung von unterschiedlichen Techniken wie "liquid crystals", druckempfindliche Farben (Erkennung der Transition, Ablöse- und Wiederanlegungspunkt)
- Anpassung des aktuellen LDA-Systems an Messungen an der Profiloberfläche

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	Dr. Günter Bärowolf	
Institution	Strömungstechnisches Labor Berlin-Adlershof (im HFI der TU Berlin)	
Adresse	Rudower Chaussee 6, Geb. 19.6 D-12484 Berlin e-mail: baerwolf@dn10000.pi.tu-berlin.de	Telefon (030) 63924711 Telefax (030) 63924712
weitere Partner	Institut für angewandte Mathematik und Stochastik	
Thema	Ein instationäres 3D Navier-Stokes Lösungsverfahren als Grundlage für LES-Zylinderumströmungen	
Ausgangssituation	Aufbauend auf den Erfahrungen der Entwicklung von Methoden zur 2D Simulation von Zylinderumströmungen (STAB-Jahresbericht 1992) wurde ein 3D Verfahren für spezielle Netztypen entwickelt.	
Ziel	a) Entwicklung und Testung von iterativen und direkten Lösungs- bausteinen für die Behandlung von linearen und nichtlinearen Teil- aufgaben der Lösung der 3D Navier-Stokes Gleichung. b) Anwendung des 3D Lösungsverfahrens für die Large Eddy Simu- lation einer Umströmung eines Zylinders.	
Lösungsweg	Die bei der Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen zu garantierende Massenerhaltung $\nabla \cdot \vec{u} = 0$ wird im Unterschied zu den Druck-Geschwindigkeits-Iterationsverfahren durch die Lösung einer Poisson-Gleichung für den Druck oder eine Druckdifferenz rea- lisiert. Das damit entstehende symmetrische lineare Gleichungssy- stem wird mit einem cg-Verfahren und einer mg-Vorkonditionierung gelöst. Dabei wurde ein O-Netz um den Zylinder gelegt. Im Falle von periodische Randbedingungen in Richtung der Zylinderausdehnung (spanwise direction) ergibt sich ein O-Torus (zweifach zyklisches Pro- blem). Für diese Netztypen, mit denen sich lang ausgedehnte Zylinder und Zylinder mit Endscheiben beschreiben lassen, wurden die Lösungs- verfahren angepaßt und optimiert. Für die bei der impliziten Approximation der Impuls-Transportglei- chungen entstehenden unsymmetrischen Aufgaben werden statt cg- Verfahren gmres-Verfahren bzw. bicg-Verfahren verwendet.	

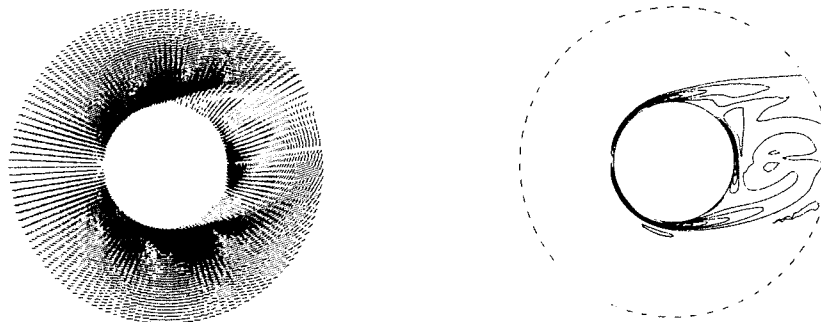


Abbildung 1: Teil des Vektorfeldes/vorticity Isolinien-Feldes, $t = 12001 \cdot \tau$

Ergebnis	Die Lösungsverfahren wurden für 3D Aufgaben mit kleinen Reynoldszahlen bei der Fixierung von periodischen Randbedingungen in Zylinderausdehnungsrichtung (die Lösung ist zweidimensional) durch den Vergleich mit Resultaten eines vorhandenen 2D Verfahrens validiert. Der Vergleich der Rechenzeiten zeigte, daß die iterativen Verfahren mit Vorkonditionierung im Falle von größeren Gitterpunktzahlen mit keinen extremen Unterschieden in den Anzahlen der Stützpunkten der einzelnen räumlichen Richtungen schneller als die direkten Lösungsverfahren für Bandmatrizen waren. Die Abbildung 1 zeigt einen Ausschnitt ($z=\text{const.}$) des Geschwindigkeits-Vektorfeldes und des dazugehörigen vorticity Isolinien-Feldes bei einer Reynoldszahl von 1000 zu einem frühen Zeitpunkt des instationären Berechnungsprozesses, wobei ein räumliches Netz von $129 \times 129 \times 33$ verwendet wurde.
Literatur	G. Bärwolff and G. Seifert, Efficient 2D and 3D calculation algorithms for incompressible flow around cylinders, Proc. of the 5th Int. Symp. on Computational Fluid Dynamics - Sendai, Vol. I, 1993 J. Fuhrmann, On the convergence of algebraically defined multigrid methods, Preprint No. 3, Institut für Angewandte Analysis und Stochastik, Berlin, 1992.
weiteres Vorgehen	Untersuchung des Einflusses von Zylinderendplatten und von umströmten Zylindern in Kanälen im Rahmen einer kooperativen Zusammenarbeit mit Dr. Su Mingde von der Beijing University sowie der Mitwirkung im ERCOFTAC-Programm LES (Koordinator Dr. P. Voke, Guildford, University of Surrey)
Datum	20.12.1993

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner H. Gebing, Dr. U. Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2273
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation und Analyse instationärer, dreidimensionaler, abgelöster Wirbelströmungen

Ausgangssituation

Technisch interessante Strömungen mit abgelöster Wirbelbildung sind meist instationär und dreidimensional. Zu einem Verständnis dieser Strömungen ist es erforderlich, zunächst die Wirbelstärke-Transportprozesse physikalisch richtig und zeitgenau numerisch zu simulieren und anschließend mit geeigneten Verfahren zu analysieren.

Ziel

Nach der Entwicklung eines geeigneten numerischen Verfahrens [1] sollen die damit berechneten instationären, dreidimensionalen, d.h. hochgradig komplexen Strömungsfelder mittels eines eigens dafür entwickelten Programmpakets zur Bestimmung der „Proper Orthogonal Decomposition (POD)“ oder sogenannte „Karhunen-Loève-Zerlegung“ analysiert bzw. strukturiert werden.

Lösungsweg

Die numerische Simulation basiert auf der Methode finiter Differenzen zur Lösung der kompletten, instationären, dreidimensionalen, kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen. Der benutzte implizite numerische Algorithmus ist vom Beam-Warming-Typ und ist von zweiter Ordnung genau in Raum und Zeit.

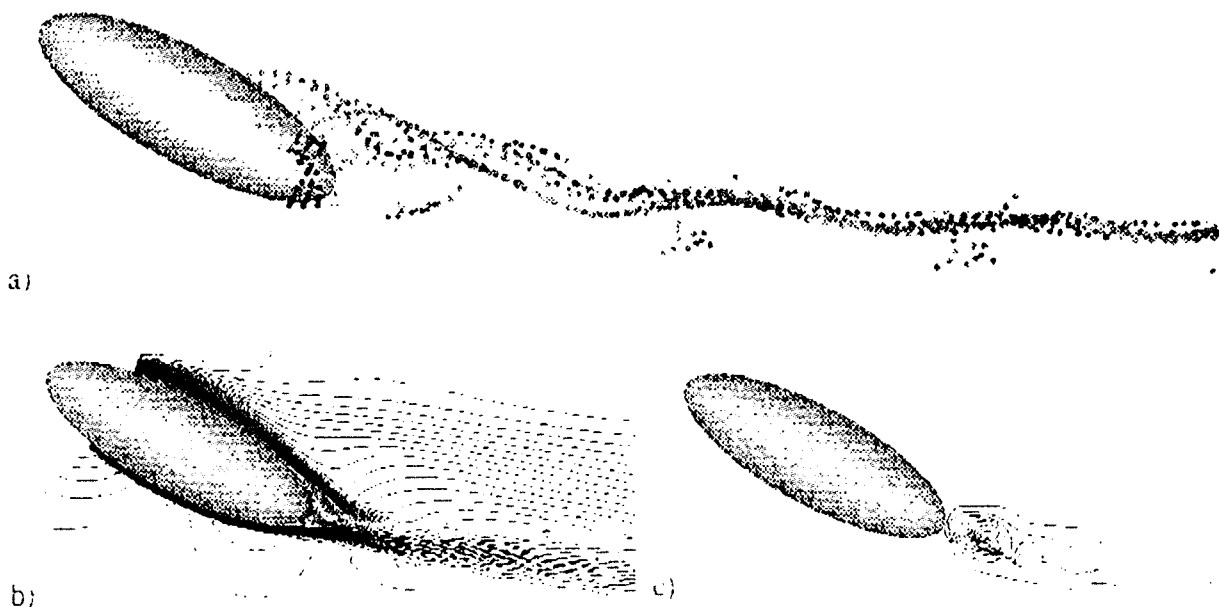
Bei unseren Untersuchungen konzentrieren wir uns zunächst auf die Simulation der Rotationsellipsoidumströmung bei kleinen Reynoldszahlen, da hier bereits Instationarität einsetzt, ohne aber den hohen Komplexitätsgrad zu zeigen, der im allgemeinen schon bei mittleren Reynoldszahlen zu beobachten ist.

Wir erhalten so ein instationäres, dreidimensionales Strömungsfeld, anhand dessen wir unser Analysepaket zur Bestimmung der „Karhunen-Loève-Zerlegung“ entwickeln und testen können. Das entsprechende Programmpaket läßt sich dann später auch bei höheren Reynoldszahlen mit weitaus komplexeren Strömungsvorgängen ohne weiteres einsetzen.

AG STAB

Ergebnis

Die Simulation der Rotationsellipsoidumströmung ($Re = 1000$, $a/b = 3$, $\alpha = 30^\circ$) führt auf ein komplexes zeitabhängiges Strömungsfeld. Streichlinienintegrationen führen je nach Wahl der Startpunkte auf sehr unterschiedliche „Rauchbilder“. Bild a) zeigt ein Beispiel, in dem die Startpunkte im hinteren Viertel des Ellipsoids auf einem Kreissegment um den Körper gewählt wurden. Die Analyse mittels POD liefert eine effektive Strukturierung des instationären Strömungsfeldes. Der Großteil der Energie (99,4%) ist in der ersten Eigenfunktion der Karhunen-Loève-Entwicklung, die dem zeitlich gemittelten Feld entspricht, enthalten. Die zweite und dritte Eigenfunktion, die zusammen als eine kohärente Struktur anzusehen sind, enthalten 0,5% der Energie, so daß sich auf die restlichen Eigenfunktionen nur noch 0,1% der Energie verteilt. In den Isolinien der Geschwindigkeit findet man so nur deutliche Beiträge für das Vektorfeld der ersten (Bild b)) und der zweiten (Bild c)) (bzw. auch dritten) Eigenfunktion.



Literatur

- [1] Dallmann, U., Gebing, H., Vollmers, H., Unsteady Three-Dimensional Separated Flows Around a Sphere - Analysis of Vortex Chain Formation, In: Eckelmann, H., Graham, J. M. R., Huerre, P., Monkewitz, P. A. (Eds.), Proc. IUTAM Symposium on Bluff-Body Wakes, Dynamics and Instabilities, Göttingen, 7.-11. Sept. 1992, Springer, Berlin, 1993, pp. 27-30.
- [2] Dallmann, U., Gebing, H., How to validate unsteady flow simulations? - On topological equivalence of separated flows around spheres and ellipsoids - . In: Proc. 5th International Symposium on Computational Fluid Dynamics, Sendai, 31. Aug. - 3. Sept. 1993, (erscheint 1994).

weiteres Vorgehen

Simulation der Rotationsellipsoidumströmung ($a/b = 2, 3$ und 6) bei höheren Reynoldszahlen ($Re = 10^4 / 10^5$) unter Berücksichtigung physikalisch dominanter Strömungsmoden und neuer Ansätze für die Turbulenzbeschreibung. Topologische und Phasenraum-Analyse der entsprechenden instationären, dreidimensionalen Strömungsfelder mittels POD.

Datum September 1993

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner U. Gietz, Dr. J. Kux, A. Taşdemir

Institution

Adresse Institut für Schiffbau der Universität Hamburg
Lämmersieth 90, 22305 Hamburg

Telefon (040)2984-3100
Telefax -3199

weitere Partner

Thema

Digitalisierung der mittels Anstrichversuche gewonnenen Bildern.

Ausgangssituation

Bei den meisten Körperumströmungen entstehen Ablösungen, die aus verschiedenen Gründen nicht vermieden werden können. Das Kenntnis über dieses Ablösungsgebiet oder allgemeine Strömungseigenschaften ist bereits im Entwurfsstadium eines Schiffes von großer Bedeutung. Die Auslegung der Betriebsleistung ist nämlich davon abhängig. Um eine Aussage darüber zu treffen, sind Vorversuche am Modell unerlässlich. Zu den gebräuchlichsten Methoden gehören Anstrich-, Faden-, und Rauchversuche. Von diesen wird meistens der Anstrichversuch verwendet. Bei dieser Methode wird die Oberfläche im untersuchten Bereich mit einer dunklen Farbe angestrichen. Solange die Farbe noch nicht getrocknet ist, wird das Modell geschleppt bzw. angeströmt. Durch die Strömung entsteht ein Bild, in dem die Richtung der lokalen Kraftwirkung (Wandschubspannung) dargestellt wird.

Ziel

Lösungsweg

Als Ergebnis eines Anstrichversuches stehen meistens Foto- und Videoaufnahmen zur Verfügung, die zur ersten qualitativen Beurteilung der Körperumströmung dienen sollen. Abb. 1 zeigt das Ergebnis eines Anstrichversuches an dem Doppelmodell "Hamburg Testcase" eines Containerschiffes. Es ist aber sehr schwierig aus solchen Bildern Informationen zu gewinnen. Bis heute fehlt jede quantitative Auswertung solcher Ergebnisse. Die Zielsetzung dieser Arbeit ist dies zu verwirklichen.

Zuerst geschieht die Digitalisierung des mittels Anstrichversuchs gewonnenen Bildes mit Hilfe eines elektronischen Digitalisierendes. Dabei beziehen sich die digitalisierten Werte auf die Bildebene. Anschließend werden die Koordinaten im Raum unter Berücksichtigung der Spantkoordinaten und des Blickwinkels berechnet.

Nach der Auswertung des Bildes sollen die Ergebnisse sowohl die Feldlinien, die Richtung der Wandschubspannungen, in allen drei Raumrichtungen darstellen. In Abbn. 2 und 3 sind die Richtungen der Wandschubspannungen in Spant- und Längsebene wiedergegeben. Bisher liegt kein Bericht vor.

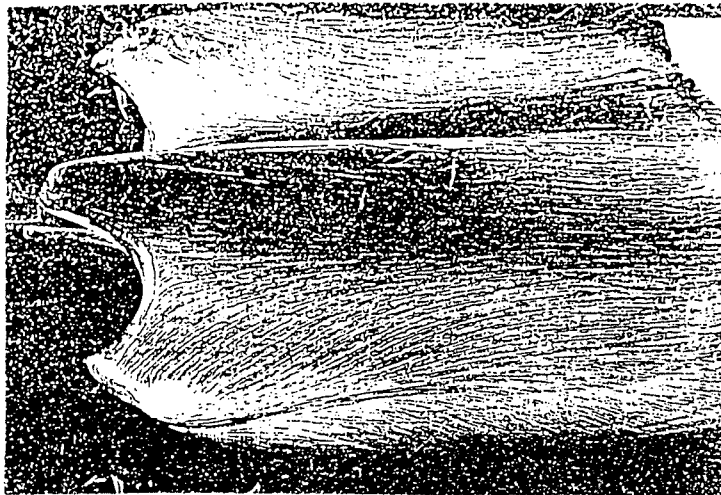


Abb. 1: Anstrichsbild am Doppelmodell "Hamburg Testcase"

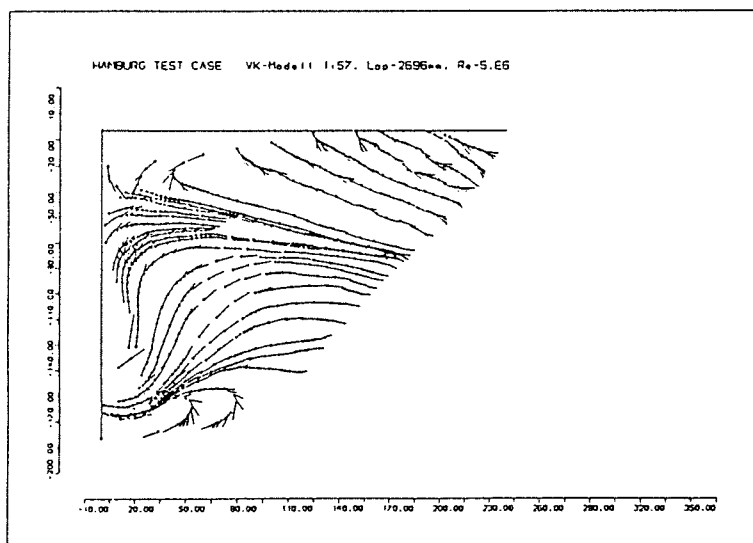


Abb. 2: Richtung der Wandschubspannungen in Spantebene

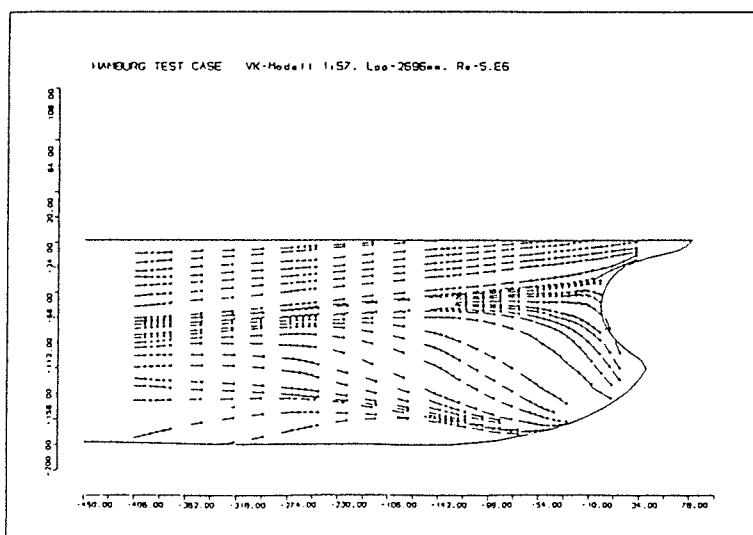


Abb. 3: Richtung der Wandschubspannungen in Längsebene

Mitteilung

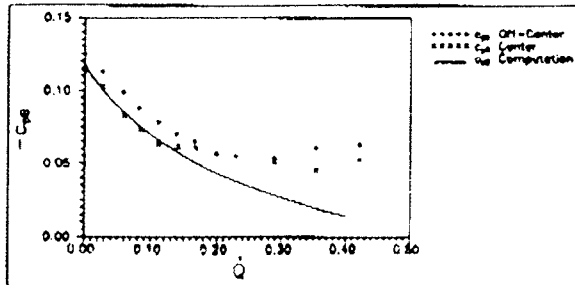
Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe
Ansprechpartner	Dr. Hennig
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik
Adresse	K. Gersten / T. Demmer Ruhr-Universität Bochum Universitätsstr. 150 44780 Bochum
	Telefon 0234/700 6434 Telefax 0234/70 94 163

Thema	Berechnung von abgelöster Strömung hinter stumpfen Körpern mit der Zonenmethode, Beeinflussung des Druckwiderstandes durch Einblasen eines Volumenstromes an der Basis und durch Variation der Heckgeometrie
Ausgangssituation	Ein bestehendes Rechenprogramm ermöglicht die Berechnung von abgelösten Strömungen ohne die o.g. Beeinflussungsmöglichkeiten
Ziel/Lösungsweg	Das Lösungsgebiet wird in drei Zonen aufgeteilt, reibungsfreies Außengebiet, wandnahe Grenzschicht und Nachlauf. Die Form des Nachlaufgebietes ist bei geeigneter Skalierung universell, enthält aber noch freie Parameter. Diese Parameter werden durch Iteration bestimmt. Durch das Einblasen am Heck ändern sich die Bestimmungsgleichungen für diese Parameter. Die Nachlauffunktion ist bis jetzt nur für Körper mit horizontaler Ablösekante bekannt. Durch eine geeignete Formulierung soll versucht werden, die Steigung der Körperkontur am Ablösepunkt als Parameter mit einzubeziehen. Durch Vergleich mit mit Experimenten, die zum Teil an diesem Institut durchgeführt wurden, soll das Modell verifiziert werden.

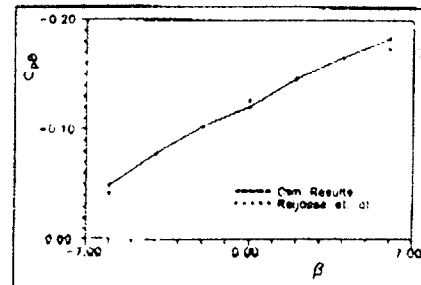
Ergebnis

Für kleine eingeblasene Volumenströme wurde eine gute Übereinstimmung mit Literaturwerten erzielt. Für größere Werte muß noch eine Modifikation der Bestimmungsgleichungen erfolgen.

Die Anpassung für kleine Heckwinkel ist im Vergleich mit Literaturwerten sehr gut gelungen



Basisdruck über Volumenstrom



Basisdruck über Heckwinkel

Literatur

- [1] Gersten, K., Papenfuß, H.D.: Separated flow behind bluff bodies at low speeds including ground effects. In: Proceedings of the second Caribbean Conference on Fluid Dynamics. The University of West Indiesm Trinidad, Jan. 1992, pp. 115-122.
- [2] Gersten, K. et. al.: Experimental Investigation of the Wake Past Bluff Bodies, in Physics of separated flow, Vieweg, 1993
- [3] Becker, A.: Messungen im Nachlauf von Körpern mit stumpfem Heck mittels Laser-Doppler-Anemometrie, Doktorarbeit, Ruhr-Universität Bochum, 1993.
- [4] Przirembel, C.G.E.: The effect of base bleed/suction on the subsonic near-wake of a bluff body, in Morel, T (ed.), Aerodynamics of Transportation, presented at The joint ASME-CSME Appl. Mech., Fluid Engineering and Bioengineering Conference, June 18-20, 1979, Niagara Falls
- [5] Silz, M.: Modellierung der turbulenten freien Scherschicht an einer zurückspringenden Stufe, Institutsbericht ASt13, 1992, Institut für Thermo- und Fluidodynamik, Ruhr-Universität Bochum.
- [6] Reijasse, P. et. al.: Prediction of powered missile or projectile base flows by multicomponent methods, Recherche Aéronautique, 1989-4.

weiteres Vorgehen

Es soll durch Berechnung von Kegelströmungen überprüft werden, ob die Modifikation der Nachlauffunktion auch für größere Heckwinkel verlässliche Ergebnisse liefert.

Datum

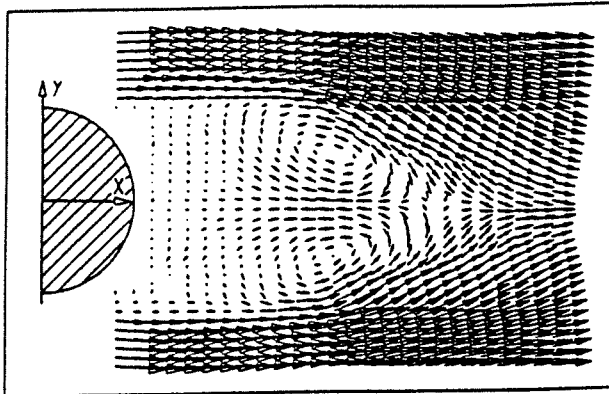
8. Juli 1993

Mitteilung

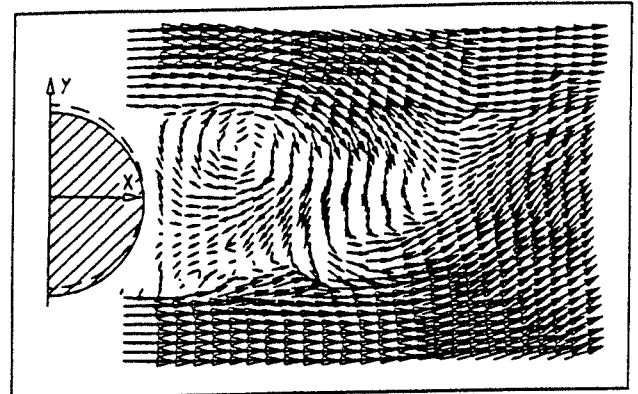
Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe		
Ansprechpartner	T. Huth, Prof.Dr.-Ing. I. Teipel		
Institution	Institut für Mechanik		
Adresse	Universität Hannover, Inst. f. Mechanik Appelstr. 11, D-30167 Hannover	Telefon	0511/762-4122
		Telefax	0511/762-4182
weitere Partner			
Thema	Untersuchungen der Strömungsstruktur eines quer zur Anströmrichtung oszillierenden Kreiszylinders		
Ausgangssituation	Die periodische Wirbelablösung ist eine der Ursachen für den Anregungsmechanismus von Schwingungen bei stumpfen Körpern. Obwohl seit Jahrzehnten Bestandteil intensiver Forschungen ist die rein theoretische Behandlung der Kreiszylinderumströmung bislang noch nicht gelungen. Daher sind empirische Untersuchungen an einem Modell notwendig, um die Entstehung und die Auswirkungen strömungserregter Schwingungen erfassen zu können.		
Ziel	Als Grundlage für numerische Berechnungsverfahren, bzw. deren Verifikation, sollen sehr detaillierte Messungen im Bereich des Totwassergebietes eines quer zur Anströmungsrichtung oszillierenden Kreiszylinders durchgeführt werden. Neben der Reynoldszahl als Versuchsparameter sollen das Amplitudenverhältnis A/D und das Verhältnis von Strouhal- zu Erregerfrequenz verändert werden.		
Lösungsweg	Durchführung der Untersuchungen in einem offenen Windkanal. Der Zylinder wurde zwangserregt, um eine Rückkopplung des Systems Fluid auf das Amplitudenverhältnis zu eliminieren. Als sowohl zeitlich, als auch räumlich hochauflösendes Messinstrument kommt die Laser-Doppler-Anemometrie zur Anwendung. Die Phasenzuordnung der Strömungsgrößen erfolgte entweder mit der Bewegung des Modellkörpers mit einem induktiven Wegaufnehmer, oder über piezoresistive Druckaufnehmer, die in dem Zylinder befestigt wurden. Das Verständnis der strömungsphysikalischen Zusammenhänge wird verbessert, indem die Geschwindigkeitskomponenten aufgeteilt werden in stochastische-, periodische- und Phasenmittelwerte.		

Ergebnis

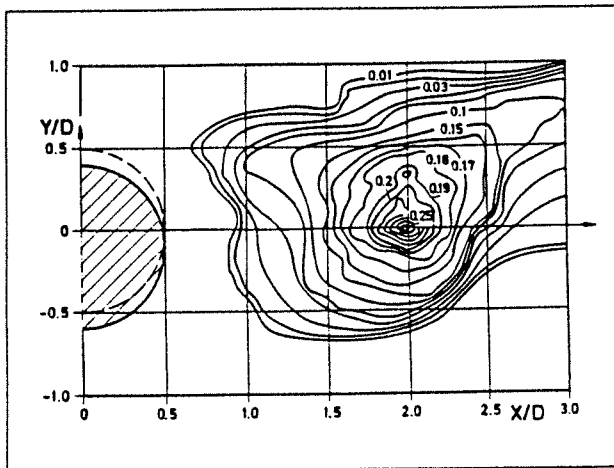
Es wurden Messungen im Totwassergebiet eines als Kragträger befestigten Einzelzylinder durchgeführt. Die Auswertung der Messwerte ergab eine Reihe von Merkmalen der Strömungstopologie in Abhängigkeit von den Amplituden- und Frequenzverhältnissen. Die nachfolgenden Bilder zeigen einige Beispiele von Verteilungen der Totwasser relevanten Strömungsgrößen.



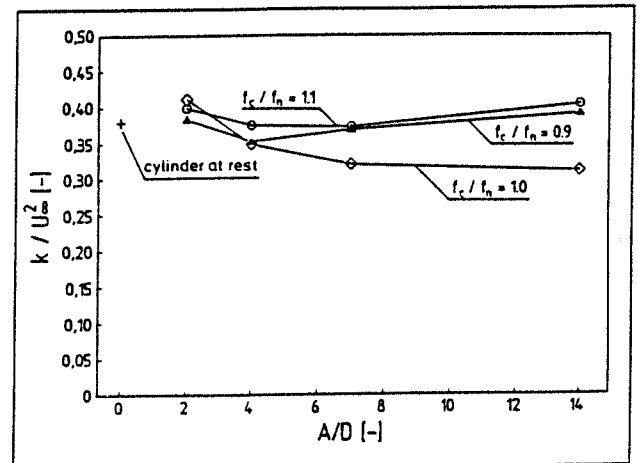
Zeitgemittelte Geschwindigkeitsvektoren, $Re=7000$.



Phasengemittelte Vektoren, $A/D=14\%$, $f_c/f_n=1,1$, 135° nach OT.



Zeitgemittelte Reynoldsspannung $\langle v'^2 \rangle / U_\infty^2$.



Maximale kinetische Energie k .

Literatur

- (1) Cantwell, B.; Coles, D.: An Experimental Study of Entrainment and Transport in the Turbulent Near-Wake of a Circular Cylinder. Journal of Fluid Mechanics 136, pp. 321-304, 1983.
- (2) Franke, R.; Rodi, W.; Schönung, B.: Analysis of Experimental Vortex-Shedding Data with Respect to Turbulence Modelling. 7th Symposium on Turbulent Shear Flows, Stanford University, 1989.
- (3) Coutanceau, M.; Defaye, J.R.: Circular Cylinder Wake Configurations-A Flow Visualisation Survey. Applied Mechanics Review, vol.44, 1991.

weitaeres Vorgehen

Fortsetzen der Auswertung der bisher getätigten Messungen. Ausweiten des Messprogramms bei höheren Reynoldszahlen und anderen Frequenzverhältnissen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	H.-P. Kreplin	
Institution	DLR, SM-SM	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551-709-2259 Telefax 0551-709-2829
weitere Partner		
Thema	Bestimmung des Reynoldsschen Spannungstensors in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationskörpers	

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

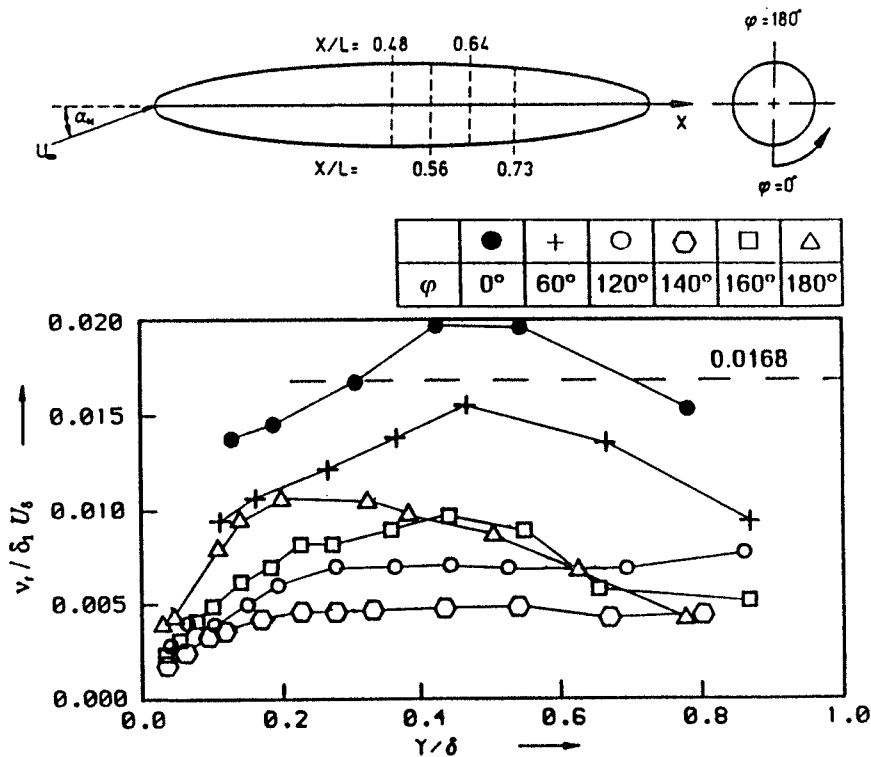
Für die Turbulenzmessungen in der 3d-Grenzschicht wurde die Hitzdrahtanemometrie eingesetzt. Es wurde eine Vierdrahtsonde mit einem Auswerteverfahren benutzt, das die gleichzeitige Bestimmung aller drei Komponenten des momentanen Geschwindigkeitsvektors gestattet.

Die Messungen wurden im 3m-Niedergeschwindigkeitswindkanal Göttingen bei einem Modellanstellwinkel $\alpha = 10^\circ$ und einer Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 30 \text{ m/s}$ ($Re_L = 4,7 \times 10^6$) durchgeführt. Der Grenzschichtumschlag war bei $x/L = 0,2$ mit einem Stolperdraht fixiert.

AG STAB

Ergebnis

In der hinteren Modelhälfte wurden in vier Schnitten Messungen durchgeführt. Hier ist insbesondere der Bereich konvergierender Wandstromlinien und aufgedickter Grenzschicht auf der Leeseite von Interesse. In diesem Gebiet beginnender dreidimensionaler Ablösung zeigen die Turbulenzgrößen deutliche Abweichungen zu 2d-Grenzschichten. Als Beispiel hierzu sind Profile der Wirbelviskosität, berechnet aus den Beträgen der resultierenden turbulenten Schubspannung und des Geschwindigkeitsgradientenvektors und normiert mit der Geschwindigkeit am Grenzschichttrand und der Verdrängungsdicke, im Meßschnitt $x/l = 0,73$ für einige Umfangswinkel gezeigt.



Profile der normierten Wirbelviskosität am angestellten Rotationsellipsoid ($\alpha = 10^\circ$) für verschiedene Umfangswinkel im Meßschnitt $x/L = 0,73$

Literatur

- R. Stäger, H.-P. Kreplin: Turbulenzmessungen in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationskörpers, 8. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung", 10.-12.11.1992, Köln, in: DGLR-Bericht 92-07, S. 403-408, 1993
 R. Stäger: Turbulenzmessungen in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationsellipsoides, DLR-FB 93-37, 1993
 H.-P. Kreplin, R. Stäger: Measurements of the Reynolds-stress tensor in the three-dimensional boundary layer of an inclined body of revolution, Proc. 9th Symposium on Turbulent Shear Flows, pp. 2.4.1-6, Kyoto, Japan, 16.-18.08.1993

Weiteres Vorgehen

Weitere Auswertung der Daten (z.B. Bestimmung der Dreifachkorrelationen der Geschwindigkeitsschwankungen) und Analyse der Turbulenzgrößen

Datum 31.01.94

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe / stumpfe Rumpfe / Körper

Fachkreis

Ansprechpartner F.Leopold

Adresse Deutsch - Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis

Postfach 1260, D-79574 Weil am Rhein

Telefon: 0033.89.69.50.61

Telefax: 0033.89.69.50.02

weitere Partner Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Thema Untersuchungen des Nachlaufs eines längsangeströmten
Kreiszyinders bei Überschallgeschwindigkeit

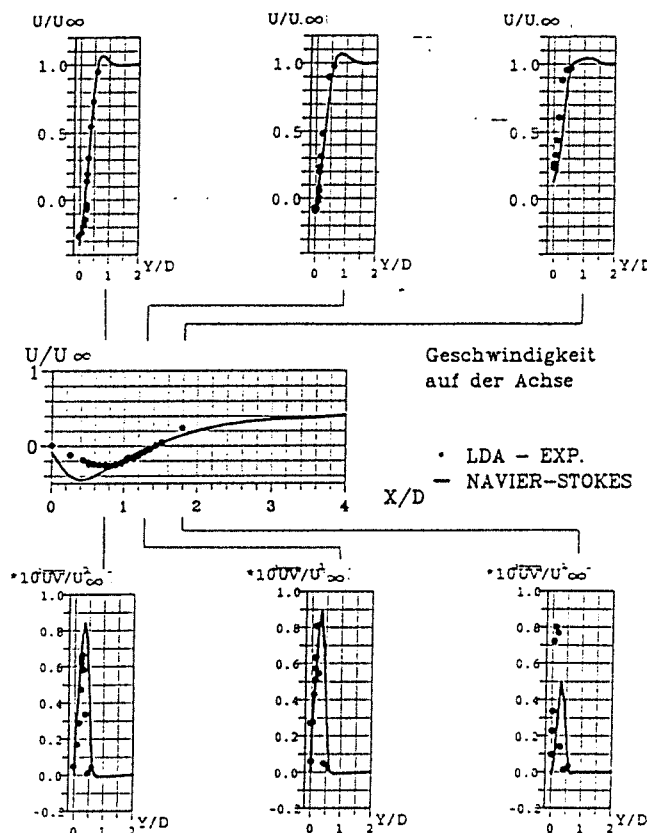
Ausgangssituation Aufgrund von Messungen mit Hilfe der Laser-Doppler-
Anemometrie liegen Daten über die Verläufe von Geschwindigkeit
und Turbulenzgrößen vor.

Ziel Analyse der im Nachlauf auftretenden kohärenten Strukturen.

Lösungsweg Die Strukturen im Nachlauf werden mit Hilfe einer kompressiblen,
lokalen Stabilitätsanalyse auf ihre Eigenschaften hin untersucht. Dazu
bedarf es einer genauen Kenntnis sämtlicher Strömungsgrößen.
Diese Werte liefert die numerische Simulation, die auf den
stationären, rotationssymmetrischen, kompressiblen Navier-Stokes
Gleichungen basiert. Die Lösung des Gleichungssystems beruht auf
einem Taylor-Galerkin-Finite-Elemente-Verfahren. Anhand der
experimentellen Daten werden die Werte der numerischen Simu-
lation validiert. Voraussetzung dafür ist eine Anpassung des
Turbulenzmodells von Baldwin und Lomax an die Besonderheiten
des nahen Nachlaufes.

Ergebnisse In dem folgenden Bild sind die simulierten Geschwindigkeitsverteilungen den experimentell gemessenen Verläufe gegenübergestellt. Die ersten stabilitätstheoretischen Untersuchungen deuten im nahen Nachlauf auf ein absolut instabiles Gebiet hin.

Geschwindigkeitsprofile



Turbulente Schubspannungskomponenten

Literatur 1. Leopold, F.: "Validation of a Navier-Stokes solution algorithm with experimental values in a supersonic wake", in: 8th International Conference on Numerical Methods in Laminar and Turbulent Flows, U.K., 1993.

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

weiteres Vorgehen Die Stabilitätsanalyse soll auf dreidimensionalen Störungen erweitert werden.

Datum Juni 1993

MITTEILUNG

Projektgruppe / STUMPFE KÖRPER, RÜMPFE

Fachkreis Nachrechnung und Entwurf von Aerodynamischen Konfigurationen bei höheren Geschwindigkeiten

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

Institution Lehr- und Forschungsgebiet Aerodynamik des Fluges Telefon 0241/80-5438

Adresse RWTH, Templergraben 55, 5100 Aachen Telefax 0241/80-6367

weitere Partner —

Thema SPEKTRALLÖSUNGEN FÜR DIE DREI - DIMENSIONALEN KOMPRESSIBLEN GRENZSCHICHTSGLEICHUNGEN UND DEREN ANWENDUNG FÜR DAS REIBUNGSBEHAFTETE OPTIMAL DESIGN

Ausgangssituation

Ziel Die Partiell - Differentialgleichungen der Drei - Dimensionalen Kompressiblen Grenzschichtsgleichungen. Unser Ziel ist, Zonal (Potential/Grenzschicht) Lösungen zu erstellen, die für den Entwurf der optimalen Formen der aerodynamischen Konfigurationen, unter Berücksichtigung von Reibungseffekten, anzuwenden sind. Dafür wird z.B. unsere Iterative Optimum - Optimorum Theorie (Abb. 1) benutzt. Die Berechnung von dem Widerstandsbeiwert $C_d^{(v)}$, der reibungsbehafteten Strömungen (Abb. 2) die Komponenten des Schubspannungstensors τ und die Temperaturverteilung T an der Oberfläche der aerodynamischen Konfigurationen wird dadurch ermöglicht.

Lösungsweg

Es wird vorausgesetzt, daß die Komponenten u_δ , v_δ , w_δ der Geschwindigkeit innerhalb der Grenzschicht in den folgenden Spektral-Formen in $\eta = (x_3 - Z(x_1, x_2))/\delta(x_1, x_2)$ (Abb. 3) sich schreiben lassen:

$$u_\delta = u_e \sum_{i=1}^N u_i \eta^i, \quad v_\delta = v_e \sum_{i=1}^N v_i \eta^i, \quad w_\delta = w_e \sum_{i=1}^N w_i \eta^i.$$

Hierbei sind $Z(x_1, x_2)$ die Gleichung der Oberseite der aerodynamischen Konfiguration und $\delta(x_1, x_2)$ die Grenzschichtdicke. Weiter wird der modifizierte Körper, der durch die Einfrierung der Grenzschicht zu bekommen ist, betrachtet. Die Geschwindigkeitskomponenten u_e , v_e , w_e an der äußeren Berandung der Grenzschicht sind von der reibungsfreien Strömung um diesen modifizierten Körper zu bekommen. Weiter wird vorausgesetzt, daß die Viskosität μ eine exponentielle Funktion in Abhängigkeit von der absoluten Temperatur T ist (d.h. $(\mu = \mu_\infty (T/T_\infty)^n)$) und daß die Druckverteilung in der Grenzschicht von η unabhängig ist, d.h. $p = p_e(x_1, x_2)$. Dann kann man die physikalische Zustandsgleichung des Gases benutzen, um die Temperatur T von den Impuls- und Kontinuitätsgleichungen zu eliminieren. Die Impulsgleichungen, zusammen mit den Randwerten an der äußeren Berandung der Grenzschicht bilden ein quadratisches algebraisches System (in den Koeffizienten u_i , v_i , w_i), das iterativ gelöst wird.

AG STAB

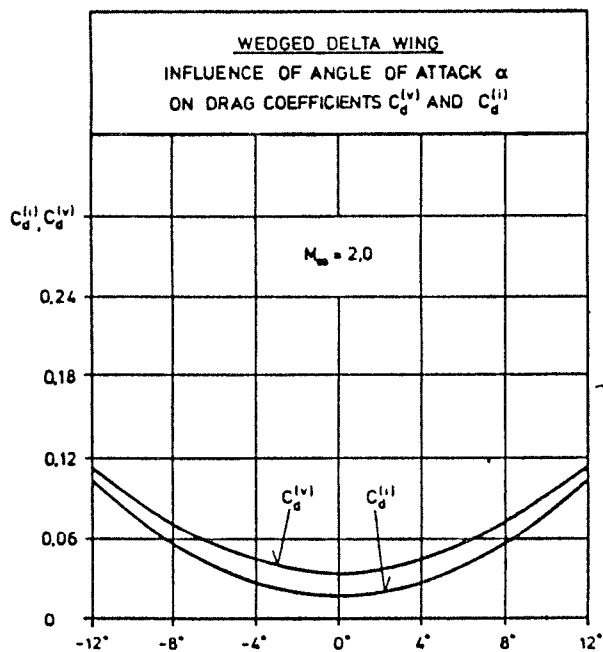
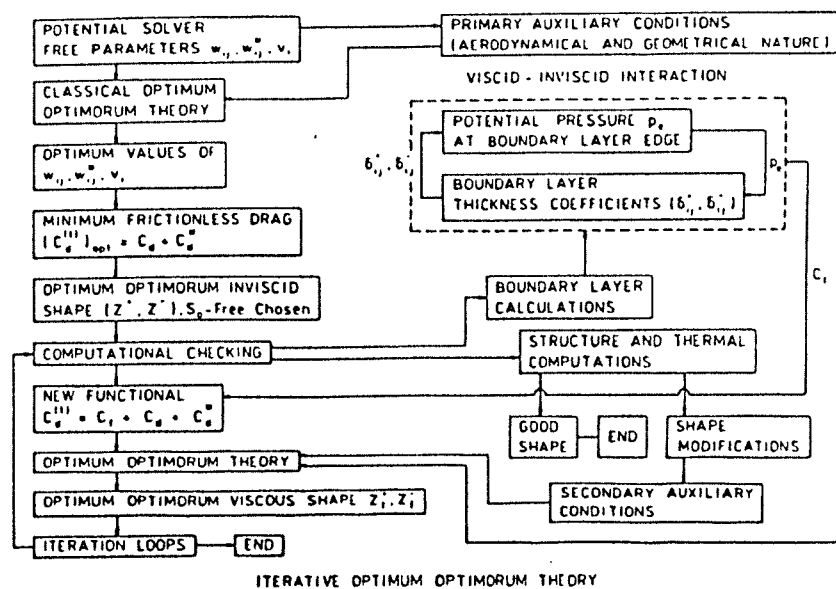


Abb. 2

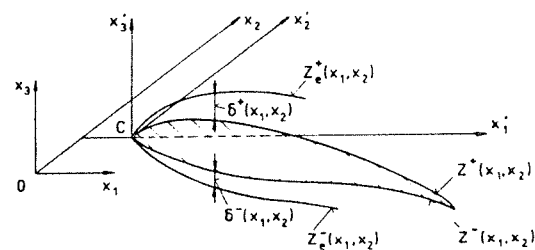


Abb. 3

Literatur

- [1] A. NASTASE: Determination of Hybrid Analytical-Numerical Solutions for the Three-Dimensional Compressible Boundary Layer Equations. ZAMM 73, (1993).
- [2] A. NASTASE: The Aerodynamic Design via Iterative Optimum-Optimorum Theory. Proceedings of the IV. International Symposium on Computational Fluid Dynamics, Vol. III, California, Davis, 1991.
- [3] A. NASTASE: The Viscous Design of Fully-Optimized Configurations by Using the Iterative Optimum-Optimorum Theory. ZAMM 72, (1992).

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner D.Nikolitsch

Institution DASA, Abwehr und Schutz

Adresse Postfach 801149, 81663 München

Telefon (089) 607 - 22964

Telefax (089) 607 - 22461

weitere Partner Diplomanden der Universität Valenciennes

Thema Aerodynamische Untersuchungen von Hochgeschwindigkeitszügen
unter Berücksichtigung verschiedener Umgebungsbedingungen
als Anwendung von Flugkörper-Auslegungsverfahren

Ausgangssituation High velocity trains demand a high standard of their aerodynamic properties: The geometry is largely optimized to produce low aerodynamic drag and good operational behaviour. Cabine pressure changes, aerodynamic noise, mud particles in dead air regions and interaction of separated vortices with the environment are the main problems. Tunnel entrance, passing of other trains or of fixed installations and lateral gust are critical operational situations.

Ziel The aerodynamics of trains may be treated with theoretical aerodynamic methods developed for complex aerospace configurations in the subsonic regime. In cooperation with ENSIMEV a study of high velocity trains has been performed.

Panel and boundary layer programs developed for aerospace applications have been adapted and used for an aerodynamic study of high velocity trains.

Idealized and realistic train configurations have been investigated under different operational conditions like open track, lateral gust, tunnel entrance and passing of two trains.

Lösungsweg

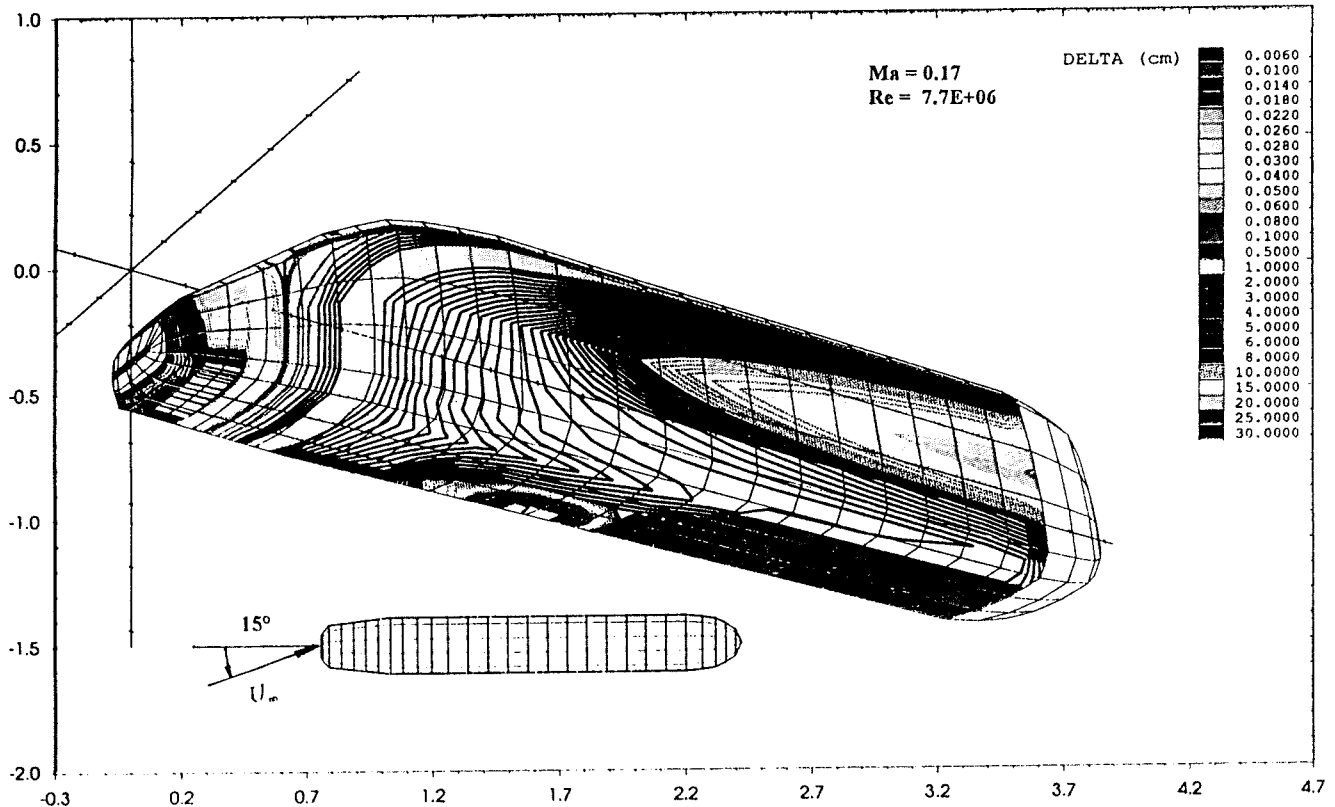
The present method was designed in order to provide a fast and sufficiently reliable tool for the estimation of pressure distribution, load distribution and global forces (lift, sideforce, drag) and moments of high velocity trains in complex situations and above that to offer an instrument for the optimization of train geometries. The prediction method is based on a quasi-stationary concept, so that all time dependent events may be considered as consisting of series of stationary states. First of all we calculate the inviscid flow by a nonlinear panel method, which allows to take into account the rolling up of separated vortex sheets. Secondly we couple the results of the inviscid procedure with a boundary layer calculation in order to get insight in some phenomena due to the viscosity of the flow, such as the development of boundary layer, the lines of separation and the skin friction contours.

KZI = 1280693

Lines of constant boundary layer thickness :
train + ground + angle of attack 15°



Deutsche Aerospace
Flugkörper-Aerodynamik



Literatur

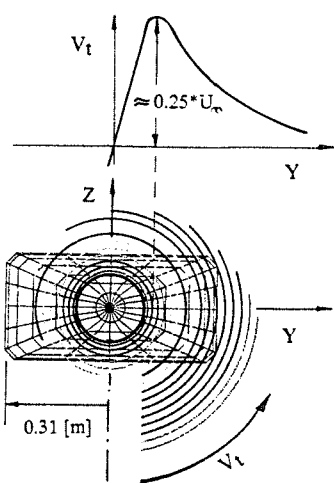
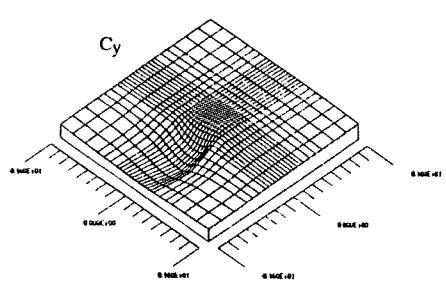
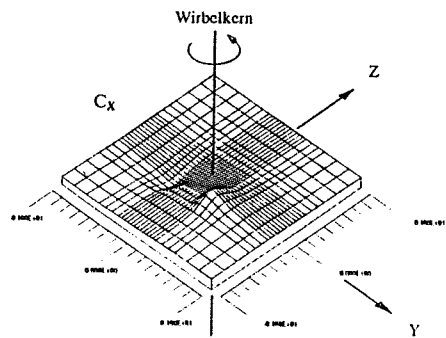
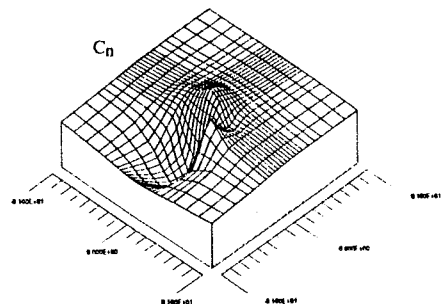
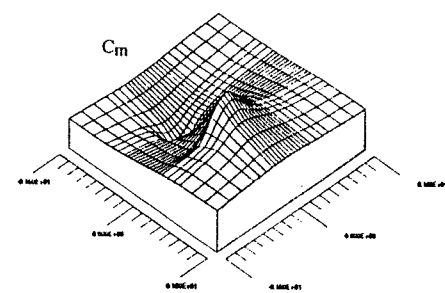
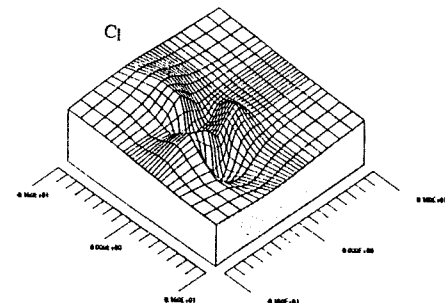
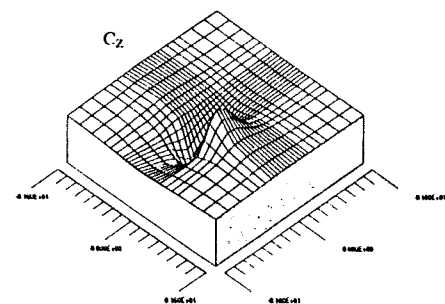
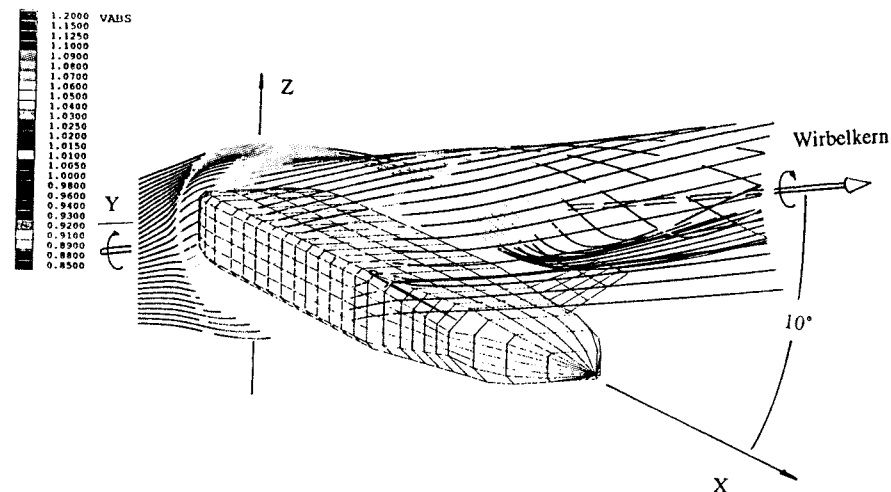
Vortrag International Symposium on Technological Innovation
in Guided Transports Lille, France September 28-30, 1993

weitere Vorgehen

First studies of realistic trains show that the aerodynamic tools can be applied to high speed railway problems. Further studies will concentrate on the modelling of separation and vortex dynamics, better simulation of afterbody flow and a more intensive study of optimal geometries, especially for the nose and the coupling area. Experimental data are urgently needed to validate the theoretical results.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rumpfe	
Ansprechpartner	D.Nikolitsch	
Institution	Deutsche Aerospace AG, Abwehr und Schutz	
Adresse	Postfach 801149 813663 München	Telefon (089) 607-22964 Telefax (089) 607-22461
Weitere Partner	E.Waxweiler	
Thema	Interferenz von Abwindfeldern mit einem Dispenser.	
Ausgangssituation	Rollverhalten eines Dispensers beim Durchgang durch das Geschwindigkeitsfeld des Trägerflugzeugs, insbesondere beim Durchfliegen des Flügelwirbels.	
Ziel	Abschätzung der aerodynamischen Beiwerte für die Regleroptimierung des Dispensers durch systematische Rechnungen in der Umgebung des Wirbelkernes.	
Lösungsweg	Rumpfabwind und Triebwerksstrahl des Trägers werden nicht betrachtet. Der Flügelwirbel wird durch Kombination von Biot-Savart (in Strömungsrichtung) mit einer 2D-NS Lösung modelliert. Die darin enthaltenen freien Parameter werden mit den Flügeldaten des Trägers kalibriert. Bei der Dimensionierung des Kernradius wird angenommen, daß der Wirbel turbulent ist. Die Umströmung des in diesem Strömungsfeld befindlichen Dispensers wird mit einem Panelverfahren berechnet.	
Ergebnis	Stromlinien in der Umgebung des Dispensers und Beiwerte in der Querströmebene (y,z), abhängig von der relativen Lage der Wirbelachse zu Dispenserlängsachse ($-1.6[m] \leq y \leq 1.6[m]$, $-1.6[m] \leq z \leq +1.6[m]$).	



Größenverhältnisse Behälter-Flügelwirbel

Literatur

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

Weiteres Vorgehen Maßnahmen zur Rechenzeitreduzierung

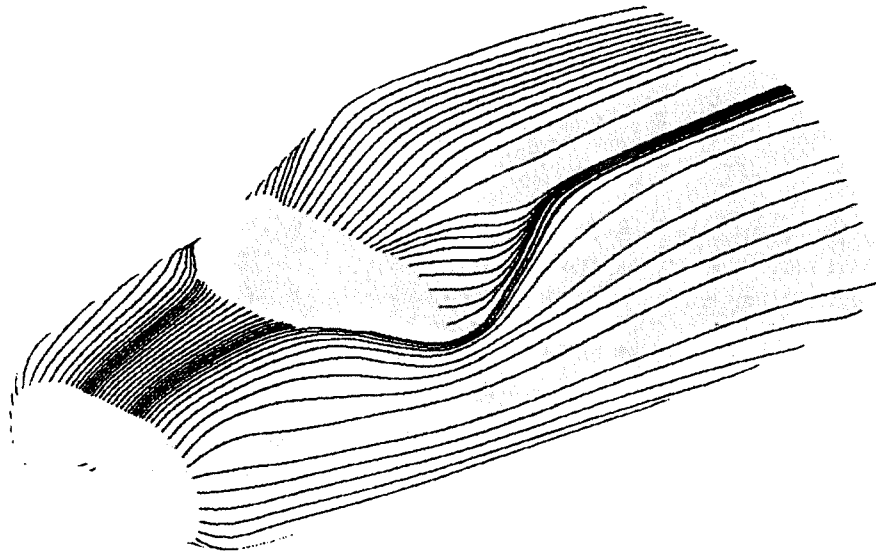
Mitteilung

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 Fluidodynamik 44780 Bochum	Telefon	(0234) 7003790
		Telefax	7094162
weitere Partner			
Thema	Berechnung der dreidimensionalen reibungsbehafteten Strömung um Kraftfahrzeuge nach der Zonenmethode		
Ausgangssituation	Verfahren zur Berechnung der dreidimensionalen Strömung um Kraftfahrzeuge auf Basis der Zonenmethode. Wichtigste Komponenten dieses Verfahrens: 1) Panelverfahren; 2) Nachlaufmodell, das die Verdrängungswirkung des Nachlaufs auf die reibungslose Außenströmung in Form eines Ersatzkörpers simuliert. Grenzschichten wurden bisher nicht berücksichtigt.		
Ziel	Das Verfahren sollte soweit vorangetrieben werden, daß die Berechnung des Einflusses der Reynolds-Zahl auf die Strömung, insbesondere auf Widerstands- und Auftriebsbeiwert, ermöglicht wird. Hierzu soll ein Grenzschichtverfahren integriert werden, das u.a. auch Lösungen stromabwärts eines lokalen Ablösegebietes erzeugen kann.		
Lösungsweg	Als dreidimensionales Grenzschichtverfahren wird das Programm SOBOL (Monnoyer (1990)) verwendet, das von der DASA zu Forschungszwecken zur Verfügung gestellt wurde. Das finite Differenzenverfahren berechnet die laminare und turbulente Grenzschicht unter Verwendung der Turbulenzmodelle von Baldwin und Lomax bzw. von Cebeci und Smith. Wegen des parabolischen Typs der Grenzschichtgleichungen ist das Verfahren nicht in der Lage, über lokale Ablösegebiete hinweg zu rechnen. Es ist jedoch möglich, die Rechnung nach Vorgabe von Geschwindigkeitsprofilen an einer beliebigen Stelle auf der Kontur erneut zu starten. Bei Auftreten einer lokalen Ablösung werden hierzu an einer vorzugebenden Wiederanlegelinie im Gebiet der Strömungsbeschleunigung neue Startprofile aufgeprägt. Zu diesem Zweck werden Geschwindigkeitsprofile von stromaufwärts an die Außenströmung der Stelle des Neubeginns der Rechnung angepaßt (Prinzip der "Geschwindigkeitsprofil-Transplantation"). Die Wechselwirkung zwischen Grenzschicht und reibungsloser Außenströmung wird durch das Konzept der äquivalenten Quellen berücksichtigt.		

Ergebnis

Mit dem erweiterten Verfahren wurde ein Kraftfahrzeug mit Steilheck berechnet. Die Kontur ist mit ihren Grenz wandstromlinien im Bild dargestellt. Das lokal abgelöste Gebiet im Windlauf des Fahrzeuges ist durch das Fehlen der Grenz wandstromlinien zu erkennen. Das dargestellte Ergebnis gilt für die relativ niedrige Reynolds-Zahl $2.5 \cdot 10^5$, für die Messungen der Druckverteilung vorliegen. Bei der für die Kraftfahrzeug-Aerodynamik relevanten Reynolds-Zahl $Re = 10^7$ bleibt die Strömung im Bereich der Kontur vollständig anliegend, wie eine andere Rechnung zeigte. Im Bild ist die Konvergenz der Stromlinien im Bereich der A-Säule zu erkennen. Hier ist die Strömung nach Durchlaufen eines Unterdruckgebietes ablösegefährdet. Man sieht ferner, daß das Fluid in der Grenzschicht, das die A-Säule an ihrem unteren Ende umströmt, durch das Unterdruckgebiet auf der A-Säule nach oben umgelenkt wird. Dieser Effekt wird allerdings mit zunehmender Reynolds-Zahl immer schwächer.

Die Tabelle enthält die Rechenergebnisse für verschiedene Reynolds-Zahlen. Der Druckwiderstandsbeiwert c_{WD} ändert sich nur geringfügig mit der Reynolds-Zahl, so daß der Einfluß der Reynolds-Zahl auf den Gesamtwiderstandsbeiwert c_W fast ausschließlich auf den Reibungswiderstandsbeiwert c_{WR} zurückzuführen ist. Der Auftriebsbeiwert c_A ändert sich aufgrund leicht geänderter Druckbeiwerte insbesondere an Saug- und Druckspitzen. Allgemein wurde gefunden, daß die Druckverteilung wesentlich unempfindlicher auf eine Variation der Reynolds-Zahl reagiert als beim entsprechenden ebenen Problem.



Re	c_W	c_{WD}	c_{WR}	c_A
∞	0.182	0.182	0	-0.414
10^7	0.213	0.181	0.031	-0.383
10^6	0.223	0.179	0.044	-0.359
$2.5 \cdot 10^5$	0.244	0.182	0.062	-0.342

Literatur Monnoyer de Galland, F.: Calculation of three-dimensional attached viscous flow on general configurations using second-order boundary-layer theory. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. **14**, 95-108, 1990.

weiteres Vorgehen Das bisher verwendete Konzept der Zonenmethode soll bezüglich der Modellierung des Nachlaufes verbessert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. G. Schwarz, Dipl.-Ing. M. Schall

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
der Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon 0711-685-3468

Telefax 0711-685-3438

weitere Partner Luftschiffbau Zeppelin GmbH, Friedrichshafen

Thema Ermittlung aerodynamischer Daten für die Auslegung und den Betrieb von Luftschiffen.

Ausgangssituation Aufgrund der langjährigen Pause im Bau von Luftschiffen in Deutschland und der großen Fortschritte in der aerodynamischen Forschung ergab sich der Bedarf für grundlegende theoretische und experimentelle Untersuchungen auf diesem Gebiet.

Ziel Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte, stationär und instationär, unter Berücksichtigung der Einflüsse der Rumpfgeometrie, der Leitwerke, von Ruderausschlägen und Bodennähe. Gewinnen erweiterter Informationen über die Umströmung des Luftschiffes allgemein und über den Einfluß der Reynoldszahlen, vor allem im Hinblick auf die Aussagekraft von Modelluntersuchungen.

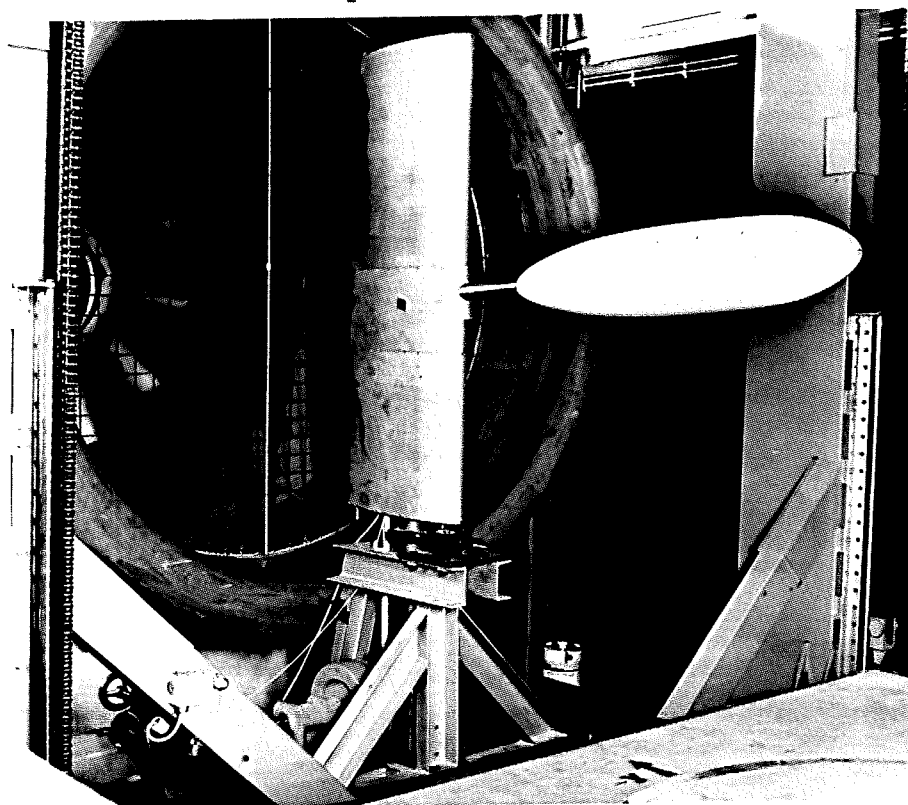
Lösungsweg Es wurden Modellversuche im Windkanal durchgeführt. Die Kräfte und Momente auf das Modell wurden mit einer externen 6-Komponenten-Waage gemessen. Weiter wurde die Druckverteilung auf der Oberfläche ermittelt. Um die dabei auftretenden Strömungsphänomene besser erklären zu können, wurden ergänzende Messungen mit Hitzdraht- und Pitot-Sonden durchgeführt sowie Petroleum-Ruß-Wandanstrichbilder erstellt. Instationäre Beiwerte und Effekte wurden mit einer 2-Komponenten-Waage und durch Druckmessungen bei kombinierter Translations- und Nickbewegung untersucht.

Parallel zu diesen Untersuchungen wurde ein Rechenverfahren zur Ermittlung der aerodynamischen Beiwerte entwickelt /1/.

Ergebnis

Die gemessenen aerodynamischen Beiwerte bilden die grundlegenden Daten für die Auslegungsrechnungen. Die Druckverteilungsmessungen zeigten, daß die Strömung bei $\alpha = 0^\circ$ nicht ablöst. Die Erhöhung der Zuströmturbulenz und damit der effektiven Reynoldszahl führte zu nur geringen Veränderungen der Druckverteilung. Dies wurde auch durch die Messung des Grenzschichtverlaufs entlang des Rumpfes bestätigt. Bei Anstellwinkeln $\alpha \neq 0^\circ$ war ein Ablösegebiet am Heck auf der Luvseite zu beobachten, das sich mit zunehmender Anstellung stromauf vergrößerte. Die Wandanstrichbilder für den Rumpf mit Leitwerk zeigten im Bereich des Leitwerks bei großen Anstellwinkeln sehr komplexe Strömungsverhältnisse.

Die instationären Messungen zeigten, daß die virtuellen Massen bei den im Fahrbetrieb zu erwartenden Beschleunigungen eine untergeordnete Rolle spielen.



Vorrichtung zur Messung instationärer Beiwerte bei kombinierter Nick- und Translationsbewegung mit Rumpfmodell im Windkanal

Literatur

- /1/ Lutz, Th., Schmidt, E.:
Theoretische Untersuchungen der Umströmung eines Luftschiffkörpers,
Bericht an Fa. Luftschiffbau Zeppelin GmbH,
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität
Stuttgart, 1993

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Physikalische Grundlagen
Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: M. Zippel

Institution: Universität Stuttgart,
 Institut für Luftfahrtantriebe

Adresse: Pfaffenwaldring 6 Telefon : 0711-685-3548
 70569 Stuttgart Telefax : 0711-683171

Thema:

Experimentelle Untersuchung der Separationsgebiete und Sekundärströmungen vor stumpfen Körpern und Turbomaschinengittern.

Ausgangssituation:

Separationsgebiete mit komplexen Wirbelstrukturen bei den genannten Gebieten können miteinander verglichen werden. Sie hängen von der ankommenden Grenzschicht und dem Druckfeld des Aufstaus ab.

Ziel:

Vertiefung des Verständnisses der Wirbelstrukturen, Definition von beschreibenden Parametern, die einen Vergleich der Separationsgebiete bei verschiedenen geometrischen Konfigurationen erlauben.

Lösungsweg:

Experimente im Wasserkanal mit:

- a) Halbkörpern verschiedener Abmessungen,
- b) Eintritt in geraden Strömungskanal,
- c) Turbinengitter verschiedener Konfiguration.

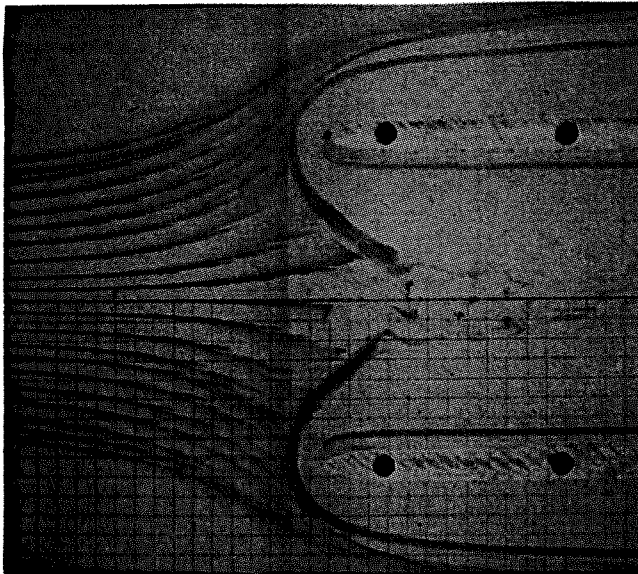
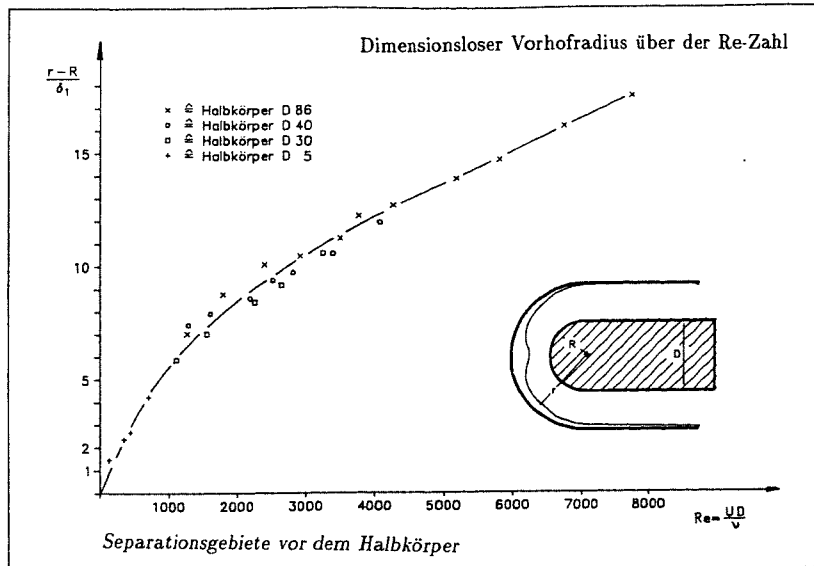
Sichtbarmachung der Strömung durch Farbeingabe;
Variation von Zulaufgrenzschicht und Reynoldszahl;
Darstellung des Strömungsfeldes durch Streichlinien;
Erfassung des räumlichen Feldes mit verschiedenen Kameras.

Ergebnis:

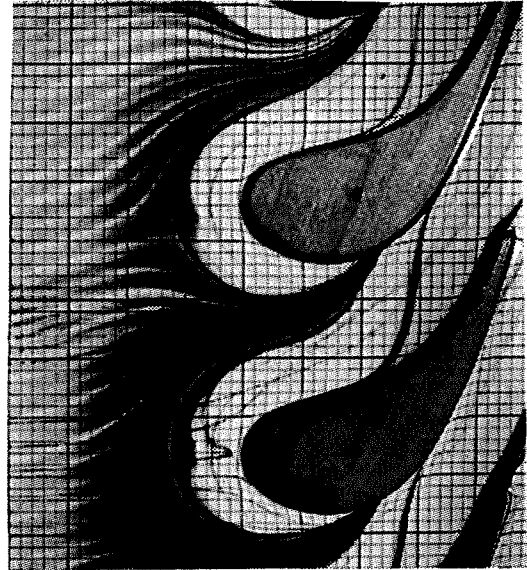
Die Wirbelstrukturen in den drei Fällen bringen im Vergleich ein besseres Verständnis der Grundphänomene: geometrische Eigenschaften und das Transitionsverhalten der Wirbelsysteme zeigen ähnliche Eigenschaften.



Separationsgebiet
vor einem Halbkörper



Eintritt in geraden Schaufelkanal



Turbinengitter mit großem
Nasenradius

Literatur:

Zippel, M.: "Untersuchung der Sekundärströmungen des Turbinengitters im ebenen Wasserkanal" Abschlußbericht des BMFT-Vorhabens 0326801 I, Teil 2 (1992)

Weiteres Vorgehen:

Entwicklung eines Beschreibungsmodells, welches verschiedene Arten des Aufstaus umfaßt: bei stumpfen Körper, verzögerten Strömungen vor Kanälen sowie im Eintrittsbereich von Schaufelgittern.

Förderung:

Teilweise durch BMFT und MTU-München im Rahmen der AG-Turbo

Mitteilung

Projektgruppe/ Physikalische Grundlagen
Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: M. Zippel

Institution: Universität Stuttgart
 Institut für Luftfahrtantriebe

Adresse: Pfaffenwaldring 6 Telefon: 0711-685-3548
 70569 Stuttgart-Vaihingen Telefax: 0711-683171

weitere Partner:

B. Grüber jetzt : DLR-Institut für Aeroelastik, Göttingen
B. Hupertz jetzt : VW-AG, Abt. K-EFFW, Wolfsburg
Fa. MTU, München

Thema:

Transientes Verhalten des Wirbelsystems (Hufeisenwirbel) vor
Halbkörpern.

Ausgangssituation:

Aus Wandspuren, Feldmessungen mit Sonden und Rechnungen sind in der
Literatur Teilinformationen vorhanden. Es fehlt jedoch eine durch-
gängige Kenntnis der Zusammenhänge.

Ziel:

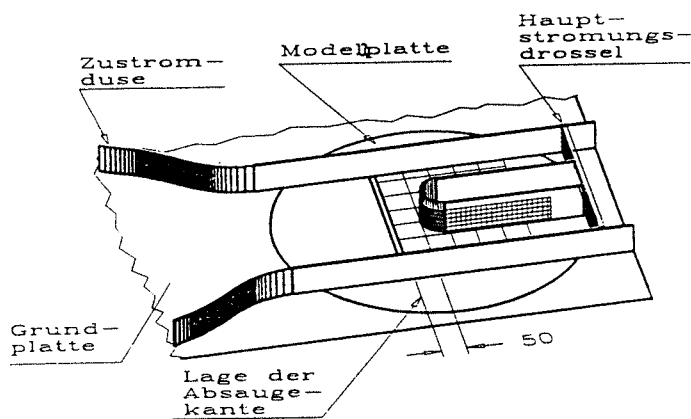
Vertiefung des Verständnisses der stationären und instationären
Strömungsformen sowie Identifikation der Übergangsbereiche.

Lösungsweg:

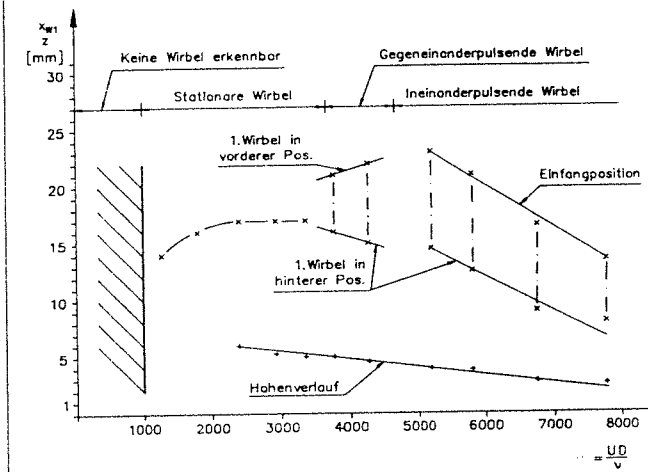
Sichtbarmachung durch Farbeingabe im Wasserkanal. Variation der
Zuströmungsgrenzschicht und der Breite eines Halbkörpers mit kreisförmiger
Nase. Aufnahme der Strömungsvorgänge durch Video und Einzelaufnahmen
aus mehreren Richtungen zur 3-D-Erfassung.

Ergebnis:

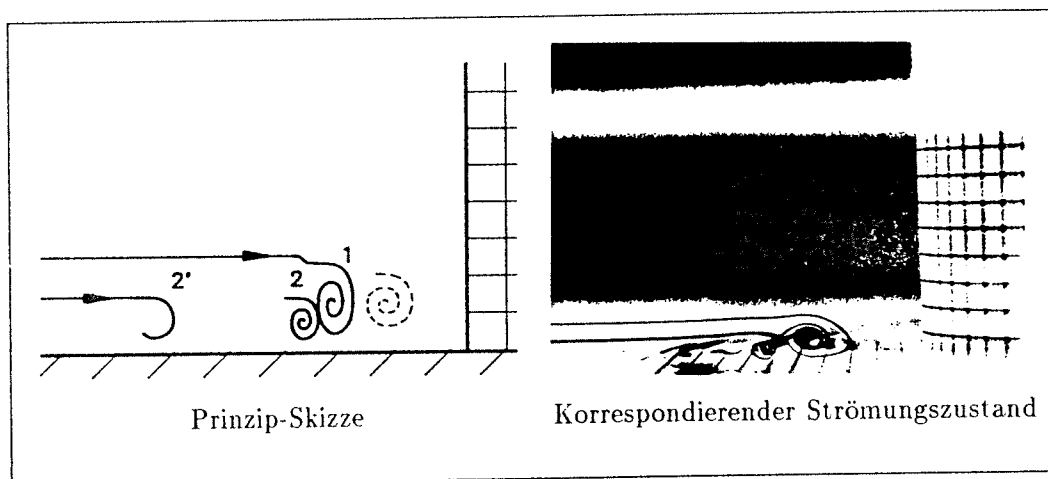
In Abhängigkeit von der Reynoldszahl wurden vier aufeinanderfolgende
Bereiche mit verschiedenen Strömungsformen gefunden. Die Übergänge sind
deutlich identifizierbar.



Versuchsaufbau



Abstand des 1. Wirbels von der Vorderkante des Halbkörpers



Gegeneinanderpulsende Wirbel

Literatur:

Zippel, M. "Untersuchung der Sekundärströmungen des Turbinengitters im ebenen Wasserkanal" Abschlußbericht des BMFT-Vorhabens 0326801 I, Teil 2 (1992)
 Grüber, B. u. Hupertz: Ausbildung des Wirbelsystems am Halbkörper als Grundlage für die Behandlung des Eintrittsbereiches von Schaufelgittern, Studienarbeit ILA, Universität Stuttgart (1992)

Weiteres Vorgehen:

Durch Vergleich mit Strömungsberechnungen sowie instationären Messungen: Vertiefung des Verständnisses beim Übergang zu hohen Reynoldszahlen und turbulenten Strömungen.

Förderung:

Durch BMFT und MTU-München im Rahmen der AG-TURBO

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarflügel

Ansprechpartner

Dr. Heribert Bieler

**2. Autor: Erik Janke
TU Berlin**

Institution

**Deutsche Aerospace Airbus GmbH
Abteilung EF 11**

Adresse

28183 Bremen

**Telefon 0421 538 3232
Fax 0421 538 4486**

weitere Partner

Teilnehmer des BRITE/EURAM Programmes ELFIN der EG

Thema

Aerodynamische Aspekte zur Auslegung eines HLF-Absaugesystems

Ausgangssituation

Bei Verkehrsflugzeugen vom Airbus-Typ (transsonischer Reiseflug) ist wegen der Kombination von Pfeilung und Reynoldszahl eine Vorderkantenabsaugung zur Erzielung beträchtlicher laminarer Lauflängen nötig.

Ziel

Unter Aufwendung möglichst geringer Absaugeleistung sollte die Flügelumströmung möglichst große laminare Laufstrecken aufweisen.

Lösungsweg

Im Rahmen des EG Programmes BRITE/EURAM ist ein erster HLF-Absaugeversuch an einem großen Flügel-Halbmodell im ONERA-Windkanal S1 durchgeführt worden (März 92). Die dabei erhaltene Datenbasis wird benutzt, um die Stabilitätseigenschaften von Grenzschichtströmungen näher zu untersuchen. Die Methoden und Kriterien die zur Auslegung eines Grenzschichtabsaugesystems erforderlich sind, sollen verbessert werden.

Datum 8.07.93

AG STAB

Ergebnis

Der Versuch verlief zwar insofern erfolgreich, als die Anfachungsraten der Instabilitäten als Folge der Absaugung verringert wurden aber die Wirkung der Lochströmung auf die Grenzschichtströmung wird bisher nur unzureichend modelliert.

Mit Hilfe von empirischen Kriterien, die lokale Grenzschichteigenschaften beinhalten, wird gezeigt, welche Auswirkung bestimmte Absaugekonfigurationen auf den Zustand der Grenzschicht haben. Lochdurchmesser, Lochabstand und Paneldicke sind wichtige Größen bei der Auslegung eines Absaugesystems. Wählt man die Absaugelöcher (laser- oder elektronenstrahlgebohrt) extrem klein, ist die Absaugung relativ inhomogen, die Gefahr überhöhter Lochgeschwindigkeit und Blockierung des Lochkanals relativ groß. Bei zu großen Löchern, die jeweils eine äquivalente Rauigkeit darstellen, könnte die Grenzschichtströmung destabilisiert werden, da das Geschwindigkeitsprofil in Lochumgebung dreidimensional verformt wird.

Literatur

- [1] Pfenninger, W. Laminar Flow Control.
AGARD-R-654 (1977)
- [2] Lachmann, G.V. Boundary Layer and Flow Control
(editor) Pergamon Press Vol I, II. (1961).
- [3] First European Forum on Laminar Flow Technology
March 92, DGLR-Report 92-06.

weiteres Vorgehen

Weitere Analysen der HLF-Windkanaltests und verbesserte theoretische Beschreibungen der oben genannten Phänomene.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. H. Bippes

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10
D- 37073 Göttingen

Telefon 0551/709-2406
Telefax 0551/709-2829

weitere Partner Dr. U. Dallmann und Dr. L. Kleiser
DLR, Institut für Strömungsmechanik

Thema Einfluß der Oberflächenkrümmung auf den Transitionsprozeß
einer dreidimensionalen Grenzschicht

Ausgangssituation

Das derzeit in der Entwurfsaerodynamik fast ausschließlich angewandte Transitionskriterium, das *e^n -Kriterium*, basiert auf der lokalen linearen Theorie und berücksichtigt den Einfluß der äußeren Bedingungen durch eine empirische Korrelation mit einem Grenzwert der integralen Anfachung der instabilsten Störmoden, dem *e^n -Faktor*. Da dieser jedoch alle Fehler bei der Berechnung des Wachstums der Störungen miteinschließt, ist er je nach Modell großen Streuungen unterworfen. Eine der Ursachen liegt in der Vernachlässigung der Oberflächenkrümmung. Dazu fehlen bisher experimentelle Daten.

Ziel

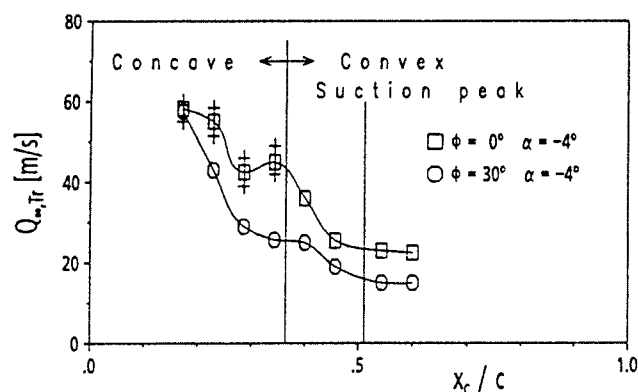
Zur Verbesserung der Transitionsvoraussage mit dem *e^n -Kriterium* soll der Streubereich der an verschiedenen Modellkonfigurationen bestimmten *e^n -Faktoren* durch eine realistischere Berechnung des Störungswachstums verbessert werden. Dazu muß der Einfluß von Anfangsbedingungen und Krümmung mitberücksichtigt werden. Die Lösung dieser Aufgabe setzt grundlegende experimentelle Arbeiten voraus. Die Erfassung des nichtlinearen Bereiches der Anfachung soll zur Aufstellung besserer Umschlagskriterien genutzt werden.

Lösungsweg

Um den Einfluß der Krümmung klar erkennbar zu machen und um eine realistische Vergleichbarkeit mit der Theorie zu schaffen, müssen die Experimente zunächst unter idealisierten Strömungsbedingungen durchgeführt werden. Im gegebenen Falle bedeutet dies, unendlich schiebende Bedingungen und stark gekrümmte konkave und konvexe Oberflächen. Zur qualitativen und quantitativen Beschreibung des Transitionsprozesses, ist das gesamte Strömungsfeld zu vermessen. Die Störcharakteristiken lassen sich dann aus der rechnerischen Analyse der Störströmung bestimmen, welche wiederum als Differenz zwischen der vermessenen Gesamtströmung und der laminaren Grundströmung erhalten wird, wobei letztere auf Basis der gemessenen Druckverteilung zu berechnen ist. Solche Untersuchungen werden am besten unter natürlichen Bedingungen der Transition durchgeführt. Auch ein erster Überblick über das Wachstum der Störungen und damit über die instabilsten Störformen sowie über die nichtlinearen Prozesse wird aus diesen Versuchen erhalten. Die Ergebnisse werden verglichen mit Stabilitätsrechnungen, der dieselbe Grundströmung zugrunde liegt wie dem Experiment. Zur Validierung der zu entwickelnden weiterführenden Stabilitätsrechnungen sind Versuche mit künstlich angeregten Störungen durchzuführen. Die Abhängigkeit des Transitionsprozesses von den Anfangsbedingungen, ein besonders wichtiges Problem bei allen Instabilitätsmechanismen mit Längswirbeln als primärer Instabilität, wird durch Variation der äußeren Bedingungen behandelt.

Ergebnis

Zur Untersuchung des Einflusses der Oberflächenkrümmung auf die Entwicklung des laminar-turbulenten Übergangs wurde ein Modell mit einem tragflügelartigen Profil mit konkav und konvex gekrümmten Flügelsegmenten verwendet. Die Simulation unendlich schiebender Bedingungen zielte auf bessere Vergleichbarkeit mit parallel laufenden theoretischen Untersuchungen. Neben dem Einfluß der Zentrifugalkräfte auf die Transition in der dreidimensionalen Grenzschicht wurde auch der Wechsel der Stabilitätsbedingungen beim Übergang von konkaver zu konvexer Krümmung und von negativem zu positiven Druckgradienten insbesondere im Hinblick auf die Anwendung der e^n -Methode erfaßt. Das Strömungsfeld wurde mit Hilfe der Hitzdrahtanemometrie vermessen. Zur Lokalisierung des laminar-turbulenten Umschlags wurde die Oberflächenheißfilmtechnik angewendet. Die Ergebnisse zeigten, daß sich die Störströmung bei allen Stabilitätszuständen aus stationären und instationären Instabilitätsmoden zusammensetzt. Am konkaven Profilsegment dominieren jedoch die stationären Moden, die Längswirbel, während am konvexen Teil die instationären Moden die nichtlineare Entwicklung bestimmen. Nach dem Übergang von negativem zu positivem Druckgradienten setzt sich eine Entwicklung durch, wie sie bereits aus der Endphase des Umschlags der Blasiusströmung bekannt ist. Vergleiche mit Ergebnissen aus Experimenten an einer schiebenden Platte, die unter den selben äußeren Bedingungen durchgeführt wurden, zeigen charakteristische Unterschiede, sowohl im linearen als auch im nichtlinearen Bereich der Anfachung. Vergleiche des Umschlags bei schiebender und nichtschiebender Anordnung des gekrümmten Modells ergaben, daß sich in der dreidimensionalen Grenzschicht die destabilisierende Wirkung der konkaven Krümmung gegenüber der zweidimensionalen Grenzschicht verstärkt, während von der konvexen Krümmung keine unterschiedliche Wirkung auszugehen scheint.



Der Ort des laminar-turbulenten Umschlags (Flügeltiefe, x_c/c) in Abhängigkeit von der Anströmgeschwindigkeit, $Q_{\infty,Tr}$. Vergleich zwischen 2-dim. (Schiebewinkel $\Phi=0^\circ$) und 3-dim. ($\Phi=30^\circ$) Fall. α =Anstellwinkel des Modelles.

Literatur

H. Bippes und H. Deyhle: *Experiment und lokale Stabilitätstheorie in Grenzschichten mit längswirbelartigen Störungen*, 8. DGLR-Fachsymposium, Strömungen mit Ablösung, DGLR-Bericht 92-07, 1993.

weiteres Vorgehen

Bisher lag der Schwerpunkt der Messungen vor allem auf den stationären Störmoden, die sich auf natürliche Weise bei den vorgegebenen äußeren Bedingungen entwickeln. Im nächsten Schritt werden die instationären Moden untersucht sowie die sich aus der Wechselwirkung ergebenden nichtlinearen Prozesse. Weitere Fragen an das Experiment ergeben sich aus der theoretischen Behandlung des Stabilitätsproblems incl. der Validierung neuer bzw. erweiterter Verfahren. Dazu sind einige Experimente unter kontrollierten Anfangsbedingungen nötig. Weitere wichtige Aufgaben betreffen das *Receptivity*-Problem und vergleichende Untersuchungen zum zugeordneten zweidimensionalen Problem. Letzteres dient neben dem physikalischen Verständnis des Gesamtproblems vor allem dazu den Fall schwacher Pfeilung zu erfassen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	Dr. H. Deyhle	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551/709-2455 Telefax 0551/709-2829
weitere Partner	Dr. H. Bippes DLR, Institut für Strömungsmechanik	

Thema

Einfluß der äußeren Strömungsbedingungen auf den Transitionsprozeß einer dreidimensionalen Grenzschicht

Ausgangssituation

Die Transition in dreidimensionalen Grenzschichten ist von gleichzeitigem Auftreten stationärer (Querströmungswirbel) und instationärer Instabilitätsmoden (laufende Wellen) geprägt. Deren Stromabentwicklung hängt wesentlich von äußeren Strömungsbedingungen ab. Bisherige Arbeiten offenbarten in verschiedenen Windkanälen grundsätzlich unterschiedliche Instabilitätsentwicklungen. Dadurch wird die Lage des Umschlagpunkts stark beeinflusst. Die hier vorgestellte Untersuchung zum Einfluß dieser äußeren Strömungsbedingungen war somit unerlässlich.

Ziel

Die für den Transitionsprozeß in 3-d Grenzschichten relevanten äußeren Strömungsbedingungen sollen identifiziert werden. Mit einer quantitativen Beurteilung dieser Einflußgrößen kann die derzeitige Unsicherheit bei der Transitionsvorhersage reduziert werden. Weitergehendes Ziel ist die Entwicklung eines auf den physikalischen Vorgängen der Transition begründetes Transitionskriterium unter der Berücksichtigung der identifizierten Störquellen.

Lösungsweg

Anhand der heutigen Kenntnisse der verschiedenen Instabilitätsformen in Grenzschichtströmungen wurden vier äußere Störquellen als möglicherweise relevant beurteilt und durch gezielte Experimente untersucht. Dabei handelt es sich um Restturbulenz, Schall und räumliche Inhomogenitäten der zeitlich gemittelten Anströmgeschwindigkeit in Windkanälen sowie um die Oberflächenbeschaffenheit der umströmten Wand. Auf Grund von Wechselwirkungen zwischen diesen Einflußgrößen können nur Experimente mit sich überlappenden Parameterbereichen in verschiedenen Windkanälen und mit unterschiedlichen Wandrauhigkeiten des Modells die gewünschten Ergebnisse liefern.

Ergebnis

Durch detaillierte Experimente zur Instabilitätsentwicklung am Prinzipexperiment der schiebenden ebenen Platte in 3 Windkanälen (NWB, 1-m-Kanal, NWG) und im Wasserschleppkanal der DLR wurden die gewünschten Erkenntnisse gewonnen [1]. Es zeigte sich, daß die Turbulenz der Anströmung instationäre Instabilitätswellen initialisiert. Stationäre Querströmungswirbel werden dagegen von kleinsten 3-d Oberflächenrauhigkeiten schon ab Höhen von einer dimensionslosen Wandeinheit ($h^+ = O(1)$) sehr effizient angeregt. Schallwellen und räumliche Variationen der mittleren Geschwindigkeit spielen in 3-d Grenzschichten eine untergeordnete Rolle.

Darüber hinaus wurde die äußerst praxisrelevante Frage nach dem Einfluß auf den Umschlagpunkt untersucht. Die Ergebnisse sind in Bild 1 zusammengefaßt. Dort wurden die experimentell ermittelten Transitions-Reynoldszahlen $Re_{x,cr}$ und die entsprechenden N -Faktoren über der gemessenen Sättigungsamplitude der Längswirbel dargestellt. Es ergibt sich der mit Hilfe der durchgezogenen Linie dargestellte, eindeutige Zusammenhang. Die Sättigungsamplitude wird zum einen direkt durch die Anregung über Rauigkeiten bestimmt. Zum anderen wirkt die Turbulenz indirekt auf $Re_{x,cr}$, nämlich über die Initialisierung der laufenden Wellen und deren Wechselwirkung mit Längswirbeln.

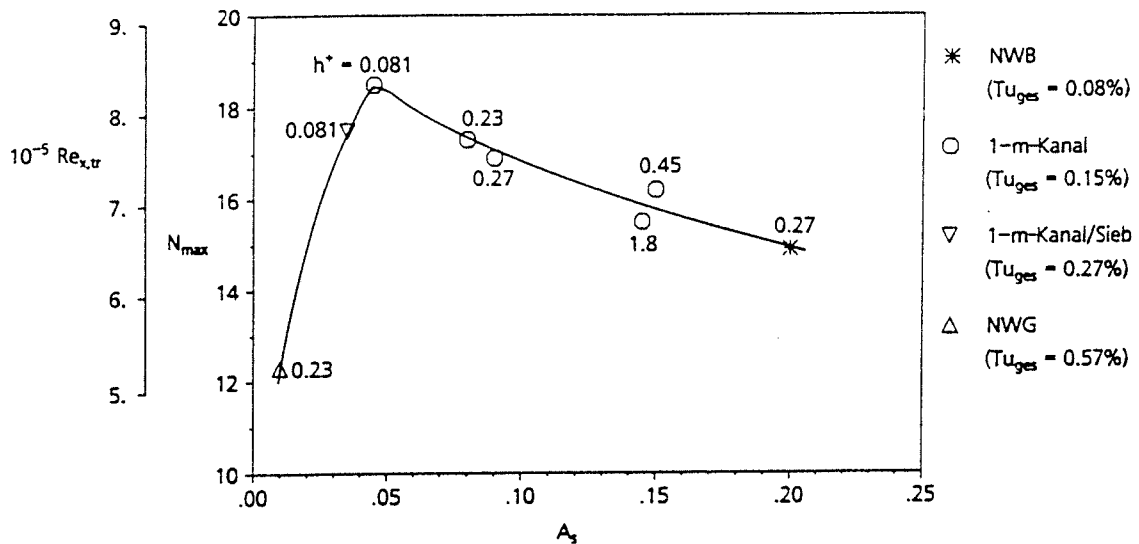


Bild 1: Reynoldszahlen und N -Faktoren bei Transition in Abhängigkeit von der Sättigungsamplitude A_s der stationären Längswirbel für verschiedene Anströmturbulenzgrade Tu_{ges} und Oberflächenrauigkeiten h^*

Im Fall geringer Turbulenz erkennt man - im Gegensatz zu 2-d Grenzschichten - die nahezu geringste Transitions-Reynoldszahl, wie in Bild 1 ganz rechts erkennbar ist. Hier führen stark angefachte sekundäre Instabilitäten schon sehr früh zur Transition. Mit steigendem Turbulenzgrad wandert der Umschlag nach hinten (!), da die Längswirbel aufgrund von Störwechselwirkungen nun geringere Sättigungsamplituden aufweisen und daher sekundäre Instabilitäten nicht mehr so stark angefacht werden. Bei konstantem Turbulenzgrad erreicht man mit glatteren Oberflächen immer größere Transitions-Reynoldszahlen, wenn man der Kurve nach links folgt. Maximales $Re_{x,tr}$ wird an diesem Modell bei $Tu=0.15\%$ und sehr glatter Oberfläche beobachtet. Bei noch höheren Turbulenzgraden führen dann primär angefachte instationäre Instabilitätswellen den Umschlag wieder früher herbei (in Bild 1 ganz links). Die Variation des N -Faktors beträgt am gleichen Modell (Grundströmung) allein durch Änderung der äußeren Strömungsbedingungen ungefähr 35 %.

Die Folgen dieses mit 2-d Grenzschichten nicht vergleichbaren Verhaltens für das derzeit angewandte Verfahren zur Transitionsvorhersage, die e^N -Methode, werden ebenfalls in [1] angeprochen. Diese Methode erscheint bei 3-d Grenzschichten als prinzipiell ungeeignet für eine verlässliche Transitionsvorhersage, weil die dort getroffenen Annahmen physikalisch nicht gerechtfertigt sind. Neuere Ansätze mit sekundären und nichtlokalen Theorien erscheinen daher wesentlich erfolgversprechender.

Literatur

- [1] Deyhle, H.: *Einfluß der äußeren Strömungsbedingungen auf den Transitionsprozeß einer dreidimensionalen Grenzschicht*, Fortschritt-Bericht VDI Reihe 7 Nr. 226. Düsseldorf: VDI-Verlag 1993.

weiteres Vorgehen

Mit der Kenntnis des für 3-d Grenzschichten wichtigen Störfeldes sind nun die Voraussetzungen geschaffen, Umwandlungsprozesse in Grenzschichtinstabilitäten ("receptivity") zu untersuchen. Weitere Experimente sind zum Einfluß von Oberflächenkrümmung auf die Instabilitätsentwicklung erforderlich, nicht zuletzt auch zur Beurteilung von Stabilitätsrechnungen. Der im Hinblick auf die Auslegung effizienter Laminarflügel drängenden Frage nach Beeinflussungsmöglichkeiten durch Absaugung könnte nun unmittelbar nachgegangen werden. Zum besseren Verständnis der Instabilitätsentwicklung sind außerdem genauere Untersuchungen der transitionellen Strukturen notwendig.

Datum 13. Dezember 1993

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/

Laminarflügel / Physikalische Grundlagen

Fachkreis

Ansprechpartner S. Hein
T. Huppertz
Dr. U. Dallmann

Institution DLR - Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Telefon 0551 - 709-2427
-2442

Telefax 0551 - 709-2446

weitere Partner Dr. H. Bippes
DLR - Institut für Experimentelle Strömungsmechanik
Dr. F. Bertolotti, Dr. M. Simen
DLR - Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Thema

Lokale und nichtlokale Instabilitätsanalyse dreidimensionaler Grenzschichtströmungen an gekrümmten Oberflächen

Ausgangssituation

Oberflächenkrümmungen haben bekanntlich einen bedeutenden Einfluß auf die Stabilitätseigenschaften von Grenzschichtströmungen und müssen deshalb bei der Voraussage des laminar-turbulenten Übergangs mit Hilfe des häufig verwendeten e^N -Kriteriums berücksichtigt werden. Die Grenzschichtströmungen an technisch relevanten Körpern, z. B. Tragflügeln, sind im allgemeinen dreidimensional, so daß neben der Tollmien-Schlichting-Instabilität und der Zentrifugal-Instabilität im Bereich konkaver Oberflächenkrümmung auch Querströmungsinstabilität auftreten kann. Zu den dabei entstehenden längswirbelartigen Strukturen gehören kleine Wellenzahlen in Stromabrichtung. Stabilitätsuntersuchungen basierend auf einer lokalen Theorie sind deshalb problematisch. Eine erweiterte Theorie wird notwendig, die die räumliche Entwicklung der Grundströmung in Stromabrichtung berücksichtigt. Außerdem sind vielfältige nichtlineare Wechselwirkungen zwischen den verschiedenen Störungen zu erwarten, die den laminar-turbulenten Übergang wesentlich beeinflussen, jedoch mit einer linearen Theorie nicht erfaßt werden und demzufolge bei der Transitionsvorhersage über die e^N -Methode unberücksichtigt bleiben.

Ziel

Mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie soll untersucht werden, wie sich Oberflächenkrümmungen in Verbindung mit dem vorhandenen Druckgradienten auf die Stabilitätsgrenzen und Anfachungsarten der verschiedenen Störungen auswirken. Von Interesse ist dabei insbesondere der Übergang von Zentrifugal- auf Querströmungsinstabilität bei zunehmender Dreidimensionalität der Grenzschichtströmung und der Einfluß der Nichtparallelität der Grenzschichtströmung auf die Stabilitätsergebnisse für längswirbelartige Störungen.

Die theoretischen Untersuchungen sollen mit Messungen von Dr. H. Bippes am DLR-Transitions-Prinzipexperiment des konkav-konvex gekrümmten schiebenden Flügels verglichen werden und zum Verständnis der dort beobachteten grundlegenden Phänomene beitragen.

Lösungsweg

Durch Vorgabe einer c_p -Verteilung und der Profilform werden für den unendlich schiebenden Fall mit SWINGGEO [1] die Eingabedaten für die sich anschließende Grenzschichtrechnung mit COWBOL [2] festgelegt. UNION [3] bereitet dann die Daten aus der Grenzschichtrechnung für die folgende Instabilitätsanalyse der Grenzschicht auf.

In den lokalen Stabilitätsuntersuchungen mit COSMET [4] werden die Oberflächenkrümmungen über die Metrikterme vorgegeben. Nichtlokale Stabilitätsuntersuchungen werden mit NOLOS [5] durchgeführt, wobei dort zusätzlich das Anwachsen der Grenzschicht über wandparallele Gradienten der Grundströmung und die räumliche Entwicklung der Störungen über wandparallele Gradienten der Amplitudenfunktionen berücksichtigt werden. Die Validierung des gesamten Verfahrens erfolgte anhand von veröffentlichten stabilitätstheoretischen Ergebnissen [6] zum zylindrischen Körper von Poll [7].

Ergebnis

Die bisherigen Ergebnisse der lokalen Theorie [3] bestätigen den stabilisierenden Einfluß von konvexer Oberflächenkrümmung und die destabilisierende Wirkung von konkaver Krümmung, wobei die Berücksichtigung der konkaven Krümmung beim DLR-Prinzipexperiment zu einer Stromaufverschiebung der Stabilitätsgrenze führt.

Nichtlokale Untersuchungen ergeben, daß bei quasi-zweidimensionalen Grenzschichtströmungen die Anfachungsraten entscheidend von der gewählten Störströmungsobservablen abhängen. Außerdem zeigt sich, daß Effekte durch Oberflächenkrümmung und nichtlokale Effekte hinsichtlich der Anfachungsrate von gleicher Größenordnung, jedoch gegensätzlicher Wirkung sein können, so daß sie sich gegenseitig aufheben.

Literatur

- [1] Hein, S. : DLR-Bericht, in Vorbereitung.
- [2] Schwamborn, D. : Laminare Grenzschichten in der Nähe der Anlegelinie an Flügeln und flügelähnlichen Körpern mit Anstellung. DLR-FB 81-31, 1981.
- [3] Huppertz, T. : Lokale Instabilitätsanalyse der dreidimensionalen Grenzschichten über konkav-konvex gewölbte Oberflächen
Diplomarbeit, RWTH Aachen, 1993.
- [4] Simen, M. : COSMET. A DLR-Dornier computer program for compressible stability analysis with local metric. DLR-IB 221-91 A 09, 1991.
- [5] Simen, M. : Lokale und nichtlokale Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen. Dissertation Universität Stuttgart, 1992. DLR-FB 93-31.
- [6] Schrauf, G. ; Laburthe, F. ; Casalis, G. : Stability computations on the long yawed cylinder of Poll: comparison of stability codes, curvature effects. Internal Report ONERA/CERT/DERAT, November 1991.
- [7] Poll, D. I. A. : Some observations of the transition process on the windward face of a long yawed cylinder. Journal of Fluid Mechanics, vol. 150, pp. 329-356. 1985.

weiteres Vorgehen

Detaillierte Untersuchungen am DLR-Prinzipexperiment zur lokalen und nichtlokalen Instabilität und Entwicklung eines nichtlokalen nichtlinearen Stabilitätscodes zur Beschreibung nichtlinearer Effekte während des Transitionsprozesses mit dem langfristigen Ziel einer physikalisch motivierten Transitionsvorhersage.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner K.H. Horstmann; P. Dick

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik
Dornier Luftfahrt GmbH

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig 88039 Friedrichshafen
Telefon: 0531 / 295 - 2438
Telefax: 0531 / 295 - 2894

weitere Partner AS & T, TH Darmstadt, Glasfaserflugzeugbau

Thema Flugversuche mit einem Laminarhandschuh der Do 228

Ausgangsposition

Der rechte Außenflügel der Do 228 wurde mit einem Laminarhandschuh versehen, um ein Laminarprofil für Regionalverkehrsflugzeuge im Flugversuch bei natürlichen Randbedingungen untersuchen zu können.

Ziel

Messung von Druckverteilungen und Widerstandsbeiwerten in verschiedenen Spannweitenstationen, auch hinter dem Propeller. Erprobung eines fluidischen Reinhaltungssystems. Messung des Einflusses fertigungsbedingter Störungen auf die laminare Grenzschicht.

Lösungsweg

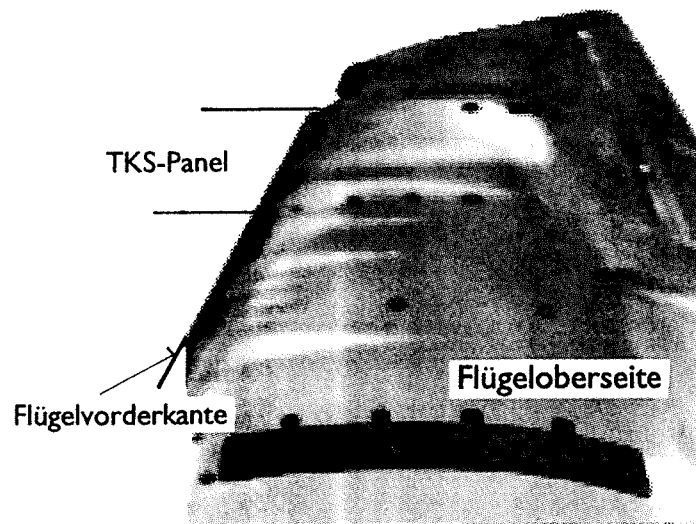
Der Handschuh wurde mit zwei Druckverteilungsbohrreihen zu je 60 Meßstellen versehen, von denen eine hinter dem Propeller liegt. Der Widerstand wird über einen im Flug verfahrbaren Nachlaufrechen erfaßt. Ober- und Unterseite des rechten Flügels werden kontinuierlich mit Infrarotkameras beobachtet, um Informationen über den Grenzschichtzustand zu erhalten. In den äußeren Teil des Laminarhandschuhs ist ein neu konzipiertes fluidisches Reinhaltungssystem integriert, das zuvor mehrfach im Windkanal erprobt worden ist. Im inneren Teil des Handschuhs konnten verschiedene Formen fertigungsbedingter Störungen aufgebracht werden und ihr Einfluß auf die laminare Grenzschicht untersucht werden.

Ergebnis

Die Vermessung des sauberen Laminarhandschuhs aus der Meßperiode 1992 wurde ergänzt und bestätigt. Bei $Re = 15 \cdot 10^6$ wurden Widerstandsbeiwerte von $c_w = 0,0037$ gemessen.

Die Wirksamkeit des neu konzipierten Reinhaltungssystems war ähnlich gut wie das in der Meßperiode 1992 untersuchte System. Im Bereich des Reinhaltungssystems (TKS-Panel) wurden nur 10 - 20% der Störungen gezählt, die im ungeschützten Referenzbereich ermittelt wurden (siehe auch Infrarotbild). Die erwarteten Vorteile des neuen Systems, insbesondere die schnelle Relaminarisierung nach dem Abstellen des Systems, konnten nicht beobachtet werden. Zeiten von 10 - 20 Min. sind für diese Phase zu lang.

Auch die Verteilung der Fluidaustrittsgeschwindigkeit über der Paneloberfläche war nicht befriedigend. Bei einem verbesserten System mit gleichförmigen Fluidaustritt ist daher auch noch eine Verbesserung der Wirksamkeit des Reinhaltungssystems zu erwarten.



Infrarotbild zur Wirkung des Reinhaltungssystem

Literatur

- [1] Horstmann; Müller; Dick; Wohlrath:
 Flugversuche mit einem Laminarhandschuh an der Do 228, Vortrag 8. DGLR STAB-Symposium,
 Nov. 1992, Köln-Porz, V.-Nr. 92-04-027.

weiteres Vorgehen

Weitere Windkanal- und Flugversuche zur Reinhaltung. Messung des Widerstandes des turbulenten Vergleichsflügels. Erprobung des Laminarhandschuhs unter operationellen Bedingungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Dr.-Ing. K.-H. Horstmann; Dipl.-Ing. R. Müller

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2428

Telefax: 0531 / 295 - 2894

weitere Partner AS & T

Thema Fluidisches Reinhaltungssystem an Tragflügelnasen

Ausgangsposition

Tragflügelvorderkanten werden beim Flug in konvektiven Luftschichten durch Insekten verschmutzt. Dadurch ist das Potential laminarer Flügel nicht mehr nutzbar. Es wird ein System benötigt, das die Insektenkontamination verhindert bzw. stark reduziert.

Ziel

Ein einfach zu bedienendes System, das den nachteiligen Einfluss der Insektenkontamination auf das Laminarpotential verhindert. Das System sollte gleichzeitig als Enteisungssystem brauchbar sein. Es muß in die Struktur einer Tragflügel Nase integrierbar sein und die Oberfläche muß den Anforderungen für Laminarprofile genügen.

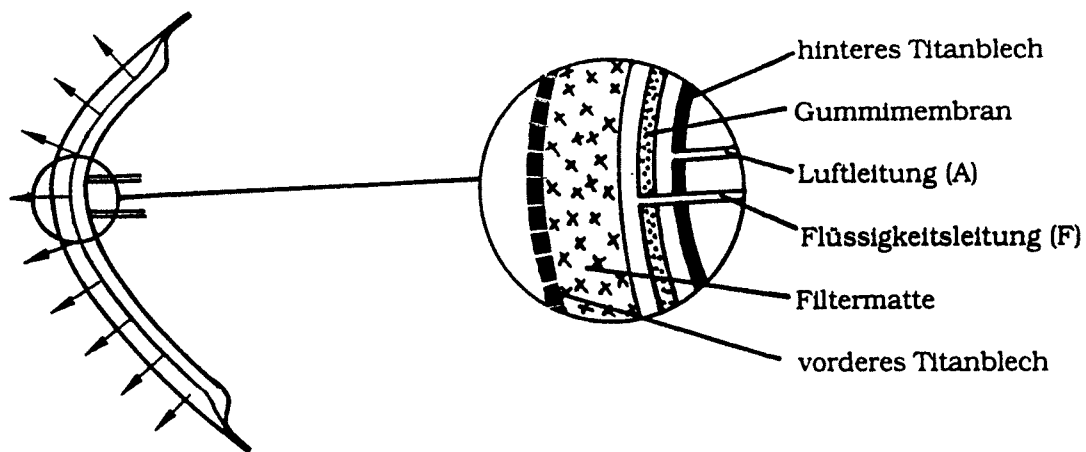
Lösungsweg

In die Tragflügel Nase wird ein Reinigungspanel eingebaut. Die Oberfläche ist durch lasergebohrte Löcher von 50µm Durchmesser porös. Aus dieser porösen Oberfläche kann geeignetes Fluid austreten und einen Flüssigkeitsfilm in dem Bereich erzeugen, der kontaminationsgefährdet ist. Der Flüssigkeitsfilm soll das Anhaften von aufgeschlagenen Insekten im Idealfall verhindern, wenigstens aber stark reduzieren. Das System kann auch zur Vermeidung von Eisansatz benutzt werden, wenn es vor Erreichen von Vereisungsgebieten aktiviert wird.

Ergebnis

In Flugversuchen mit einem Reinhaltelpanel am Laminarhandschuh der Do 228 der DLR ist nachgewiesen, daß

- das System in die Profiloberfläche integrierbar ist, ohne die laminare Grenzschicht zu stören
- ein Flüssigkeitsfilm erzeugt wird, der die Insektenkontamination deutlich verringert
- die Laminarhaltung des Profils nach Abschalten des Flüssigkeitsaustritts erreichbar ist.



Querschnitt durch das Panel

weiteres Vorgehen

Langzeiterprobung eines Reinigungssystems an der LFU 205 der DLR hinsichtlich

- Systemstabilität, Konstanz der Porosität
- verschiedene Insektenarten und Häufigkeiten
- Ermittlung des Reinhaltungsvermögens

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	M. Kloker, H. Bestek		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	(0711)	Telefon 685-3427 Telefax 685-3438
weitere Partner			
Thema	Direkte numerische Simulation (DINSIM) des laminar-turbulenten Strömungsumschlages in Grenzschichten ohne und mit Druckanstieg		
Ausgangssituation	Das Verständnis des praxisrelevanten Grenzschichtumschlages bei Druckanstieg 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. Für die DINSIM solcher Vorgänge muß das sog. räumliche Simulationsmodell verwendet werden, das numerisch sehr aufwendig ist. Die Weiterentwicklung numerischer Verfahren hierfür ist nicht nur wünschenswert sondern notwendig.		
Ziel	Detaillierte Untersuchung der in stark verzögerten Grenzschichten durch Einleitung kontrollierter Störungen ausgelösten Umschlagmechanismen, deren Dokumentation und Verständnis. Vergleich mit den bekannteren Umschlagvorgängen in Grenzschichten ohne Druckgradient.		
Lösungsweg	"Räumliche" DINSIM 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 instationäre Strömungen inkompressibler Medien und des realistischen räumlichen Simulationsmodelles. Das numerische Verfahren ist eine Weiterentwicklung eines an Grenzschichten ohne Druckgradient erfolgreich erprobten Verfahrens. Die Raumdiskretisierung erfolgt mit finiten Differenzen in Hauptströmungsrichtung und normal zur Plattenoberfläche – bisher wurden Standarddifferenzen (äquidistantes Gitter) von 4.Ordnung Genauigkeit verwendet – und einem Spektralansatz mit Fouriermoden (exponentielle Fehlerordnung) in Querrichtung z. Von den Auflösungseigenschaften der Raumdiskretisierungsmethode hängt die Realisierbarkeit bestimmter Simulationen ab (Speicherbedarf!), wie z.B. für stromabwärts sich langsam entwickelnde komplexe Strömungsvorgänge oder Simulationen bis ins vollturbulente Strömungsstadium. Inzwischen wurden verschiedene Formulierungen mit kompakten Differenzen ausgetestet. Zur Zeitintegration wird ein Runge-Kutta-Verfahren von 4.Ordnung herangezogen.		

Ergebnis

Kompakte Differenzen haben ein wesentlich größeres Auflösungsvermögen als Standarddifferenzen gleicher Fehlerordnung und gleicher Molekülbreite. Eine Fouriermodenanalyse zeigt, daß bei der Berechnung von Schwingungen (einfaches hyper-/parabolisches Modellproblem) im Vergleich zu Standarddifferenzen weniger Punkte pro Wellenlänge zur Diskretisierung erforderlich sind, um dieselbe Lösungsgenauigkeit zu erreichen. Die "Auflösungsgrenze", also die geringste Wellenlänge gemessen in Vielfachen der Gitterschrittweite Δr , die vom Verfahren noch sinnvoll (ohne krasse "Aliasingfehler") repräsentiert werden kann, ist wesentlich geringer als bei Standard-

differenzen: Diese Grenze liegt bei zentralem Standarddifferenzenansatz 4. Ordnung bei ca. $4.6 \Delta r$ und bei kompaktem Ansatz gleicher Molekülbreite bei $3.2 \Delta r$ und ist somit um einen Faktor von ca. 1.5 geringer.

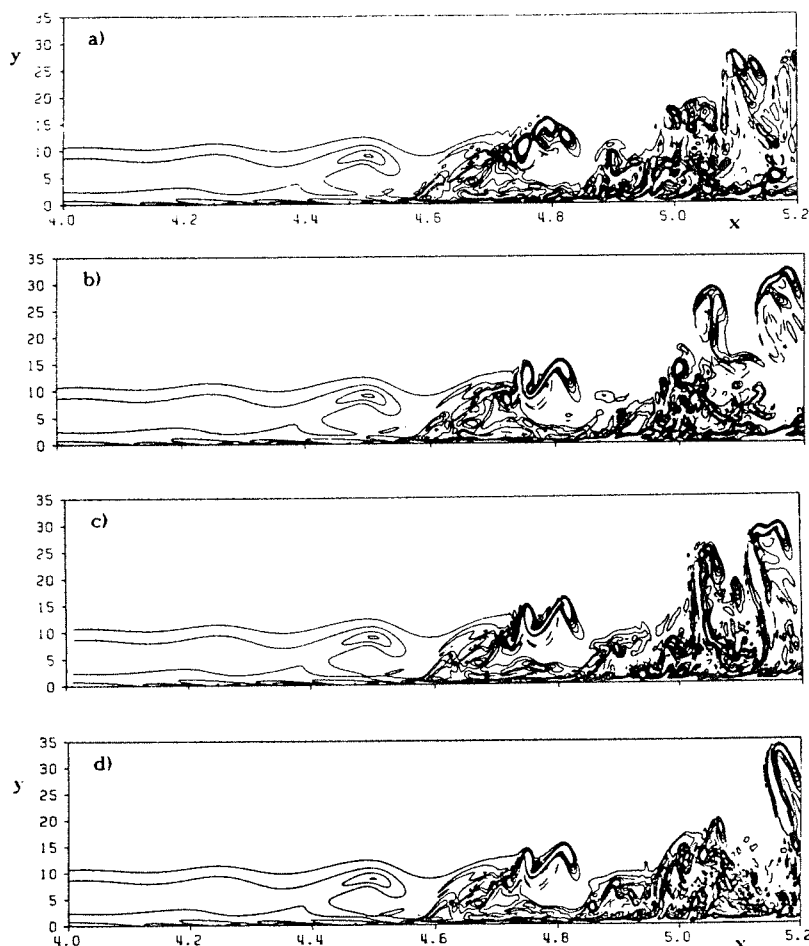


Bild links:

Einfluß der Finite-Differenzen (FD)-Diskretisierung bei fester Spektralmodenzahl $K=4$. Höhenlinien der momentanen Wirbelstärkekomponente ω_z an der Peak-Position beim fundamentalen Umschlagtyp in stark verzögerter Grenzschicht:

- a) SFD-O4, $\Delta x = \Delta x_{\text{ref}}$
- b) KFD-O6, $\Delta x = \Delta x_{\text{ref}}$
- c) SFD-O4, $\Delta x = 0.63 \Delta x_{\text{ref}}$
- d) SFD-O4, $\Delta x = 0.42 \Delta x_{\text{ref}}$

SFD: Standard FD
KFD: Kompakte FD
-ON: Nter Ordnung

Literatur

M. Kloker: *Direkte numerische Simulation des laminar-turbulenten Strömungsumschlages in einer stark verzögerten Grenzschicht*. Dissertation, Universität Stuttgart (1993).

Lele, S. K.: Compact finite difference schemes with spectral-like resolution. *J. Comp. Phys.* 103 (1992), pp. 16-42.

weiterees Vorgehen

Weitere Analyse der durch die aufwendigen Simulationen bereitgestellten Datenmenge (vollständiges, instationäres Strömungsfeld). Weiterentwicklung des numerischen Verfahrens zur quantitativ auswertbaren Simulation der Strömung bis in den vollturbulenten Zustand und Analyse der Daten zur Validierung und Verbesserung von Turbulenzmodellen (bisher keine Daten von realistischen räumlichen direkten Simulationen verfügbar!).

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Laminarflügel / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr. Werner Koch

Institution DLR - Institut für Theoretische Strömungsmechanik
Bunsenstr. 10

Adresse 37073 Göttingen Telefon (0551) - 709-2263
Telofax (0551) - 709-2446

weitere Partner Dr. U. Ehrenstein, Lille / Frankreich
Dr. L.R. Keefe, Mountain View, CA / USA

Thema Nichtlineare Gleichgewichtslösungen als Schwellenwerte für "bypass" Transition in wandnahen Scherströmungen

Ausgangssituation

Mit der "transient-flow theory" von Henningson, Farrell und Mitarbeitern wurde ein linearer Mechanismus aufgezeigt, der sowohl bei "bypass" Transition als auch bei "receptivity" von Bedeutung ist.

Ziel

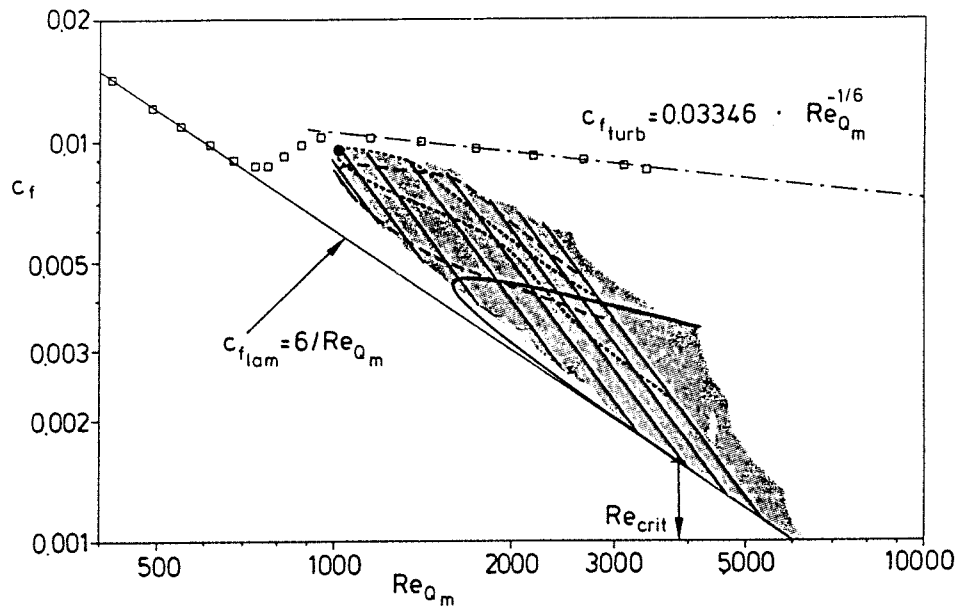
Berechnung nichtlinearer Schwellenwerte, die möglicherweise die "transient-flow theory" Lösung bei "bypass" Transition in das nichtlineare Regime überführen.

Lösungsweg

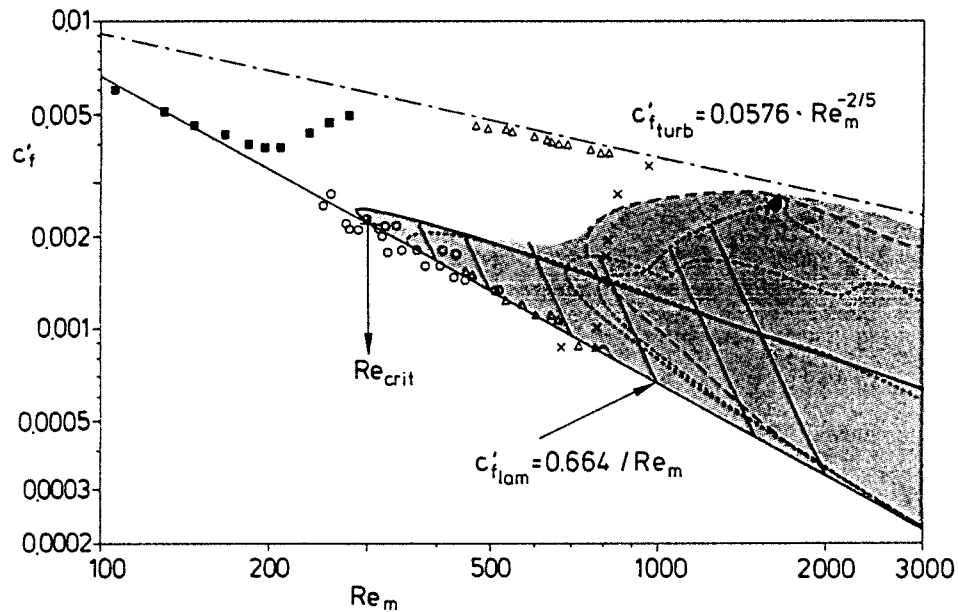
Ausgehend von der linearen Neutralfläche der ebenen Poiseuille- bzw. Blasiuschen Grenzschichtströmung werden mittels eines Fortsetzungsverfahrens nichtlineare, dreidimensionale Gleichgewichtslösungen berechnet. Durch eine verbesserte Programmversion ist es möglich, bei geringerem Rechenaufwand mehr Fouriermoden zu erfassen. Bei der ebenen Poiseuilleströmung wurde ein Lösungsast gefunden, der bis zur minimal beobachteten Transitions Reynoldszahl fortgesetzt werden konnte und als Schwellenwert für subkritische "bypass" Transition angesehen werden kann. Es handelt sich dabei um einen hoch nichtlinearen Lösungsast, für dessen quantitative Berechnung allerdings wesentlich mehr Moden nötig sind.

Bei der Blasiuschen Grenzschicht wurden bei der bisher verwendeten niedrigen Auflösung nur überkritische Lösungsäste gefunden. Es wird vermutet, daß hier eine Erhöhung der Auflösung zu qualitativ ähnlichen subkritischen Lösungen wie bei der ebenen Poiseuilleströmung führt.

PLANE POISEUILLE FLOW



BLASIUS BOUNDARY-LAYER FLOW



Literatur

W. Koch, *Strongly nonlinear oblique-wave solutions in wall-bounded shear flows*. To appear in Proceedings of the IUTAM Symposium on "Nonlinear instability of nonparallel flows", Potsdam, N.Y., USA, July 26-31, 1993.

weiteres Vorgehen

Detaillierte Untersuchungen des lokalen Verhaltens der nichtlinearen Lösung in degenerierten Verzweigungspunkten sowie Erweiterung auf dreidimensionale Grenzschichten.

Mitteilung

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

Ausgangssituation

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

Ziel

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

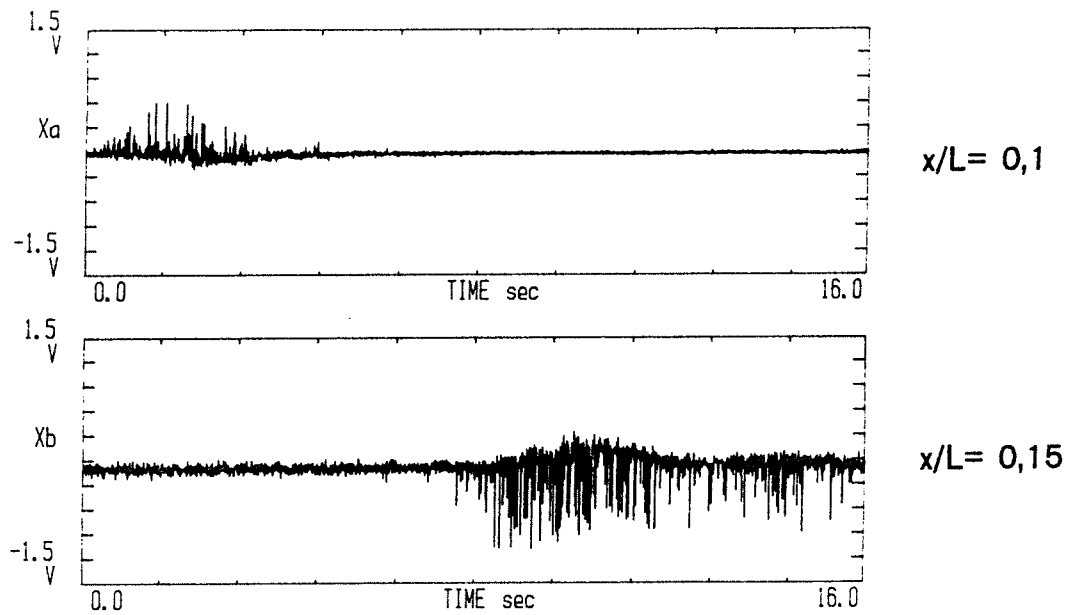
Lösungsweg

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

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

AG STAB

Ergebnis



*Heißfilmsignale bei wandernder Transition im Flugversuch,
(sich langsam ändernde Anströmbedingungen)
ATTAS; Machzahl $Ma = 0,36$; Flughöhe $h \approx 6000$ m*

Literatur

Weiteres Vorgehen

Vorbereitung und Durchführung der Heißfilmmessungen bei den HLF-Versuchen im S1-MA (ELFIN II)

Datum 31.01.94

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. R. Müller

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2428

Telefax: 0531 / 295 - 2894

weitere Partner SAAB - Scania

Thema Erfassung der Insektenkontamination durch digitale Bildverarbeitung

Ausgangsposition

Die im Flugversuch auftretende Insektenkontamination muß zahlenmäßig erfaßt werden. Das Auszählen erfolgt nach der Landung manuell durch den Beobachter. Dabei sind subjektive Bewertungen möglich, die das Ergebnis beeinflussen.

Ziel

Auswertung der Kontamination durch automatische Auszählung mittels digitaler Bildverarbeitung. Dazu sind geeignete digitale Bilder der auszuwertenden Oberflächen herzustellen.

Lösungsweg

Für das bei SAAB vorhandene Bildauswertesystem LABEYE werden geeignete digitale Bilddaten gewonnen. Dazu wird die zu untersuchende Oberfläche mit einer S-VHS Fernsehkamera aufgenommen. Die Auswerteflächen werden durch Eckenmarkierung definiert. Die Oberflächenfarbe wird optimiert hinsichtlich Lichtreflexion und Erkennbarkeit der (meist dunklen) Insekten. Über eine geeignete Vorrichtung wird die Kameraposition für alle Bilder konstant gehalten.

Ergebnis

Mit einer Miniatur-Fernsehkamera (800 x 550 Pixel, S-VHS Qualität) werden digitale Bilder erzeugt, die über INTERNET-Datenleitung zur Auswertung zu SAAB gesendet werden. Der Aufnahmeabstand wurde so gewählt, daß 1mm^2 durch 9 Pixel erfaßt werden. So werden auch kleine Insektenteile zuverlässig erfaßt.

Als Oberflächenfarbe wurde ein mittleres Gelb als günstigste Farbe ermittelt. Einerseits heben sich die dunklen Insekten genügend ab, andererseits lassen sich Lichtreflexionen bei der Aufnahme gut sehen und damit vermeiden. Problematisch ist die graue Grundfarbe der direkten Paneloberfläche, da hier der Kontrast der Insekten schwach ist.

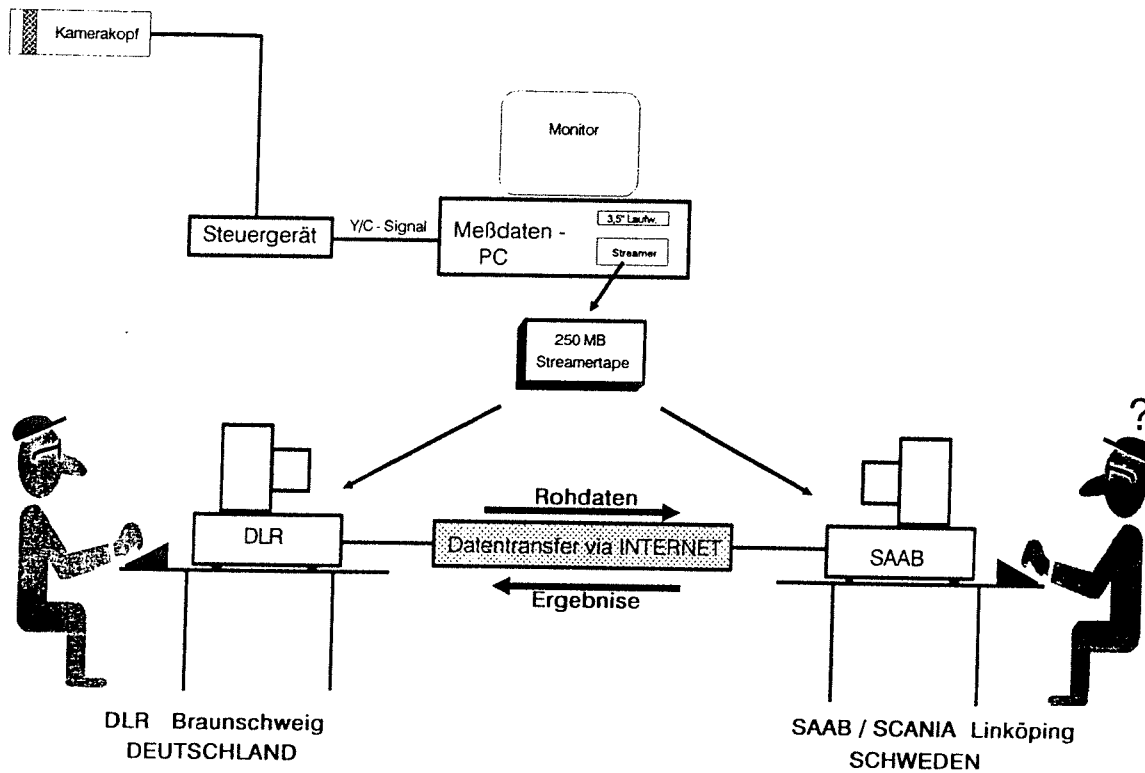


Bild 1: Datenübertragung zwischen der DLR und SAAB/SCANIA

Literatur

- [1] Engemann, Svend:
Konstruktion und Erprobung eines Kamerasystems an der LFU 205 für Flugmessungen an einem fluidischen Reinhaltesystem.
DLR-IB 129 - 93/24.

weiteres Vorgehen

Durchführung der Reinhalteversuche und Auswertung mit dem digitalen Bildsystem.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Laminarflügel

Ansprechpartner

W. Müller, Dr. H. Bestek

Institution

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

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

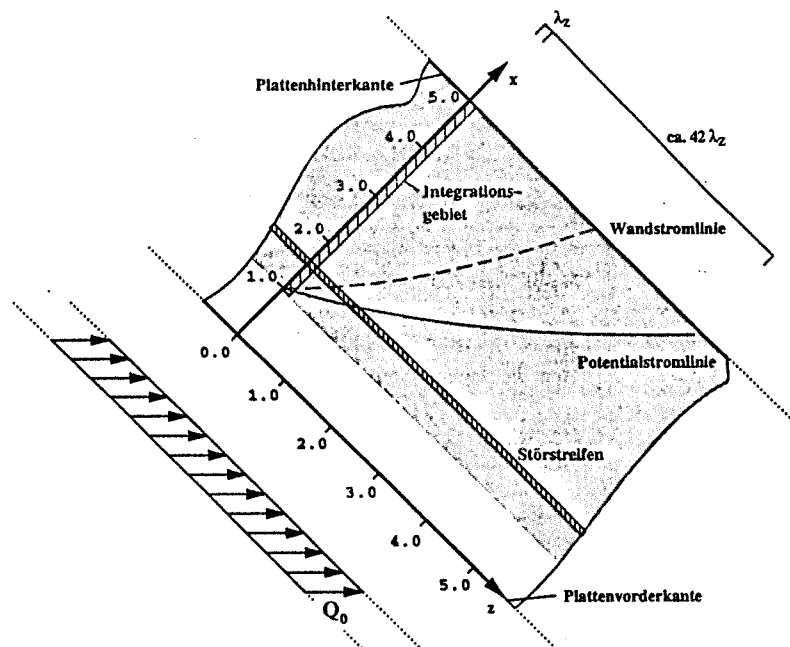
Untersuchung der Umschlagvorgänge in praktisch wichtigen inkompressiblen Grenzschichtströmungen am unendlich langen geraden oder schiebenden Flügel mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen der räumlichen Störungsentwicklung in Grenzschichten mit Druckgradient in Strömungsrichtung. Untersuchung der Möglichkeit der Umschlagbeeinflussung durch lokale Absaugung.

Lösungsweg

Numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in dreidimensionalen 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

Durch direkte numerische Simulation wurde die räumliche Störungsentwicklung von Querströmungswirbeln und -wellen bis in die nicht-linearen Stadien berechnet. Die Strömungsparameter der Grenzschicht sowie die Amplituden und Frequenzen der untersuchten Störungen wurden weitgehend an die Parameter des "Prinzipexperimentes Querströmungsinstabilität" (Dr. H. Bippes, DLR Göttingen) angepaßt. Das nutzbare Integrationsgebiet (s. Skizze) umfaßt dabei einen Bereich von 20% Plattentiefe bis zur Plattenhinterkante, wobei durch die periodische Randbedingung des numerischen Verfahren in Spannweitenrichtung der in der Skizze grau unterlegte Bereich abgedeckt wird. In einem ersten Fall, bei dem am Störstreifen nur eine stationäre Störung eingeleitet wurde, stimmt die Amplitudenentwicklung mit der im Experiment ($Tu=0.05\%$) gefundenen bis über den Sättigungsbereich hinaus sehr gut überein.



unverzerrter Grundriß der schiebenden Platte mit Integrationsgebiet

Literatur

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

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

weitere Vorgehen

Simulation des Transitionsprozesses im nichtlinearen Bereich und deren weitere Auswertung. Untersuchung der Störungsentwicklung bei Wirbel-Welle-Interaktion.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Laminarhaltung

Ansprechpartner A. Quast

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2437

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner ONERA, Chatillon

Thema Stand der Untersuchungen an Absauge-Leitwerk der A320

Ausgangsposition

Durch Laminarisierung des vorderen Teils von Flügeln und Leitwerken kann der Treibstoffverbrauch von Verkehrsflugzeugen um etwa 20% verringert werden. Wegen des Pfeilwinkels und der hohen Reynolds-Zahl wird die Strömung bei großen Verkehrsflugzeugen schon an der Flügel- und Leitwerksnase infolge Querströmungsinstabilität turbulent.

Ziel

Vorbereitung eines Absauge-Flugversuchs mit dem Seitenleitwerk des A320. Dabei kann nur der Nasenkasten mit einer Absaugung versehen werden, das übrige Leitwerk soll nicht verändert werden.

Lösungsweg

Theoretische Untersuchungen zeigten [1], daß Absaugen an der Seitenleitwerksnase (bis etwa 18% der Profiltiefe) die Querströmungsinstabilität so weit vermindern kann, daß der laminar $\rightarrow$ turbulente Umschlagpunkt von der Nase auf etwa 50% der Tiefe verschoben wird.

Da Flugversuche sehr teuer sind, wurde in Zusammenarbeit mit der ONERA und finanziert durch Airbus Industrie ein Modell des Seitenleitwerks im Maßstab 1:2 für den transsonischen Windkanal in Modane entworfen und konstruiert. Mach- und Reynoldszahlen entsprechen dabei in etwa dem späteren Flugversuch.

Die Absaugung erfolgt durch ein 0,9 mm dickes Titanblech, das mit etwa vier Löchern (von etwa 40µm Durchmesser) pro Quadratmillimeter versehen ist. Dieses Lochblech ist auf spannweitig verlaufenden Stegen verklebt, die an der Leitwerkswurzel einen Abstand von 17 mm haben und an der Spitze 8 mm. Die Stege sind auf etwa 3,5 mm Breite mit dem Blech verklebt.

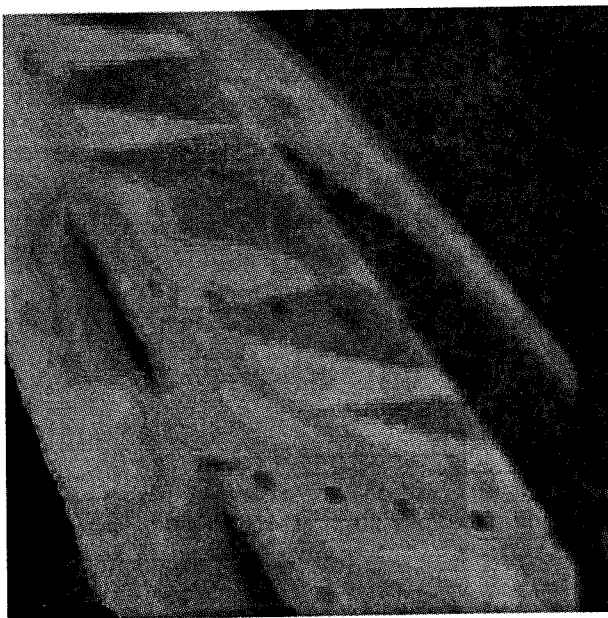
Die abgesaugte Luft wird zwischen den Stegen zur Leitwerkswurzel gesaugt und dort aus dem Modell geführt. Die Druckverluste in den Absaugekanälen sind gering, die Verluste in den Absaugelöchern sind weitaus höher und müssen es auch sein, da es sonst Strömungsrezirkulation zwischen den vorderen und hinteren Teil eines Absaugekanals gibt. Das gilt besonders für den Bereich des Staupunkts mit seinen starken Druckgradienten in Tiefenrichtung.

Ergebnis

Die Versuche im Braunschweiger 3m-Windkanal verliefen sehr erfolgreich, die Absaugung funktionierte einwandfrei, vorher turbulente Strömung wurde nach Einschalten der Absaugung laminar. Es zeigte sich allerdings, daß die vorderen Stege nicht einwandfrei mit dem Lochblech verklebt waren und daß die Druckverluste in dem Lochblech weit höher waren als sie dem Hersteller spezifiziert worden waren.

Der abschließende Versuch im S1-Windkanal in Modane zeigte, daß laminare Strömung nur im oberen Teil des Modells erreicht werden konnte. Eine Prüfung der lokalen Absaugemengen (gemessen auf einer Fläche von 16 mm $\varnothing$) ergab, daß die Absaugewerte im unteren Teil des Modells weit unter dem Mittelwert lagen, im oberen Teil entsprechend über den Mittelwert.

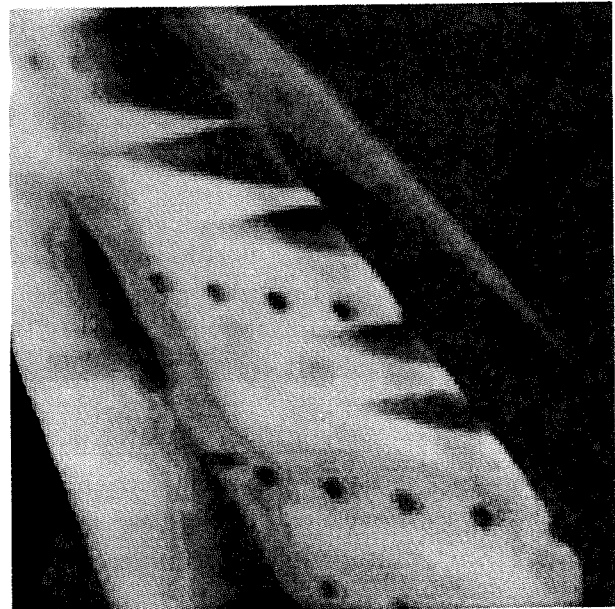
Um die erforderlichen Absaugeraten besonders im unteren Teil des Modells dennoch zu erreichen, hat die Herstellerfirma des Lochblechs die Löcher noch einmal nachgeätzt, anschließend wurden die Löcher gründlich mit warmen Druckwasser gereinigt. Eine anschließende Messung der lokalen Absaugeraten ergab, daß sich der Durchfluß bei gleichem Druck nahezu verdoppelt hatte.



Data Point: MW532

Ma = 0,7

←
flow



Data Point: MW490

Ma = 0,78

**Entwicklung des laminaren Umschlagpunktes mit der Mach-Zahl am A320
Seitenleitwerksmodell im S1 in Modane**

Literatur

- [1] Redeker, G.; Quast, A.:
Das A320 Laminar-Seitenleitwerks-Programm. DGLR Fachsymposium „Strömungen
mit Ablösung“, 10. - 12.11.1992 in Köln-Porz.

weiteres Vorgehen

Mit diesem Modell sollen im Frühjahr 1994 weitere Versuche im Windkanal in Modane durchgeführt werden. Gleichzeitig laufen seitens Airbus und seiner Partnerfirmen Vorbereitungen für den Absaugungsflugversuch auf dem A320-Seitenleitwerk. Die DLR ist bei der Systemauslegung beteiligt und wird wahrscheinlich die Infrarotanlage und Teile der Heißfilme zur Verfügung stellen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Norbert Rachor

Institution TH Darmstadt, FG Aerodynamik & Meßtechnik

Adresse Flughafenstr. 19
64347 Griesheim

Telefon 06151 16 6234
Telefax 06151 16 6246

weitere Partner DLR, Dornier Luftfahrt GmbH, Deutsche Aerospace Airbus GmbH
AIA RWTH Aachen

Thema Heißfilm-Array Meßtechnik für Windkanal- und Flugversuchsmeßungen

Ausgangssituation Instationäre Vorgänge in Grenzschichten wie TS-Wellen oder Quer- Strömungs - Instabilitäten werden bevorzugt mit einem Konstant-Temperatur -Anemometer beobachtet wobei wandbündige montierte Heißfilmsensoren eingesetzt werden. Werden hierfür handelsübliche Einzelsensoren verwendet, steigt der Montageaufwand mit der Zahl der Sensoren linear an. Dabei werden bei der Einbettung der Zuleitungen in die Oberfläche und bei höheren Packungsdichten der Sensoren schnell die Grenzen dieser Technik deutlich.

Ziel Ziel der Entwicklung an der THD war der Bau eines kompakten Meßsystems für den simultanen Betrieb von bis zu 64 Heißfilmsensoren wobei speziell an die jeweilige Meßaufgabe angepasste HF-Arrays verwendet werden sollten. Weiterhin sollte die Meßanlage sowohl für den Einsatz in einem Flugzeug als auch in großen Windkanälen wie den S1-Ma mit großen Entfernungen zwischen Meßort und Meßkabine geeignet sein.

Lösungsweg Zunächst wurde eine Anemometerschaltung soweit minaturisiert und spezialisiert, so daß nun 16 HF-Anemometer auf einer Fläche von 230 cm² untergebracht sind. Diese Anemometer können nun mit einem handelsüblichen Signalverarbeitungssystem kombiniert werden, oder zusammen mit der an der THD entwickelten Signalverarbeitungsanlage betrieben werden. Diese Anlage beinhaltet eine programmierbare Anemometeransteuerung, programmierbare Verstärkung und Filterung der Analogsignale und einen A/D-Wandler mit 1Mhz Abtastrate bei 12 Bit Auflösung. Die digitalisierten Heißfilmsignale werden dann über ein Lichtleiterinterface zu einem Hostrechner geschickt und dort weiterverarbeitet.

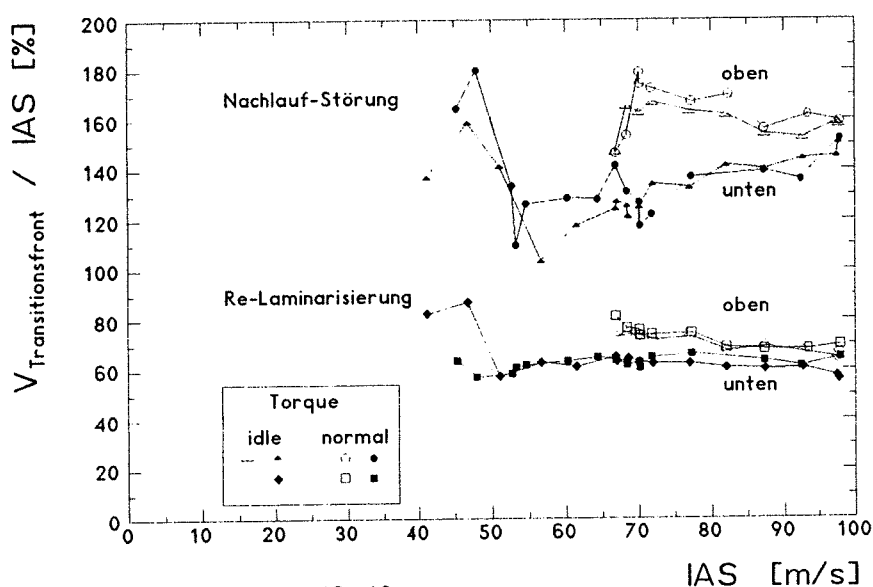
Dieses System ist sehr kompakt gebaut und kann daher in vielen Fällen sehr nahe am Sensor untergebracht werden kann. Beim ELFIN 1 Windkanalversuch in Modane waren nur 1.1m Sensorzuleitung nötig, sodaß diese Meßtechnik ideal gegen Störungen abgeschirmt war.

Für diesen Versuch im S1-Ma wurden querströmungsempfindliche HF-Arrays entworfen, welche dann von der Fa. AS&M hergestellt wurden. Die Versuche im Propellernachlauf auf dem Laminarhandschuh der DLR - Do 228 wurden mit HF-Array Sensoren aus der Fertigung des AIA der RWTH Aachen durchgeführt.

Ergebnis

Der Versuch im S1-Ma hat die Funktionstüchtigkeit der Meßanlage gezeigt. So konnten hier die verschiedenen Instabilitätsformen bei niedrigen und hohen Machzahlen (0.27 bis 0.7 mach) bei verschiedenen Anstellwinkeln eindeutig nachgewiesen werden. Dabei zeigte sich die erwartete hohe Signalqualität der DC- und AC-Signale wobei durch die hohe Abtastrate von 32 KHz pro Kanal Analysen im Frequenzbereich bis max 16 KHz gut möglich sind.

Die Messungen auf der Do228 haben den Einfluß des Propellernachlaufs auf eine laminare Grenzschicht deutlich dargestellt. Anhand der Signale der in Profiltiefenrichtung gestaffelten Sensoren konnten Fortschrittsgeschwindigkeiten der Transitionsfronten von Störung und Re-Laminarisierung bestimmt werden. Hierdurch sind nun Abschätzungen über den maximalen zeitlichen Anteil laminarer Grenzschicht in Abhängigkeit von der Fluggeschwindigkeit, Propellerdrehzahl und Lauflänge möglich. Dabei ist der Einfluß des Propellerschubes geringer als erwartet.



Meßflüge Nr. 7, 8, 11, 12, 13,

Literatur

- | | |
|------------------------|--|
| Ewald, B ; Durst, F | In - Flight Measuring Techniques for Laminar Flow |
| Krause, E ; Nitsche, W | Wing Development |
| | 1st European Forum on Laminar Flow Technologie, |
| | Hamburg F.R.G. (1992) |
| Ewald, B.; | Tätigkeitsberichte Nr. 1 bis 6 (01.06.87 - 31.12.92) |
| Rachor, N. (Herausg.) | zum BMFT-Forschungsvorhaben LFK 8710 |

w. Vorgehen

Mit dem HFArray auf dem Außenflügel des S1 Models sollten weitere Windkanaltests durchgeführt werden, um die gegenseitige Beeinflussung bei extrem dichten Sensoranordnungen genauer zu erforschen. Insbesondere bei Querströmungszuständen scheint eine Verfälschung der Signale vorzuliegen. Auch bei Transitionsvorgängen werden typische Aufheiz- und Abkühlvorgänge gemessen. Hier scheint die unter dem Sensor in der Wand gespeicherte Wärmemenge vom Grenzschichtzustand abzuhängen. Dies soll durch Variation der Sensordichte (abschalten von Sensoren) und durch Vergleichsmessungen mit Hitzdrahtsonden nachgewiesen werden.

Förderung

Förderung der Meßtechnikentwicklung durch BMFT, Dornier Luftfahrt GmbH, Deutsche Aerospace Airbus, DLR und Europäische Gemeinschaft.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Laminarflügel

Ansprechpartner

Dr.-Ing. D. Rempfer, Dr.-Ing. H. Bestek

Institution

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon (0711) 685-3426

Telefax (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema

Niedrigdimensionale Modelle turbulenter Strömungen

Ausgangssituation

Gegenwärtig existieren nur wenige Arbeiten zur Untersuchung offener turbulenter Strömungssysteme mit Hilfe von Begriffen 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

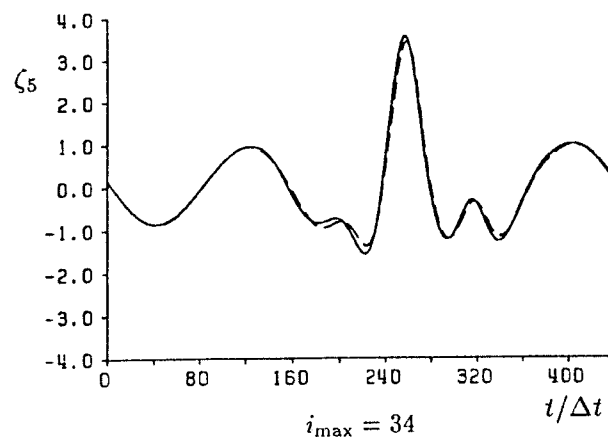
Es soll beschrieben werden, wie sich die Eigenschaften der Systeme gewöhnlicher Differentialgleichungen, welche die Dynamik der kohärenten Strukturen bestimmen, im Verlauf des Umschlagsprozesses ändern. Insbesondere soll untersucht werden, auf welchem Weg die zunächst vorhandenen periodischen Lösungen dieser Gleichungen ihre Stabilität verlieren und sich schließlich chaotisches Verhalten ausbildet.

Lösungsweg

Die kohärenten Strukturen werden nach der Methode der *proper orthogonal decomposition* als Eigenfunktionen einer Karhunen-Loève-Entwicklung des Strömungsfeldes bestimmt. Das resultierende Eigenwertproblem 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 konnte gezeigt werden, daß sich auf der Basis von Karhunen-Loève-Eigenfunktionen in der Tat verhältnismäßig niedrigdimensionale Modelle für die Dynamik kohärenter Strukturen in der Plattengrenzschicht entwerfen lassen. Dabei läßt sich die benötigte Anzahl von Moden durch eine geeignete Modellierung des Einflusses der vernachlässigten Freiheitsgrade erheblich senken. Die erhaltenen Modelle besitzen die Struktur von Systemen gekoppelter *linearer* Oszillatoren, welche über quadratische Wechselwirkungen miteinander gekoppelt sind. Die Eigenfrequenzen dieser Oszillatoren sind in den anfänglichen Stadien des Umschlags Vielfache der Grundfrequenz, werden aber in späteren Stadien inkommensurabel. Erste Ergebnisse einer Floquet-Analyse deuten darauf hin, daß die Stabilität der periodischen Lösung im Verlauf des Umschlags durch eine Hopf-Bifurkation verlorengeht.



Vergleich der Entwicklungskoeffizienten aus der Integration des niedrigdimensionalen Modells mit einer Lösung der direkten Simulation (gestrichelt).

Literatur

D. Rempfer: Kohärente Strukturen und Chaos beim laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag. Dissertation, Universität Stuttgart, 1991.

D. Rempfer, H. Fasel: The Dynamics of Coherent Structures in a Flat-Plate Boundary Layer. In: *Advances in Turbulence IV* (ed. F. T. M. Nieuwstadt), pp. 73–77, Kluwer, Dordrecht, 1993.

D. Rempfer: Low-dimensional models of a flat-plate boundary layer. In: *Near-Wall Turbulent Flows*, (ed. R. M. C. So, C. G. Speziale, B. E. Launder), 63–72. Elsevier, Amsterdam, 1993.

weitere Vorgehen

Mit Hilfe von „quasi-dreidimensionalen“ Eigenfunktionen soll die lokale Dynamik des räumlichen Grenzschichtumschlags scharf definiert und untersucht werden. Ausgehend davon soll dann eine detaillierte Untersuchung der Entwicklung in Strömungsrichtung durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner H. Riedel

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon 0531-295-2432

Telefax 0531-295-2320

weitere Partner Rolls-Royce, Derby
MTU-München

Thema Einige Ergebnisse von Flugversuchen mit einer Laminargondel

Ausgangssituation

Bisherige Flugversuche mit der VFW614/ATTAS haben sich mit der Laminarhaltung der Grenzschichtströmung auf einem ATTAS-Flügelhandschuh befaßt.

Ziel

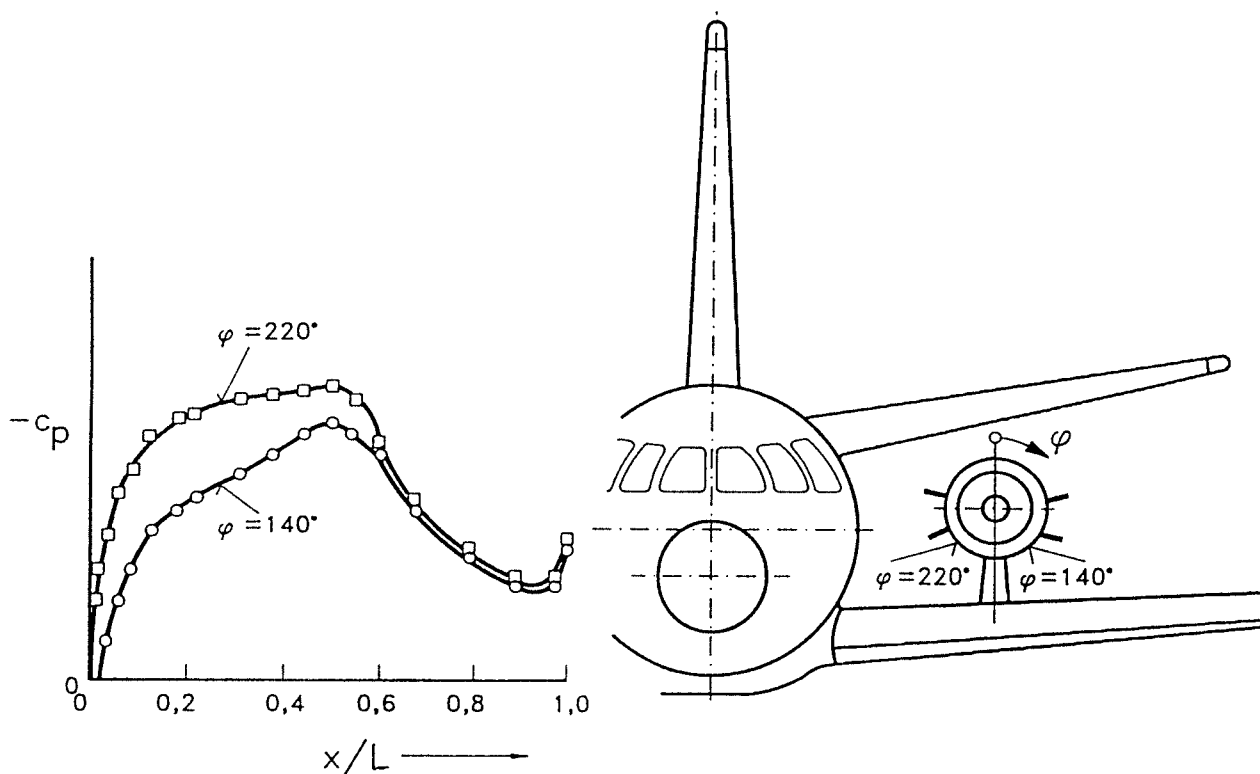
Nachweis, daß die bestehenden numerischen Methoden sich zum Entwurf einer Laminargondel mit natürlicher Laminarhaltung der Strömung eignen. Schaffung einer Datenbasis für die Weiterentwicklung der gegenwärtigen numerischen Verfahren.

Lösungsweg

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

Ergebnis

Das Bild zeigt die gemessenen Verteilungen des statischen Druckbeiwertes C_p für zwei Meridianschnitte der ATTAS-Laminargondel bei maximalem Reiseflug. Die Druckverläufe bestätigen die mit der Infrarotthermographie gemachte Beobachtung einer Laminarhaltung der Strömung bis zu nahezu 60% der Gondeltiefe.



$Ma = 0,56, \alpha = 1,8^\circ, \beta = 0^\circ$
 $H_F = 21000\text{ft}$
 $Re_L = 7,2 \times 10^6$

Literatur

Shipley, P.P.

Birch, N.T.

Riedel, H.

Horstmann, K.-H.

Lücking, P.

A European Collaborative

NLF Nacelle Flight Demonstrator

First European Forum on Laminar

Flow Technology. Hamburg, March 16-18,
1992

weiteres Vorgehen

- * Vergleich der Meßergebnisse mit numerischen Aussagen
- * Entwicklung einer ATTAS-Hybridgondel und deren Untersuchung im Flugversuch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. Ulrich Rist, Prof. Dr.-Ing. Siegfried Wagner		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon	(0711) 685-3432
		Telefax	(0711) 685-3438
weitere Partner			
Thema	Untersuchung der Strömungsphysik laminarer Ablöseblasen.		
Ausgangssituation	Die theoretische Beschreibung laminarer Ablöseblasen ist immer noch sehr unzuverlässig. Wir führen dies auf ein unzulängliches Verständnis der Strömungsphysik zurück und möchten deshalb durch direkte numerische Simulationen einen Beitrag zum Verständnis der Physik der laminaren Ablöseblase leisten, und somit Grundlagen zu einer verbesserten Modellierung liefern. Erste Ergebnisse haben bereits gute qualitative Übereinstimmung mit Experimenten gezeigt.		
Ziel	Durch die direkte numerische Simulation soll ein detaillierter Einblick in die instationären Strömungsvorgänge gewonnen werden. Hieraus und aus einem tieferreichenderen Verständnis der hydrodynamischen Instabilität der laminaren Ablöseblasen, das wir aus Stabilitätsberechnungen und aus verschiedenen numerischen Simulationen gewinnen wollen, erwarten wir einen Beitrag zur Verbesserung der Modellierung und der Vorhersage laminarer Ablöseblasen.		
Lösungsweg	Die inkompressiblen vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen werden mit einem numerischen Verfahren gelöst, das auf den Arbeiten von Gruber (1987), Rist (1990), Konzelmann (1990) und Kloker (1993) aufbaut. Im Gegensatz zu Gruber (1987) sind wir mit dem neuen Verfahren in der Lage auch dreidimensionale Störungen zu berücksichtigen, und somit in naher Zukunft den Strömungsumschlag und das turbulente Wiederanlegen der abgelösten Grenzschicht zu simulieren. Für eine durch plötzlichen Druckabfall am oberen Rand des Integrationsgebiets erzeugte laminare Ablöseblase (Bild 1) wurden Testrechnungen mit verschiedenen Kombinationen zwei- und dreidimensionaler Störungen durchgeführt: sehr kleine 2D und 3D Störampplituden (Fall L), kleine 2D und sehr kleine 3D Störungen (Fälle F/S) sowie kleine 3D Störungen (Fall O). Die Fälle wurden so gewählt, daß Vergleiche mit der linearen Stabilitätstheorie (Primärinstabilität, Fall L) und der Sekundärinstabilität (Floquet-Theorie) durchgeführt werden können. Die Fälle F und S simulieren Sekundärinstabilität in Form von fundamentaler bzw. subharmonischer Resonanz. Bei Fall O handelt es sich um eine Untersuchung des durch schräg laufende Wellen eingeleiteten Umschlagstyps (<i>Oblique breakdown</i>).		

Ergebnis

Fall L: Sehr gute quantitative Übereinstimmung mit der linearen Stabilitätstheorie erhält man für sehr kleine Störampplituden. Man kann daraus schließen, daß nichtparallele Effekte und Rückströmungseffekte an der Wand nur eine untergeordnete Rolle spielen.

Fälle F und S (Bild 2a): Sekundärinstabilität läßt sich nur schwer nachweisen, da die primären und die sekundären Anfachungsraten ungefähr gleich groß sind. Unerwartet ist der Rückgang der Anfachung der 3D Störungen, nachdem sich die 2D Störungen auf hohem Niveau sättigen. Die Sekundärinstabilität scheint daher im Gegensatz zur Grenzschicht ohne Ablösung eine geringere Rolle bei der Turbulenzentstehung zu spielen.

Fall O (Bild 2b) zeigt starkes Anwachsen sämtlicher 3D Störungen durch nichtlineare Interaktion und Sättigung der Störungen auf einem hohen Niveau. Für diesen Fall erhält man die beste Übereinstimmung der wiederanliegenden Strömung aller untersuchten Fälle mit experimentellen Ergebnissen.

Bild 1: Integrationsgebiet zur numerischen Simulation einer laminaren Ablöseblase (Gruber 1987).

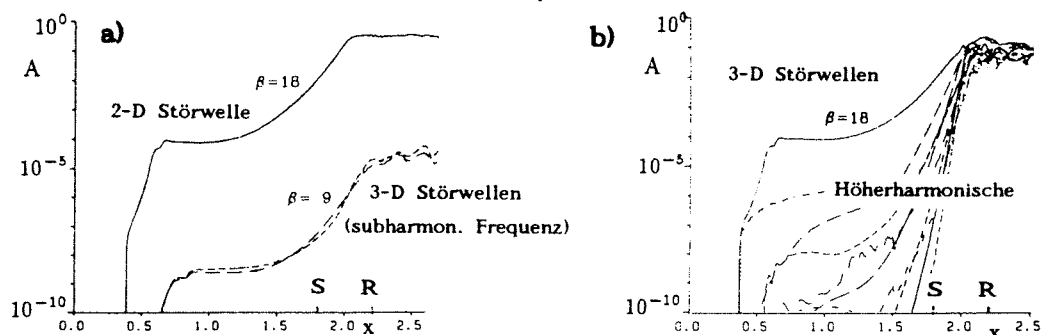
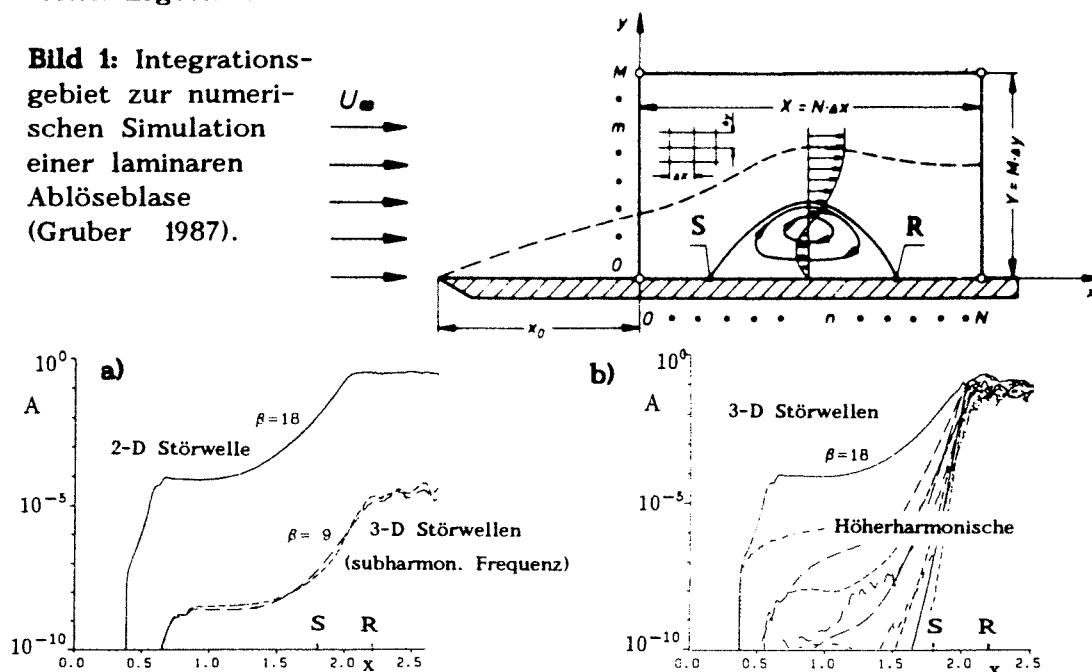


Bild 2: Störungswachstum in einer Plattengrenzschicht mit lokaler Ablösung ($\beta = \text{Fequenz}$). a) subharmonische Sekundärinstabilität. b) Interaktion zweier schräglauferender Wellen.

Literatur

- Gruber, K. (1987), Dissertation Universität Stuttgart.
 Rist, U. (1990), Dissertation Universität Stuttgart.
 Konzelmann, U. (1990), Dissertation Universität Stuttgart.
 Kloker, M. (1993), Dissertation Universität Stuttgart.

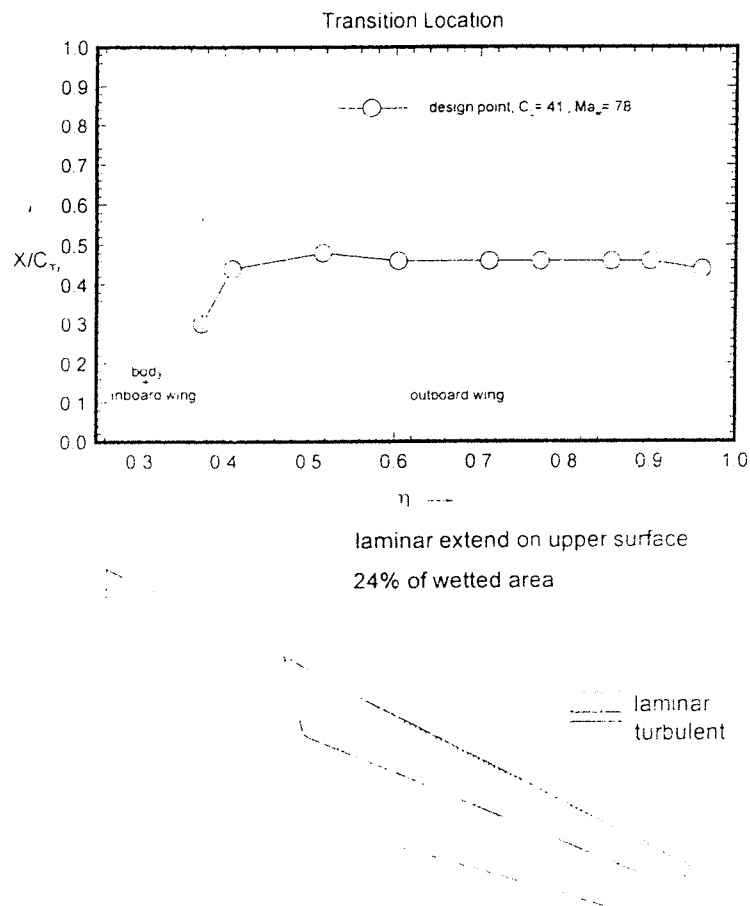
weiteres Vorgehen

Einbau neuer Randbedingungen, damit die Strömung auf der Oberseite eines im Windkanal vermessenen Profils simuliert werden kann: Vorgabe der Geschwindigkeitsverteilung am oberen Rand des Integrationsgebiets aus einer Potentialströmungsrechnung und anschließende Modifikation durch Interaktion mit der sich entwickelnden Grenzschicht. Vergleiche der so erhaltenen Ergebnisse mit der Stabilitätstheorie und mit Messungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	C.-H. Rohardt / A. Seitz	
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon 0531 / 295 -2444 Telefax 0531 / 295 - 2320
weitere Partner		
Thema	Entwurfsstudie zur Laminarhaltung des Airbus A320 Außenflügels	
Ausgangsposition	Der Entwurf eines Laminarflügels mit Hybrid-Laminarhaltung für den Airbus A320 [1] hatte gezeigt, daß die hierfür erforderlichen Profilkonturen von denen des Originalflügels auf der Oberseite kaum abweichen.	
Ziel	Entwurf eines Laminarhandschuhs mit Hybrid-Laminarhaltung für die Oberseite des existierenden A320 Außenflügels.	
Lösungsweg	Die Profile des A320 Außenflügels wurden auf der Oberseite so modifiziert, daß Druckverteilungen, welche laminare Grenzschichten zulassen, erzeugt werden. Im Bereich des auswechselbaren Nasenkastens (bis 11% Flügeltiefe) ist eine Absauganlage zur Grenzschichtbeeinflussung vorgesehen. Um alle wesentlichen Interferenzeinflüsse einfließen zu lassen, erfolgte die Nachrechnung des Entwurfs für eine Konfiguration aus Flügel, Rumpf, Triebwerk und Pylon. Hierzu wurde das Euler Verfahren CEVCATS (zur Berücksichtigung von Reibungseffekten gekoppelt mit einem Grenzschicht Integralverfahren) eingesetzt. Anschließend erfolgte die Bestimmung der Transitionslage mittels der N-Faktor Methode (SALLY Verfahren). Dabei wurde das in den ATTAS Flugversuchen ermittelte Transitionskriterium für 3d Grenzschichten angewendet.	

Ergebnis Es konnte erfolgreich ein Handschuh mit Hybrid-Laminarhaltung für die Oberseite des A320 entworfen werden. Im Entwurfspunkt wird entlang des Außenflügels eine laminare Lauflänge von 46% Flügeltiefe erzielt. Dies entspricht einem Anteil von 24% laminarer Grenzschicht an der gesamten umspülten Oberfläche der Flügeloberseite, siehe Bild. In weiteren Rechnungen konnte gezeigt werden, daß auch abseits des Entwurfspunkts (es wurden Variationen des Auftriebsbeiwertes und der Machzahl durchgeführt) mit laminaren Grenzschichtanteilen in gleicher Größenordnung gerechnet werden kann. Damit konnte nachgewiesen werden, daß der A320 ein geeignetes Testbett für einen europäischen Laminartechnologie Demonstrator darstellt.



Literatur

- [1] Seitz, A., Rohardt, C.-H., 'Feasibility Study on the Design of a Natural Laminar Flow Wing and Hybrid Laminar Flow Control Wing' DLR IB 129-91/29, 1991
- [2] Rohardt, C.-H., Seitz, A., 'Design Study on the Laminarization of the A320 Outboard wing' DLR IB 129-93/18, 1993

weiteres Vorgehen

Mitteilung

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

Ansprechpartner **Dr. G. Schrauf**

Institution **Deutsche Aerospace Airbus GmbH
Abt. EF 11**

Adresse **28183 Bremen**

**Telefon 0421 538 3232
Fax 0421 538 4486**

weitere Partner

Thema **Vergleich von N-Faktor-Integrationsstrategien
für den ATTAS-Flugversuch**

Ausgangssituation

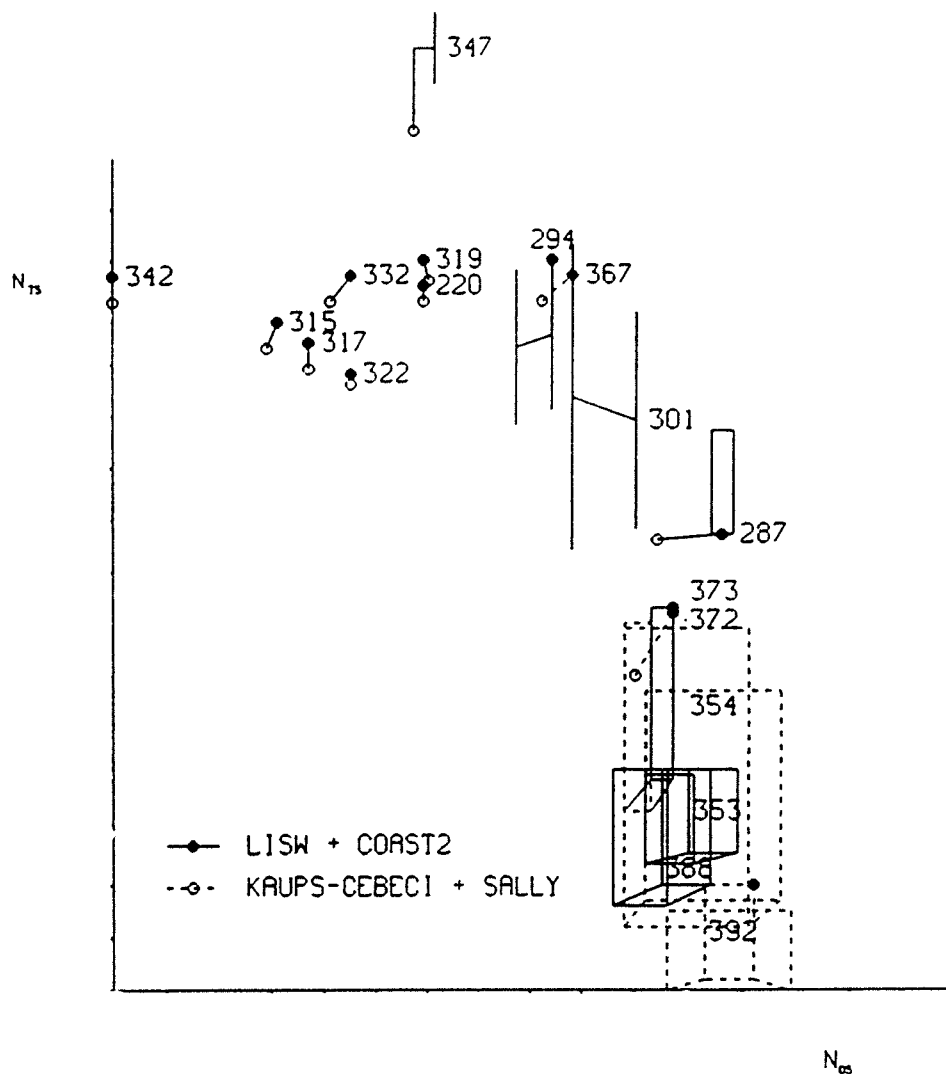
Im Rahmen des TLF-Programms wurden 1987 in Kooperation mit der DLR Braunschweig Experimente mit einem Laminarhandschuh auf den ATTAS-Versuchsträger durchgeführt. Die Experimente wurden mit der Stabilitätstheorie inkompressibler Medien (SALLY-Code) ausgewertet. Damals wurden nur zwei N-Faktor-Integrationsstrategien angewandt: Eine Strategie für die Tollmien-Schlichtig Instabilität, bei der N-Faktoren von Störwellen mit der Richtung der reibungsfreien Strömung als Wellenausbreitungsrichtung und mit unterschiedlich vorgeschriebenen Frequenzen berechnet wurden, und eine zweite Strategie für die Querströmungsinstabilität mit N-Faktoren von stehenden Wellen mit unterschiedlichen Wellenlängen.

Ziel

Es werden N-Faktoren mit der Stabilitätstheorie für kompressible Medien (COAST2-Code) mit den zwei damals verwendeten Strategien und zusätzlich mit der Enveloppenmethode und der Strategie, die spannweite Wellenzahl konstant zu halten berechnet.

Die Stabilitätsrechnungen werden für inkompressible und kompressible Medien mit und ohne Krümmungseffekte durchgeführt und diskutiert.

AG STAB



Vergleich der SALLY und COAST2-Ergebnisse

Literatur

- (1) H. Bieler: "Instabilitätsanalyse von Transitionsmessungen im Freiflug mit dem ATTAS-Versuchsträger". TLF-Ergebnisbericht Nr. 7, Dezember 1989.
- (2) K.H. Horstmann, G. Redeker, A. Quast, U. Dressler, H. Bieler: "Flight tests with a natural laminar flow glove on a transport aircraft", AIAA-paper 90-3044.
- (3) G. Redeker, K. Horstmann, H. Koster, P. Thiede, J. Szodroch: "Design of a natural laminar flow glove for a transport aircraft". AIAA-paper 90-3034.
- (4) G. Schrauf: "COAST2-User's guide and manual", in Vorbereitung.

weiteres Vorgehen

Analoges Vorgehen für den F100-Flugversuch und den S1-Windkanaltest des ELFIN-Programmes

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Laminarflügel

Ansprechpartner Th. Wiegand, H. Bestek, S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon (0711) 685-3429

Telefax (0711) 684-3438

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags im Laminarwasserkanal

Ausgangssituation Die Konzeption von modernen Flugzeugen stellt hohe Anforderungen an die aerodynamische Auslegung, da beim Einsatz der Laminarflügeltechnik die genaue Bestimmung des Transitionsbereichs von großer Bedeutung ist. Die Auswirkung verschiedenartiger Störungen auf die jeweils vorliegende Grenzschicht die Modellierung möglichst "natürlicher" Störungen für die Verwendung in Umschlagexperimenten ist noch weitgehend unbekannt.

Ziel Ziel unserer Untersuchungen ist es, die beim "natürlichen" Umschlag relevanten, noch unbekannten Mechanismen (Resonanzen, nichtlineare Interaktionen etc.), die z.B. zum spontanen Auftreten von Turbulenzflecken führen, aufzuklären und zu verstehen.

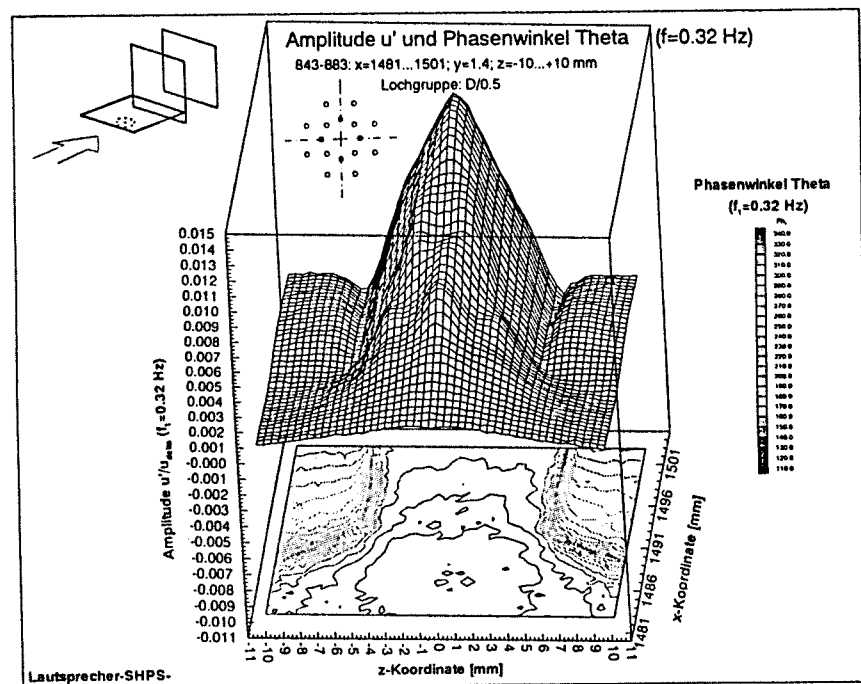
Lösungsweg Experimentelle Untersuchung des bisher wenig erforschten "natürlichen" Grenzschichtumschlags im Laminarwasserkanal des IAG. Dieser Kanal stellt wegen seiner speziellen Auslegung und Optimierung eine weltweit einzigartige Versuchseinrichtung für hochsensible Umschlagexperimente in der ebenen Plattengrenzschicht dar. Um die beim natürlichen Umschlag infolge freier Turbulenz auftretenden Störungen in der Grenzschicht (Eigenschaften: breites Frequenzspektrum, lokale Erzeugung) reproduzierbar zu modellieren, sollen hier punktförmige Störungen kleiner Amplitude mit unterschiedlichen Zeitcharakteristiken (periodisch, pulsförmig, zeitlich moduliert) in die Grenzschicht eingebracht werden. Die Entwicklung der Störungen bis zum Auftreten von Turbulenz soll mit Methoden der Strömungssichtbarmachung, sowie durch quantitative Messungen (Heißfilmsonden, LDA) untersucht werden. Die experimentellen Untersuchungen (Strömungsvisualisierung und quantitativen Messungen) sollen durch begleitende direkte numerische Simulationen unterstützt werden.

Ergebnis

Die Grundströmung, welche für die Aussagefähigkeit eines Transitions-experimentes eine wesentliche Grundlage ist, wurde mit speziellen Maßnahmen (Eckenabsaugung, Nasenkontur, Plattenoberfläche) optimiert. Es konnte so eine Plattengrenzschicht erzeugt werden, deren Grenzschichtparameter in einem weiten Bereich denen einer Blasius-Grenzschicht entsprechen. Detaillierte Untersuchungen der Strömungsqualität ergaben einen Turbulenzgrad von 0.15 % (0.01-10 Hz) bzw. 0.05 % (0.1-10 Hz).

Hinsichtlich der Störungsgenerierung wurden anhand der Voruntersuchungen zwei Störgeneratoren ausgewählt: flache Lautsprecher mit Metallmembran sowie eine Servo-Weggeber-Einheit, welche die Möglichkeit einer iterativen Störsignalanpassung bietet.

Für das Einbringen der Störung in die Plattengrenzschicht wurden drei verschiedene Lochanordnungen ausgewählt. Um das Abklingen klein-skaliger, räumlicher Amplitudenunterschiede zu erfassen, wurde der Nahbereich der punktförmigen Störungseingabe mittels Heißfilmsondenmessungen untersucht. Für die Anordnung "Doppelter Lochkreis / Loch- $\varnothing$ 0.5 mm" wurde eine optimale, homogene Amplitudenverteilung gefunden:



Literatur

weiteres Vorgehen Validierungsexperimente für zweidimensionale Tollmien-Schlichting-Wellen mit verschiedener Frequenz. Erzeugung von TS-Wellen mit Schwingdraht und Vermessung der Stromabwärtsentwicklung der Amplituden für die u' -Komponente. Vergleiche mit Ergebnissen von linearen Stabilitätsrechnungen für die gemessenen Grundströmungsprofile an den Meßpositionen. Detaillierte Untersuchung der Stromabwärtsentwicklung der Störung mittels quantitativer Heißfilmsondenmessungen sowie Methoden der Strömungssichtbarmachung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Ansprechpartner	Dipl. Ing. T. Wintergerste und Dr. L. Kleiser		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551)-709- 2430
		Telefax	(0551)-709- 2446

weitere Partner

Dr. H. Bippes, DLR, Institut für Strömungsmechanik
Dr. W. Koch, DLR, Institut für Strömungsmechanik

Thema

Numerische Simulation der Turbulenzentstehung in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten

Ausgangssituation

Die physikalischen Mechanismen, die beim laminar-turbulenten Grenzschichtübergang auftreten, sind im Hinblick auf eine Beeinflussung der Grenzschicht an einem Tragflügel noch nicht hinreichend geklärt. Theoretische Modelle, die das späte nichtlineare Stadium des Transitionsprozesses beschreiben, fehlen.

Ziel

Untersuchung der Mechanismen, die zum laminar-turbulenten Grenzschichtübergang führen, um zu einem besserem Verständnis der physikalischen Vorgänge im späten nichtlinearen Stadium zu gelangen. Es wird hierbei sowohl die durch Tollmien-Schlichting-Instabilität als auch die durch Querströmungsinstabilität verursachte Transition untersucht.

Lösungsweg

Numerische Simulation der Transition in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichtströmungen an einer ebenen Platte. Hierzu werden die kompletten dreidimensionalen inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen numerisch gelöst. Das Rechengebiet muß so groß und die numerische Diskretisierung so fein gewählt sein, daß alle relevanten Längenskalen bis hin zu den turbulenten Strukturen hinreichend aufgelöst werden. Dies ermöglicht die Erfassung der späten stark nichtlinearen Stadien bis zum Übergang in die Turbulenz.

Ergebnis

Die Daten früherer numerischer Simulationen [3] der Transition in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichtströmungen wurden weiter analysiert. Die Entstehung und der spätere Zerfall wirbelartiger Strukturen während des Transitionsprozesses konnte dokumentiert werden. Es zeigte sich hierbei, daß die räumliche Diskretisierung in den sehr späten nichtlinearen Stadien weiter erhöht werden muß, um den Zerfall der wirbelartigen Strukturen ausreichend genau zu erfassen.

Verhindert man die Ausbreitung querlaufender Wellen in einer von der Tollmien-Schlichting-Instabilität geprägten zweidimensionalen Grenzschicht, so ergibt sich für das zeitabhängige Problem in einem gewissen Reynoldszahlbereich eine nichtlineare Sättigungslösung. Die mit einem verfeinerten Verfahren berechneten Sättigungslösungen stimmen sehr gut mit Lösungen von Koch [2] überein. Die sekundären Anfachungsraten dreidimensionaler Wellen bezüglich dieser Sättigungslösungen stimmen ebenfalls zwischen Simulation und Ergebnissen von Koch überein. Die Sättigungslösungen zeichnen sich durch eine Veränderung der mittleren Strömung weit von der Platte entfernt aus. Dieser Effekt ist durch die verwendete Parallelströmungsannahme bedingt. Untersuchungen hierzu bestätigen theoretische Abschätzungen von Fischer [1].

Der Einfluß der in einer zweidimensionalen Grenzschichtströmung eingebrachten Anfangsstörungen wurde eingehend untersucht. Ein Vergleich von Simulationen mit feiner und grober Diskretisierung zeigte, daß bereits bei einer Simulation mit grober Auflösung die integralen Werte wie Formfaktor und Reibungswiderstandsbeiwert sehr gut wiedergegeben werden. Eine Parameterstudie zum Einfluß der Anfangsamplituden von Tollmien-Schlichting-Welle und dreidimensionaler Störungen sowie der Wellenzahl α zeigte, daß die Lage des Transitionsbereiches sehr stark von der gewählten Wellenzahl α abhängt (**Bild 1**), während die Veränderung der Amplituden nur zu relativ geringen Änderungen der Transitionslage führte.

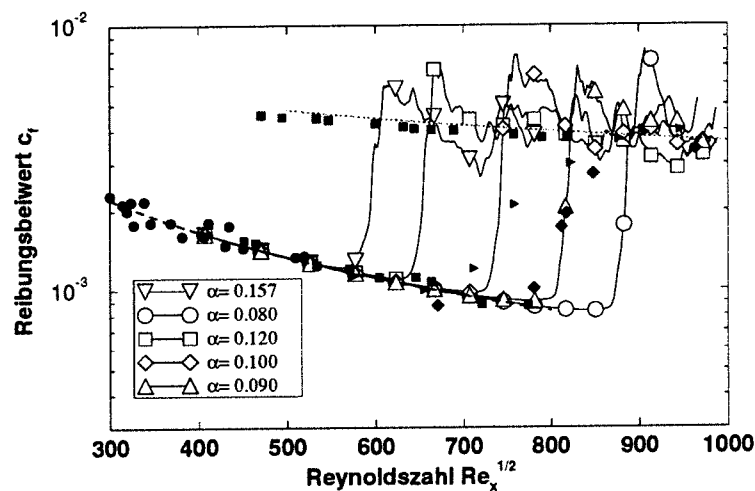


Bild 1: Änderung der Transitionslage in Abhängigkeit von der vorgegebenen Wellenzahl α der Tollmien-Schlichting-Welle.

Literatur

- [1] Th.M. Fischer, *On the nonlinear development of disturbances in boundary layers*, eingereicht bei European Journal of Mechanics B, 1993.
- [2] W. Koch, *On a degeneracy of temporal secondary instability modes in Blasius boundary-layer flow*, Journal of Fluid Mechanics, vol. 243, pp. 319–351, 1992.
- [3] M. Wagner, *Numerische Untersuchungen zum laminar-turbulenten Übergang in zwei- und dreidimensionalen Grenzschichten*, Dissertation, Universität Karlsruhe, 1992, DLR-FB 92-36.

Weiteres Vorgehen

Simulation der späten nichtlinearen Stadien für zwei- und dreidimensionale Grenzschichten mit höherer Auflösung, Klärung der Spätstadien der Transition, Vergleich mit experimentellen Ergebnissen, Erweiterung des Simulationsmodells, Entwicklung von Modellen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dr. N.A. Adams, Dr. L. Kleiser		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551) - 709 - 2295
		Telefax	(0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Dr. N.D. Sandham, QMW, University of London

Thema

Numerische Simulation der Transition in Überschallgrenzschichten

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, und diese müssen validiert werden. Die für die Transition wesentliche nichtlineare Entwicklung von Störungen und die Wechselwirkungen verschiedener Instabilitätsmoden bei höheren Machzahlen sind weitgehend unbekannt. Numerische Simulationen erlauben für einfache Modellströmungen eine vollständige Erfassung des durch vorgegebene Störungen ausgelösten Transitionsverlaufs.

Ziele

Validierung von 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 sowie die Weiterentwicklung von Meßtechniken. Fortsetzung der Simulationen in den späten Transitionsbereich und in die Turbulenz zur Bereitstellung von Datenbasen für die Transitions- und Turbulenzmodellierung.

Lösungsweg

Numerische Integration der dreidimensionalen instationären Navier-Stokes-Gleichungen für kompressible Strömungen. Verwendung des effizienten zeitlichen Modells der Transition, moderner Diskretisierungsverfahren hoher Ordnung im Raum, sowie eines expliziten Runge-Kutta-Verfahrens dritter Ordnung mit geringem Speicherbedarf zur Zeitintegration.

Ergebnis

In der in [1] ausführlich dokumentierten Arbeit wurden zwei konkurrierende Transitionsmechanismen in einer Grenzschicht an einer ebenen Platte bei der Machzahl 4.5 mittels direkter numerischer Simulation untersucht. Der *subharmonische Typ*, ausgehend von einer gesättigten zweiten Mode und der sich anschließenden sekundären Instabilität, konnte auf diese Art erstmals bis in die beginnende Turbulenz untersucht werden [1-3]. Neben einem charakteristischen versetzten System von Lambda-Wirbeln wird eine typische Form von Scherschichten der ersten Generation beobachtet. Der Zerfallsprozeß der Scherschichten und seine Auswirkung auf die Fluktuationsausbreitung wurde eingehend analysiert. Gemittelte Grenzschichtprofile zeigen klar eine Entwicklung hin zu unter vergleichbaren Bedingungen experimentell gemessenen vollturbulenten Profilen.

Neben dem subharmonischen Transitionstyp wurde der Prozeß der *fundamentalen Transition* untersucht [1,4]. In diesem Falle leitet ein Paar entgegengesetzt schräglaufer Wellen der instabilsten ersten Mode der primären Instabilität unmittelbar nichtlineare Wechselwirkungen ein. Das Stadium der Sekundärinstabilität wird somit übersprungen. Es entstehen zum subharmonischen Fall vergleichbare primäre Wirbel- und Scherschichtstrukturen. Der Zerfall der Scherschichten folgt in beiden Fällen einem vergleichbaren Schema, führt aber wegen unterschiedlicher geometrischer und kinematischer Verhältnisse zu unterschiedlichen nachfolgenden Wirbelstrukturen.

Im Rahmen einer durch das Deutsch-Britische ARC-Programm geförderten Kooperation wurde die Untersuchung des fundamentalen Typs der Grenzschichttransition bei $M_\infty = 2$ weitergeführt, zu der erste Ergebnisse in [5] präsentiert wurden. Bemerkenswerte Gemeinsamkeiten der Modenentwicklung infolge nichtlinearer Wechselwirkungen wurden bei den verschiedenen Transitionstypen und Machzahlen festgestellt. Ob das bei niedriger Überschall-Machzahl verschiedene Erscheinungsbild von Scherschichten und Wirbelstrukturen auch zu anderen Abläufen führt, wird derzeit untersucht.

Literatur

- [1] Adams, N.A., *Numerische Simulation von Transitionsmechanismen in kompressiblen Grenzschichten*. DLR-FB 93-29, 1993.
- [2] Adams, N.A., Kleiser, L., *Numerical simulation of transition in a compressible flat plate boundary layer*. Transitional and Turbulent Compressible Flows, ASME, FED-Vol. 151, pp. 101-110, 1993.
- [3] Adams, N.A., Kleiser, L., *Numerische Simulation der Turbulenzentstehung in Überschallgrenzschichten*. Proc. DGLR-Jahrestagung, Göttingen, 1993, pp. 779-788.
- [4] Adams, N.A., Kleiser, L., *Numerical simulation of fundamental breakdown of a laminar boundary layer at Mach 4.5*. AIAA paper 93-5027, 1993.
- [5] Sandham, N.D., Adams, N., *Numerical simulation of boundary-layer transition at Mach two*. Appl. Sci. Research 51, 1993, 371-375.

weiteres Vorgehen

Weiterführung der Simulationen bis in die Turbulenz. Nutzung der turbulenten Datenbasis zur Untersuchung von Kompressibilitätseffekten im Hinblick auf die Turbulenzmodellierung bei hohen Machzahlen.

Förderung durch

Grundfinanzierung, ARC-Programm

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Ansprechpartner Dr. Albertsen, Dr. Scheideler (TZN)
Dr. Th. Streit, H. Nickel (DLR)

Institution	Institut für Entwurfsaerodynamik	TZN Forschungs- und Entwicklungszentrum
Adresse	DLR Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	TZN GmbH Neuensothrietherstr. 20 29345 Unterlüß

Telefon:	0531 2952429	05827 87235
Telefax:	0531 352320	05827 5639

weitere Partner Dr. R. Radespiel, DLR

Thema Wärmelast und zeitliche Entwicklung des Temperaturfeldes
auf einem Leitwerk bei Hyperschallanströmung in Bodennähe

Ausgangssituation

- Finite-Volumen Verfahren CEVCATS zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes [1] Gleichungen für Hyperschall Strömungen mit Mehrblockstruktur und Mehrgitterbeschleunigungstechnik [2], [3]
- Finite Elemente Verfahren des TZN zur Lösung der 3-D Wärmegleichung

Ziel

Bestimmung der durch Hyperschallströmung in Bodennähe verursachten Oberflächen Wärmelast auf einem Leitwerk. Berechnung der sich dadurch ergebenden zeitlichen Entwicklung des Temperaturfeldes auf der Oberfläche und im Innern des Leitwerks.

Lösungsweg

1. Lösung der Strömungsgleichungen bei $M_\infty = 5.93$, $T_{wand} = 999K$: Erzeugung eines 3-D Navier-Stokes- Rechnernetzes im Außenbereich, Lösung der Navier-Stokes Gleichungen. Der Wärmeübergang wird auf der Oberfläche des Leitwerks bestimmt.
2. Lösung der Wärmegleichung. Erzeugung eines 3-D Rechnernetzes im Innenbereich des Flugkörpers. Lösung der Wärmegleichung um die zeitliche Entwicklung des Temperaturfeldes zu bestimmen. Der aus 1) gelieferte Wärmeübergang wird benutzt um die Wärmelast auf einem variablem Temperaturfeld zu bestimmen.
3. Lösung der Strömungsgleichungen bei $M_\infty = 5.93$, aber mit einem aus 2) gelieferten Temperaturfeld für die Oberfläche. Die Wärmelast wird mit der aus 1) korrelierten Wärmelast verglichen.

Ergebnis

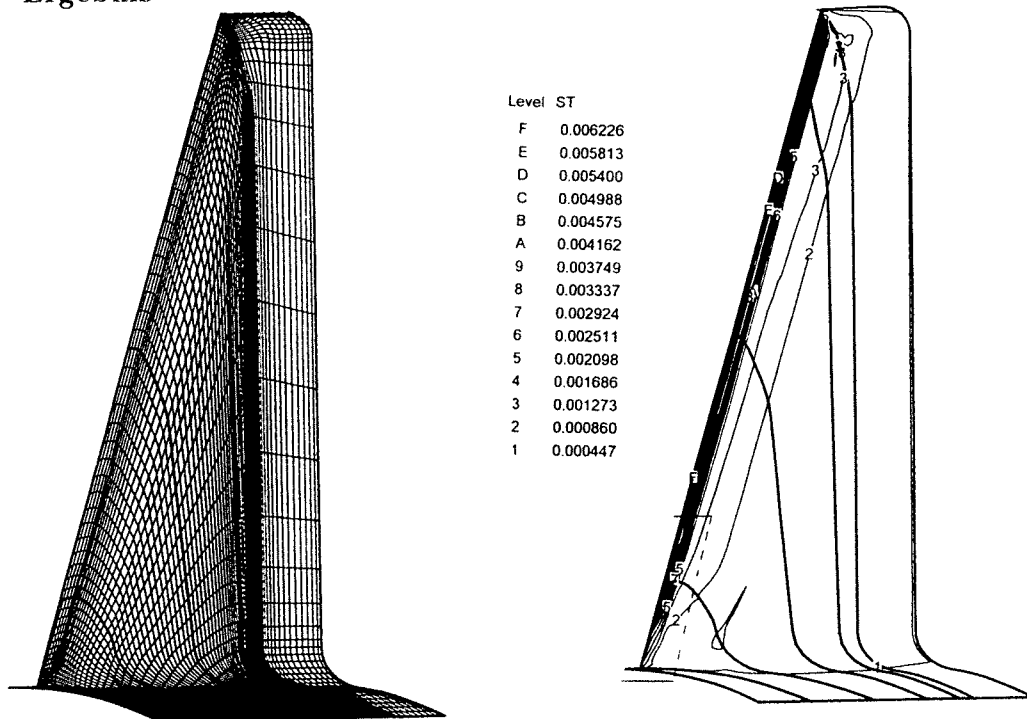


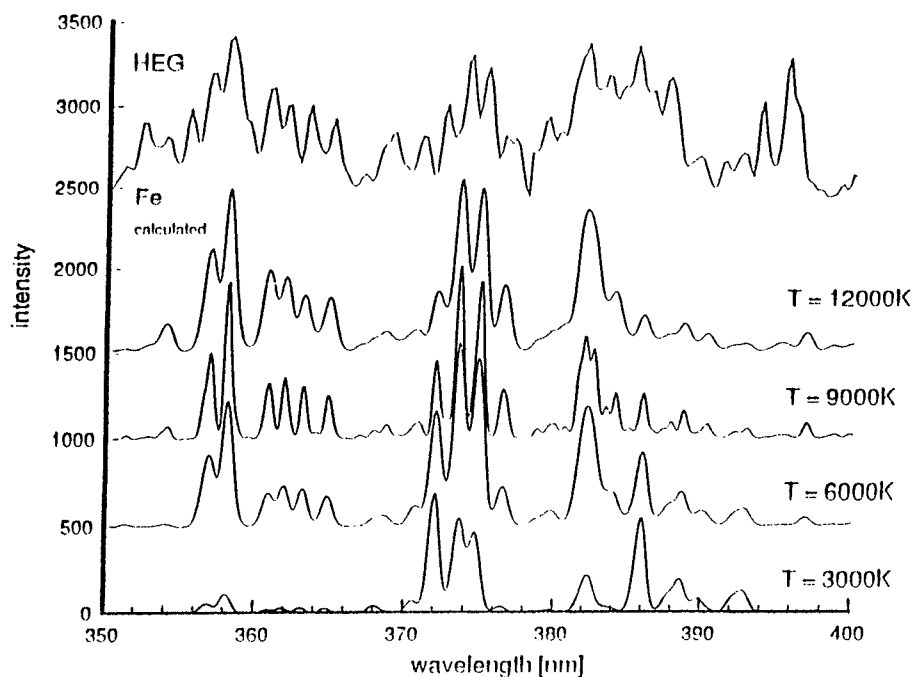
Bild 1) zeigt das Oberflächennetz des Leitwerks für die Navier-Stokes Rechnung. Bild 2) zeigt Konturen der Stantonzahl für $M_\infty = 5,93$, $T_{wand} = 999K$, $Re_R = 1,5116710^6$. Die Lösung der Wärme Gleichung mit Materialkonstanten von Stahl zeigt, daß nach 2 Sekunden ein großer Bereich im oberen Gebiet der Vorderkante Temperaturen überhalb der Schmelztemperatur von Stahl aufweist.

Publikationsliste

- [1] Radespiel R., Kroll N. Extension of the Navier-Stokes Code CEVCATS to Hypersonic Equilibrium Flows DLR IB 129 -92/21 1993.
- [2] Radespiel R., Poirier D., Streit Th. Computation of Viscous Flows Around HERMES (1.0) at $M = 10$. DLR IB 129 -92/3 1992.
- [3] Radespiel R., Swanson R. Progress with Multigrid Schemes for Hypersonic Flow Problems. ICASE Report No. 91-89 1991.
- [4] Hermann U. IMESH- An interactive mesh generation package for graphics super workstations. Proceedings of the Third International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and related Fields, pp. 467-478, Barcelona Spain. June 1991.

HYPERSCHALL

Emissionsspektren am HEG. Mit Hilfe eines OMA's (Optischer Multikanal Analysator) wurden Emissionsspektren im Bereich 180 - 850 nm vor einem Zylinder in der HEG-Meßstrecke aufgenommen. Schußbedingungen waren:- Testgas N_2 , 20 MJ kg^{-1} , Machzahl 10, Dichte $0,0017 \text{ kg m}^{-3}$ [2]. Die Strahlung stammte hauptsächlich von Fe (Eisen), das als Kontaminierung in der Strömung vorhanden war. Eine Spektralanalyse des Spektrens gab eine grobe Temperatur von 10000 K, wobei die komplizierten Strömungsfelder mit ihren unterschiedlichen Temperaturen im Sichtfeld des OMA's keine genaue Interpretierung ermöglichen. Folgendes Bild zeigt gemessenes und simuliertes Spektrum (bei verschiedenen Tempertauren):



Vergleich zwischen gemessenem HEG-Emissionsspektrum (oben) und verschiedenen berechneten Spektren.

Literatur

1. Beck, W.H., Müller, M. und Vetter, M.: An examination of the Aachen shock tunnel TH2 gas flows using the HEG PLIF-apparatus. Paper presented at the 19th ISSW, Marseille, July, 1993.
2. Beck, W.H., Müller, M. und Wollenhaupt, M.: Application of spectroscopic diagnostic techniques to studies on HEG: Preparatory LIF work and emission spectroscopy results. Paper to be presented at 15th ICIASF, St Louis, 20.-23. Sept., 1993.

Weiteres Vorgehen

Als nächster Einsatz für LIF ist HEG vorgesehen.

Datum

September, 1993.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Frank Bergemann

Institution Institut für Theoretische Strömungsmechanik, DLR Göttingen

Adresse Bunsenstr.10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2415

Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Prof. Dr. Friedrich, TU München

Thema

Modellierung von Wandkatalyse innerhalb der DSMC-Simulation verdünnter Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Rekombinationen von N- oder O-Atomen auf festen Wänden führen bei Hyperschallströmungen von Luft um Raumfahrzeuge bei Wiedereintrittsbedingungen i.A. zu einer beträchtlichen Erhöhung des Wärmeüberganges. Bisher ist die Modellbildung für wandkatalytische Reaktionen innerhalb der DSMC-Methode noch unzureichend.

Ziel

Ziel ist es, ein Modell zur gaskinetischen Simulation wandkatalytischer Reaktionen zu erstellen, welches auf dem gleichen thermodynamischen Konzept beruht, wie die übliche Beschreibung chemischer Reaktionen in der Gasphase. Ein solches Modell ist allgemeiner anwendbar, erlaubt eine genauere Wiedergabe der physikalischen Vorgänge als bisher verwendete einfache Modelle [1].

Lösungsweg

Es wird angenommen, daß die Wand aus einem Gitter von Leerstellen oder 'sites' S mit bekannter Flächendichte besteht. Aufgrund von chemischen oder Van-der-Waals-Kräften kann an solchen sites ein N- oder O-Atom adsorbiert werden oder wieder desorbieren. Demzufolge stellt sich beispielsweise für O auf Wand das Reaktionsgleichgewicht $OS \rightleftharpoons O + S$ ein. Hierauf aufbauend können weitere elementare Oberflächenreaktionen nach dem Eley-Rideal- bzw. Langmuir-Hinshelwood-Mechanismus (vorerst vernachlässigt) angegeben werden. Durch Modellierung der Gleichgewichtskonstanten der o.a. Adsorptionsreaktion und der Desorptionsrate wurden Gleichungen für alle Ratenkoeffizienten eines einfachen Satzes von Oberflächenreaktionen in Arrhenius-Form aufgestellt. Für das DSMC-Verfahren wurden die Reaktionsraten als sterische Faktoren formuliert, die die Reaktionswahrscheinlichkeit von auf die Wand auftreffenden Atomen in Abhängigkeit ihrer kinetischen Energie angeben.

Ergebnis

Mit dem Modell wurde die 2-dimensionale Hyperschallströmung entlang einer Hyperbel mit einer Basislänge von 3.1 m unter Wiedereintrittsbedingungen in 90 km Höhe simuliert. Die Knudsenzahl in der Anströmung beträgt 0.006, so daß die Strömung schon im Kontinuumsbereich liegt, aber schon Schlupfeffekte an der Wand zu erwarten sind. In dem Bild ist der Wärmeübergangskoeffizient für die drei Fälle nichtkatalytisch, vollkatalytisch und mit finiter Katalyzität aufgrund des neuen Modells gezeigt. So weit es ging, wurden Modellparameter anhand von Meßdaten für die katalytische Rekombinationswahrscheinlichkeit der Hitzeschutzkacheln des Space-Shuttle nach [2] angepaßt. Man sieht, daß die Erhöhung des Wärmeflusses bei finiter Katalyzität gegenüber dem nichtkatalytischen Fall recht gering ist. Dies liegt daran, daß für die Hitzeschutzkacheln des Shuttle mit Absicht ein Material (reaction cured glas) ausgewählt wurde, welches eine möglichst geringe Katalyzität aufweist.

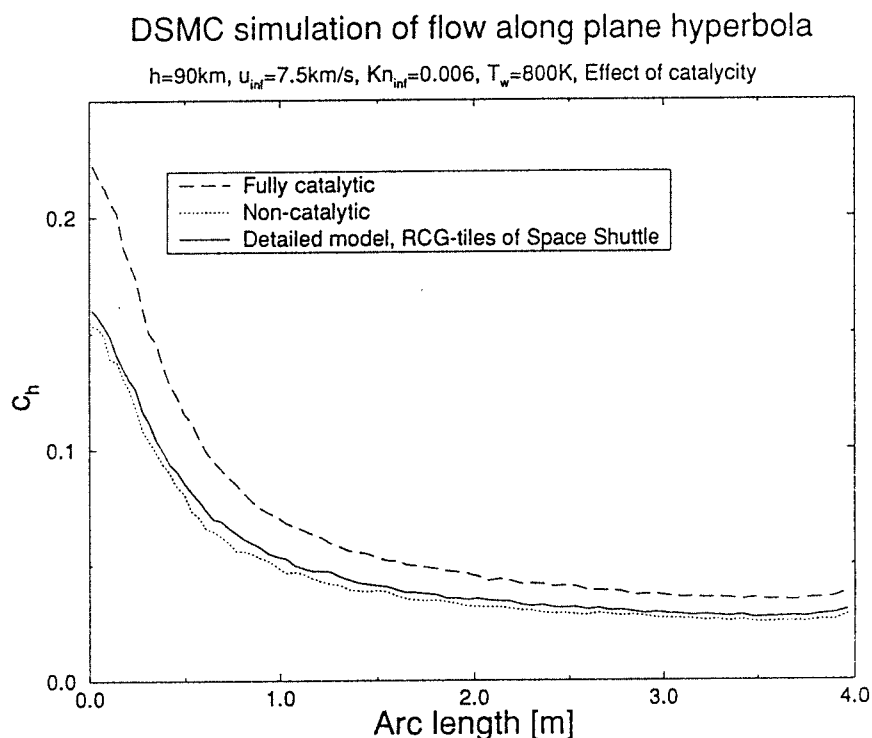


Bild Wärmeübergangskoeffizient auf einer Hyperbel bei Wiedereintrittsbedingungen in 90 km Höhe.

Literatur

- [1] Warnatz, J. "Reacting Viscous Flow and Gas-Surface Interaction Modelling", 2nd Workshop on Hypersonic Flows for Reentry Problems, Antibes, 1991.
- [2] Willey, R.,J., "Comparison of Kinetic Models for Atom Recombination on High-Temperature Reusable Surface Insulation", J. of Thermophysics, Vol. 7, No. 1 Jan--March 1993.

Weiteres Vorgehen

Das Modell soll mit zusätzlichen Experimenten verglichen und weitere Simulationen von Strömungen im kontinuumsnahen Bereich durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. S. Brück		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551)-709-2416
		Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

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

Thema

Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen

Ausgangssituation

Die Simulationen von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen zweidimensionaler Strömungen dienen zur Validierung des Verfahrens bezüglich komplexer Stoßkonfigurationen und zur Untersuchung des Netzeinflusses. Diese Simulationen bilden den Ausgangspunkt für weitere Untersuchungen. Als erweiterte Konfiguration wird ein unendlich langer Zylinder, der quer angeströmt wird, herangezogen. Es werden Stoßkonfigurationen ähnlich derer im zweidimensionalen Fall untersucht. Für die Rechnungen wird ein implizites Finite-Differenzen-Verfahren zur Lösung der „Thin-Layer“-Approximation der Navier-Stokes-Gleichungen verwendet [1].

Ziel

Im Unterschied zu den zweidimensionalen Untersuchungen von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen sind im Fall des schiebenden Zylinders Änderungen des Strömungsverhaltens durch die einlaufende Grenzschicht zu erwarten. Durch die Querströmung wird außerdem die Lauflänge der Strömung zwischen dem Stoß und der Zylinderoberfläche erhöht, so daß möglicherweise auch die turbulenten Effekte im Feld zu berücksichtigen sind.

Lösungsweg

Für den Fall des schiebenden Zylinders werden für die Grenzen des Rechengebietes in Spannweitenrichtung entsprechende Randbedingungen formuliert. Ausgehend von Rechnungen mit der Annahme laminarer Strömung, wird zunächst der mögliche Einfluß der Wandturbulenz mit einem algebraischen Turbulenzmodell untersucht. Für weitergehende Untersuchungen ist die Verwendung eines Zweigleichungsturbulenzmodells vorgesehen, um auch den Einfluß der freien Scherschichten erfassen zu können.

Ergebnis

Für den Fall des schiebenden Zylinders liegen Ergebnisse einer Testrechnung auf einem groben Rechengitter vor. Die verwendeten Randbedingungen für den Ein- und Ausströmrand in Spannweitenrichtung wurden erprobt. In dem vorliegenden Fall handelt es sich um eine Typ III Wechselwirkung [2]. In **Bild 1** ist die horizontale Ansicht des Zylinders mit den berechneten Wandschubspannungslinien dargestellt [3]. Die Tangentialgeschwindigkeit zeigt von links nach rechts. Die Konzentration der Linien im unteren Bereich des Zylinders markiert die Anlegelinie. In diesem Gebiet werden die höchsten Drücke auf der Oberfläche beobachtet (**Bild 2**).

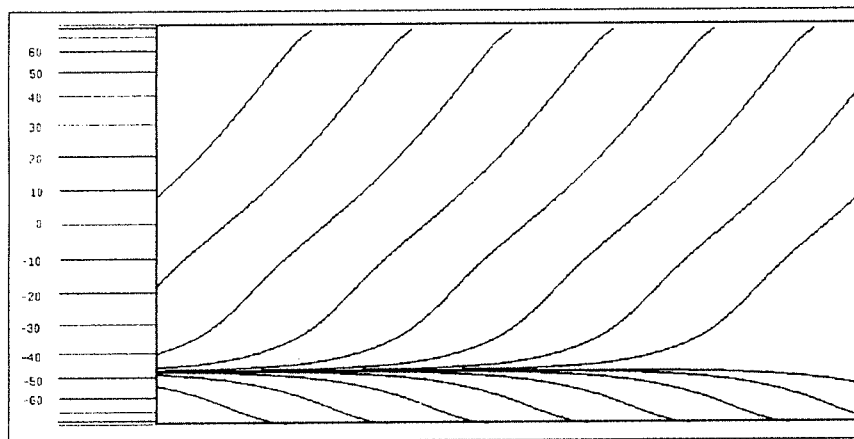


Bild 1

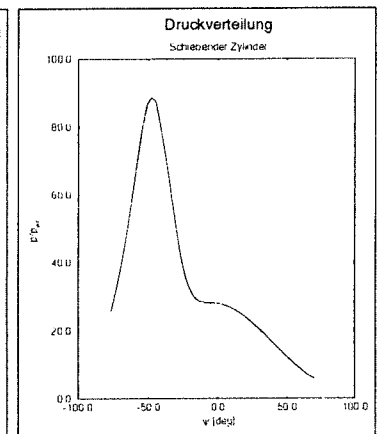


Bild 2

Literatur

- [1] *Riedelbauch, S.*: „Aerothermische Eigenschaften von Hyperschallströmungen über strahlungsadiabaten Oberflächen“, DLR-FB 91-42, 1992.
- [2] *Edney, B.*: „Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speed in the Presence of an Impinging Shock“, FFA The Aeronautical Research Institute of Sweden, Report 115, Stockholm, 1968.
- [3] *Brück, S.; Riedelbauch, S.*: „Numerical Simulations of Shock-Shock Interactions“, IB 221-93 A 03, DLR Göttingen, 1993.

weiteres Vorgehen

Für den Fall des schiebenden Zylinders liegen erste experimentelle Ergebnisse vor (CEAT Poitiers, F), so daß eine Validierung des verwendeten Modells möglich ist.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	T. Eggers, R. Radespiel		
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	Lilienthalplatz 7 D-38108 Braunschweig	Telefon Telefax	0531-295-2488 0531-295-2320
weitere Partner	D. Hummel TU Braunschweig	H. Sobieczky DLR-Göttingen	
Thema	Hyperschallströmung um Wellenreiter und Validierung von Entwurfsmethoden		
Ausgangssituation	Für den Entwurf von Wellenreitern für luftatmende Hyperschallfluggeräte müssen die Strömungsphänomene verstanden und aerodynamische Entwurfsverfahren validiert sein.		
Ziel	Bereitstellung einer abgestuften Palette von Vorentwurfsverfahren		
Lösungsweg	Entwurf von Wellenreitern mit verschiedenem Grundriß, Volumen und Wölbung. Berechnung und Analyse der Strömungsfelder im Entwurfspunkt sowie bei Variation von Anstellwinkel und Anströmmachzahl mit Euler- und Navier-Stokes Verfahren. Vergleich mit den Ergebnissen von approximativen Verfahren für den Vorentwurf.		

Im Entwurfspunkt von Wellenreitern stimmen die aerodynamischen Beiwerte des Entwurfsverfahrens gut mit dem Eulerverfahren CEVCATS und der approximativen Stoß-Expansions-Methode SOSE überein. Auch der Einfluß der Wölbung von Wellenreitern auf die Momente der Seitenbewegung wird in guter Übereinstimmung von CEVCATS und SOSE berechnet. Im Off-design ergeben sich starke 3D Effekte in den Eulerlösungen. Allerdings können auch die Einflüsse von Anstellwinkel und Machzahl auf die Gesamtbeiwerte mit dem approximativen Verfahren vorhergesagt werden. Die Navier-Stokes Rechnungen liefern eine Quantifizierung von Bereichen mit starker und schwacher Grenzschichtwechselwirkung. Dabei ergibt sich, daß für typische luftatmende Hyperschallfluggeräte in 30 km Höhe die Reibungseffekte in guter Näherung mit dem Konzept der schwachen Grenzschichtwechselwirkung vorhergesagt werden können.

Literatur

1. Eggerts T.; Radespiel, R.; Waibel, M.: Flow Phenomena of Hypersonic Waveriders and Validation of Design Methods. AIAA Paper 93-5045.
2. Eggers. T; Wang, W.: Theoretische Untersuchungen zum Einfluß von Querwölbung und Anströmmachzahl an Wellenreitern in Hyperschallströmung. DLR-IB 129/15, 1993.
3. Waibel, M.: Theoretische Untersuchungen über die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen an einem $Ma = 8$ Wellenreiter. DLR-IB 129-93/26, 1993.
4. Eggers, T.; Radespiel, R.: Design of Waveriders. Proceedings of SPACE COURSE 1993, TU München, Oct. 11-22, 1993.

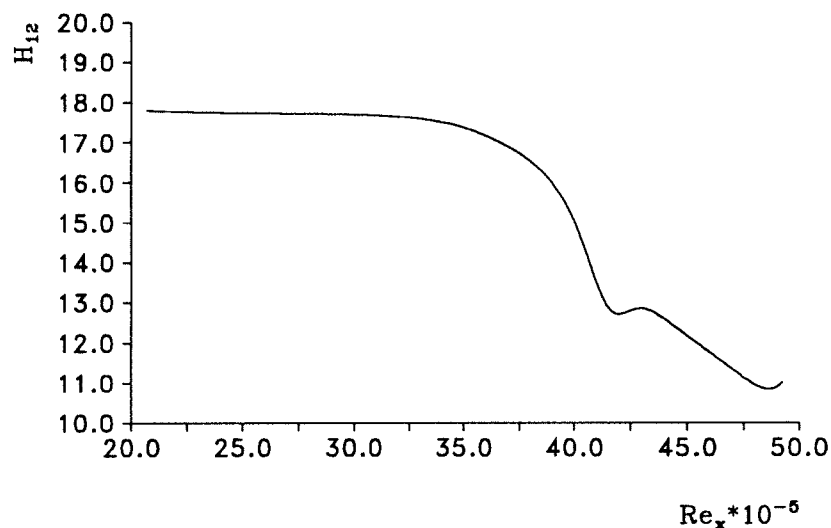
weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	W. Eißler, Dr. H. Bestek		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon (0711) 685-3426 Telefax (0711) 685-3438	
Thema	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung		
Ausgangssituation	Der laminar-turbulente Umschlagprozeß in kompressiblen Überschall- und Hyperschall-Grenzschichten ist noch weitgehend unbekannt. Dies gilt sowohl für den Problembereich der Störzeugung (Rezeptivität) als auch für die Entwicklung der dann in der Grenzschicht vorhandenen Störungen. Bisher lassen sich nur für die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die Anfachung linearer Störungen, gewisse Aussagen mit Hilfe der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie machen.		
Ziel	Erforschung der nichtlinearen, zwei- und dreidimensionalen Stadien des Umschlagprozesses in Überschallgrenzschichten zunächst für Machzahlen bis ungefähr $Ma = 5$. Ziel ist es, die physikalisch relevanten Umschlagvorgänge in Überschallgrenzschichten zu verstehen. Dieses Verständnis ist eine Voraussetzung für die Erstellung verbesserter Umschlagkriterien, die für Entwurfszwecke benötigt werden.		
Lösungsweg	Direkte numerische Simulation der Stromabwärtsentwicklung von Stötwellen in 2D Platten-grenzschichten bei Überschallaußenströmung. Dabei kann auf einem Differenzenverfahren zur Lösung der instationären kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen (ergänzt durch die Kontinuitätsgleichung, die Energiegleichung und die thermische Zustandsgleichung) aufgebaut werden, das zur Untersuchung der räumlichen Ausbreitung von zwei- und dreidimensionalen Störwellen in kompressiblen Plattengrenzschichten bei transsonischen Machzahlen entwickelt und erfolgreich eingesetzt wurde. Dieses Verfahren wurde für höhere Machzahlen angepaßt.		

Ergebnis

Die Stromabwärtsentwicklung von zwei- und dreidimensionalen Störungen in ebenen Plattengrenzschichten wurde für Machzahlen bis $Ma = 4.8$ untersucht. Der Vergleich mit der linearen Stabilitätstheorie (LST) zeigte gute Übereinstimmung, wobei zum erstenmal die von der LST vorausgesagten zusätzlichen viskosen Lösungen (multiple solutions) für $Ma = 4.8$ nachgewiesen werden konnten. Es wurde das nichtlineare Verhalten der dreidimensionalen Störungen untersucht und hierbei konnte sowohl fundamentale als auch subharmonische Resonanz festgestellt werden. Bei der fundamentalen Resonanz wurde beobachtet, daß sowohl die dreidimensionale 2. Mode als auch die dreidimensionale zusätzliche viskose Störung in Resonanz mit der 2-D Störung traten und nichtlinear angefacht wurden. Der Fall der fundamentalen Resonanz wurde bis in die späten Stadien der Transition untersucht. Einsetzende Turbulenz ist am Verlauf des Formparameters H_{12} erkennbar. Der Verlauf des Formparameters zeigt allerdings auch, daß für große Reynoldszahlen die Auflösung der Rechnung nicht mehr ausreichend war, aufgrund der Speicherkapazität des zur Verfügung stehenden Rechners (2 Gbyte).



Verlauf des Formparameters H_{12} über Re_x . Das Abfallen von H_{12} zeigt beginnende Turbulenz an. Allerdings sind die Werte für $Re_x > 40 \cdot 10^5$ wegen zu geringer Auflösung verfälscht.

Literatur

W. Eißler, W. Wolz und H. Bestek: Numerische Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlags in Überschall-Plattengrenzschichten, *Jahrbuch der DGLR 1991/I*, pp. 151–160, 1991.

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

weiteres Vorgehen

Untersuchung der späten Umschlagstadien bei fundamentaler Resonanz. Erweiterung des Verfahrens auf hohe Anströmtemperaturen unter Berücksichtigung der Temperaturabhängigkeit der Stofftransportgrößen.

Förderung durch:
DFG – SFB 259, Teilprojekt C4

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

HYPERSCHALL

Ansprechpartner	G. Eitelberg, S. Kortz, D. Kastell		
Institution	Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt Forschungszentrum Göttingen		
Adresse	Bunsenstr. 10 37073 Göttingen	Telefon Telefax	+49-0551-709-2444 +49-0551-709-2870
weitere Partner	S. Brück, G. Brenner, DLR Göttingen, SM-TS		
Thema	Stoß/Stoß Wechselwirkung in relaxierender Strömung		
Ausgangssituation	In Hyperschallströmungen sind starke Wechselwirkungen eines Keilstoßes mit einer Bugwelle bekannt. Die Phänomene sind von Edny klassifiziert.		
Ziel	Gewinn von experimentellen Daten in Hyperschallströmungen mit starken Dissoziationseffekten.		
Lösungsweg	Ein Keil-Zylindermodell ist für den HEG gebaut worden. Dieses Modell wurde im HEG einer Stickstoffströmung mit Stauenthalpie $h_s = 20 \text{ MJ/kg}$ vermessen.		

Ergebnis

Es wurden Druck- und Wärmeübergangsverteilungen am Zylinder gemessen. Die Spitzenbelastungen, die in der Strömung von perfektem Gas Luft auftreten, konnten in der Realgasströmung nicht nachgewiesen werden. Der Vergleich mit numerischen Berechnungen führt zu ähnlichen Ergebnissen.

Literatur

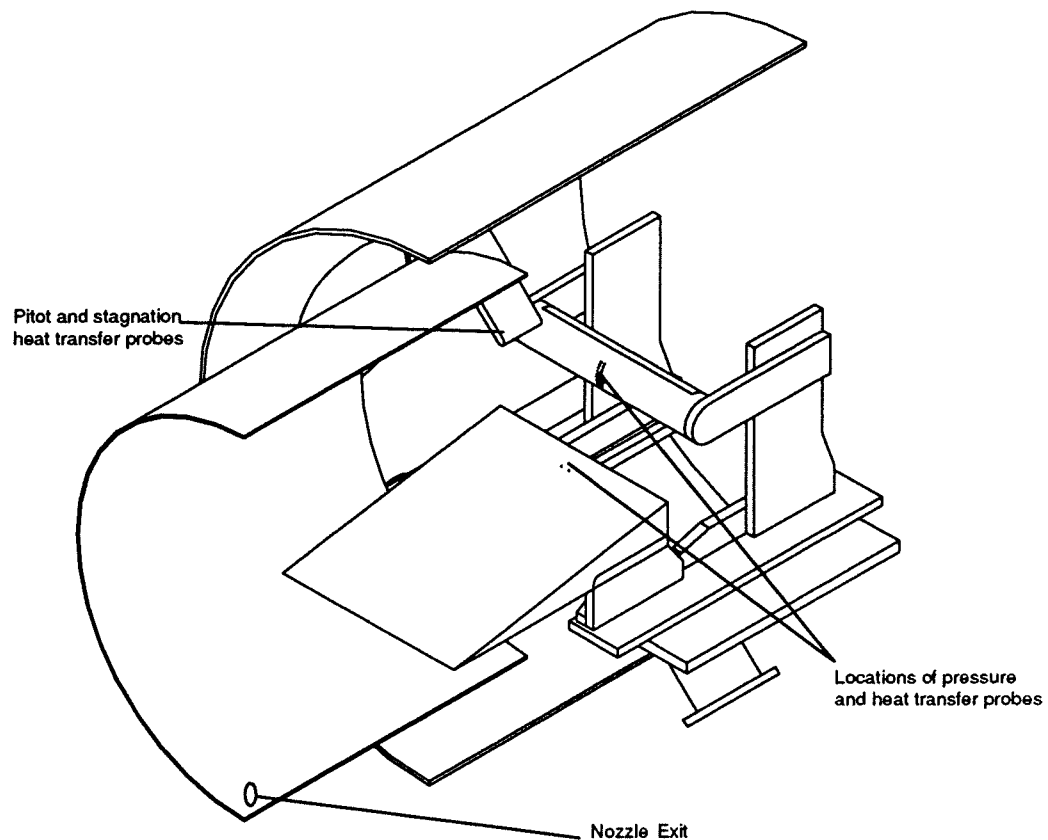


Figure 1: Cylinder with wedge type shock generator mounted in the test section of the HEG.

weiteres Vorgehen

Erweiterung der untersuchten Auström-Zustände, d.h. Versuche näher am chemischen Gleichgewicht der Strömung.

Datum

21.09.1993

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

HYPERSCHALL

Ansprechpartner Dr. G. Eitelberg, R. Krek

Institution Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt DLR,
Institut für Experimentelle Strömungsmechanik, SM-ES

Adresse Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon +49-0551-709-2444
Telefax +49-0551-709-2870

weitere Partner

Thema Hochenthalpiekanal Göttingen HEG

Ausgangssituation Die Inbetriebnahme des Kanals ist abgeschlossen.

Ziel Erweiterung der Anzahl der kalibrierten Zustände im Hochenthalpiekanal und Nachweis deren Wiederholbarkeit.

Lösungsweg Anfahren von den Versuchsbedingungen, die während der Inbetriebnahme des HEG für den Nachweis der Funktionsfähigkeit gedient haben, wird systematisch der Bereich der sicheren Versuchszustände erweitert. Dabei wird bei Berstdrücken der Hauptmembran im Treibrohr von $p_b = 50 \text{ MPa}$ und $p_b = 100 \text{ MPa}$ die Zusammensetzung des Treibgases so geändert, daß die Ruheenthalpie vor der Düse ungefähr den Bereich von $h_s = 10 + 20 \text{ MJ/kg}$ beträgt. Für verschiedene Enthalpien werden angepaßte ('tailored') Bedingungen gesucht.

Ergebnis Bei $p_b = 50 \text{ MPa}$ sind 3 Zustände mit angepaßten Stoßgeschwindigkeiten etabliert. Die Wiederholbarkeit ist gut. Der gemessene Ruhedruck, der sich in Abhängigkeit von h_s einstellt, bleibt für ca. 2,5 ms konstant. In der Meßstrecke ist damit eine Meßzeit von ca. $t_{meß} \approx 1 \text{ ms}$ zu erreichen. Auch bei 100 MPa stellt sich ein ähnliches Verhalten ein.

weiteres Vorgehen Weitere Kalibrierungen am HEG.

Datum 20.09.1993

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Thomas Gerhold

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551) 709-2425
Telefax (0551) 709-2446

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation der turbulenten Umströmung einer "blunt fin / wedge"- Konfiguration

Ausgangssituation

Im Gegensatz zu zahlreichen experimentellen Untersuchungen des turbulenten "blunt fin" Strömungsfeldes über mehr als dreißig Jahre existieren nur sehr wenige numerische Berechnungen. Für unsere numerischen Simulationen wurde diese Konfiguration - stumpfer Fin auf flacher Platte - um eine seitlich neben dem Fin liegende Verdichtungsrampe erweitert, um an diesem Modell Grundlagenuntersuchungen zu Einlaufströmungen durchzuführen.

Ziel

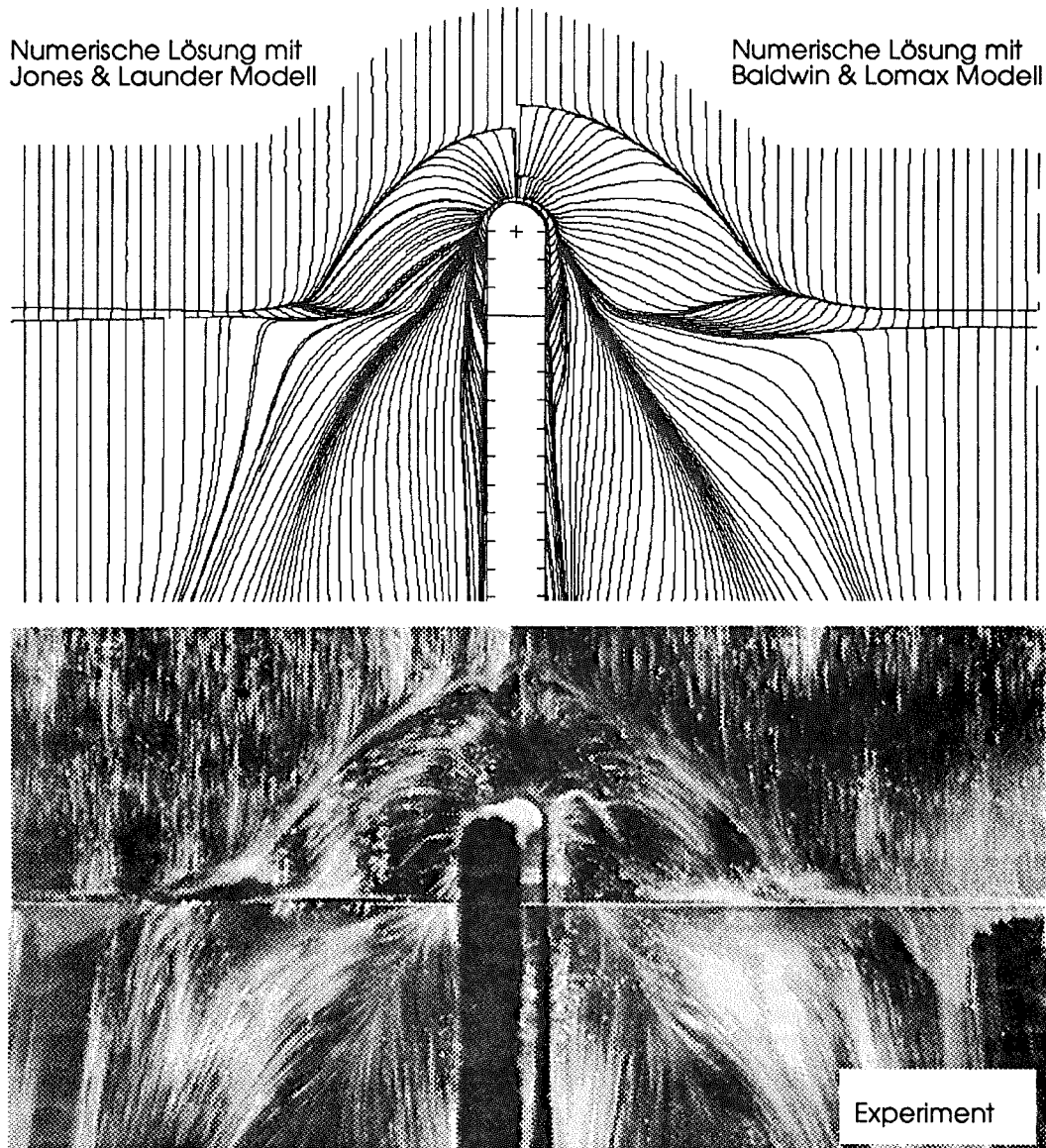
Die numerische Untersuchung soll Aufschluß über die Strömungsfeldtopologie geben. Dabei ist von besonderem Interesse wie die Strömung mit starker Ablösung vor dem Fin, in die ein Hufeisenwirbel eingebettet ist, sich stromab über der Rampe entwickelt, da diese Kombination von Rampe und Fin bisher noch nicht untersucht wurde. Der größte Schwachpunkt numerischer Simulationen turbulenter Strömungen ist die Turbulenzmodellierung. Weil in den bisherigen numerischen Untersuchungen des "blunt fin" Strömungsfeldes ausschließlich das sehr einfache algebraische Modell von Baldwin & Lomax verwendet wurde, soll hier zusätzlich untersucht werden, inwieweit eine aufwendigere Modellierung die den turbulenten Transport berücksichtigt zu Verbesserungen führt.

Lösungsweg

In das implizite Upwind Total Variation Diminishing Differenzen Verfahren zur Lösung der vollen Navier-Stokes Gleichungen wurde das "Low Reynolds number" Modell nach Jones & Launder implementiert. Zum Vergleich der Strömungsfeldsimulationen (1) wurden die Vorjahresergebnisse der Baldwin & Lomax Simulation und erste experimentelle Ergebnisse aus dem RWG (Krogmann) herangezogen.

AG STAB

Ergebnis



Wandschubspannungslinien und Ölanstrichbild im Vergleich (siehe auch 2).

Die Untersuchung zeigt eine zu turbulente Vorhersage der Strömung (Ablöselänge) im "Staubereich" vor dem Fin durch das Zwei-Gleichungsmodell, was sich wahrscheinlich auf die Vernachlässigung von Kompressibilitätseinflüssen in der Modellierung zurückführen läßt.

Literatur

- [1] G. Brenner, T. Gerhold, K. Hannemann and D. Rues, "Numerical Simulation of Shock/Shock and Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions in Hypersonic Flows", Int. J. Computer Fluids 22, No. 4/5, pp. 427-439, 1993
- [2] T. Gerhold, P. Krogmann, "Investigation of the Hypersonic Turbulent Flow Past a Blunt Fin/Wedge Configuration", AIAA-Paper 93-5026, 1993

weiteres Vorgehen

Weiterhin soll untersucht werden, ob die Berücksichtigung von Kompressibilitätseinflüssen in der Turbulenzmodellierung die numerische Vorhersage verbessern kann.

Datum 15.11.93 AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Dr. Y. Guo, Dr. N.A. Adams, Dr. L. Kleiser

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2295

Telefax (0551) - 709 - 2446

Thema

Weiterentwicklung von Simulationsverfahren zur Untersuchung der Transition in kompressiblen Grenzschichten

Ausgangssituation

Numerische Simulationen erlauben für einfache Modellströmungen eine vollständige Erfassung der Vorgänge in den nichtlinearen Stadien der Transition bis hinein in die ausgebildete Turbulenz. Das zeitliche Simulationsmodell wurde bereits erfolgreich zur Untersuchung von Phänomenen und Mechanismen in den Spätstadien der Transition eingesetzt (vgl. den Beitrag von Adams & Kleiser). Die bisher allgemein benutzte Standardversion dieses Modells ist aber bei höheren Machzahlen weniger gut geeignet, das räumliche Wachstum von Störungen quantitativ zu beschreiben. Simulationen mit dem räumlichen Modell dagegen sind vergleichsweise viel aufwendiger.

Ziele

Es soll eine Erweiterung des zeitlichen Simulationsmodells entwickelt werden, das unter Beibehaltung der Effizienz des Standardmodells räumliches Störungswachstum ausreichend genau beschreibt und möglichst die Simulation der Transition bis in die ausgebildete Turbulenz erlaubt.

Lösungsweg

Analyse der nichtparallelen Effekte der Störungsentwicklung und deren Berücksichtigung in einem erweiterten zeitlichen Simulationsmodell. Test des Verfahrens durch Vergleiche mit Ergebnissen von PSE-Rechnungen und von einem ebenfalls zu entwickelnden räumlichen Simulationsverfahren. Einsatz moderner Diskretisierungsverfahren hoher Ordnung (Fourier-Kollokation und Padé-Differenzenverfahren sechster Ordnung) im Raum.

Ergebnis

Zur Herleitung einer erweiterten Formulierung des zeitlichen Simulationsmodells wurden die Gleichungen für die nichtparallele Störungsentwicklung analysiert. In Stromabrichtung x langsam veränderliche und schnell fluktuierende, kurzweilige Anteile wurden identifiziert. Für den langsam veränderlichen Anteil wurde ein Taylorentwicklung angesetzt. Man erhält ein System von Gleichungen mit periodischen Randbedingungen in x , das weiterhin mit den Techniken der zeitlichen Simulation behandelt werden kann. Bereits eine Approximation niedriger Ordnung liefert ein modifiziertes Simulationsmodell, das gegenüber dem Standardmodell eine erhebliche Verbesserung darstellt und zu PSE und räumlicher DNS vergleichbare Ergebnisse liefert [1].

Zum Vergleich und zum gegenseitigen Test wurden zwei räumliche Simulationsverfahren entwickelt. Das erste benutzt eine neue Fourier-Technik, bei der mittels eines geeigneten Fensters der Integrationsbereich aus dem physikalischen Bereich herausgeschnitten wird. Die erhaltenen modifizierten Gleichungen besitzen weiterhin in Stromabrichtung periodische Lösungen, die effizient mit einem Fourier-Spektralverfahren diskretisiert werden können. Explizite numerische Ein-/Ausströmrandbedingungen werden nicht benötigt [2]. Das zweite Simulationsverfahren basiert auf einer Diskretisierung der Navier-Stokes-Gleichungen mit Differenzenverfahren sechster Ordnung in Stromab- und wandnormaler Richtung. Es zeichnet sich durch eine neuartige Behandlung der Ein- und Ausström-Randbedingungen aus, die eine korrekte Aufprägung der gewünschten Eingangsstörungen erlaubt, ohne unerwünschte Reflektionen von sichtbarer Größe zu produzieren [3]. Die Ergebnisse beider Simulationsverfahren stehen in ausgezeichneter Übereinstimmung.

Literatur

- [1] Guo, Y., Adams, N.A., Kleiser, L., *Improved modelling of transition in compressible boundary layer by direct simulation*. Proc. Deutscher Luft-und Raumfahrtkongreß, DGLR-Jahrestagung, Göttingen, 28.9.-1.10. 1993, DGLR Jahrbuch 1993, Band I, 167-176 (1993)
- [2] Guo, Y., *A New Fourier Spectral Method for the Direct Numerical Simulation of Three-Dimensional, Spatially Growing Compressible Boundary Layer Transition*. DLR IB 221-93 A 16 (1993)
- [3] Guo, Y., Adams, N.A., *A Spectral/Finite-Difference Algorithm for Direct Numerical Simulation of Spatially Growing Compressible Boundary Layer Transition*. DLR IB 221-93 A 26 (1993)

weiteres Vorgehen

Erweiterung und abschließende Validierung der neuen Simulationsverfahren. Einsatz zur Validierung von erweiterten Stabilitätsverfahren im nichtlinearen Bereich sowie zur Untersuchung des Übergangs in die Turbulenz.

Förderung durch

DFG, Grundfinanzierung

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Dr. K. Hannemann/Dr. T. Sonar/ M. Girke

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 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 Lufteinlaufs für ein wiederverwendbares Raumtransportsystem.

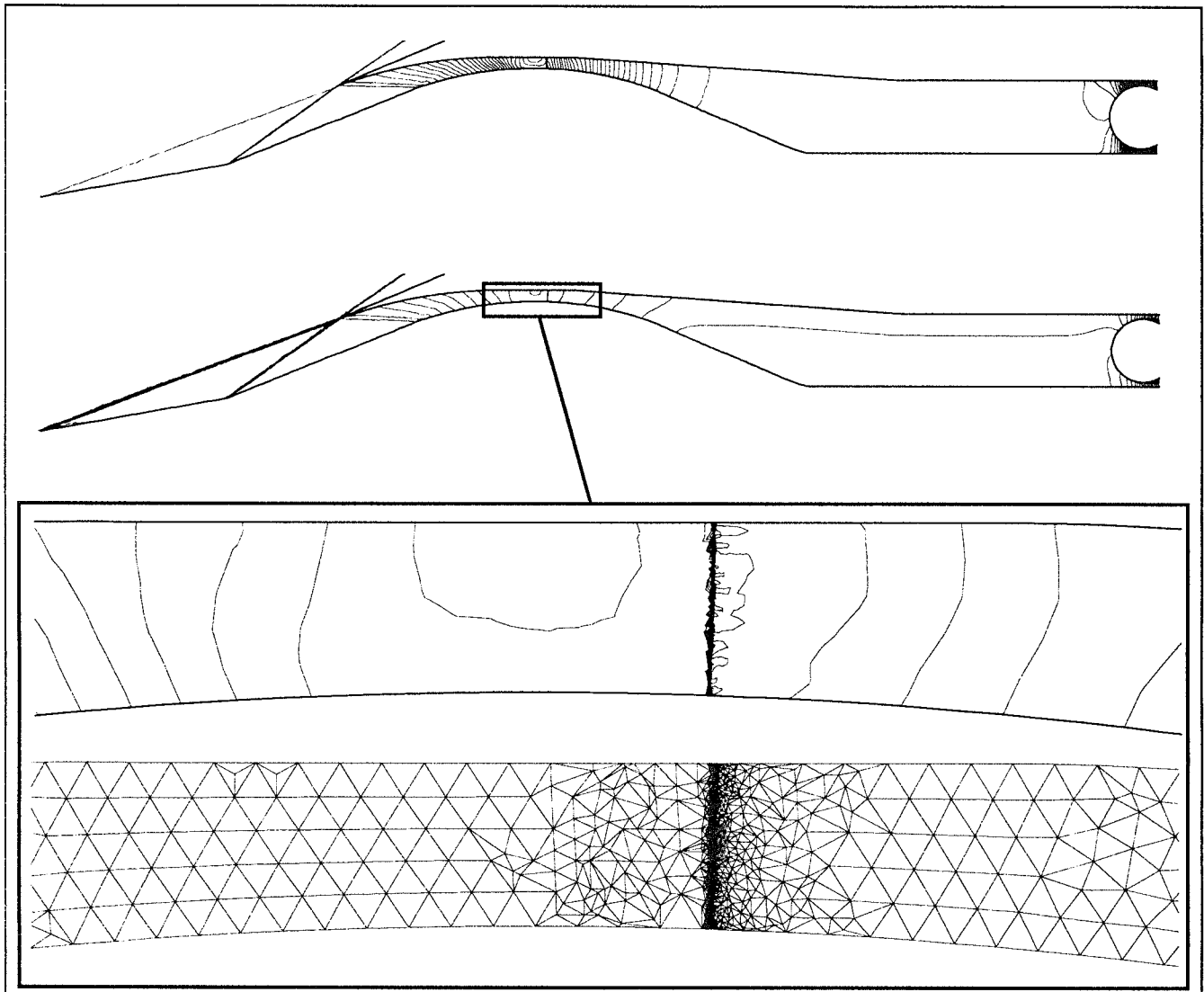
Ziel

Numerische Simulation der zweidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten Strömung in einem Doppelrampeneinlauf mit gemischter äußerer und innerer Verdichtung. Es soll die Strömung sowohl im Überschall- wie auch im Unterschallteil des Einlaufes simuliert werden, um beispielsweise das "Unstartverhalten" studieren zu können. Durch die anschließende Strömungsfeldanalyse sollen Phänomene wie die stoßinduzierte Grenzschichtablösung lokalisiert werden.

Lösungsweg

Zur Simulation der Einlaufströmung wurde ein explizites Runge-Kutta finite Volumen Verfahren, das auf unstrukturierten Dreiecksnetzen basiert (1) angewendet. Mit diesem Verfahren ist es möglich, das Rechnetz instationär an die sich entwickelnde Lösung zu adaptieren. Dies bedeutet, daß im Verlauf der Simulation Netzknoten an Stellen im Strömungsfeld eingefügt werden, wo sie für eine bessere Auflösung benötigt sind. Gleichzeitig besteht die Möglichkeit Punkte an den Stellen zu entfernen, wo sie nicht mehr benötigt werden. Beides wird durch einen geeigneten Fehlerschätzer gesteuert (siehe (1)).

AG STAB



Reibungsfreies Strömungsfeld in einem generischen Doppelrampeneinlauf kurz vor dem Auftreten von "Unstart"; Druckisolines, Machzahlisolines, Machzahlisolines und adaptiertes Netz im Kehlenbereich (von oben); $M_\infty = 4.5$.

Literatur

- (1) Sonar, T. "Strong and Weak Norm Error Indicators Based on the Finite Element Residual for Compressible Flow Computation." Impact of Computing in Science and Engineering 5, 111-127, 1993.
- (2) Girke, M. "Numerische Simulation einer zweidimensionalen Einlaufströmung mit einem Finite-Volumen-Verfahren auf unstrukturierten Dreiecksnetzen." Diplomarbeit Georg-August-Universität Göttingen, 1993.

weiteres Vorgehen

Die für die reibungsfreie Einlaufströmung gemachten Untersuchungen sollen für reibungsbehaftete laminare und turbulente Einlaufströmungen durchgeführt werden. Von besonderem Interesse wird hierbei die Wechselwirkung des abschließenden senkrechten Verdichtungsstoßes mit der Rampengrenzschicht sein.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Dr. A. Henckels / Dr. F. Maurer

Institution DLR Forschungszentrum Köln-Porz

Adresse Porz-Wahnheide
Linder Höhe
D-51147 Köln

Telefon 02203/601-2627
Telefax 02203/601-2344

weitere Partner DASA Unternehmensbereich Flugzeuge

Thema Simulation von Hyperschall-Grenzschichten
auf heißen Modelloberflächen im Windkanal (Heißmodell-Technik)

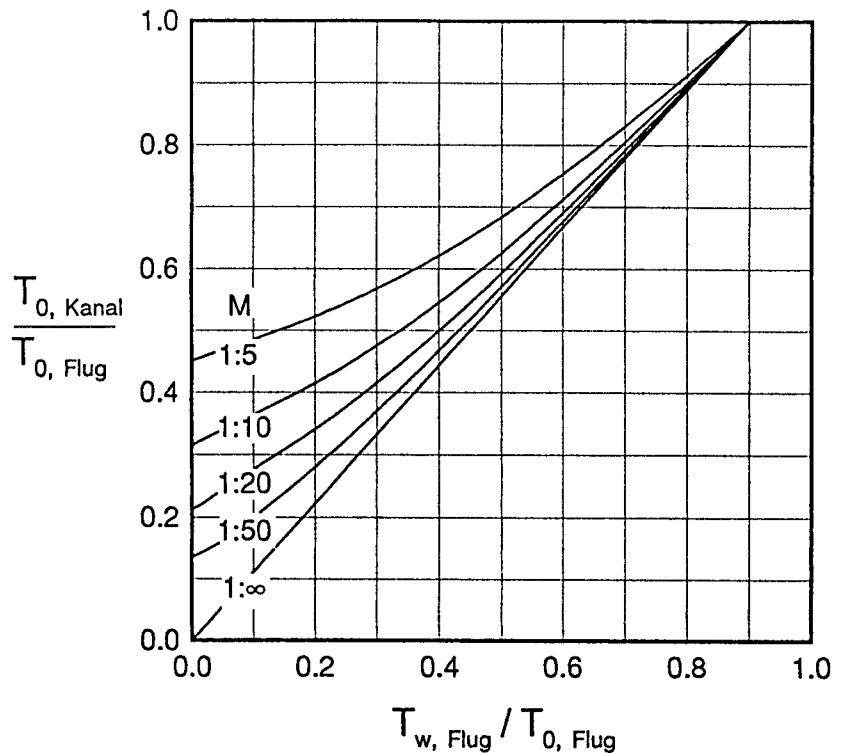
Ausgangssituation Hyperschall-Reichweitenfluggeräte weisen aufgrund andauernder großer Wärmelasten hohe Außenstruktur-Temperaturen auf. Der sich hier einstellende Grenzschichtzustand ist einerseits von der Oberflächentemperatur auf dem Fluggerät abhängig, andererseits erhöht ein laminar/turbulenter Umschlag die auftretenden Wärmelasten und damit wiederum die Oberflächentemperatur [1, 2]. Bisherige Windkanal-Simulationen wurden vorwiegend auf kalten Modelloberflächen und ohne Berücksichtigung übertragbarer Grenzschichtentwicklungen und der Strahlungskühlung durchgeführt, so daß z. Zt. noch weiterführende Untersuchungen fehlen.

Ziel Ziel ist die Untersuchung der Simulationsmöglichkeiten des Einflusses heißer Oberflächen und der Strahlungskühlung auf den Grenzschichtzustand sowie auf weitere, auftretende Strömungsphänomene im Hinblick auf die Auslegung von Hyperschall-Reichweitenfluggeräten.

Lösungsweg Auf Basis theoretischer Vorüberlegungen sollen zunächst Windkanal-Simulationsparameter für einen zumindest lokal ähnlichen Grenzschichtzustand gefunden und Grenzen der Simulationsmöglichkeit aufgezeigt werden. In anschließenden Tests mit beheizbaren Windkanalmodellen wird der Einfluß einer heißen Oberfläche auf die Ausbildung von Grenzschichtinstabilitäten aufgezeigt. Ein Testprogramm unter Einsatz der Infrarot-Thermographie zur Wärme flußmessung soll schließlich Vergleichsdaten für die Entwicklung numerischer Vorhersageverfahren liefern.

AG STAB

Ergebnis



Das Diagramm zeigt die Abhängigkeit der im Windkanal einzustellenden Ruhetemperatur von einer lokal zu simulierenden Wandtemperatur mit dem Modellmaßstab M als Parameter. Die Ähnlichkeit mit dem Freiflug ist dabei durch die lokale Duplikation von

- Reynolds-Zahl
- Mach-Zahl
- Stanton-Zahl
- Wandtemperatur und somit der Strahlungskühlung gegeben,

sofern die Hintergrundstrahlung durch nicht aufgeheizte Meßstreckengewandung (Freistrah) unterdrückt wird.

Literatur

- [1] Hirschel, E. H.; Grallert, H.; Lafon, J.; Rapuc, M.:
Acquisition of an aerothermodynamic data base by means of a winged experimental reentry vehicle.
Z. Flugwiss. Weltraumforsch., Band 16, Seite 15-27, 1992.
- [2] Hirschel, E. H.:
Heat loads as key problem of hypersonic flight.
Z. Flugwiss. Weltraumforsch., Band 16, Seite 349-356, 1992.

weiteres Vorgehen Nach Fertigstellung eines "Heißmodells" ca. Oktober 93 sollen erste Vorversuche im Hyperschall-Windkanal H2K stattfinden. Die dabei erzielten Ergebnisse bestimmen das weitere Testprogramm.

Datum

16. August 1993

AG STAB

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	U. Herrmann	
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon 0531 / 295 -2835 Telefax 0531 / 295 - 2320
weitere Partner		
Thema	Wirbel am konischen Deltaflügel mit runder Vorderkante im Hyperschall	
Ausgangssituation	Die aerodynamischen Beiwerte der Unterstufe einer Hyperschall Transportkonfiguration wurden mit dem 3D Euler Verfahren CEVCATS [1] für $Ma=4$ berechnet. Bei höheren Anstellwinkeln ($\alpha > 7^\circ$) stellt sich eine abgelöste Strömung ein. Dabei löst die reibungsfreie Strömung von der glatten Oberfläche ab. Um dieses Phänomen mit feineren Netzen zu untersuchen ist das 3D Euler Verfahren zu aufwendig. Der Vorkörper der Transportkonfiguration ist nahezu konisch. Daher können die weiteren Untersuchungen mit der konischen 2D Variante des CEVCATS Euler-Codes durchgeführt werden [2].	
Ziel	Untersuchung der Strömungstopologie hypersonischer Wirbel am konischen Deltaflügel mit runder Vorderkante mit dem konischen CEVCATS Euler Verfahren und Vergleich mit experimentell ermittelten, reibungsbehafteten Korrelationen [3] zwischen Anstellwinkel und Machzahl für anliegende, bzw. abgelöste Vorderkanten-Strömung.	
Lösungsweg	Die runde Vorderkante des Deltaflügelquerschnittes wurde genauer als im 3D Netz diskretisiert. Drei unterschiedlich feine 2D Netze mit 100x20, 200x40 und 400x80 Zellen wurden für die konischen Rechnungen generiert. Bei der Netzgenerierung wurde besonders darauf geachtet, daß im Expansionsgebiet an der runden Vorderkante möglichst geringe Totaldruckverluste durch Netzeinflüsse entstehen.	
Ergebnis	Für $Ma=4$ und $Ma=6$ wurden für die drei unterschiedlich feinen Netze konische Lösungen bei $\alpha = 5, 7$ und 10° erstellt. In <u>Bild 1</u> sind Druckverteilungen über der Spannweite des Deltaflügelquerschnittes gezeigt. Man erkennt die Expansion sowie den abschließenden Stoß der ablösefreien Lösungen für die beiden feinen Netze. Auf dem groben Netz zeigt sich ein Wirbel, dessen Druckminimum bei $s/c \sim 0,8$ liegt. Die abgelöste Strömung auf dem groben Netzes ist eine quasistationäre diskrete Lösung der Euler Gleichungen. Während des Lösungsvorganges entsteht die Ablösung zunächst an einem schiefen Stoß mit gerader Front. Bei der Wechselwirkung zwischen Ablösung und Schrägstoß ändern sich sowohl Form und Position des Stoßes als auch des Wirbels bis eine quasistationäre Lösung erreicht wird. Die Lösungen auf feinen Netzen hängen von ihrer Startlösung ab: Nimmt man als Startlösung die Lösung des groben Netzes mit	

Wirbel, so bleibt dieser i.a. erhalten. Ist dagegen die freie Anströmung die Startlösung, so ergibt sich für denselben Anstellwinkel keine Ablösung. Bei den feineren Netzen ergeben sich erst für höhere Anstellwinkel Wirbel für alle Startlösungen. Für einen bestimmten Anstellwinkelbereich sind die Strömungen mit und ohne Wirbel gültige Lösungen der Eulergleichungen. Die Diskretisierungsfehler in diesen Lösungen sind nicht für die Ablösungen an sich verantwortlich, da die Drehung durch den Stoß induziert wird. In Bild 2 sind alle konischen Lösungen zusammen mit der Stanbrook/Squire Grenze [3] für anliegende oder abgelöste Strömung bei Deltaflügeln mit runder Vorderkante in einem Normal-Machzahl über Normal-Anstellwinkel Diagramm gezeigt. Hierbei sind anliegende Lösungen für alle Netze als offene Symbole ausgeführt, abgelöste als volle Symbole gezeigt. Grau gekennzeichnet sind Lösungen, bei denen beide Strömungen auftreten. Für den reibungslos berechneten Deltaflügel ergibt sich bis nahe $\alpha = 10^\circ$ eine gute Korrelation mit der experimentell ermittelten (d.h. reibungsbehaftete) Stanbrook/Squire Grenze. Für $Ma=4$ zeigen die konischen Rechnungen anliegende Strömung für Normalmachzahlen, die unterhalb der experimentellen Grenze liegen. Für erste Abschätzungen der Topologie von Hyperschall Deltaflügeln ergibt sich eine erstaunlich gute Korrelation zwischen reibungslosen konischen Rechnungen und experimentellen Ergebnissen.

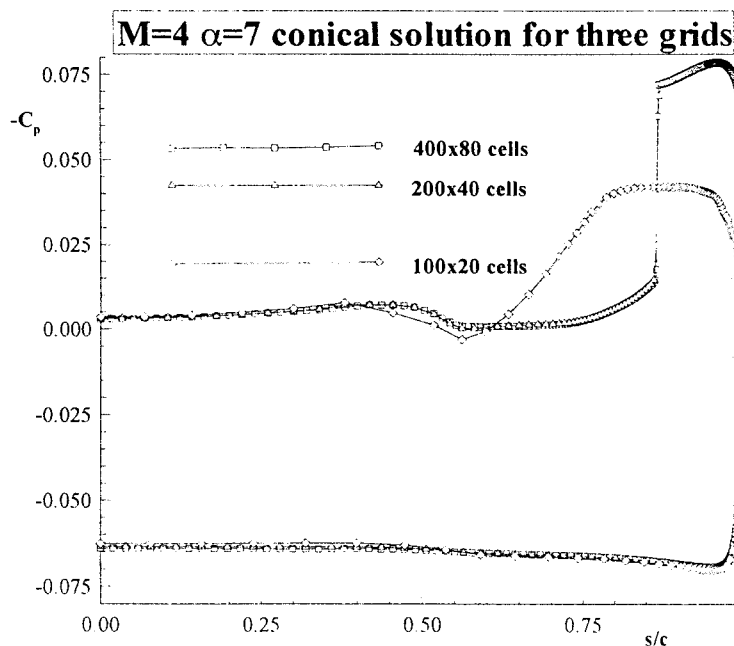


Bild 1

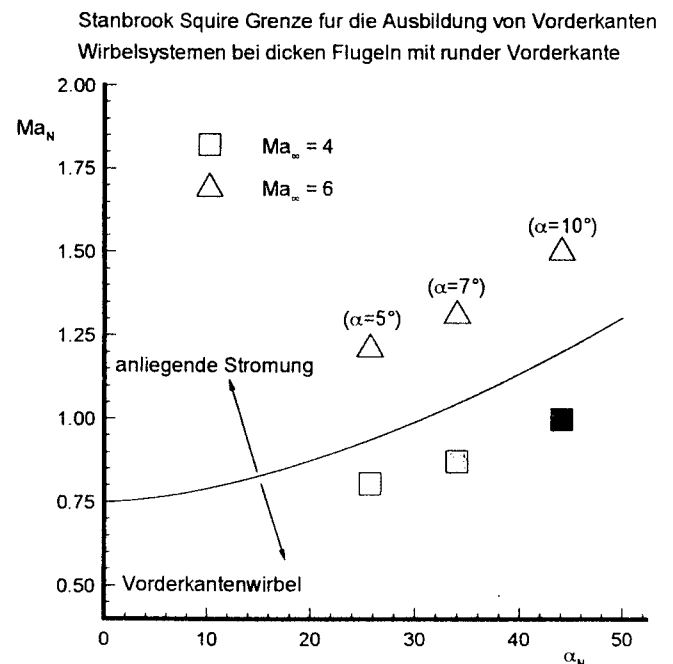


Bild 2

Literatur

- [1] Kroll, N.; Hermann, U.; Radespiel, R.. 'Discretization Properties in Hypersonic Flows' DLR IB 129-92/28, 1992
- [2] Kroll, N.; Rossow, C.; Scherr, S. Schöne, J. Wichmann, G. 'Analysis of 3-D Aerospace Configurations Using the Euler Equations' AIAA Paper No. 89-268, 1989
- [3] Stanbrook, A.; Squire, L.C. 'Possible Types of Flow at Swept Leading Edges' The Aeron. Quarterly, Vol. XV, 1964

weiteres Vorgehen Weitere Untersuchungen mit dem CEVCATS Navier-Stokes Verfahren

Mitteilung

Projektgruppe/

HYPERSCHALL

Fachkreis

Ansprechpartner A. Knauer

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik, Abt. Hochgeschwindigkeitsströmungen
Adresse Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon 0551/7092887

Telefax 0551/7092802

weiterer Partner

Thema Untersuchung der Stoß-Stoß-Wechselwirkung mit Hilfe eines holografischen Realzeit-Interferometers

Ausgangssituation

Die Erfassung von Strömungsfeldern, in denen Stoß-Stoß-Wechselwirkungen auftreten, ist bei großen Dichten in Interferogrammen problematisch. Durch die starken Dichtegradienten im Strömungsfeld entstehen Beugungseffekte, die die Auswertung der Interferenzbilder verhindern.

- Ziel
- Aufzeichnung des gesamten Strömungsfeldes ohne Beugungseffekte.
 - Aufzeichnung der Interferogramme mit hoher Frequenz, um Informationen über den Aufbau und das zeitliche Verhalten der Strömung, insbesondere des Jets, zu erhalten.

Lösungsweg

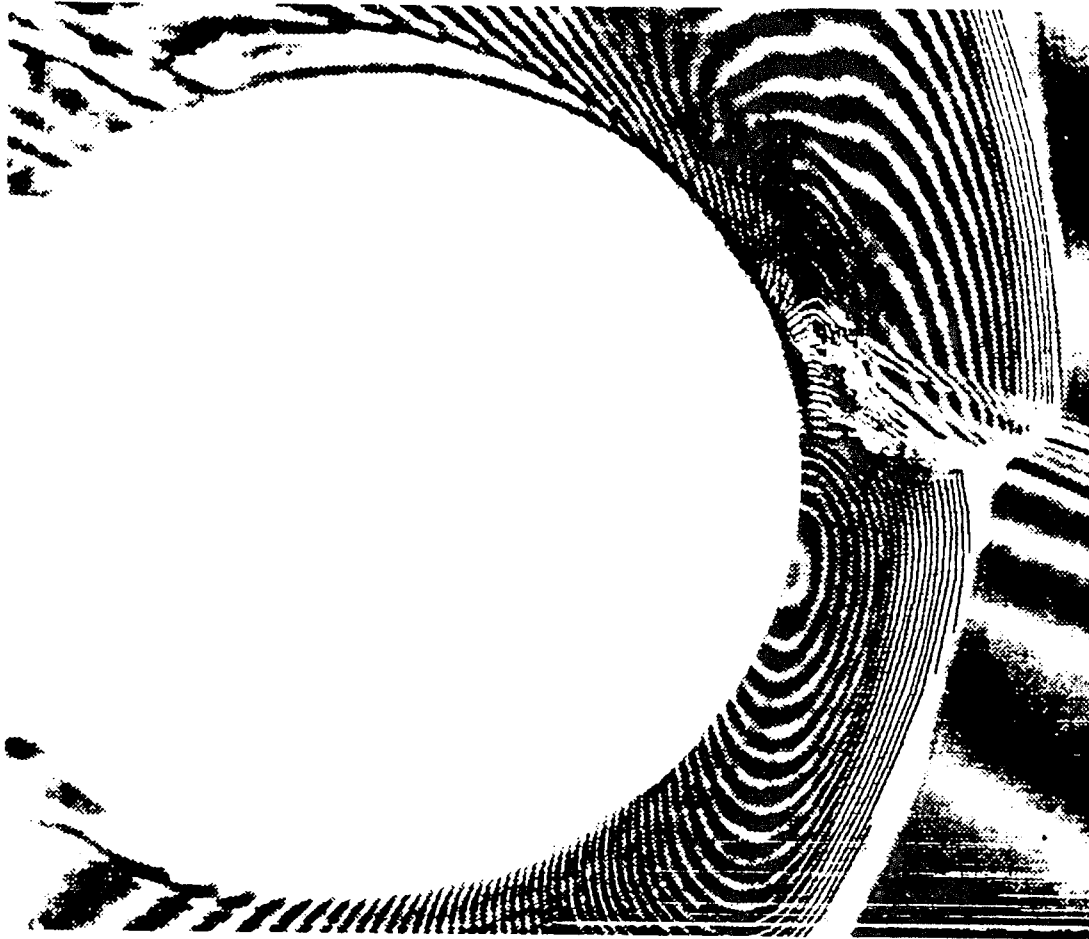
Eliminierung der Beugungseffekte durch:

- optische Korrektur
- Minimierung der Modelltiefe

Aufzeichnung der Interferogramme mit hoher Frequenz:

- Verwendung eines mit einer Bragg-Zelle gepulsten Lasers und einer Hochgeschwindigkeitskamera. Aufzeichnung von Referenzzuständen in Transmissions-Hologrammen.

Ergebnis Aufzeichnung der Dichte und des stationären Verhaltens der Strömung (Fall III und Fall IV, $M_a = 5$, $\theta = 19,4^\circ$, Re (1/m) $= 30 \times 10^6$ auf 16mm - Film.)



Das Bild zeigt die Dichteverteilung an einem Zylinder für die Wechselwirkung von Typ IV mit ausgebildetem Jet.

Literatur Vest, C.M.
Holographic Interferometry
John Wiley + Sons, New York, USA 1979

weitere Vorgehen

- Instrumentierung des Modells mit Druckaufnehmern

Mitteilung

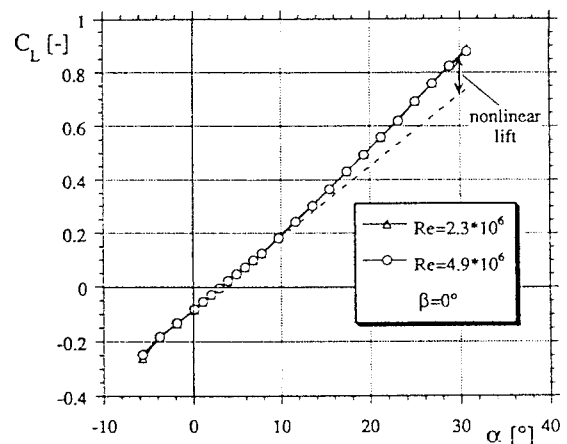
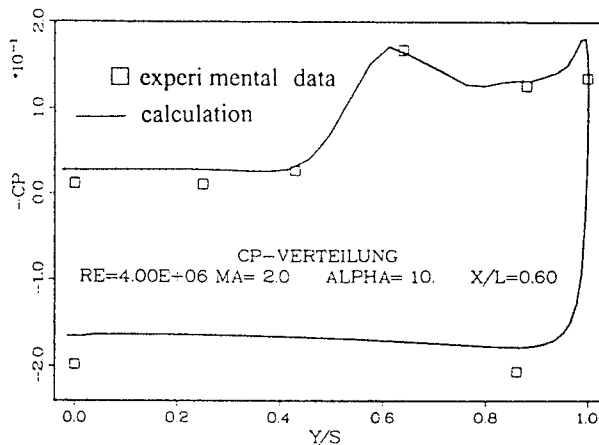
Projektgruppe/
Fachkreis

H Y P E R S C H A L L

Ansprechpartner	Prof. E. Krause, Ph.D.	
Institution	Aerodynamisches Institut RWTH Aachen Sonderforschungsbereich 253 "Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen"	
Adresse	Wüllnerstr. zw. 5 und 7 52062 Aachen	Telefon 0241/805410 Telefax 0241/403833
weitere Partner	Dr. rer.nat. W. Limberg, Aerodynamisches Institut Dr. G. Neuwerth, Institut für Luft- und Raumfahrt RWTH Wüllnerstr. 7/ 52062 Aachen	
Thema	Druck- und Kraftmessungen für die Hyperschallkonfiguration ELAC-1 bei Unter- und Überschallanströmung	
Ausgangssituation	Die neue Generation von horizontal startenden und landenden Raumflugzeugen wird bis zu einer Mach-Zahl von etwa $Ma = 8$ operieren. Die aerodynamischen und flugmechanischen Eigen- schaften bei Unter- und Überschallanströmung sind zu unter- suchen. Gegenstand der Forschungen ist zur Zeit die "Lifting- Body" Konfiguration ELAC-1.	
Ziel	Es soll eine experimentelle Datenbasis zum Entwurf und zur Optimierung von Raumflugzeugen sowie zur Validierung von numerischen Berechnungsverfahren erstellt werden. Die kom- plexe Umströmung der Konfiguration soll analysiert werden.	
Lösungsweg	Für die experimentellen Untersuchungen wurden Modelle in den Maßstäben 1:65, 1:100 und 1:240 gefertigt. Zur Strömungssicht- barmachung der Umströmung und Wirbelsysteme in Wasser- und Windkanälen wurden Ölanstrich, Laser-Lichtschnitt und Differen- tialinterferometrie verwendet. Die Druckverteilungen wurden in verschiedenen Querschnitten ermittelt. Windkanalwaagen für Messungen bei Unter- und Überschallanströmung wurden ent- wickelt und in unterschiedlichen Windkanälen eingesetzt.	

Ergebnis

Die bisher durchgeführten Messungen zeigen, daß das Strömungsfeld durch die sich ausbildenden Wirbelsysteme dominiert wird, die einen starken Einfluß auf die Druckverteilung und die aerodynamischen Eigenschaften haben. Die Ausbildung der Vorderkantenwirbel beginnt im Unterschall bei einem Anstellwinkel von $\alpha \approx 8^\circ$. Für größere Anstellwinkel zeigt sich der nicht-lineare Zusatzauftrieb durch die Wirbel (siehe Abb.). Eine korrekte Erfassung der Wirbel ist für die numerischen Verfahren von großer Bedeutung.



Literatur

"Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeuge", Arbeits- und Ergebnisbericht 1991 des Sonderforschungsbereiches 253, RWTH Aachen

W. Limberg, A. Stromberg: "Pressure measurements at supersonic speeds on the research configuration ELAC-1", Z. Flugwiss. Weltraumforsch. Vol. 17 No. 2 (1993)

F. Decker, G. Neuwerth, R. Staufenbiel: "Low-speed aerodynamics of the hypersonic research configuration ELAC-1", Z. Flugwiss. Weltraumforsch. Vol. 17 No. 2 (1993)

weiteres Vorgehen Die Kraftmessungen bei hoher Unterschall- und Überschallströmung werden im $40 \times 40 \text{ cm}^2$ - Windkanal des AIA durchgeführt. Zur Untersuchung des Reynolds-Zahl Einflusses sind weitere Messungen im Hochdruckkanal der DLR Göttingen geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ HYPERSCHELL
Fachkreis

Ansprechpartner E. Kufner, St. Hein, Dr. U. Dallmann

Institution DLR -Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10
 37073 Göttingen

Telefon 0551 709-2427
 -2442
Telefax 0551 709-2446

weitere Partner

Thema Instabilitätsuntersuchungen der Grundströmung an stumpfen Kegeln bei hypersonischen Machzahlen

Ausgangssituation

Eine zuverlässige aerodynamische Auslegung zukünftiger Hyperschallflugzeuge, wie z.B. Sänger, fordert eine detaillierte Kenntnis des gesamten Transitionsvorganges von der laminaren in die turbulente Strömung. Das ist deshalb von besonderer Bedeutung, da vom laminaren oder turbulenten Strömungszustand unter anderem die Temperaturbelastung der Struktur und die Dicke der Grenzschicht abhängen. Die Bedeutung der Temperaturbelastung versteht sich dabei von selbst, während die Wichtigkeit der Grenzschichtdicke so zu verstehen ist, daß sie zum Beispiel entscheidend in die dimensionsmäßige Optimierung von Triebwerkseinläufen eingeht, die sich an der Rumpfunterseite befinden.

Einen wesentlichen Einfluß auf den Umschlag von der laminaren in die turbulente Strömung hat die Stumpfheit eines Körpers, ein Effekt, der im vorliegenden Fall in erster Linie theoretisch untersucht wurde. In Anlehnung an die Form der Nase eines Sänger-ähnlichen Flugkörpers wurden stumpfe Kegel als Geometrie gewählt.

Experimentelle Untersuchungen zu Strömungsinstabilitäten an stumpfen Kegeln wurden bereits von Stetson durchgeführt. Theoretische Ergebnisse liegen von Malik und Esfahanian vor. Als besondere Probleme ergaben sich, daß im Experiment beobachtete Phänomene bisher nicht geklärt werden konnten und deutliche Abweichungen zu errechneten Anfachungsraten gemessen wurden. In der Theorie ist man grundsätzlich mit der Schwierigkeit konfrontiert, daß numerische Grundströmungsdaten immer mit einem Restfehler verbunden sind, was Stabilitätsergebnisse deutlich beeinflussen kann.

Ziel

In der vorliegenden Arbeit soll einmal die Abhängigkeit räumlicher Anfachungsraten von Ungenauigkeiten der errechneten Grundströmung genauer definiert werden. Damit kann – speziell im Hinblick auf eine ingenieurmäßige Anwendung der vorhandenen Rechenverfahren – eine Genauigkeitsbandbreite der Anfachungsraten von Störungen angegeben werden. Ein weiteres Ziel besteht darin, eine Erklärung für die starken Abweichungen experimentell ermittelter und errechneter Anfachungsraten zu finden. Außerdem sollen detaillierte Erkenntnisse über den Einfluß der Wandtemperatur auf das Stabilitätsverhalten der Strömung um die vorliegenden Geometrien gewonnen werden und, soweit möglich, über die Phänomene der Entropieschichtinstabilität und Transitionsumkehr.

Lösungsweg

Für die qualitative Untersuchung der gesteckten Ziele reicht ein Stabilitätsanalyseverfahren aus, das auf primärer, lokaler, linearer Stabilitätstheorie basiert, wie sie im angewendeten Code COSMET von M. Simen implementiert ist. Genauere Ergebnisse sind aus der linearen, nichtlokalen Stabilitätstheorie zu erwarten. Hierzu steht das Rechenprogramm NOLOS zur Verfügung, das von M. Simen begründet und in wesentlichen Punkten von St. Hein ausgebaut wurde.

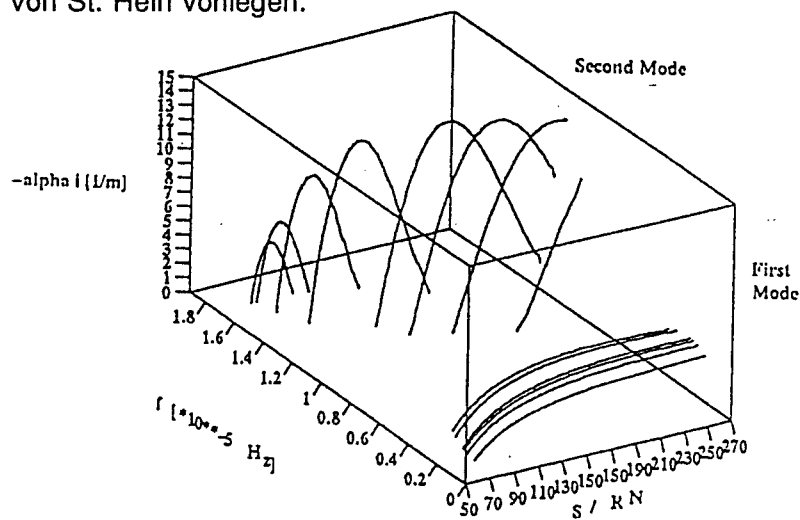
Die Berechnung der Grundströmung erfolgte mit einem Thin-Layer Navier-Stokes-Verfahren. Um speziell den Einfluß der Grundströmungsgenauigkeit auf die Anfachungsraten untersuchen zu können, wurden zusätzlich errechnete Grundströmungsprofile künstlich modifiziert.

Ergebnis

Stabilitätsergebnisse wurden errechnet zu stumpfen Kegeln mit einem Halböffnungswinkel von 7° und Nasenradien von $RN = 0.15in.$, $0.7in.$ und $1.68in.$. Alle Kegel hatten eine Länge von $266 \cdot RN$ und eine Anstellung von 0° . Für alle Kegel wurde eine adiabate Wandtemperatur angenommen. Für den Fall mit $RN = 0.15in.$ erfolgten zusätzlich Rechnungen zu isothermen Wandtemperaturen, die beim 1.2-, 0.9, 0.8, 0.6 und 0.7-fachen der adiabaten Temperatur eines Referenzquerschnittes lagen. Die Machzahl der Anströmung betrug $M_\infty = 8.0$, die Einheits-Reynoldszahl $Re_\infty/ft = 2.5 \cdot 10^6$.

Den Verlauf der räumlichen Anfachungsraten zur ersten und zweiten Mode des Kegels mit $RN = 0.15in.$ und adiabater Wandtemperatur zeigt das u.a. Bild. Im Vergleich zum Experiment ergeben sich eine kleinere kritische Reynoldszahl und höhere Anfachungsraten. Die kritische Reynoldszahl wird von der ersten Mode bestimmt. Abweichungen zwischen Theorie und Experiment zeigen sich bereits in der Grundströmung und äußern sich in einer Verschiebung der Daten in Strömungsrichtung. Die ermittelten Ergebnisse lassen vermuten, daß ein Teil der Diskrepanzen nicht nur auf Ungenauigkeiten der numerischen Verfahren, sondern auch auf Probleme bei den experimentellen Untersuchungen zurückzuführen sind. Der Einfluß der Wandtemperatur ist bei der ersten Mode stärker ausgeprägt als bei der zweiten.

Entropieschichtinstabilitäten, zu denen bisher detaillierte Erkenntnisse fehlten, konnten mit dem Verfahren COSMET bei allen untersuchten Kegeln nachgewiesen werden. Die Resultate zeigen, daß es sich um Instabilitätsformen handelt, die nach lokaler Theorie nur sehr ungenau behandelbar sind. Gerade hier wird also die Anwendung des nichtlokalen Stabilitätsanalyseverfahren NOLOS wichtig, wozu bereits erste Ergebnisse von St. Hein vorliegen.



Räumliche Anfachungsraten der Störmoden in der Umströmung des stumpfen Kegels.
 $RN = 0.15in.$, adiabatisch, $M_\infty = 8.0$.

Literatur

- [1] Kufner, E., *Calculation of hypersonic laminar flows around sharp cones for transition investigations. - Investigation of the applicability of special TVD-upwind methods.* DLR-IB 221-92 A 13, 1992.
- [2] Kufner, E., Dallmann, U., *Instability of hypersonic flow past a blunt cone - effects of mean flow variations.* Proc. 8. DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Köln, 10.-12.Nov. 1992. Paper 92-04-010. Erscheint als DGLR-Bericht.
- [3] Kufner, E., Dallmann, U., Stilla, J. *Instability of hypersonic flow past blunt cones - effects of mean flow variations.* AIAA 93-2983.

weiteres Vorgehen

Genauere Untersuchungen der gefundenen Instabilitäten der Entropieschicht. Übergang zu nichtlokaler Stabilitätsanalyse.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

Dr.-Ing. E. Laurien
Dipl.-Ing. H. Holthoff, Dipl.-Ing. J. Wiesbaum

Institution

Technische Universität Braunschweig
Institut für Strömungsmechanik

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

Adresse

Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig

weitere Partner

Dr. R. Löhner, George Washington University, Washington. D.C., USA

Thema

Numerische Simulation von Wiedereintrittsströmungen

Ausgangssituation

Wiedereintrittsströmungen um Raumkapseln oder Raumtransporter werden von Realgaseffekten im thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht dominiert. Zur genauen Voraussage der Zustandsgrößen im Strömungsfeld und auf der Oberfläche sowie des Wärmeübergangs sind die heute vorhandenen physikalischen Modelle und numerischen Verfahren unzureichend bzw. nicht validiert.

Ziel

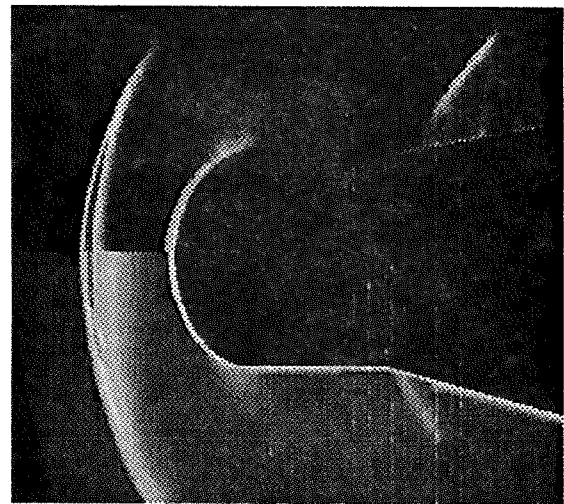
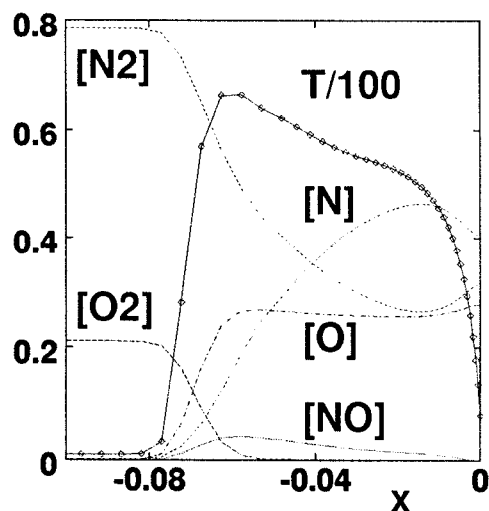
Genaue und effiziente numerische Simulation von Wiedereintrittsströmungen entlang einer Wiedereintrittstrajektorie im Bereich unterhalb etwa 90 km (kontinuumsmechanischer Bereich). Validierung des Finite-Elemente Simulationsverfahrens.

Lösungsweg

Weiterentwicklung der numerischen Techniken zur Simulation des Wiedereintritts unter Verwendung adaptiv verfeinerter unstrukturierter Rechennetze. Verifikation des numerischen Lösungsverfahrens anhand von numerischen Testfällen. Vergleich der erzielten numerischen Lösungen mit Experimenten im Stoßrohr.

Ergebnis

Das numerische Verfahren arbeitet nach der Taylor-Galerkin Finite-Elemente Methode mit unstrukturierten sukzessive adaptiv verfeinerten Dreiecksnetzen (ebene oder axialsymmetrische Strömung, Chemie und/oder Schwingungsanregung im Gleichgewicht oder Nichtgleichgewicht, vollkatalytische oder nichtkatalytische Wand), Shock-Capturing nach dem Flux-Corrected Transport(FCT)-Verfahren, local timestepping sowie Palmer's Stabilisierungstechnik für steife Differentialgleichungen. Es wurden detaillierte Vergleichsrechnungen mit anderen numerischen Verfahren durchgeführt : Blottner 1990, Desideri 1990, Gas-kinetisches Mote-Carlo Verfahren (D. Hafermann, Dissertation TU-Braunschweig 1993), und gute numerische Übereinstimmung im Rahmen der physikalischen Genauigkeit erzielt. Das linke Bild zeigt die Temperatur und die molaren Anteile der Luft-Komponenten entlang der Staustromlinie bei $M = 20$ in 75 km Höhe im Grenzfall der nichtkatalytischen Wand.



Zur Vorbereitung der Vergleiche mit Experimenten wurde eine numerische Technik zur Simulation von Interferogrammen entwickelt. Das rechte Bild zeigt ein simuliertes Interferogramm einer numerischen Lösung (unten) im Vergleich mit einem im Stoßrohr ($M = 1,4$) des Instituts aufgenommenen Interferogramm (oben) der Strömung um die Geometrie der Salyut-Kapsel.

Literatur

- E. Laurien, M. Böhle, H. Holthoff, J. Wiesbaum, and A. Lieseberg : Finite-Element Algorithm for Chemically Reacting Hypersonic Flows, AIAA 92-0754 (1992)
- E. Laurien et al. : Numerical Simulation of Reentry Flows near the Continuum Limit, Proc. ICFM II, July 7-10, 1993, Beijing, China, pp. 397-402
- E. Laurien, M. Böhle, H. Holthoff und J. Wiesbaum : Numerische Simulation von Wiedereintrittsströmungen mit dem Taylor-Galerkin Finite-Elemente Verfahren, DGLR-Jahrbuch II, 1993

weiteres Vorgehen

Entwicklung und Sensitivitätsanalyse eines Wandwechselwirkungsmodells. Teilvalidierung des Verfahrens anhand von Experimenten im Stoßrohr.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dr. S. Menne, Dr. W. Schröder und G. Hartmann		
Institution	Deutsche Aerospace A.G., Abt. RTT 314		
Adresse	Deutsche Aerospace A.G. Raumfahrt, Abt. RTT 314 Postfach 80 11 69 81663 München	Telefon Telefax	089/607-22517 089/607-29370
weitere Partner			
Thema	Lösungsverfahren für die 3D Euler und Navier-Stokes Gleichungen für Strömungen in chemischem und thermischem Nichtgleichgewicht (NGG); Lösungsverfahren für turbulente Gleichgewichtsrealgasströmungen (GG)		
Ausgangssituation	Quasi-konservatives, punkt-implizites Euler und Navier-Stokes Verfahren für 3-D Hyperschallströmungen in chemischem Nichtgleichgewicht (NGG); Voll-konservatives, implizites TVD Euler und Navier-Stokes Verfahren für Gleichgewichtsrealgasströmungen (GG).		
Ziel	Weiterentwicklung des Verfahrens zur Lösung der Euler und Navier-Stokes Gleichungen für thermisches Nichtgleichgewicht (NGG); Einbau von Mehrgleichungsturbulenzmodellen in den Gleichgewichtscode (GG).		
Lösungsweg	• Erweiterung des Euler Verfahrens auf thermisches Nichtgleichgewicht (NGG) • Einbau und Validierung verschiedener Vibrationsmodelle (NGG) • Einbau und Validierung verschiedener Mehrgleichungsturbulenzmodelle (GG)		

Ergebnis

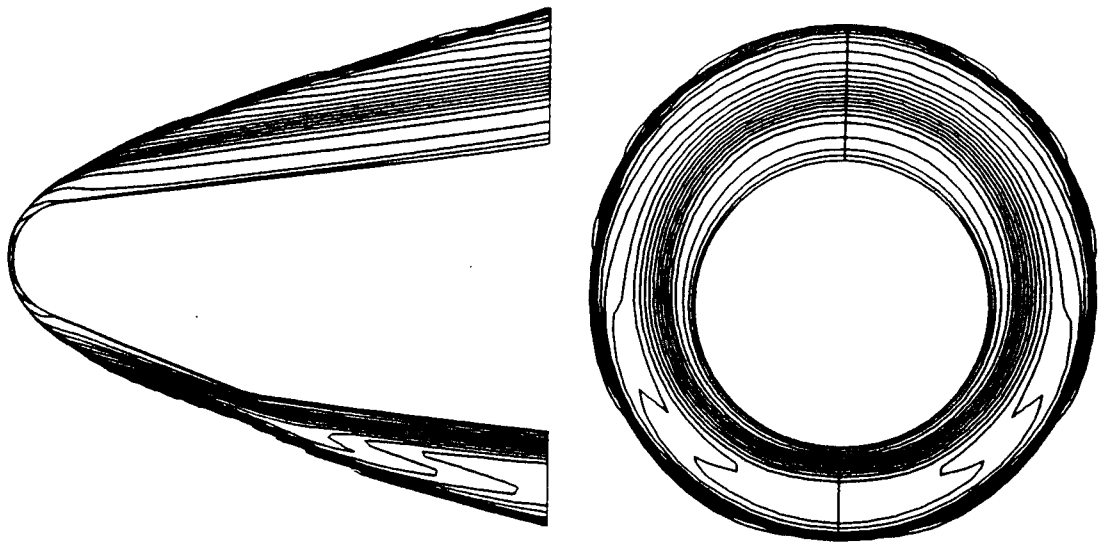


Fig. 1: 3-D Navier-Stokes Lösung, Gleichgewichtsrealgas,
 $M_\infty = 12$, $Re_\infty = 10^6$, $\alpha = 2^\circ$.

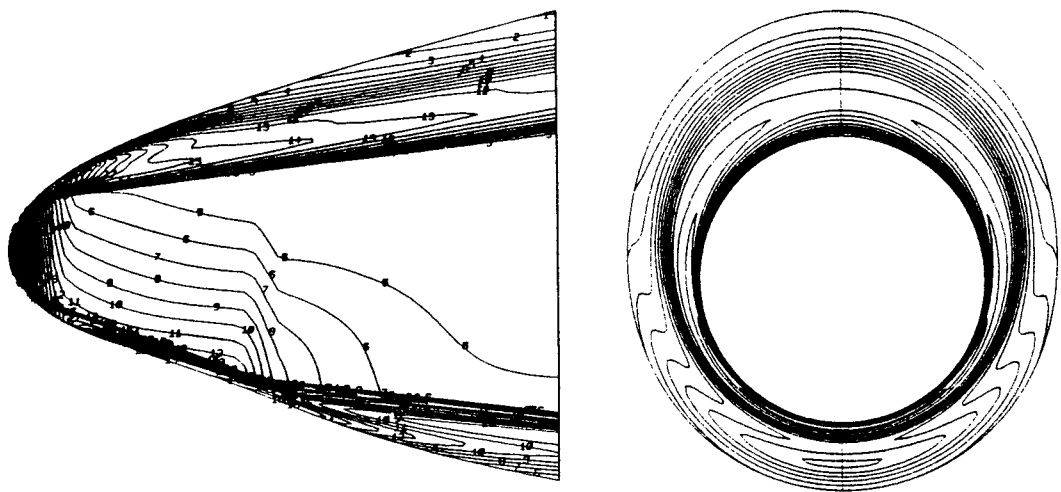


Fig. 2: 3-D Euler Lösung, Nichtgleichgewichtsrealgas,
 $M_\infty = 25$, $H=80$ km, $\alpha = 4^\circ$.

Literatur

- 1 Menne, S., Weiland, C.: *Computation of Hypersonic Non-Equilibrium Real Gas Flows About Configurations*, Proceedings: IUTAM Symposium on Aerothermochemistry, Sept. 1-4, 1992, Marseille, France.
- 2 Schröder, W., Mergler, F.: *Investigation of the Flowfield over Parallel-Arranged Launch Vehicles*, AIAA Paper 93-3060.

weiteres Vorgehen

- Erweiterung des Lösungsverfahrens auf aufwendigere thermische Nichtgleichgewichtsmodelle (NGG)
- Einbau katalytischer Wandrandbedingungen und Erweiterung auf verallgemeinerte Reaktionsprozesse (NGG)
- Vergleich und Validierung verschiedener Turbulenzmodelle (GG)

Datum 15.09.1993

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

H Y P E R S C H A L L

Ansprechpartner Dr. J. Mertens

Institution DASA Airbus, EF1

Adresse Deutsche Aerospace Airbus GmbH
28183 Bremen

Telefon 0421-538-3802

Telefax 0421-538-4486

weitere Partner DASA Aerodynamikabteilungen, DLR, Hochschulen

Thema Aerodynamische Technologieentwicklung für ein zukünftiges Überschall-Verkehrsflugzeug (**Supersonic Commercial Transport SCT**)

Ausgangssituation Die Concorde ist seit über 10 Jahren im kommerziellen Einsatz. In dieser Zeit hat sie ihre Sicherheit nachgewiesen, ein wirtschaftlicher Erfolg ist ihr jedoch versagt geblieben. Z.Zt. wird weltweit an der Vorbereitung eines neuen SCT gearbeitet.

Ziel Erarbeitung der notwendigen aerodynamischen Technologiearbeiten für ein umweltverträgliches und wirtschaftliches SCT.

Lösungsweg Ein zukünftiges Überschall-Verkehrsflugzeug (SCT) wird sich nur verwirklichen lassen, wenn es erheblich bessere Leistungen aufweist als die Concorde. So muß die Gleitzahl im Reiseflug um fast 50% verbessert werden. Gleichzeitig wird gute Leistung im Unterschallreiseflug verlangt. Das Flugzeug wird weitgehend durch seine Startleistung bestimmt; denn die Lärmvorschriften stellen, neben der Wirtschaftlichkeit, die schwierigsten Hürden für ein SCT dar.

Von der Erstellung eines ersten Entwurfskonzeptes bis zur detaillierten Entwurfsausarbeitung und schließlich der Vorbereitung und Auswertung der Zulassungsflüge ist eine Reihe neuer bzw. verfeinerter aerodynamischen Technologien notwendig. Der Entwurf eines SCT verlangt eine sehr starke interdisziplinäre Zusammenarbeit. Deshalb müssen sich alle aerodynamischen Technologien in eine integrierte Projektentwicklung einfügen, in der alle wesentlichen Fachdisziplinen über den gesamten Entwicklungszeitraum vernetzt werden.

Die benötigten aerodynamischen Entwurfswerkzeuge und die hierzu notwendigen Technologien werden vorgestellt.

Technologiebereiche

- **Beschreibung der Flugzeuggeometrie**
mit wenigen, einfach zu handhabenden Parametern
 - **Erstellung von sehr schnellen Vorentwurfsverfahren,**
die in automatischen Optimierungszyklen einsetzbar sind
 - **Beschleunigung von CFD-Verfahren**
und Einbau dieser Verfahren in (automatische) Optimierungszyklen
 - **Gestaltung von Steuerflächen**
Wirksamkeit von Klappen, Zusatzsteuerflächen
 - **Niedergeschwindigkeit**
Leistung und Steuerbarkeit
 - **Alternative Konfigurationen**
 - **Überschall-Laminarisierung**
Theorie
Experiment
Entwurf
-
- | | |
|------------------|--|
| Literatur | A. Van der Velden Multi-Disciplinary SCT Design Optimization
AIAA 93-3931, AIAA Aircraft Design, Systems and Operations
Meeting, Aug. 11-13, 1993, Monterey, CA, USA |
| | J. Mertens Laminar Flow for Supersonic Transports
DGLR 92-01-033, Proceedings of the First European Forum on
Laminar Flow Technology, March 16-18, 1992, Hamburg, Germany |
-
- | | |
|--------------------------|---|
| weiteres Vorgehen | Initiierung eines nationalen / europäischen Forschungsprogramms als
Antwort auf den gewaltigen Antritt der USA im HSR I und HSR II Pro-
gramm (1,9 Mrd US\$!) |
|--------------------------|---|

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

H Y P E R S C H A L L

Ansprechpartner A. Murakami, E. Stanewsky

Institution DLR SM-ES

Adresse Bunsenstrasse 10, 37073 Goettingen

Telefon 0551-709-2882

Telefax 0551-709-2811

weitere Partner DLR SM-TS, DASA

Thema

Boundary Layer Transition on a Swept Cylinder at Hypersonic Speeds

Ausgangssituation

The understanding and prediction of boundary layer transition at hypersonic speeds is very important for the successful development of hypersonic vehicles with regard to thermal protection, drag and engine inlet design. But we do not understand transition phenomena sufficiently, especially for highly three dimensional boundary layers that develop on swept wings, because of the lack of detailed experimental investigations at hypersonic speeds.

Ziel

We are focusing our research on boundary layer transition in the vicinity of the leading edge of a swept wing at hypersonic speeds. Our objective is to identify the following:

- the transition process due to leading edge contamination and/or cross-flow instability,
- the effects of Reynolds number, Mach number, sweep angle and surface roughness,
- the validity of the criteria which has been proposed at hypersonic speeds.

Lösungsweg

Transition is being studied on swept cylinders utilizing the short duration hypersonic Ludwig-tube wind tunnel of DLR. In order to observe the characteristics of the boundary layer, we apply the liquid crystal and oil flow techniques. In a second phase hot-films will be employed to identify the characteristics of disturbances developing along the surface of the cylinders.

Ergebnis

Experiments were conducted at Mach numbers of $M_\infty=5$ and 7 for 3 cylinders with and without end plates with sweep back angles of 30, 45, and 60 degrees, respectively. The Reynolds number based on the diameter of the cylinders, Re_D , was 0.3×10^6 to 1.2×10^6 for $M_\infty=5$, and 0.1×10^6 to 0.3×10^6 for $M_\infty=7$. It was found that the critical Re_D of attachment line transition increased as the sweep back angle increased and that the value was somewhat higher than the one due to Poll's criteria for large disturbances in the case of high sweep back angles. The disturbances were introduced by end plates.

Figure 1 shows one of the results of the transition process on the attachment line, visualized by liquid crystals. The sweep angle is 45° , end plates are off, M_∞ is 5, and Re_D is 0.60×10^6 . We can see the attachment line transition and the fine streak pattern as well as turbulent wedges in the laminar flow region upstream of the transition point.

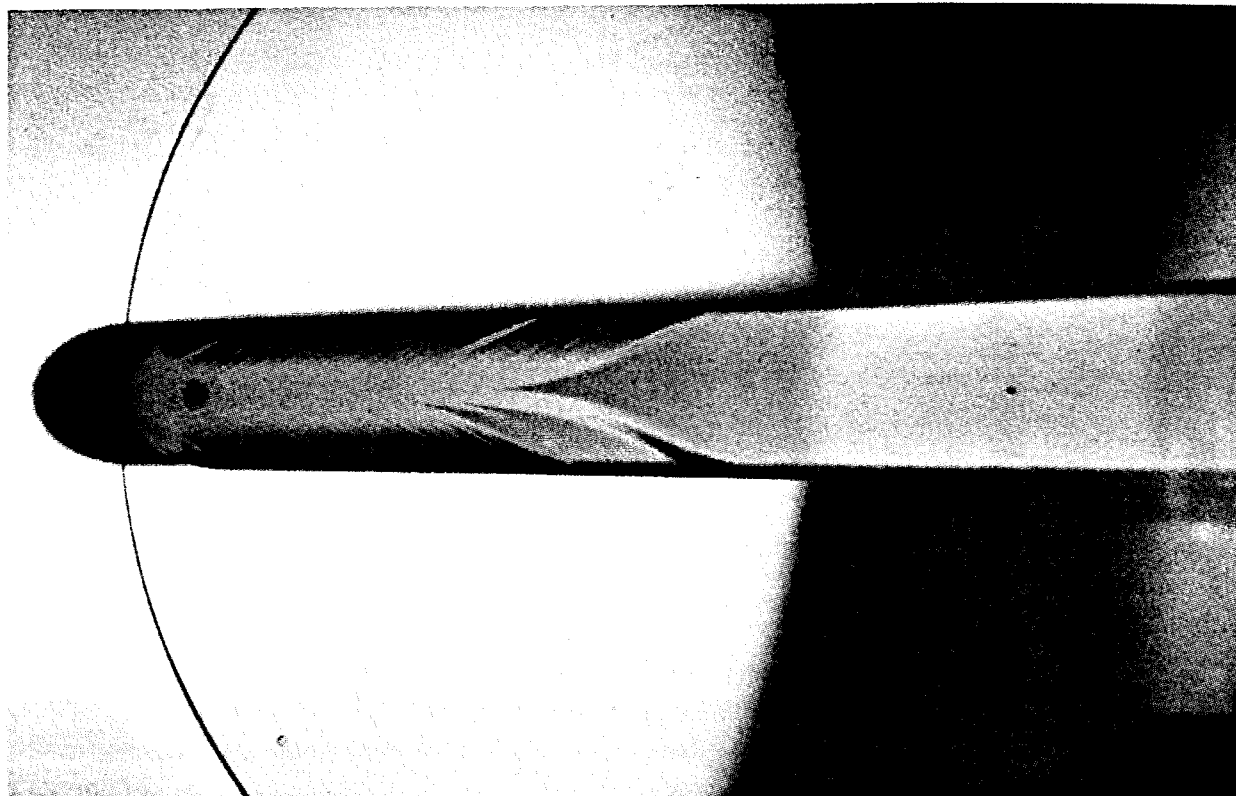


Figure 1

Literatur

weiteres Vorgehen

In a second phase, we will apply the hot-film technique to identify the characteristics of disturbances developing due to leading edge contamination and cross-flow instability. Furthermore, the effects of surface roughness, wall temperature and free stream disturbances will be investigated experimentally.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Hyperschall

Ansprechpartner

H. Olivier

Institution

RWTH Aachen

Adresse

Stoßwellenlabor

Templergraben 55,

5100 Aachen

Telefon

0241/804606

Telefax

0241/806400

weitere Partner

Thema

Erste Kalibrierergebnisse einer konturierten Düse für den Aachener Stoßwellenkanal TH 2

Ausgangssituation

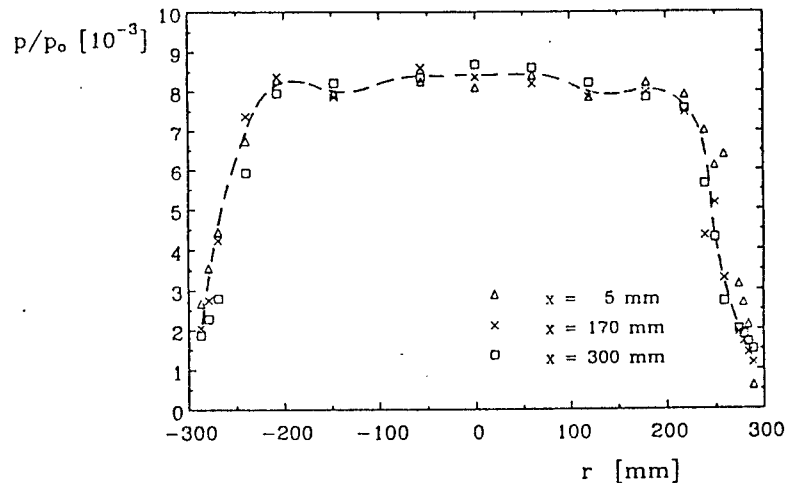
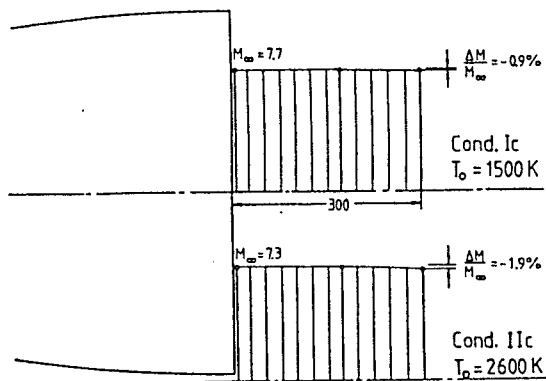
Bisher stand nur eine Kegeldüse für den Aachener Stoßwellenkanal zur Verfügung, die aufgrund ihrer Kegelform in der offenen Meßstrecke zum Teil erhebliche Machzahlgradienten in Strömungsrichtung erzeugte. In einem aufwendigen Auswerteverfahren mußte der Einfluß dieser Strömungsgradienten korrigiert werden.

Ziel

Durch Verwendung einer konturierten Windkanaldüse sollen diese störenden Gradienten in der Anströmung minimiert werden.

Lösungsweg

Mit Hilfe eines Charakteristikenverfahrens /1/ für 2-dimensionale rotations-symmetrische Strömungen wurde unter Berücksichtigung der auftretenden Realgaseffekte eine reibungsfreie Düsenkontur ermittelt. Eine anschließend durchgeführte Grenzschichtkorrektur berücksichtigt den Einfluß der Reibung an der Düsenwand. Die Herstellung der Düse erfolgte auf einer NC-gesteuerten Drehmaschine. Die Gesamtlänge beträgt 2,80 m, der Austrittsdurchmesser 586 mm und der Düsenkehlndurchmesser 37 mm. Die Düse wurde in zwei Teilen zu je 1,40 m Länge gefertigt.



Die Bilder zeigen Ergebnisse erster Eichmessungen, die mit der konturierten Düse durchgeführt wurden /2/. Bei 1500 K Ruhetemperatur beträgt die Machzahlabnahme in der Meßstrecke 0,9 % (zum Vergleich Kegeldüse $\frac{\Delta M}{M} = 6,9\%$). Bei 2600 K wurde eine Abweichung der Machzahl in Strömungsrichtung von 1,9 % (Kegeldüse $\frac{\Delta M}{M} = 6,6\%$) ermittelt. Die Pitotdruckverteilung in radialer Richtung ist für drei Positionen hinter dem Düsenaustritt im rechten Bild dargestellt. Daraus ergibt sich ein nutzbares Meßvolumen von etwa 300 mm Durchmesser und 300 mm Länge.

Literatur

- /1/ Ritzerfeld, E.: Computation and design of a contoured nozzle for the Aachen shock tunnel TH 2, RWTH Report 87/CNES/3329, 1990.
- /2/ Olivier, H., Vetter, M., Grönig, H.: Calibration of the contoured nozzle for the Aachen shock tunnel TH 2, RWTH Report H-NT-1415-1-HPD, 1992.

weitere Vorgehen

Es ist geplant, den Einsatzbereich der konturierten Düse zu ähnlich hohen Stautemperaturen wie für die Kegeldüse (bisher $T_{0\max} = 4800$ K) auszuweiten.

Mitteilung

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

weitere Partner *current address

von Kaman Institute for Fluid Dynamics Chaussée de Waterloo, 72 B-Rhode Saint Genèse-Belgium	Telefon (02) 358 19 01 Telefax (02) 358 28 85
--	--

Thema

Couette Strömung eines dissoziierenden zweiatomigen Gases

Ausgangssituation

Die bisherigen Untersuchungen zur Couette Strömung werden fortgesetzt [1] um grundlegende numerische und physiko-chemische Aspekte chemisch reagierender Hyperschallströmungen besser zu verstehen. Die bei früheren Arbeiten aufgetretenen numerischen Schwierigkeiten wurden analysiert und überwunden mit verbesserten Mehrfach-Schieß-Methoden (MSM), die in Zusammenhang mit der Optimierung von u.a. Wiedereintrittstrajektorien entwickelt wurden [Ref. 13 in 2].

Ziel

Besseres Verständnis der auftretenden physiko-chemischen Effekte in Hochtemperaturgasdynamik und Abschätzung der Einflüsse von verschiedenen Daten und Modellen bezüglich Transportkoeffizienten und Reaktionskinetik etc. auf Wärme- und Stoffaustausch bzw. Reibungswiderstand.

Lösungsweg

Die bisherigen Ergebnisse für Sauerstoff und Stickstoff wurden erzielt mit Hilfe von IMSL-Routinen die bei höheren Dissoziationsgraden wegen steigender Steifigkeit der Differentialgleichungen versagten. Die neuen MSM führten dagegen durch verbesserte Newton-Iteration auch bei fast singulären Jacobi-Matrizen des Differentialgleichungssystems zur Konvergenz der Lösungen [2].

Ergebnis

Die im vorigen Workshop berichteten Parameterstudien zur Hyperschall-Couette-Strömung werden fortgesetzt. Neuere Ergebnisse zur Verbesserung der numerischen Methode (die jetzt den gesamten Temperaturbereich von verschwindender Dissoziation bis zur vollständigen Dissoziation abdeckt) und zum Einfluß der Modelle für die Transportkoeffizienten und der wohl bekannten Streuung der experimentellen Daten zur Reaktionskinetik wurden erzielt.

Bild 1 illustriert den Einfluß der bekannten Variation in experimentellen Korrelationen zur Reaktionskinetik. Trotz der beträchtlichen Unterschiede in Rekombinationskoeffizienten für Wasserstoff beträgt die relative Differenz im Wärmefluß H und im Reibungswiderstand S nur einige Prozentpunkte.

Bild 2 illustriert den Einfluß der Transportkoeffizient-Modellierung durch einen Vergleich von H und S gerechnet z.B. wie in [3] mit konstanten Pr -, Le -Zahlen und mit allgemeineren Transportkoeffizienten für das O_2 - O Gemisch. Die Quantitative Unterschiede bis zu 50% bei höheren Geschwindigkeiten scheinen im Hinblick auf die starken Vereinfachungen in [3] akzeptabel zu sein. Aber es ist vom konservativen Sicherheitsstandpunkt des Entwurfverfahrens unbefriedigend, daß die Pr -, Le -konstanten Werte von H und S jeweils die allgemeineren Werte unterschätzen.

LANGAN-JACHIMOWSKI2

COHEN-JACHIMOWSKI1

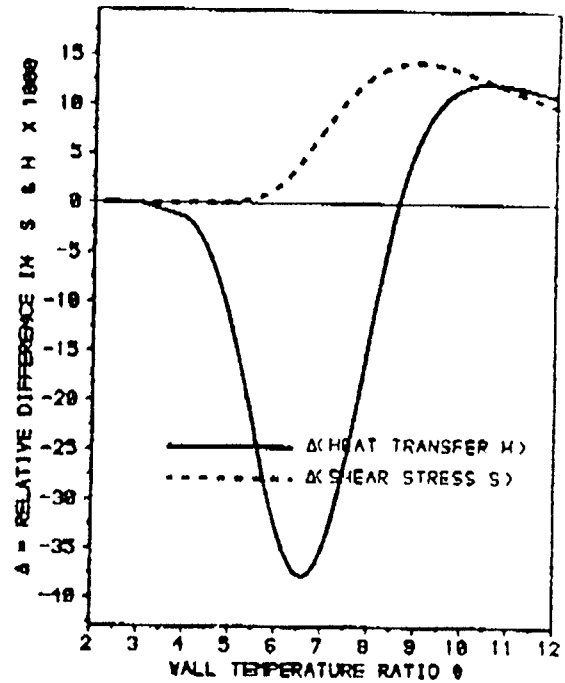
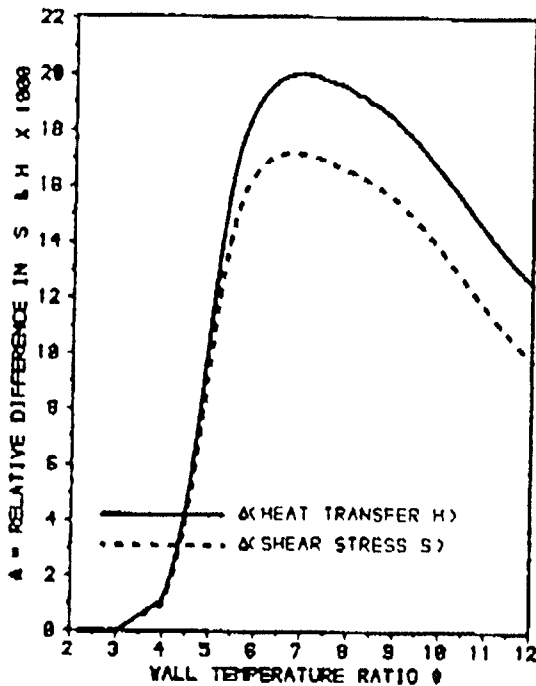
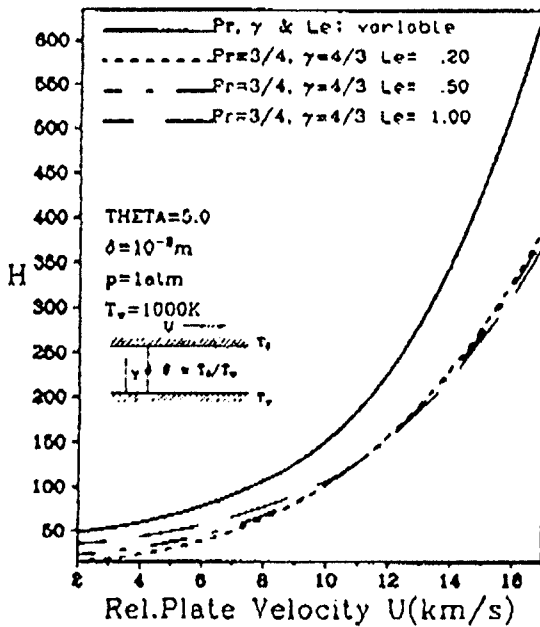
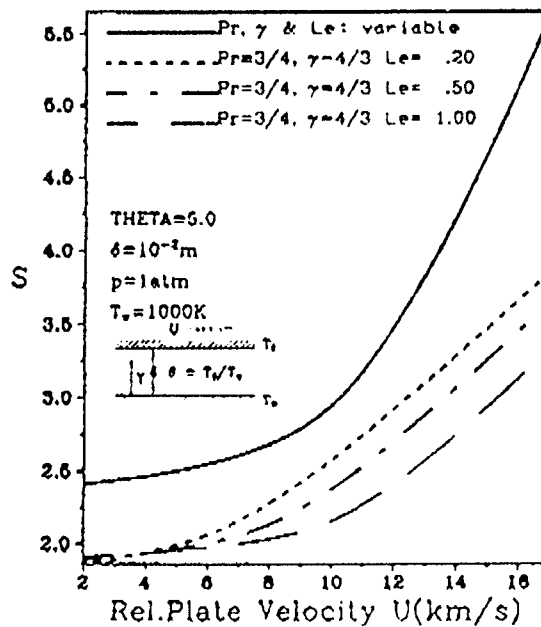


Bild 1 - Einfluß der kinetischen Daten zur H_2 -Dissoziation : relative Differenz in H and S als Funktion des Wandtemperaturverhältnisses θ



(a)



(b)

Bild 2 - Einfluß der Transportkoeffizient Modellierung
(a) Wärmefluß $H(U)$; (b) Reibungswiderstand $S(U)$

Literatur

- [1] G.S.R. Sarma, "Weitere Ergebnisse zur Hyperschall Couette Strömung", Institutsbericht TS 1992, DLR IB 221-92 A 34, Herausgeber: W. Kordulla, 1993.
- [2] G.S.R. Sarma, "On the numerical analysis of chemically reacting hypersonic flows", Proc. IUTAM Symp. on Aerothermochemistry of Spacecrafts and Associated Hypersonic Flows, Marseille, France, Sept 1-4 1992, Editor : R. Brun, Berlin, Springer-Verlag 1993 (to be published).
- [3] J.F. Clarke, "Energy transfer through a dissociated diatomic gas in Couette flow", JFM, Vol. 4, pp 441-465, 1958

weiteres Vorgehen

Einfluß von Randbedingungen und anderen Modellen wird untersucht

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Hyperschall

Ansprechpartner

R. Schwane / J. Muylaert

Institution

ESA / ESTEC

Adresse

Postbus 299

Tel: 311719 84370

2200AG Noordwijk, NL

Fax: 311719 85421

weiter Partner

Thema

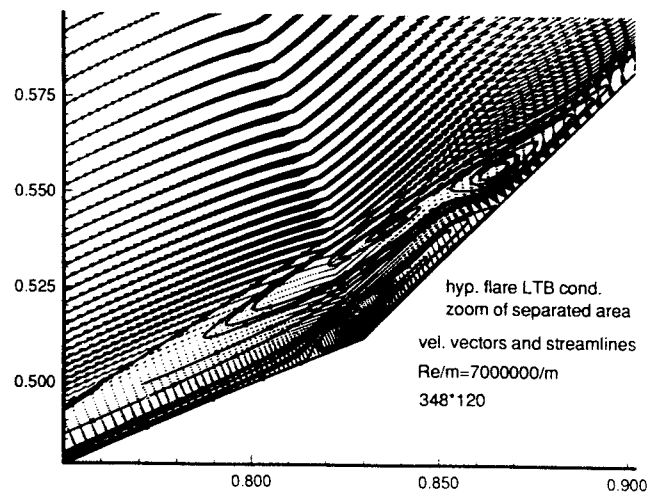
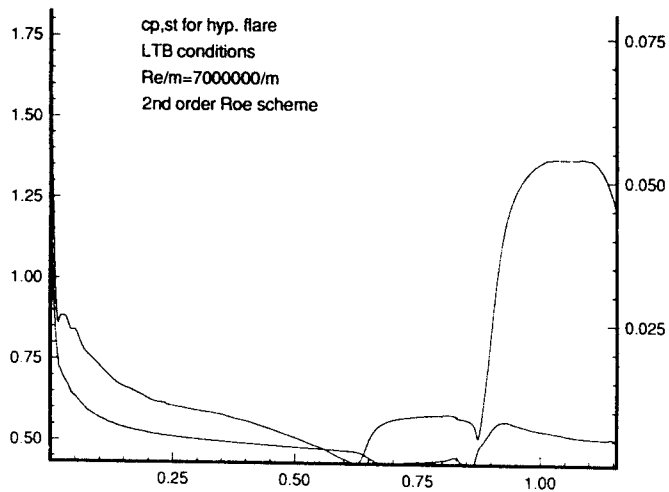
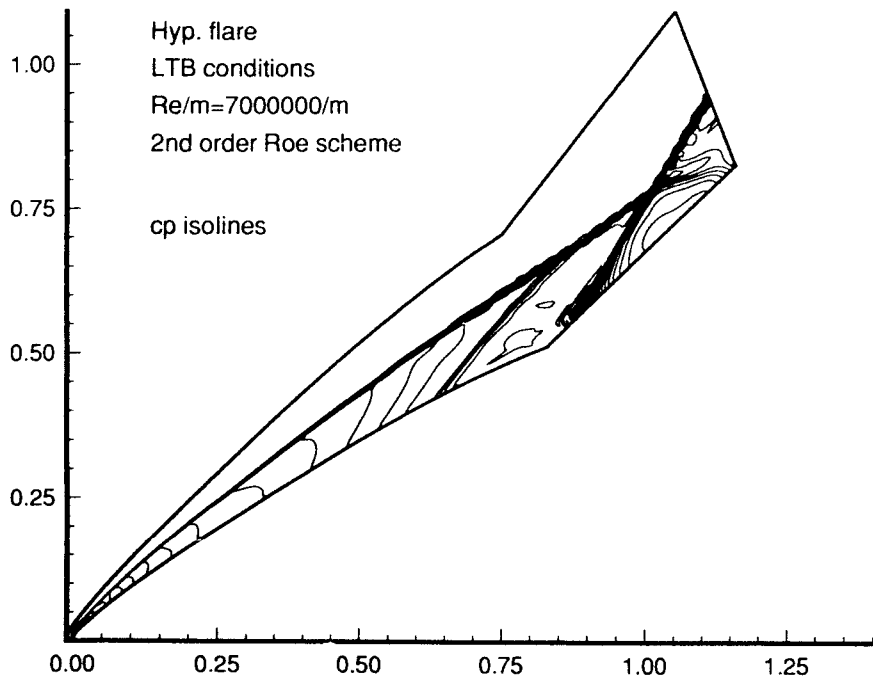
Numerische Simulation von Stoss-Grenzschicht Wechselwirkungen und deren Auswirkung auf den Wirkungsgrad von aerodynamischen Kontrollelementen

Ausgangssituation

Bei der Umstroemung von aerodynamischen Kontroll-elementen, wie etwa Klappen, besteht ein enger Zusammenhang zwischen der erwuenschten mechanischen Reaktion und den auftretenden thermischen Lasten. Da die beim Wiederanlegen von lokal abgeloeften Stroemungen auftretenden Temperaturen sehr dicht an den aus Materialgruenden tolerierbaren liegen, ist ein genaues Verstaendnis der komplexen abgeloeften Stroemung erforderlich. Weiterhin muss der Einfluss realen Gasverhaltens (chem. Nichtgleichgewicht) auf die Stroemung untersucht werden.

Loesungsweg

- Loesung der 2d / 3d Navier-Stokes Gleichungen fuer perfektes Gas und Gas im chem. und therm. Non-equilibrium
- Definition einer axialsymmetrischen Modellgeometrie: Hyperboloid-flare
- implizite Upwind Loesungsmethode
- unfaktorisiertes Relaxationsschema
- besondere Beachtung von Genauigkeitsaspekten der viskosen Loesung:
 - Gitterkonvergenz
 - Einfluss der upwind Diskretisierung



Literatur

R. Schwane, J. Muylaert: Design of the Validation experiment:
Hyperboloid flare. Document YPA/1256/RS; June 6, 1992

weiteres Vorgehen

-Validation der Non-equilibrium Simulation mit Experimenten von F4
und HEG

Mitteilung

Projektgruppe Hyperschall
/Fachkreis

Ansprechpartner M. Simen, V. Wendt

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2296
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner U. Dallmann, F.-R. Grosche, P. Krogmann
DLR, Institut für Strömungsmechanik, Göttingen

Thema **Lokale und nichtlokale Instabilitätstheorie**
im Vergleich mit Instabilitätsexperimenten im Rohrwindkanal Göttingen

Ausgangssituation

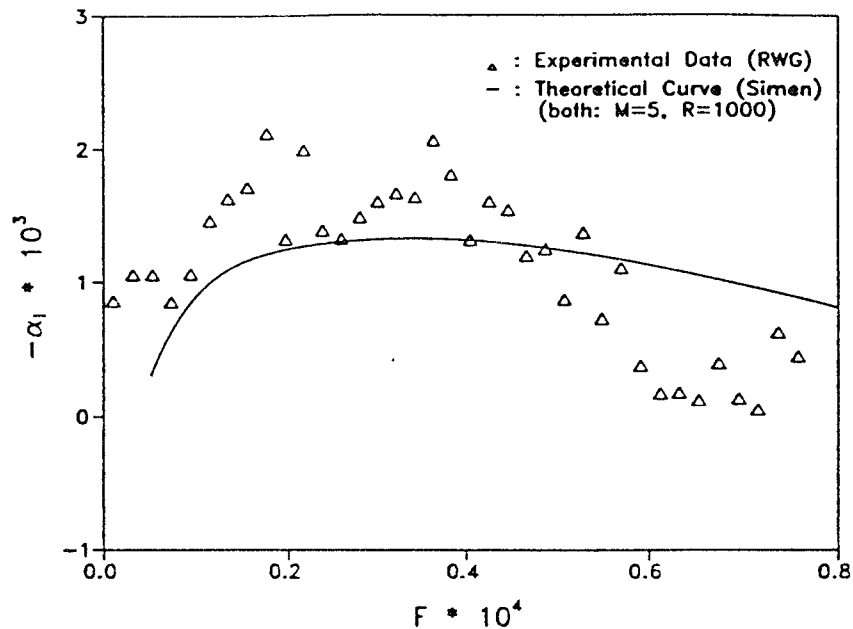
In einer Reihe von Veröffentlichungen z.B. [1],[2],[3] wurde eine nichtlokale Stabilitätstheorie vorgestellt, welche unterschiedliche Instabilitätsformen kompressibler und hypersonischer Grenzschichtströmungen in einer vereinheitlichten Formulierung modelliert und die räumliche Veränderung der Grund-, Störströmung sowie der Geometrie berücksichtigt. Die lokale Stabilitätsanalyse der hypersonischen Kegelumströmung ergab im Bereich der sogenannten zweiten Instabilitätsform (Mode) nahe Übereinstimmung mit Ergebnissen der Stabilitätsexperimente von Stetson, während im Bereich der ersten Mode deutliche Abweichungen bestanden. Parallel hierzu wurden in diesem Jahr erstmals im RWG Messungen zur Instabilität der Strömung längs einer ebenen Platte bei Mach 5 durchgeführt[4].

Ziel

Die Ergebnisse der Messungen im RWG sollen mit denen der lokalen und nichtlokalen Stabilitätsanalyse insbesondere im Bereich der ersten Mode verglichen werden, um Einflüsse auf die Störungsanfachung nach Theorie und Experiment quantitativ bewerten zu können.

Lösungsweg/Ergebnis

Zunächst werden aus dem Experiment ermittelte Anfachungsspektren mit denen der lokalen Stabilitätsanalyse von Ähnlichkeitslösungen verglichen. Hierzu wird für jede Frequenz die Welle mit der Ausbreitungsrichtung mit maximaler Anfachung nach der räumlichen Stabilitätstheorie ermittelt. Wie im Bild zu erkennen approximiert die lokale Theorie die Meßdaten überraschend gut. Die Abweichungen im Bereich höherer und tieferer Frequenzen könnten auf nichtlokale Einflüsse zurückzuführen sein, da sich bei früheren Rechnungen am Kegel im oberen Frequenzbereich verringerte und bei tieferen Frequenzen erhöhte Anfachungsraten ergaben. Auch die Wechselwirkung zwischen reibungsfreier und reibungsbehafteter Strömung kann einen stabilisierenden Einfluß auf die Störungsanfachung haben, s.[2].



Spektrum räumlicher Anfachungsraten der instabilen, hypersonischen Strömung längs einer ebenen Platte bei M=5, R=1000.

Literatur

- [1] Simen, M., Local and Nonlocal Stability Theory of Spatially Varying Flows. In: Instability, Transition and Turbulence, M.Y. Hussaini, A. Kumar, C. L. Street Hsg., Springer-Verlag, S. 181-201, 1992.
- [2] Simen, M., Lokale und Nichtlokale Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen. Dissertation Universität Stuttgart, DLR FB 93-31, 1993.
- [3] Simen, M., Dallmann U., Nonlocal vs. Local Instability of Compressible Flows Including Body Metric, Flow Divergence and 3D-Wave Propagation. AIAA 93-2982.
- [4] Wendt, V., Kreplin, H., Höhler, G., Grosche, F., Krogmann, P., Simen, M., Planar and Conical Boundary Layer Stability Experiments at Mach 5. AIAA 93-5112.

weiteres Vorgehen

Die räumliche Entwicklung von Störwellen der ersten und zweiten Mode sollen nach der nichtlokalen Stabilitätstheorie berechnet und mit Meßdaten verglichen werden. Die Untersuchungen werden auch am spitzen Kreiskegel durchgeführt. Hierbei soll der Einfluß reibungsfrei/reibungsbehafteter Wechselwirkung berücksichtigt werden. Schließlich sollen nichtlineare Transitionsstadien experimentell und mittels einer nichtlokalen, nichtlinearen Stabilitätstheorie untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. J. Stilla

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Transitionsvorhersage für zweidimensionale, hypersonische
Grenzschichtströmungen entlang einfacher Prinzipkonfigurationen

Ausgangsposition

Für zukünftige Entwürfe hypersonischer Fluggeräte wie z.B. Sänger ist es unerlässlich die Wärmebelastung vorhersagen zu können. Dieses Problem steht in unmittelbarem Zusammenhang mit dem laminar/turbulenten Umschlag der Grenzschicht.

Ziel

Es soll eine ingenieurgemäße Vorgehensweise zur Abschätzung der Transitionslage auf hypersonischen Fluggeräten mit Hilfe vorhandener Verfahren entwickelt bzw. validiert werden.

Lösungsweg

Die Transitionslage wird mit der e^N -Methode berechnet. Grundlage für die Anwendung dieser Methode ist die Berechnung einer stationären, laminaren Grundströmung sowie eine Stabilitätsanalyse derselben.

Die Grundströmung wird mit einem Euler-/Grenzschichtverfahren berechnet. Dieses Vorgehen hat vor allen Dingen bezüglich der geforderten Effizienz der Vorgehensweise Vorteile gegenüber Navier-Stokes Verfahren. Die Berechnung der reibungslosen Strömung wird mit dem Finite-Volumen Euler Verfahren CEVCATS [1], die Berechnung der Grenzschichtströmung mit dem Finite-Differenzen Verfahren SOBOL durchgeführt [2]. Dabei ist zu beachten, daß SOBOL Grenzschichteffekte 2. Ordnung berücksichtigt. Auf diesem Wege ist es möglich z.B. die sich bei super- bzw. hypersonischer Umströmung eines stumpfen Körpers entwickelnde Entropieschicht geeignet zu berechnen. Beide Verfahren sind mittels eines Transpirationsprinzips gekoppelt, so daß der Verdrängungseffekt der Grenzschicht auf die reibunglose Strömung ebenfalls berücksichtigt wird [3].

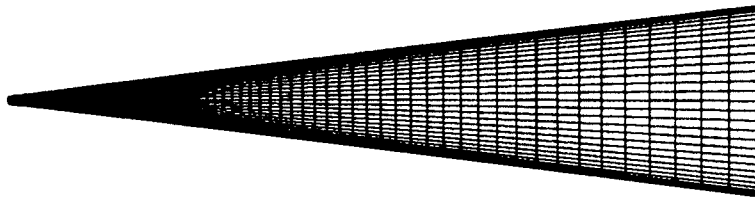
Für Stabilitätsanalyse und N-Faktor Berechnung wird das Verfahren COSMET benutzt [4]. COSMET löst die lokalen, linearen Stabilitätsgleichungen entlang gekrümmter Oberflächen.

Ergebnis

Als erster Testfall für die Validierung des vorgestellten Lösungsweges wurde ein hypersonisch angeströmter, stumpfer, schlanker Kegel gewählt (s. Bild 1).

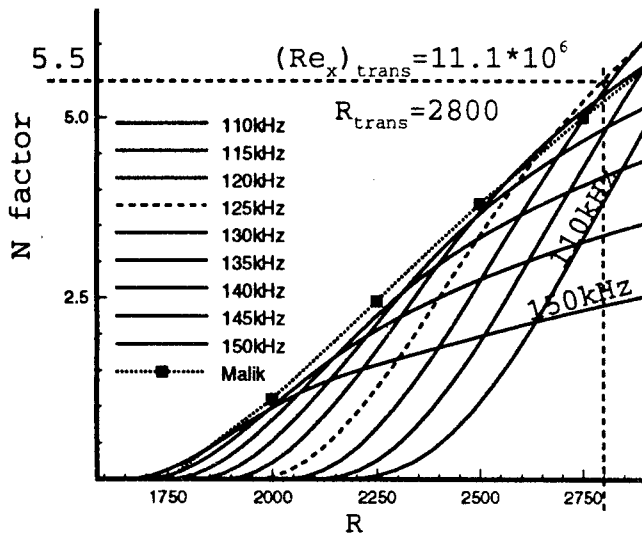
Bild 2 zeigt, daß die auf der Basis der Euler-/Grenzschichtrechnung berechneten N-Faktoren der 2. Mode gut mit den von Malik et al. berechneten übereinstimmen. Somit stimmen auch die Transitionsreynoldszahlen für $N=5.5$ sehr gut überein ($Re_x \approx 11.1 \times 10^6$). Der benutzte N-Faktor ist das Ergebnis theoretischer Untersuchungen, die Malik et al. auf der Basis der von Stetson durchgeführten Stabilitätsexperimente unternommen haben (Quellen dazu s. [5,6]).

Die Differenz zu der von Stetson geschätzten Transitionslage ($Re_x \approx 13 \times 10^6$) beträgt ca. 15%.



$$\begin{aligned} R_{NASE} &= 0.00381 \text{ m} & \alpha &= 0^\circ \\ R_{NASE}/L &= 0.00375 & Ma_\infty &= 8 \\ \Theta_c &= 7^\circ & T_\infty &= 54.348^\circ \text{K} \\ & & p_\infty &= 413.6 \text{ Pa} \\ & & Re_\infty &= 31250 \end{aligned}$$

Bild 1 Stumpfer, schlanker Kegel (adiabate Wand)



$$N_{\text{Malik}} = 5.5$$

$$R_{\text{trans, Malik}} \approx 2800$$

$$Re_{x, \text{trans, Malik}} \approx 11.1 \times 10^6$$

$$Re_{x, \text{trans, Stetson}} \approx 13 \times 10^6$$

$$Re_x = \frac{u_e \cdot b}{\nu_e}$$

$$R = \frac{u_\infty \cdot l_\infty}{\nu_\infty} \quad l_\infty = \sqrt{\frac{\nu_\infty \cdot b}{u_\infty}}$$

Bild 2 N-Faktor Berechnung, 2. Mode, $\Psi=0^\circ$

Für Grundströmung, Stabilitätsanalyse und Transitionsvorhersage wurden ebenfalls umfangreiche Sensitivitätsstudien durchgeführt [6].

Literatur

- [1] Th. Streit, N. Kroll, J. Schöne, 'Finite-Volume discretization for the solution of three-dimensional Euler equations for high speed flows', DLR, Institute of Design Aerodynamics, Braunschweig, IB 129-91/06
- [2] F. Monnoyer, SOBOLEK Mk 2.3 Handbook, DASA-LME211-Aero-MT-NM-931, 30.10.92
- [3] M.J. Lighthill, 'On displacement thickness', J. Fluid Mech. 4 (1958) 383-392
- [4] M. Simen, 'COSMET, a DLR-DORNIER computer program for Compressible Stability analysis with local METRIC', Institute for Theoretical Fluid Dynamics, Göttingen, IB 221-91 A 09
- [5] E. Kufner, U. Dallmann, J. Stilla, 'Instability of hypersonic flow past blunt cones - Effects of mean flow Variations', AIAA 24th Fluid Dynamics Conference, July 6-9, 1993 / Orlando, AIAA 93-2983
- [6] J. Stilla, 'Engineering transition prediction for a hypersonic axisymmetric boundary layer', AIAA/DGLR fifth International Aerospace Technologies Conference, Nov.30-Dec.3, 1993 / Munich, AIAA 93-5114

Weiteres Vorgehen

- Validierung der Vorgehensweise für dreidimensionale, hypersonische Strömungen um einfache Prinzipkonfigurationen (spitzer Kegel)
- Anwendung auf reale Konfigurationen

Mitteilung

Projektgruppe/

H Y P E R S C H A L L

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. A. Van der Velden

Institution DASA Airbus, EF14

Adresse Deutsche Aerospace Airbus GmbH
28183 Bremen

Telefon 0421-538-3802

Telefax 0421-538-4486

weitere Partner Fachabteilungen aus DASA Airbus

Thema Was ist die beste SCT-Aerodynamik ?

Ausgangssituation Heute setzt sich der aerodynamische Entwurf Zielfunktionen wie beste Gleitzahl, geringer Widerstand. Qualitäten wie Tankvolumen, Gewicht werden intuitiv berücksichtigt. Große Erfahrung ist notwendig. Diese Erfahrung fehlt beim SCT.

Ziel Berücksichtigung aller entwurfsbestimmenden Parameter im aerodynamischen Entwurf. Organisation der Zusammenarbeit so, daß die einzelnen Abteilungen in fachlich getrennter Arbeit ihr Wissen nutzen können, ihre Fähigkeiten aber zu einem gemeinsamen Optimum gebündelt werden.

Lösungsweg Direkte numerische Optimierung ermöglicht eine Entwurfsmethode, die zu einer geforderten Mission das beste Flugzeug findet im Sinn einer Zielfunktion, z.B. niedrigste Betriebskosten (D.O.C.). Um die Zusammenarbeit effizient zu gestalten, wird der Entwurfsprozeß in verschiedene Stufen zunehmender Detaillierung aufgeteilt.

Im ersten Schritt wird ein globales Modell der Flugzeugleistung optimiert. Alle Fachabteilungen stellen Module zur Verfügung, die schnell, physikalisch korrekt und robust die Machbarkeitsgrenzen innerhalb der fachlichen Zuständigkeit abschätzen. So werden die Hauptparameter bestimmt (z.Zt. 20 - 30). Daraus folgen z.B. aerodynamische Vorgaben wie die Gleitzahl im Reiseflug.

Im nächsten Schritt muß die Aerodynamik eine detaillierte Oberfläche erstellen, die die geforderte Gleitzahl möglichst gut erreicht. Dabei werden die Hauptparameter (Dicke, Pfeilung, Fläche, ...) konstant gehalten.

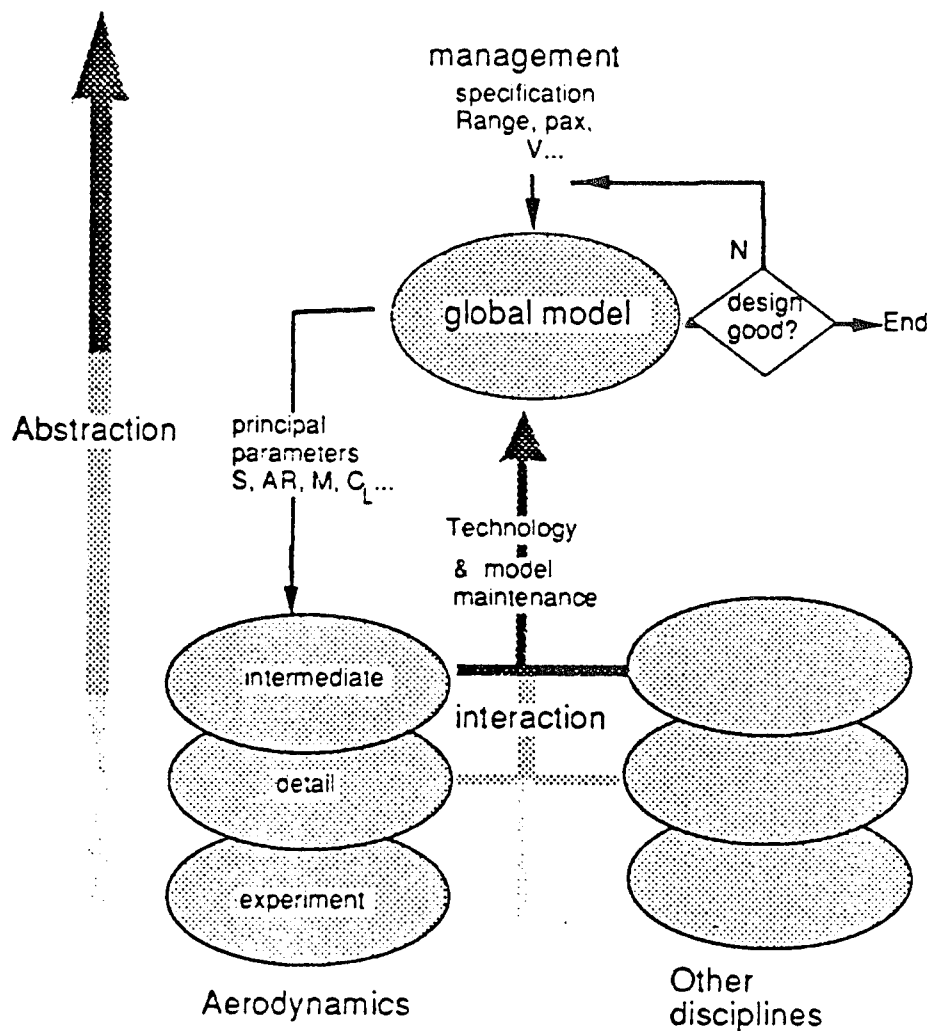
Die Abweichung zwischen geforderter und erreichter Gleitzahl geht im nächsten Iterationsschritt als Korrekturfaktor ins globale aerodynamische Modell ein.

Die Methode wurde angewandt auf den Entwurf zwei grundsätzlich verschiedener SCT-Konzepte (SCT: Überschall-Verkehrsflugzeug): Arrow-Wing und Oblique Flying Wing (OFW).

In diesem Sinn ist die beste Aerodynamik die, welche zu den niedrigsten Betriebskosten führt und nicht z.B. ausschließlich zur besten Gleitzahl.

Datum

15.09.93



Overview of the Design Process

Literatur

- A. Van der Velden Aerodynamic Design and Synthesis of the Oblique Flying Wing Supersonic Transport.
PhD-thesis Stanford University, Dept. Aero Astro SUDAAR 621, June 1992
- A. Van der Velden Multi-Disciplinary SCT Design Optimization
AIAA 93-3931, AIAA Aircraft Design, Systems and Operations Meeting, Aug. 11-13, 1993, Monterey, CA, USA

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. L.Wald, Dipl.-Ing. J.Hildebrand, Prof. Dr.-Ing. W.Nitsche, Prof. Dr.-Ing. C.Haberland	
Institution	Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin	
Adresse	Sekr. F2, Marchstr 12 10587 Berlin	Telefon (030) 31423093 Telefax (030) 31422866
weitere Partner		
Thema	Gekoppelte Berechnung der instationären Temperaturfelder von Hyperschallgrenzschichten und Strukturen	
Ausgangssituation	Bei der Umströmung von Hyperschall/Wiedereintrittsflugkörpern liegt im allgemeinen eine starke thermische Strömung/Struktur-Interaktion vor. Zur Berechnung der dabei in der Strömung und in der Struktur entstehenden instationären Temperaturfelder besteht daher die Notwendigkeit einer gekoppelten Behandlung beider Bereiche. Aufgrund der bei Hyperschallflügen herrschenden hohen Temperaturen müssen auch die daraus resultierenden Einflüsse auf die Strömung (Realgaseffekte) und Struktur (nichtlineare Stoffeigenschaften) berücksichtigt werden.	
Ziel	Zur Simulation der instationären Temperaturfelder in Hyperschallströmungen und Strukturelementen werden numerische Verfahren zur Strömungs- und Strukturberechnung miteinander gekoppelt. Dabei soll insbesondere auch der Einfluß der hohen Temperaturen auf die Strömung (Dissoziations- und Ionisationsvorgänge) und die Struktur (nichtlineare Stoffeigenschaften, Oberflächenwärmestrahlung) berücksichtigt werden.	
Lösungsweg	Die numerische Kopplung von Strömungs- und Strukturverfahren kann sowohl iterativ als auch direkt (simultan) erfolgen. Während bei der iterativen Lösung die Einzelverfahren sukzessive durchlaufen werden, werden bei der direkten Lösung die Energiegleichungen beider Verfahren gemeinsam für das ganze Temperaturfeld gelöst. Im vorliegenden Fall werden für die iterative Lösung auf der Strömungsseite ein FDM-Grenzschichtverfahren und auf der Strukturseite ein FEM-Verfahren eingesetzt. Bei der direkten Lösung soll auf der Strömungsseite ein Navier-Stokes-Verfahren eingesetzt werden.	

Ergebnis

Es wurde eine Reihe von Berechnungen mit Hilfe des iterativen gekoppelten Strömungs/Struktur-Verfahrens durchgeführt. Die Berechnungsmodelle beziehen sich sowohl auf Unterschall- als auch auf Hyperschallströmungen. Bei der Berechnung von Hyperschallströmungen wurde ein qualitativer Vergleich der resultierenden Temperaturprofile in der Strömung und in der Struktur durchgeführt, die jeweils nach einer Idealgasannahme (mit eingefrorenen Eigenschaften) und der Annahme des thermischen und chemischen Gleichgewichts bestimmt wurden (Bild 1). Der Verlauf der Strukturtemperaturen nach den zwei Gasmodellen ist als Funktion der Zeit in Bild 2 verdeutlicht.

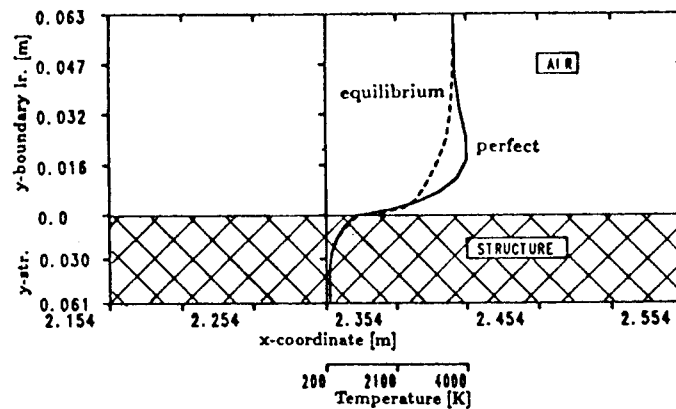


Bild 1. Temperaturprofile, berechnet nach unterschiedlichen Gasmodellen

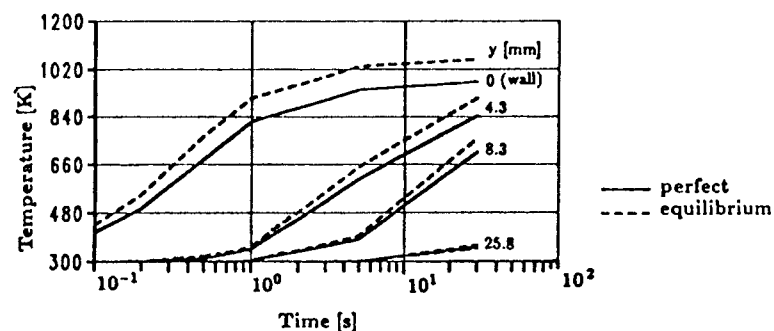


Bild 2. Temperaturänderung in der Teststruktur als Funktion der Zeit

weiteres Vorgehen

Entwicklung eines gekoppelten numerischen Verfahrens, in dem ein Navier-Stokes-Verfahren mit dem Strukturverfahren gekoppelt wird. Dabei sollen die Energiegleichungen für Strömung und Struktur direkt (simultan) für das gesamte Temperaturfeld aufgelöst werden.

Literatur

Nitsche, W. and Wald, L.: "Numerical Simulation of Transient Thermal Interaction Between Supersonic Flows and Structures", Numerical Methods in Thermal Problems, edited by Lewis, R.W., Vol. VII, Peniridge Press (U.K.), 1991

Hildebrand, J. Wald, L., Haberland, C. and Nitsche, W.: "Coupled Analysis of Transient Temperature Fields in Flow and Structure", "Numerical Methods in Thermal Problems, Vol VIII, 1993

Datum

August 1993

AG STAB

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	V. Wendt, M. Simen	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551/709-2277 Telefax 0551/709-2829
weitere Partner	U. Dallmann, F.-R. Grosche, P. Krogmann DLR, Institut für Strömungsmechanik	

Thema

Experimentelle und theoretische Untersuchungen zur Instabilität und Transition in Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Trotz der Tatsache, daß schon seit mehreren Jahrzehnten an dem Problem der Transition bei Über- und Hyperschallströmungen gearbeitet wird, sind die physikalischen Mechanismen, die zum laminar-turbulenten Umschlag der Grenzschicht führen, noch immer nicht hinreichend verstanden. Bisherige Messungen des Transitionsortes zeigen eine große Streubreite der Transitionsreynoldszahlen, die in unterschiedlichen Versuchsanlagen bei konstanter Machzahl gemessen wurden. Insbesondere hat sich gezeigt, daß unter Freiflugbedingungen die größten Transitions-Reynoldszahlen auftreten. Neben einer Vielzahl von Parametern, wie Machzahl, Einheits-Reynoldszahl, Oberflächenrauigkeiten, um nur einige zu nennen, spielt die Strömungsqualität der benutzten Versuchsanlage eine entscheidende Rolle bei der Lage des Transitionsortes.

Hitzdrahtmessungen in der laminaren Grenzschicht einer ebenen Platte [1] und eines längsangeströmten Hohlzylinders [4] haben nicht die von der linearen Stabilitätstheorie [2] vorhergesagte Dominanz der hochfrequenten zweiten Instabilitätsmode bestätigt. Allerdings wurde eine Anfachung von Störungen mit relativ kleinen Frequenzen beobachtet, die teilweise in Frequenzbändern lagen, die laut linearer Stabilitätstheorie stabil sein sollten. Im Gegensatz dazu hat sich bei Messungen an einem Kegel [4] eine starke Anfachung im Bereich der zweiten Mode gezeigt, in Übereinstimmung mit neueren theoretischen Ergebnissen [3].

Ziel

Detaillierte Hitzdrahtmessungen in der laminaren Grenzschicht einer ebenen Platte und eines Kreiskegels sollen helfen, einen tieferen Einblick in die physikalischen Prozesse zu bekommen, die für den Umschlag der Grenzschicht verantwortlich sind. Insbesondere soll die Frage geklärt werden ob die festgestellten Unterschiede zwischen Experiment und Theorie eine Eigenheit der ebenen Grenzschichtströmung sind, oder ob eine Windkanalumgebung mit hohem Störpegel zwar ebene, aber keine konischen Grenzschichten beeinflusst.

Lösungsweg

Zuerst war es nötig die Meßtechnik (Hitzdrahtanemometrie, Drucksensoren) zur Messung von instationären Vorgängen hoher Frequenzen unter den Versuchsbedingungen des Rohrwindkanals (RWG) zu entwickeln und zu erproben. Im Anschluß daran wurden umfangreiche Messungen der Strömungsqualität sowie Grenzschichtmessungen an einer ebenen Platte im RWG bei $Ma=5$ durchgeführt. Parallel dazu wurde erstmals eine Stabilitätsanalyse für die im RWG vermessene Konfiguration durchgeführt.

Ergebnis

Im RWG wurden bei einer Machzahl von $Ma=5$ erstmals erfolgreiche, instationäre Hitzdraht- und Druckmessungen durchgeführt [5]. Nach der Entwicklung und Erprobung der Meßtechnik konnte mit systematischen Messungen zur Bestimmung der Strömungsqualität im RWG begonnen werden. Dabei hat sich gezeigt, daß die Schwankungen des Pitotdruckes, des statischen Druckes und des Massenflusses deutlich unter den in anderen, konventionellen Hyperschallwindkanälen [6] gemessenen Werten liegen. Dies weist auf die gute Strömungsqualität im RWG hin.

Grenzschichtmessungen an einer ebenen Platte bei Mach 5 zeigen eine deutliche Anfachung von Störungen im Frequenzbereich der ersten Mode [7]. Die von der Theorie vorhergesagte instabile zweite Mode wurde nicht gefunden. Bild 1 zeigt die Amplitudenspektren der Anemometerspannung in dreidimensionaler Darstellung über der dimensionslosen Plattenauflänge R . Es sind nur Frequenzen bis 50 kHz dargestellt, da sich im ebenfalls untersuchten Bereich bis 250 kHz keine Änderungen

mehr ergaben. Bild 2 zeigt ein Spektrum der räumlichen Anfachungsrate für eine ausgesuchte Plattenposition. Die lokale Theorie approximiert die Meßdaten erstaunlich gut. Die Abweichungen im Bereich höherer und tieferer Frequenzen könnten auf nichtlokale Einflüsse zurückzuführen sein, da sich bei früheren nichtlokalen Rechnungen am Kegel im oberen Frequenzbereich verringerte und bei tieferen Frequenzen erhöhte Anfachungsraten ergaben.

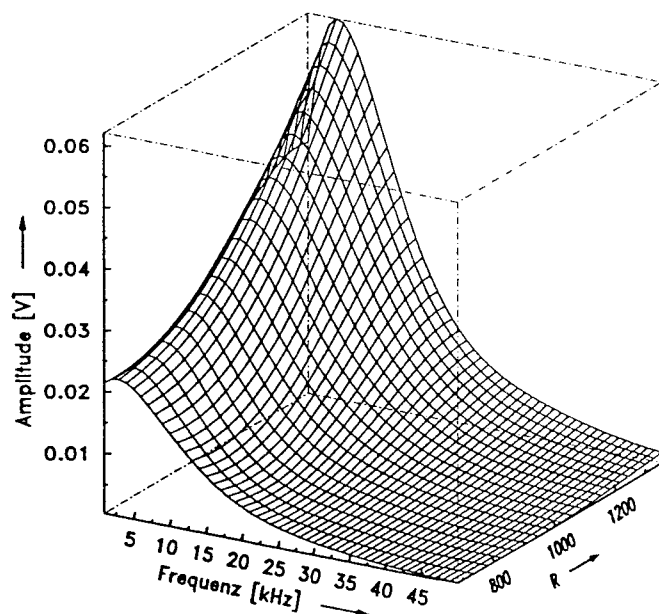


Bild 1: Amplitudenspektren der Anemometerspannung als Funktion der dimensionslosen Lauflänge R

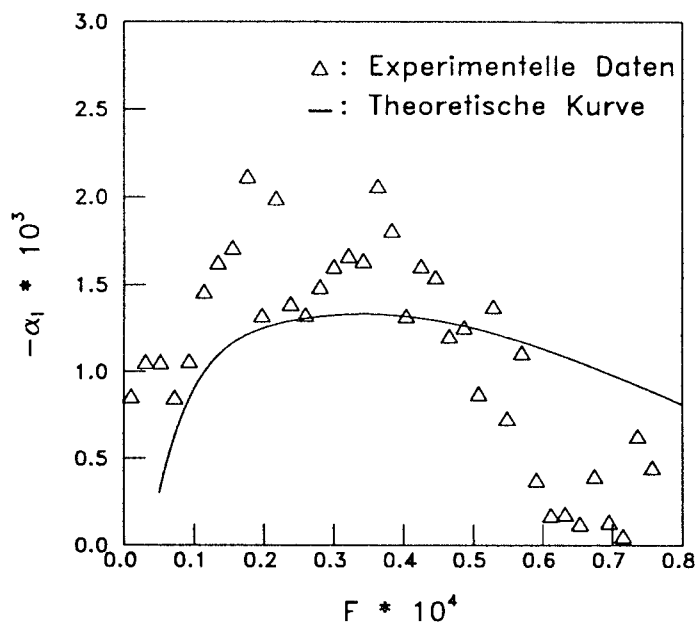


Bild 2: Spektrum räumlicher Anfachungsraten der instabilen, hypersonischen Strömung längs einer ebenen Platte bei $Ma=5$, $R=1000$

Literatur

- [1] Kendall, J. M. *Wind Tunnel Experiments Relating to Supersonic and Hypersonic Boundary Layer Transition* AIAA Jou., Vol. 13, No. 3, 1975
- [2] Mack, L. M. *Boundary-Layer Linear Stability Theory* AGARD R-709, pp. 3-1 - 3-81, 1984
- [3] Simen, M. *Lokale und nichtlokale Instabilität hypersonischer Grenzschichtströmungen* Dissertation Universität Stuttgart und DLR-FB 93-31, 1993
- [4] Stetson, K. F., Kimmel, R. L. *On Hypersonic boundary layer transition* AIAA Paper 92-0737, 1992
- [5] Wendt, V., Höhler, G. *Instationäre Hitzdraht- und Wanddruckmessungen im Rohrwindkanal Göttingen (RWG)* DLR, IB 222-91 A 07, 1991
- [6] Wendt, V. *Bestimmung der Strömungsqualität im Rohrwindkanal Göttingen (RWG)* DGLR-Bericht 92-07, S. 455-458, 1992
- [7] Wendt, V., Kreplin, H.-P., Höhler, G., Grosche, F.-R., Krogmann, P., Simen, M. *Planar and Conical Boundary Layer Stability Experiments at Mach 5* AIAA Paper 93-5112, to appear 1993

weiteres Vorgehen

Grenzschichtmessungen an einem Kegel bei Mach 5 im RWG sowie lokale und nichtlokale Stabilitätsanalysen dazu.

Datum

26. August 1993

Mitteilung

Projektgruppe/ Physikalische Grundlagen
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Hans-Reinhard Berger

Institution Technische Universität Chemnitz, FB Physik

Adresse Reichenhainer Str. 70
 09126 Chemnitz

Telefon (0371) 5614639

Telefax (0371) 5614748

weitere Partner

Thema Instabilitäten viskoelastischer Strömungen

Ausgangssituation

Bei Stabilitätsberechnungen der Taylor-Couette-Strömung viskoelastischer Fluide wird häufig die Frage diskutiert, inwiefern überstabile Moden, d.h. zeitlich periodische Instabilitäten, nach Überschreiten einer kritischen Taylorzahl auftreten können.

Ziel

Am Beispiel der Taylor-Couette-Strömung eines Maxwell-Fluids soll untersucht werden, ob die Annahme des "Wechsels der Stabilität" (Abzweigen einer stationären Strömung nach Überschreiten der Stabilitätsgrenze), die wesentlich einfachere Berechnungen erlaubt, auch für höhere Weissenbergzahlen möglich ist.

Lösungsweg

Es werden lineare Stabilitätsberechnungen für die bekannte zylindrische Couette-Strömung unter Verwendung der viskoelastischen Konstitutivgleichung für das Maxwell-Fluid

$$\tau + We \dot{\tau} = 2D$$

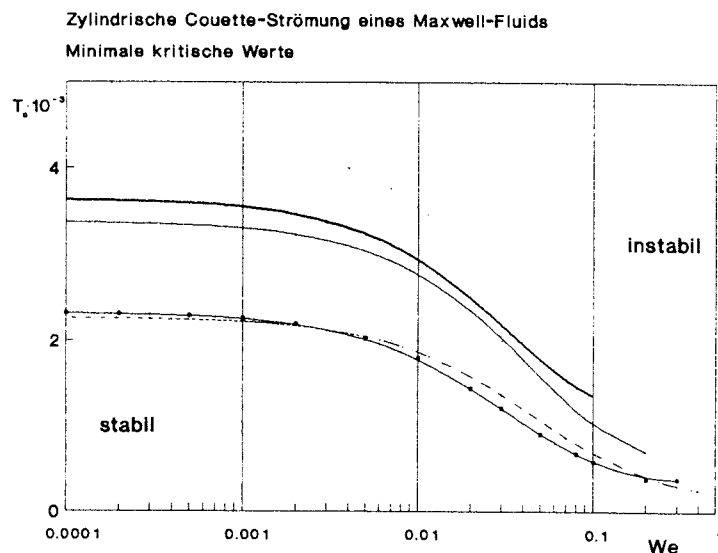
(τ - Spannungstensor, D - Deformationstensor) durchgeführt. Die Weissenbergzahl We ist dabei ein Maß für den Einfluß der Elastizität des Fluids auf die Strömung.

Mit steigender Weissenbergzahl We wird untersucht, ob die Berechnungen unter der Annahme des "Wechsels der Stabilität" noch sinnvolle Resultate für die minimale kritische Taylorzahl liefern.

Ergebnis

Aus der Abbildung ist eine deutliche Zunahme der Instabilität der Strömung mit wachsendem Elastizitätseinfluß zu ersehen. Hingegen hat die Vergrößerung des Spaltes zwischen den Zylindern einen stabilisierenden Einfluß auf die Strömung, da sich bei gleichen Winkelgeschwindigkeitsverhältnissen μ die Schergeschwindigkeit, welche wesentlich den viskoelastischen Einfluß bestimmt, verringert.

Die durchgeführten Stabilitätsrechnungen waren nur bis maximal $We \approx 0.1$ numerisch stabil. Für größere Weissenbergzahlen wurde die Kondition der Matrizen immer schlechter, so daß keine verwertbaren Resultate zu erzielen waren. Diese Eigenschaft der diskretisierten Gleichungen weist auf ein qualitativ grundsätzlich anderes Lösungsverhalten im höheren Weissenbergzahlbereich hin. Außerdem wurden mitunter keine positiven Eigenwerte (Taylorzahlen) gefunden. Aus diesem Grund ist davon auszugehen, daß die Annahme des "Wechsels der Stabilität" in diesem Bereich nicht mehr aufrecht zu erhalten sein wird.



Literatur

Larson, R.G., E.S.G. Shaqfeh, S.J. Muller
J. Fluid Mech., 218(1990), 573

weiteres Vorgehen

Berechnung des vollständigen (komplizierteren) Stabilitätsproblems

Die Arbeiten wurden durch KAI e.V./WIP gefördert.

Mitteilung

Projektgruppe	Mathematische und physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. M. Buschmann, Prof. Dr.-Ing. habil. M. Hackeschmidt		
Institution	FG Experimentelle Strömungs- und Wärmetechnik Institut für theoretische Grundlagen der Fahrzeugtechnik		
Adresse	Technische Universität Dresden Mommensenstr. 13 01062 Dresden	Tel: (0351) 463 6649 Fax: (0351) 463 6651	
Thema	Zur Lösbarkeit der Wirbeltransportgleichung mittels Reihenansätzen im Hinblick auf kohärente Strukturen und inkohärente Turbulenz turbulenter Grenzschichten		
Ausgangssituation	Unbefriedigende Ergebnisse bei der Berechnung turbulenter Grenzschichten führten zur Überlegung, die experimentell und numerisch nachgewiesenen kohärenten Strukturen innerhalb der Grenzschicht bei deren Modellierung zu berücksichtigen.		
Ziel	Gegenstand der vorgestellten Untersuchungen sind Modellansätze zur Beschreibung kohärenter Strukturen turbulenter Plattengrenzschichten beziehungsweise von Teilen dieser Strukturen. Ziel ist es, Erkenntnisse experimenteller Untersuchungen in die von W. Albring entwickelte Lösungsmethode für die Rayleighsche Differentialgleichung einfließen zu lassen. Die Dreidimensionalität der betrachteten kohärenten Strukturen erfordert dabei die Erweiterung und Anwendung dieser Methode auf die komplette Wirbeltransportgleichung.		
Lösungsweg	Grundlage der Untersuchung ist die Modellvorstellung, daß turbulente Grenzschichten sowohl aus kohärenten Strukturen als auch aus inkohärenter Turbulenz aufgebaut sind. Es wird die Methodik der Lösung der Rayleighschen Differentialgleichung mittels Reihenansätzen komplexer Exponentialfunktionen (nach W. Albring) auf die dreidimensionale Strömungsvorgänge beschreibende, komplette Wirbeltransportgleichung angewandt. Die Dreifachzerlegung des Geschwindigkeitsprofils nach F. Hussain in einen zeitunabhängigen Anteil sowie je einen zeitabhängigen Anteil für die inkohärente Turbulenz und die kohärenten Strukturen wird damit auf eine n-fache Zerlegung erweitert. Es werden analytische Ansätze zur Beschreibung von kohärenten, gegenüber der umströmten, festen Wand geneigten Hufeisen- bzw. Haarnadelwirbeln und von kohärenten Längswirbelfeldern entwickelt. Ergebnis ist ein Wirbelhierarchiemodell, welches einen zellularen Aufbau der Strukturen turbulenter Grenzschichten gestattet.		

Ergebnis

Ergebnis der mathematischen Aufbereitung der zeitbehafteten Wirbeltransportgleichung ist ein Wirbelhierarchiemodell. Die Turbulenzstruktur des Ähnlichkeitsbereiches turbulenter Grenzschichten kann damit zellular aufgebaut werden. Jede Zelle enthält Teile eines Wirbelpulks, der sich aus den eigentlichen Hufeisen- bzw. Haarnadelwirbeln und inkohärenten Turbulenzanteilen zusammensetzt.

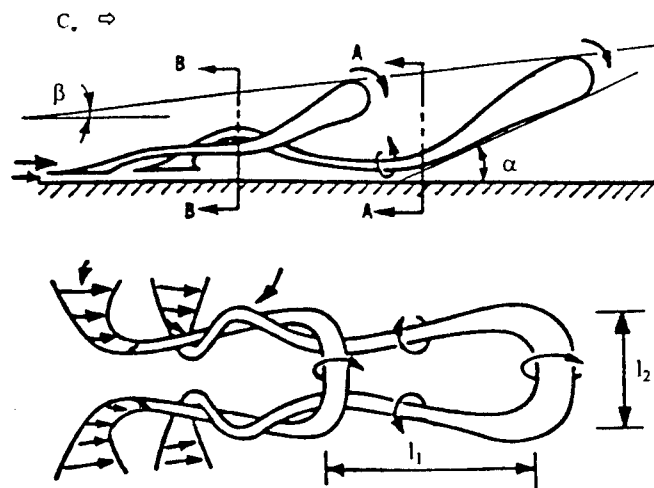


Bild 1 Modellvorstellung - kohärente Hufeisenwirbel in der turb. Grenzschicht

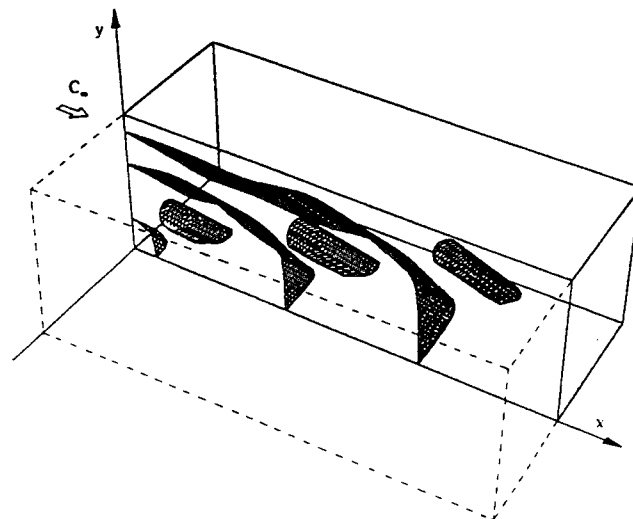


Bild 2 Wirbelhierarchiemodell - Beine von Hufeisenwirbeln im Ähnlichkeitsbereich der turbulenten Grenzschicht

Literatur

Hackeschmidt, M. ; Buschmann, M.

Some Aspects of a model for coherent structures in turbulent boundary layers

Acta Mechanica, Springer-Verlag Wien New York, Suppl. 4 1993

weiteres Vorgehen

Modellverifikation und Einbindung der viskosen Unterschicht

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. C. Härtel, Dr. L. Kleiser		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551)-709-2430
		Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

Prof. Dr. R. Friedrich, Dipl.-Ing. F. Unger, Technische Universität München

Thema

Grobstruktursimulation wandbegrenzter turbulenter Scherströmungen

Ausgangssituation

Zur Berechnung transitioneller und turbulenter Strömungen wird in neuerer Zeit zunehmend die Methode der Grobstruktursimulation (Large-Eddy Simulation, LES) verwendet. Hierbei werden die großen, stark problemabhängigen Skalen der Turbulenz räumlich und zeitlich aufgelöst, während die Wirkung der Feinstruktur modelliert wird. Zur Berechnung freier Turbulenzfelder, vor allem bei hohen Reynolds-Zahlen, sind Grobstruktursimulationen mit einfachen Modellen vielfach erfolgreich durchgeführt worden. Bei der Berechnung wandbegrenzter Turbulenz stellt der Bereich in unmittelbarer Wandnähe die LES allerdings in verschiedener Hinsicht vor diffizile Probleme. Im allgemeinen wird dieser Bereich deshalb heute nicht numerisch aufgelöst, sondern empirisch überbrückt. In zahlreichen ingenieurtechnischen Anwendungen spielen Phänomene der Wandturbulenz jedoch eine wichtige Rolle, so daß einer verbesserten Behandlung dieser Zone entscheidende Bedeutung zukommen kann. Um zu klären, welche Anforderungen hier an Feinstrukturmodelle gestellt werden müssen, ist eine detaillierte Kenntnis der physikalischen Eigenschaften der Wandturbulenz erforderlich.

Ziel

Analyse physikalischer Eigenschaften der Feinstruktur turbulenz im wandnahen Bereich turbulenter Scherströmungen und deren Auswirkung auf die Feinstrukturmodellierung.

Lösungsweg

Die Eigenschaften der Feinstruktur turbulenz und insbesondere die Wechselwirkungen zwischen turbulenter Grob- und Feinstruktur werden durch die Untersuchung von Daten aus direkten numerischen Simulationen (DNS) der Rohrströmung [1] und der Kanalströmung [2] analysiert. Dabei muß zunächst auf die DNS-Ergebnisse eine explizite Tiefpaßfilterung angewendet werden. Mittels der gefilterten und ungefilterten Felder lassen sich dann die interessierenden Feinstrukturwirkungen ermitteln.

STAB

Ergebnisse

Die Analyse der DNS-Daten (siehe [3, 4]) zeigt, daß in der Nähe fester Wände auch in der turbulenten Feinstruktur starke Anisotropien vorherrschen, was die Modellierung mit Wirbelzähigkeitsansätzen beträchtlich erschwert. Darüberhinaus findet im Bereich der Übergangsschicht zwischen viskoser Wandschicht und logarithmischem Bereich innerhalb des Turbulenzspektrums ein rückwärtiger Transfer von kinetischer Energie statt, der mit einem Wirbelzähigkeitskonzept kaum vereinbar ist. In **Bild 1** ist die entsprechende Energietransferrate für Kanal- (---) und Rohrströmung (—) gezeigt. Eine sehr gute Übereinstimmung in den Resultaten ist deutlich zu erkennen, so daß vermutet werden kann, daß sich die Ergebnisse auf ähnliche einfache Strömungen (etwa zweidimensionale, anliegende Grenzschichten) übertragen lassen. Den entscheidenden Beitrag zum rückwärtigen Transfer von Energie leistet die Feinstrukturspannung τ_{13} in Richtung der Hauptscherrate (siehe **Bild 2**), was bedeutet, daß vor allem die Feinstrukturgeschwindigkeit in Hauptströmungsrichtung Energie an langwellige Turbulenzelemente verliert.

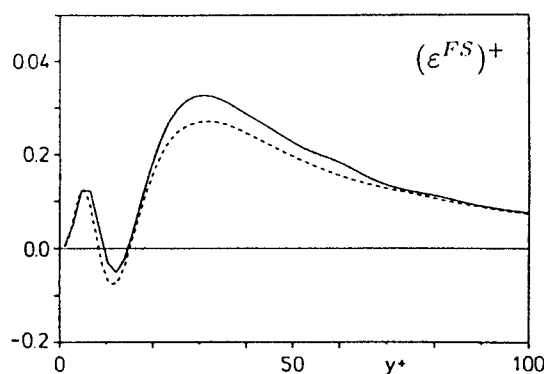


Bild 1

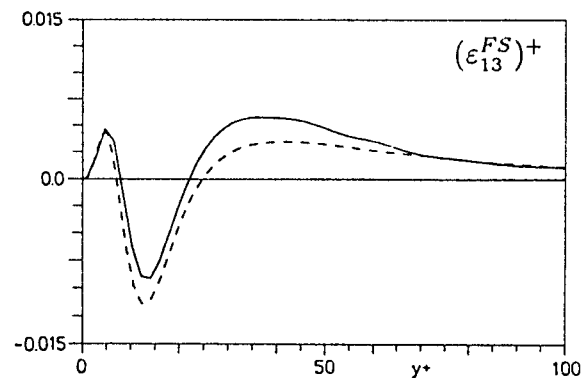


Bild 2

Literatur

- [1] Eggels, J. G. M., Unger, F., Weiss, M. H., Westerweel, J., Adrian, R. J., Friedrich, R., Nieuwstadt, F. T. M.: „Fully Developed Turbulent Pipe Flow: A Comparison Between DNS and Experiment“, erscheint in J. Fluid Mech.
- [2] Gilbert, N.: „Turbulence Model Data Derived from Direct Numerical Simulations“, DLR-IB 221-93 A 14, DLR Göttingen, 1993.
- [3] Härtel, C., Kleiser, L.: „Energy Transfer Between Large and Small Scales in Wall-Bounded Turbulent Flows“, In: Engineering Applications of Large-Eddy Simulations, eds. S. A. Ragab und U. Piomelli, FED-Vol. 162, S. 21-28, ASME, 1993.
- [4] Härtel, C., Kleiser, L., Unger, F., Friedrich, R.: „Subgrid-Scale Energy Transfer in the Near-Wall Region of Turbulent Flows“, zur Veröffentlichung eingereicht: Phys. Fluids A.

Weiteres Vorgehen

Die Abhängigkeit der Resultate von der Reynoldszahl wird durch die Analyse von Ergebnissen zusätzlicher direkter Simulationen systematisch untersucht. Im weiteren soll ein Programm zur DNS und LES in komplexeren Geometrien entwickelt werden, um Konsequenzen der gefundenen Phänomene für praxisnahe Fälle zu studieren.

Förderung durch: DFG

Datum 17. Dezember 1993

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. R. Kessler, Dr. L. Kleiser		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10	Telefon	(0551)-709-2273
	37073 Göttingen	Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

Thema

Modellierung des wandnahen Bereichs abgelöster, turbulenter Strömungen

Ausgangssituation

Die Modellierung des wandnahen Bereichs turbulenter Strömungen ist bei einer Reihe von Zweigleichungsmodellen noch nicht zufriedenstellend. Mit Hilfe von Daten der Direkten Numerischen Simulation (DNS) konnten durch verschiedene Modifikationen deutliche Verbesserungen im wandnahen Verhalten anliegender Strömungen erreicht werden [1]. Die Leistungsfähigkeit dieser modifizierten Modelle im Bereich abgelöster Strömungen ist dagegen noch nicht ausreichend untersucht.

Ziel

Das Ziel der Arbeit ist einmal, die verschiedenen *low-Re* Modellvarianten von Zweigleichungsmodellen bei einfachen abgelösten Strömungen zu untersuchen. Zum anderen soll der Einfluß der Wahl der Variablen für die Transportgleichung des Längenmaßes auf die Vorhersage der Ablösung näher untersucht werden.

Lösungsweg

Zunächst werden verschiedene Varianten von Zweigleichungsmodellen zur Berechnung einer einfachen, abgelösten Strömung verwendet. Eine günstige Konfiguration ist der ebene oder axialsymmetrische Diffusor, in dem bei kleineren Öffnungswinkeln eine durch den Druckanstieg induzierte Ablösung auftritt. Der Einfluß der wandnahen Modellierung wird bei der Berechnung von Strömungen bei kleinen Reynoldszahlen besonders deutlich, während bei hohen Reynoldszahlen die übrigen Modellannahmen, z.B. die Behandlung der Längenmaßgleichung, die Ergebnisse stark beeinflussen.

Ergebnis

Die Ergebnisse aus Berechnungen der ebenen Diffusorströmung bei kleinen Reynoldszahlen sind erwartungsgemäß stark von der wandnahen Modellierung (*low-Re* Terme) abhängig. Die Länge und Form der berechneten Ablöseblase wird von einigen *low-Re*-Modellen nur sehr schlecht wiedergegeben, obwohl diese Modelle bei anliegenden Strömungen teilweise sehr gute Resultate erzielten. Die bei anliegenden Strömungen optimierten Dämpfungsfunktionen sind für den Fall der Ablösung offenbar ungeeignet. Bei höheren Reynoldszahlen tritt die Behandlung der wandnahen Terme in Hintergrund. Die Ergebnisse werden jetzt hauptsächlich von der Wahl der Variablen der Längenmaßgleichung bestimmt. Mit der Wahl von $\omega = \varepsilon/k$ werden realistischere Ergebnisse erzielt als mit k - ε -Modellen. Durch einen Zusatzterm in der ε -Gleichung (hergeleitet aus der Variablentransformation) können die k - ε -Modelle entscheidend verbessert werden (Bild 1). Der Vorteil dieser Formulierung liegt in dem möglichen gleitenden Übergang zwischen k - ε - und k - ω -Modellen.

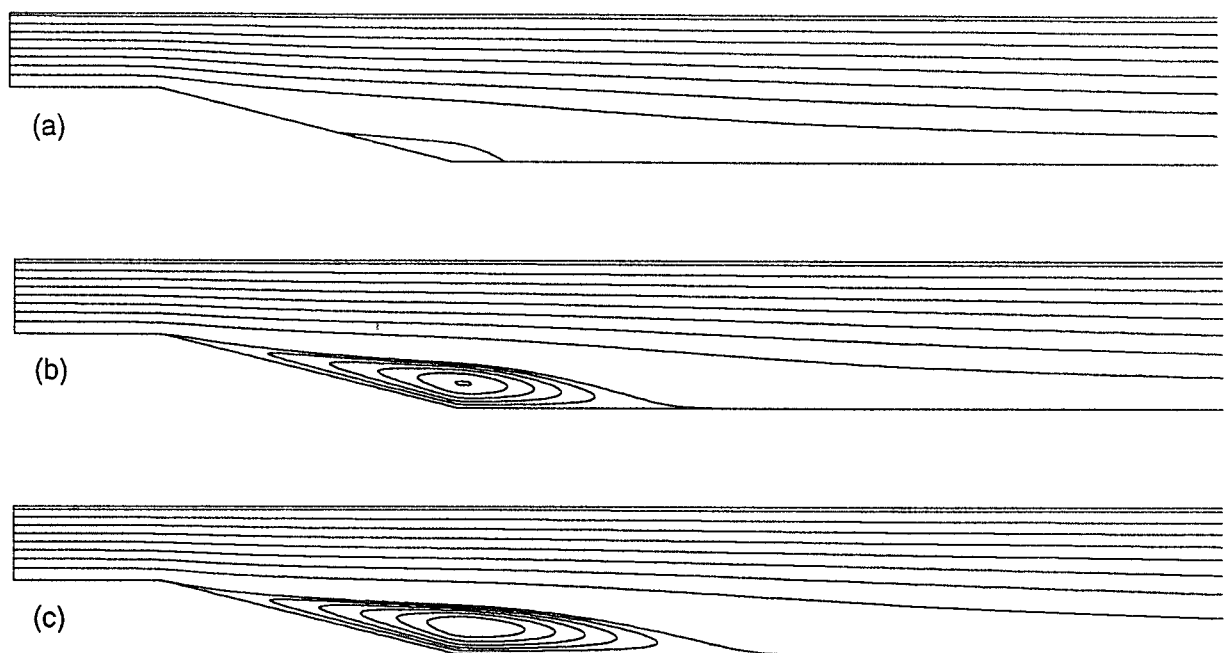


Bild 1: Berechnete Stromlinien im ebenen Diffusor, (a) k - ε -Modell, (b) k - ω -Modell, (c) modifiziertes k - ε -Modell.

Literatur

- [1] R. Kessler, "Near-wall modelling of the dissipation rate equation using DNS data," in *Proc. of 2nd Int. Symposium on Engineering Turbulence Modelling and Measurements* (W. Rodi and F. Martelli, ed.), pp. 113-122, Florence, May 31 - June 2, 1993.

Weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen werden auf weitere Konfigurationen ausgedehnt. Durch Variation des Zusatzterms in der modifizierten ε -Gleichung wird die Möglichkeit verbesserter Resultate bei abgelösten Strömungen untersucht.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner H.-P. Kreplin, C. Berger
Institution DLR, SM-SM
Adresse Bunsenstr.10 **Telefon** 0551-709-2259
 37073 Göttingen **Telefax** 0551-709-2829
weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen zur Struktur
 turbulenter Grenzschichten

Ausgangssituation

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

Ziel

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

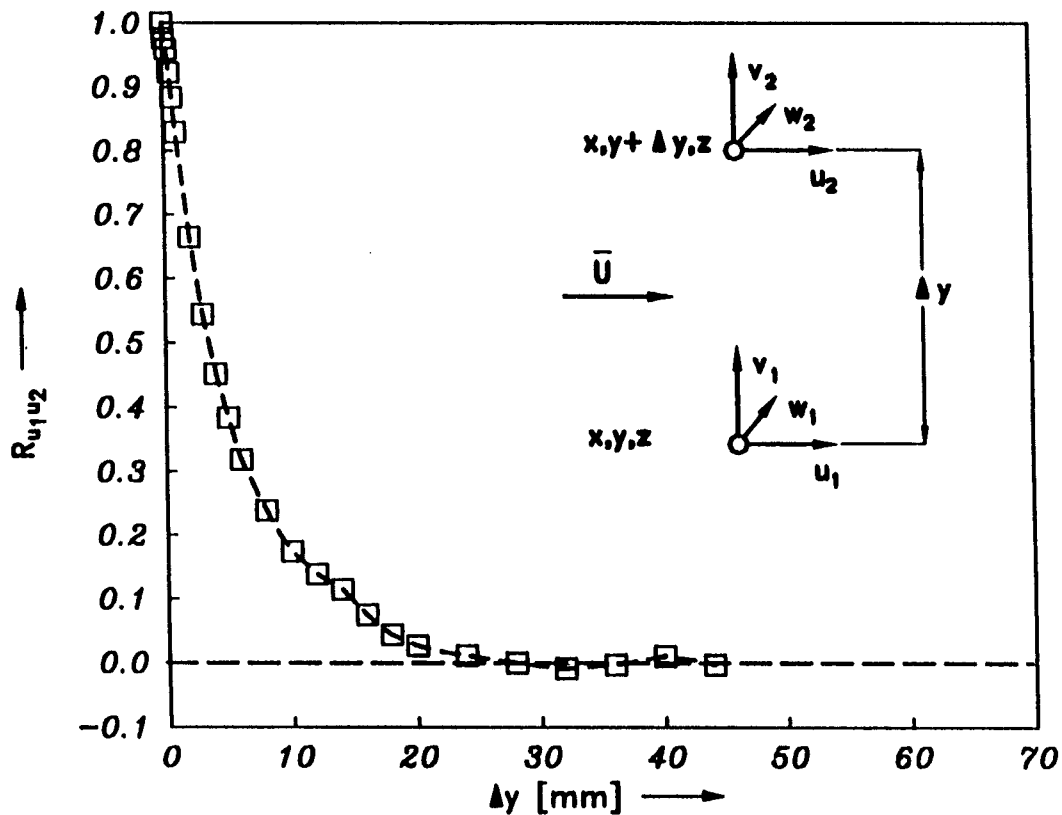
Lösungsweg

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

AG STAB

Ergebnis

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



Gemessene Korrelationsfunktion der Längsschwankungen für $y_1 = 5 \text{ mm}$,
 $U_\infty = 20 \text{ m/s}$, $\delta = 35 \text{ mm}$, $Re_\theta = 4500$

Literatur

Weiteres Vorgehen

Vervollständigung der Messungen, Auswertung der Korrelationsfunktionen,
Analyse der Daten, Dokumentation der Ergebnisse

Datum 31.01.94

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner

E. Laurien und J. Delfs

Institution

Technische Universität Braunschweig
Institut für Strömungsmechanik

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

Adresse

Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig

weitere Partner

Prof. B.L. Rozhdestvensky, Dr. M. Stoyanov, Akademie der Wissenschaften, Moskau,
Russland

Thema

Numerische Simulation von Transition und Turbulenz in transsonischen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Transition und Turbulenz in transsonischen Grenzschichtströmungen sind heute nur unzureichend verstanden. Die Effekte der Kompressibilität sind in bisherige Untersuchungen der nichtlinearen Strukturbildung nicht einbezogen worden.

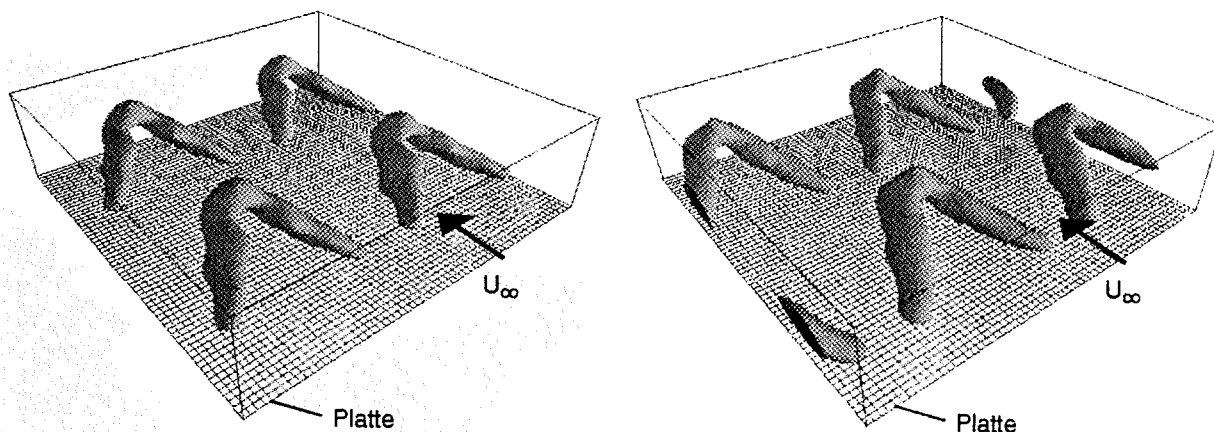
Ziel

Verständnis der kompressiblen Transition und Turbulenz. Vergleich der physikalischen Mechanismen mit inkompressiblen Grenzschichten. Entwicklung neuer Konzepte für Transitions- und Turbulenzmodelle in kompressiblen Grenzschichten.

Lösungsweg

Das räumlich periodische Modell wird zugrundegelegt. Simulation der Transition und Turbulenz in zweidimensionalen kompressiblen Grenzschichtströmungen, zunächst ohne Druckgradient, mit adiabater oder isothermer Wand, ausgehend von kleinen Störungen. Später Untersuchung von dreidimensionalen Grenzschichten mit Druckgradient.

Ergebnis



Ein numerisches Simulationsverfahren auf der Basis des räumlich periodischen Modells ist entwickelt und getestet worden. Die Transition in der ebenen kompressiblen Plattengrenzschicht wurde bei adiabater und isothermer Wand-Randbedingung simuliert, ($Ma_\infty = 0.82$). Die Bilder zeigen den Quellterm des Scherschichtlärms bei fundamentaler (links) und subharmonischer Transition (rechts). Die Simulationen wurden mit geringer räumlicher Auflösung bis in die Turbulenz fortgesetzt, wobei schon typische Merkmale turbulenter Grenzschichten zu erkennen sind.

Literatur

1. E. Laurien, J. Delfs, and E. Bohnsack : A Spectral Method for the Numerical Simulation of Compressible Boundary-Layer Transition, ZAMM 73.5 (1992)
2. E. Laurien : Transition in kompressiblen Grenzschichten - Vergleich unterschiedlicher Simulationsmodelle, erscheint in ZAMM 1994
3. H. Oertel jr., A. Kluwick und E. Laurien : Instabilität und Transition - Bericht über das Minisymposium 5 auf der GAMM Jahrestagung 1993, erscheint in ZAMM 1994
4. J. Delfs : Numerische Simulation der transitionellen schallnahen Plattengrenzschichtströmung, Dissertation, TU Braunschweig 1994
5. E. Laurien and J. Delfs : Direct Simulation of Compressible Boundary-Layer Turbulence, First ERCOFTAC Workshop on Direct and Large-Eddy Simulation, Guildford, Surrey, U.K., March 27-30 1994

weiteres Vorgehen

Durchführung numerischer Simulationen mit hoher räumlicher Auflösung. Untersuchung dreidimensionaler kompressibler Grenzschichten.

Mitteilung

Projektgruppe/

Mathematische Grundlagen

Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr. Klaus Beyer

Institution

Adresse

Universität Leipzig

Telefon

Fachbereich Mathematik/Informatik

Telefax

Mathematisches Institut

Augustusplatz 10-11

D-04109 Leipzig

weitere Partner

Telefon (0341) 719-2484

Thema

Some remarks on the initial value problem for potential flows with a free surface

Ausgangssituation

The initial value problem for potential flows of an ideal fluid with a free surface $\Gamma_t: x_3 = u(t, x_1, x_2)$ dates back to Cauchy and Stokes. Evolution of Γ_t is governed by Lagrange's equation (L): $dT_u/dt = V_u$, V being the potential of gravitational/capillary forces. Relative to suitable curvilinear coordinates y , so that Γ_t becomes $y_3 = 0$, the kinetic energy $T = T(u, \dot{u})$ reads

Ziel

$$T = \int \frac{1}{2} \rho g x_3^2 dy$$

with $\frac{\partial \psi}{\partial n_g} = 0$ in $y_3 < 0$, $\frac{\partial \psi}{\partial n_g} = \dot{u}$ on $y_3 = 0$.

Lösungsweg

Local (in time) solvability of (L) - now written $dA(u, \dot{u})/dt + B(u) = 0$ - rests on energy estimates and Sobolev inequalities. This requires initial values to belong to sufficiently regular Sobolev classes H^s . Accordingly, the nonlinear and nonlocal operator A expands into

$$A(u, \dot{u}) = \sum A_n \{u^n, \dot{u}\},$$

with A_n n -linear in u and linear with respect to $\dot{u}$. In fact, A maps U^s (neighbourhood of 0 in H^s) $\times$ H^{s-1} into H^s . Assuming the bottom horizontal implies A_n commuting with translations. T thus

Ergebnis

$$A_n\{u_1, \dots, u_n; f\} = \int_0 (T^* u_1 \otimes \dots \otimes u_n \otimes f);$$

$T \in D'$, Γ restriction to diagonal. In the simplest case of a flow having spatial periodicity this reduces to

$$A\{u_1, \dots, u_n; f\} = \sum a_{k_1 \dots k_n} \hat{u}_{k_1} \dots \hat{u}_{k_n} \hat{f}_{k_{n+1}} e^{iy(k_1 + \dots + k_{n+1})}.$$

The main difficulty of (L) is in its nonlocality. The lecture shows to what extent the analysis is simplified by "nonlinear Fourier-analysis" above.

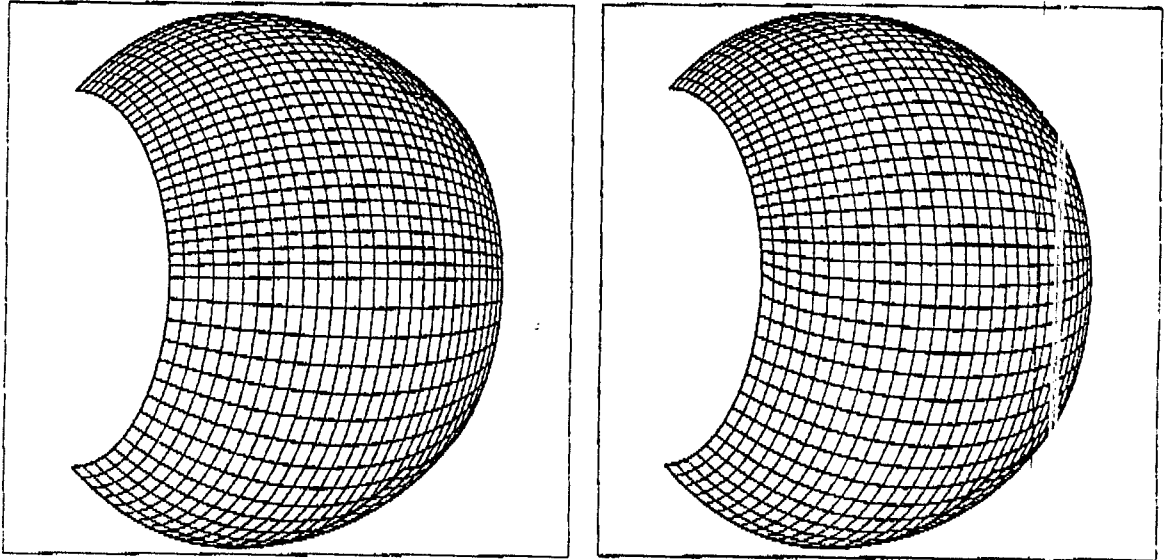
Literatur

weiterees Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dr. A. Findling	
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon 0531 / 295 - 2433 Telefax 0531 / 295 - 2320
weitere Partner	Prof. Dr. O. Meltzow, Universität Paderborn	
Thema	Anwendung differentialgeometrischer Ergebnisse für die Erzeugung und Steuerung glatter Oberflächennetze	
Ausgangsposition	Verfahren zur Netzgenerierung im 2D und 3D basierend auf der biharmonischen Gleichung. Diese Verfahren erlauben die Vorgabe der ersten Netzschrift auf allen Rändern.	
Ziel	Übertragung des im 2D und 3D erfolgreichen biharmonischen Ansatzes auf gekrümmte Flächen.	
Lösungsweg	Bevor mit der eigentlichen Oberflächennetzgenerierung begonnen werden kann, muß die Art der Flächendefinition geklärt werden. Als Flächendefinition wird eine Punktwolke vorgegeben, aus der mit Hilfe eines geeigneten Verfahrens (Ref.1) eine Parameterfläche (Ref. 2) erzeugt wird. Vorläufig werden Coons Patches verwendet. Diese Parameterfläche besitzt normalerweise ungenügende Differenzierbarkeitseigenschaften. Trotzdem können Parametrisierungen existieren, die genügend regulär sind, um Differentialgeometrie zu betreiben. Ziel der Theorie und schließlich der numerischen Netzgenerierung ist es, eine glatte Parametrisierung zu erzeugen. Jede differentialgeometrische Parameterfläche (Ref. 2), d. h. genügend reguläre Fläche, erfüllt die Beltramische Differentialgleichung $\Delta r = 2Hn$, wobei n ein geeigneter normierter Normalenvektor ist. Die mittlere Krümmung H wird aus der Coonschen Parameterfläche berechnet. Durch eine geeignete Definition von Δ kann ein Dirichletproblem auf der Fläche gelöst werden, d. h. die Randpunktverteilung kann vorgeschrieben werden. Mit zusätzlicher Theorie kann sogar ein Neumannproblem gelöst werden, d. h. die erste Randschicht kann vorgeschrieben werden.	

Ergebnis Um zunächst die Probleme der Flächendefinition zu umgehen, wurde das Verfahren an einer analytisch gegebenen Fläche mit konstanter mittlerer Krümmung H erprobt. Es zeigte sich, daß mit dem verfolgten Ansatz und der verwendeten numerischen Methode eine glatte Parametrisierung erzeugt werden kann. Trotz der Ungenauigkeiten eines numerischen Verfahrens wurde die vorgegebene Fläche gut wiedergegeben. Bei der Vorgabe einer Fläche durch eine Punktwolke zeigte sich, daß die entscheidende mittlere Krümmung H abhängt von der verwendeten Flächenmodellierung. Unabhängig davon lieferte auch in dieser Situation die verwendete Methode eine glatte Flächenparametrisierung.



Im linken Bild ist das Startnetz mit doppelter Punktdichte im oberen Bereich und abruptem Übergang der Punktdichte zu sehen. Rechts ist das geglättete Netz dargestellt. Die Fläche ist ein Segment der Einheitskugel. Es gab keinen erkennbaren Unterschied zwischen der Behandlung mit analytisch gegebener mittlerer Krümmung und der Behandlung als eine Fläche die durch Coons Patches definiert ist.

Literatur

- [1] G. Farin: Curves and Surfaces for Computer Aided Geometric Design 2ed. Academic Press 1990.
- [2] J. C. C. Nitsche: Vorlesungen über Minimalflächen, Springer-Verlag 1975.

weiteres Vorgehen

- Die Eigenschaften verschiedener Methoden zur Erzeugung einer Parameterfläche aus einer gegebenen Punktwolke sollen genauer untersucht werden.
- Der biharmonische Ansatz für die Erzeugung von Oberflächennetzen auf gekrümmten Flächen muß noch implementiert und getestet werden.

Mitteilung

Projektgruppe

Numerische Simulation

Fachkreis

Mathematische Grundlagen

Ansprechpartner

Thomas Geßner / Prof. Dietmar Kröner

Institution

Institut für Angewandte Mathematik der Universität Freiburg

Adresse

Hermann-Herder-Str. 10, 79104 Freiburg i. Br.,
Telefon: 0761/2035635, Telefax: 0761/2035632
Email: gessner@mathematik.uni-freiburg.de

Thema

Zeitabhängige Adaption für Finite Volumen Verfahren höherer Ordnung zur Lösung der kompressiblen Eulergleichungen.

Ausgangssituation

Lösen der Eulergleichungen der Gasdynamik in zwei Raumdimensionen mit einem Finiten Volumen Verfahren (FVV).

Ziel

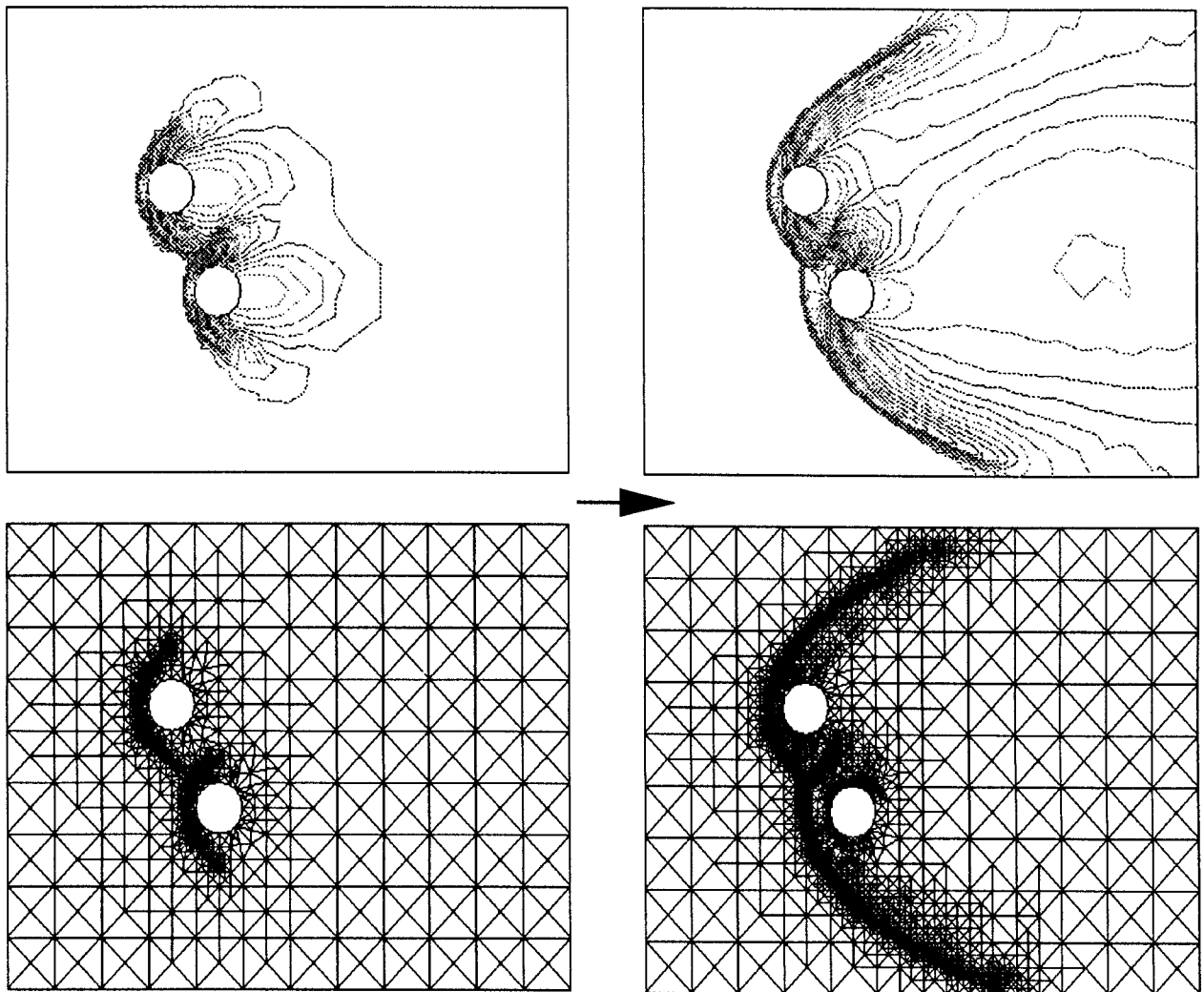
Adaptives Lösen von zeitabhängigen Problemen für die Eulergleichungen auf zweidimensionalen unstrukturierten Gittern. Übertragung von in einer Raumdimension bekannten Techniken (MUSCL) zur Erhöhung der Approximationsordnung im Ort auf zwei Raumdimensionen.

Lösungsweg

Verschiedene auf (1) und (2) basierende Ansätze zur Erhöhung der Approximationsordnung im Ort werden an skalaren Problemen und Referenzproblemen für die Eulergleichungen getestet und teilweise modifiziert. Das lokale Verfeinern und Vergröbern nach (3) wird in Kombination mit einem Residuen- und Gradientenschätzer und verschiedenen Adaptionskriterien getestet. Anschließend werden Adaption und höhere Ordnung kombiniert und auf Verbesserungen untersucht.

Ergebnis

Die numerische Konvergenzordnung läßt sich durch einige der verwendeten Ansätze erhöhen. Für die Eulergleichungen ist die Konvergenzordnung auf feinen Gittern bisher unbefriedigend. Trotzdem erhalten wir eine bessere Approximation der exakten Lösung. Das lokale Verfeinern und Vergröbern liefert in Verbindung mit dem Gradientenschätzer gute Ergebnisse für alle Testprobleme (vgl. Abbildung). Das Gitter fließt mit den „interessanten“ Bereichen der Lösung mit. Bei gleichem Fehler erreichen wir so eine erhebliche Verringerung der Rechenzeit und des Speicheraufwands.



Zeitliche Entwicklung von Dichte und Gitter
für zwei angeströmte Zylinder

Literatur

- (1) Durlofsky, L.J., Osher, S., Enquist, B.:
Triangle Based TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws. J. Comp. Phys. 98 (1992), 64-73.
- (2) Frink, N.T., Parikh P., Pirzadeh S.:
A Fast Upwind Solver for the Euler Equations on Three-Dimensional Unstructured Meshes. AIAA-91-0102
- (3) Bänsch, E.:
Local Mesh Refinement in 2 and 3 Dimensions. IMPACT of Computing in Science and Engineering, No.3,181-191,1991.

Datum

14.2.94

MITTEILUNG

Projektgruppe/Fachkreis: MATHEMATISCHE GRUNDLAGEN

Ansprechpartner: Dr. Manfred Göz

Institution/Adresse: Kernforschungszentrum Karlsruhe, INR, Postfach 3640,
76021 Karlsruhe Telefon: 07247/822449, Telefax: 07247/824874

weitere Partner: B. Glasser, I. Kevrekidis, S. Sundaresan; K. Anderson, R. Jackson
(Department of Chemical Engineering, Princeton University)

Thema: Analytische und numerische Untersuchung eines Zweiphasen-Strömungsmodells

Ausgangssituation:

Bei vielen natürlichen und industriellen Prozessen hat man es mit Mehrphasenströmungen zu tun, welche mathematisch noch wenig untersucht sind. In einer sogenannten Wirbelschicht ('fluidized bed') treten diverse Instabilitäten bzw. Strömungsregime auf [1], die man - z.B. zu Kontrollzwecken - besser verstehen möchte.

Ziel:

Dazu soll ein gängiges (kompressibel/inkompressibles) Zwei-Fluid-Modell mittels verzweigungstheoretischer Methoden sowie direkter numerischer Simulation untersucht werden. Da in solche Modelle die Zwischenphasen-Wechselwirkungsterme z. T. in halbempirischer Form eingehen, soll damit auch die Tauglichkeit des Modells festgestellt werden. Insbesondere möchte man die Entstehung und Entwicklung von Blasen verstehen.

Lösungsweg:

Unter der Annahme periodischer Randbedingungen in den beiden betrachteten Raumdimensionen erlaubt die Verzweigungsanalyse die Beschreibung des Verhaltens im schwach nichtlinearen Bereich (M.G.). Weitere Resultate konnten numerisch mit Hilfe einer Pseudo-Spektral-Methode gewonnen werden (B.G.). Eine direkte Simulation mittels Finiten Elemente wurde begonnen (K.A.).

Ergebnisse:

Daß die Hauptinstabilität einer stationären, homogenen Grundströmung in der vertikalen Richtung liegt und zu gegen die Gravitationsrichtung laufenden ebenen Wellen führt, war schon länger bekannt [2, 3], wurde jedoch erst kürzlich umfassend untersucht [4 - 6]. Weitere Instabilitäten führen zu zweidimensionalen Strukturen, wofür es zunächst die folgenden beiden Möglichkeiten gibt: Zum einen gibt es vom Grundzustand abzweigende, vertikal laufende Wellenzüge mit stationärer transversaler Struktur [4, 5], die jedoch i.a. instabil sein dürften.

Zum anderen können die ebenen Wellen transversal instabil werden und entweder zu ähnlichen, quasi-stationären (dies scheint die Blasen zu liefern) oder aber zu zeitlich periodischen Lösungen führen [7]. Bei kleinen transversalen Wellenzahlen können diese Lösungen im schwach nichtlinearen Bereich miteinander verbunden sein, wohingegen dies bei größeren Amplituden nicht mehr der Fall zu sein scheint.

Für das Gesamtmodell fehlt eine Existenz- und Verzweigungstheorie; für ein reduziertes Modell, das den barotropen kompressiblen einphasigen Navier-Stokes-Gleichungen mit einer zusätzlichen elliptischen Gleichung für einen Partialdruck entspricht, liegt ein (lokaler) Existenzsatz vor [4, 8], das Verzweigungsproblem konnte nur teilweise gelöst werden [4].

weiteres Vorgehen:

Die vorläufigen Resultate müssen bestätigt und ergänzt werden. Dazu sind u.a. nötig: Stabilitätsuntersuchungen, Symmetrieanalyse (Anwendung der Methoden der 'Verzweigung mit Symmetrie'-Theorie), Untersuchung der Verbindung zwischen den o.g. Sekundärlösungen bzw. deren Aufbrechen; Ableitung eines asymptotischen Modells in 2-D (in 1-D ergibt sich die Burgers-KdV-Glg., siehe z.B. [9]); Darstellung der physikalisch relevanten Lösungen, Studium des transienten Verhaltens.

Literatur:

1. A.K. Didwania, G.M. Homsy: Flow regimes and flow transitions in liquid fluidized beds. *Int. J. Multiphase Flow* 7 (1981) 563-580.
2. G.M. Homsy: A survey of some results in the mathematical theory of fluidization, in: *Theory of dispersed multiphase flow*. Academic Press, New York-London 1983.
3. D.J. Needham, J.H. Merkin: The existence and stability of quasi-steady periodic voidage waves in a fluidized bed. *ZAMP* 37 (1986) 322-339.
4. M. Göz: Bifurcation analysis of a two-dimensional fluidized bed model. Dissertation, Heidelberg 1990.
5. M. Göz: On the origin of wave patterns in fluidized beds. *J. Fluid Mech.* 240 (1992) 379-404.
6. M. Göz: Bifurcation of plane voidage waves in fluidized beds. *Physica D* 65 (1993) 319-351.
7. M. Göz: Transversal instability of plane wave trains in gas-fluidized beds. to be submitted.
8. M. Göz: Unique solvability of the periodic Cauchy problem for wave-hierarchy problems with dissipation. to appear in *Math. Meth. Appl. Sci.*
9. A. Kluwick: Small-amplitude finite-rate waves in suspensions of particles in fluids. *ZAMM* 63 (1983) 161-171.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen
Ansprechpartner	Prof. Dr. D. Kröner, M. Geiben
Institution	Institut für Angewandte Mathematik der Universität Freiburg
Adresse	Hermann-Herder-Straße 10 79104 Freiburg
Telefon	0761-203-5638
weitere Partner	Dr. Brohmer (Ford, Köln), Th. Geßner (Univ. Freiburg), Dr. S. Noelle (Univ. Bonn), Dr. M. Rokyta (Univ. Prag), Dr. M. Rumpf (Univ. Freiburg)

Thema

Finite-Volumen-Verfahren höherer Ordnung auf lokal adaptierten Simplexgittern

Ausgangssituation

Die unstrukturierten Gitter haben gegenüber den strukturierten die Vorteile, daß sich komplexe Geometrien einfacher diskretisieren lassen und daß lokale Adaption des Gitters ohne Modifikation des numerischen Verfahrens möglich ist.

Allerdings ist auf unstrukturierten Gittern die Definition von Verfahren höherer Ordnung im Ort schwieriger. In der Literatur lassen sich einige Ansätze finden, für die vom theoretischen Standpunkt aus keine Konvergenzresultate vorliegen.

Im Zusammenhang mit lokaler Adaption ist man daran interessiert Adaptionskriterien zur Hand zu haben, so daß durch die lokale Adaption des Gitters der Approximationsfehler des numerischen Verfahrens minimiert wird.

Ziel

Ziel ist es, einen Ansatz für ein Verfahren höherer Ordnung zu definieren, der durch ein theoretisches Konvergenzresultat für skalare Erhaltungssätze in 2D motiviert ist.

Für lokale Adaption des Gitters soll ein Kriterium verwendet werden, mit dem auch in theoretischen Resultaten der numerische Fehler des Verfahrens kontrolliert werden kann.

Lösungsweg

Verwendet werden soll der MUSCL-Ansatz in dem cell-centered Upwind-Finite-Volumen-Verfahren erster Ordnung auf einem Dreiecksgitter zur Konstruktion eines Verfahrens höherer Ordnung. Dazu ist aus den durch das Verfahren bestimmten stückweise konstanten Werten eine lineare Funktion über den einzelnen Dreiecken zu konstruieren. Des weiteren ist eine Limiterfunktion zu definieren, so daß das Verfahren höherer Ordnung keine Oszillationen an Unstetigkeiten produziert und in Bereichen, wo die Lösung glatt ist, wirklich ein Verfahren höherer Ordnung darstellt.

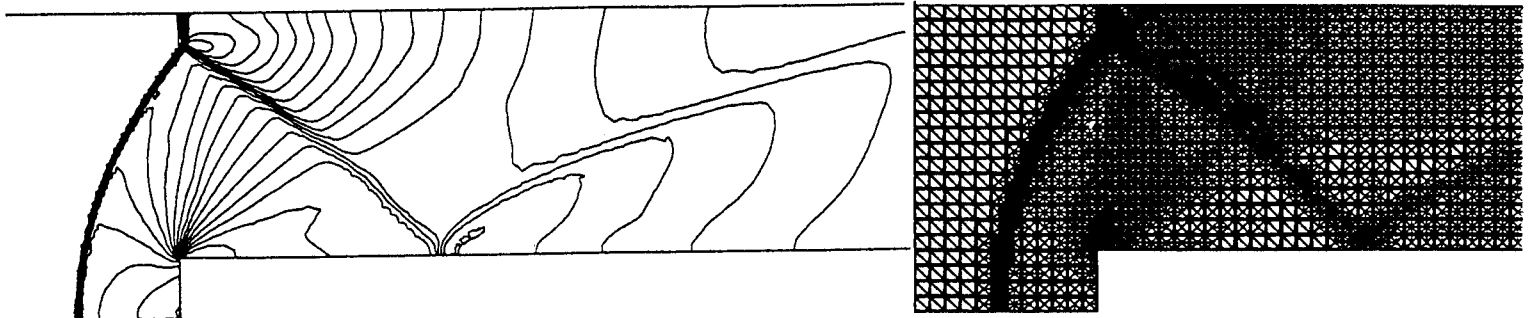
In [2] wurden drei Ansätze A, B und C vorgestellt, die die Bedingungen in [4] für die theoretische Konvergenz der approximierten Lösung gegen die Entropielösung einer skalaren Erhaltungsgleichung erfüllen.

In [5] kann für eine eindimensionale skalare Erhaltungsgleichung gezeigt werden, daß eine Minimierung des Residuums zu einer Minimierung des Approximationsfehlers des Verfahrens führt. Daher kann für die Definition eines Adaptionskriteriums das Residuum verwendet werden. Es wurde ein Ausdruck für das Residuum mit den Daten definiert, die von dem Upwind-Finite-Volumen-Verfahren auf einem Simplexgitter zur Verfügung stehen.

Ergebnis

Keines der drei Verfahren produziert Oszillationen und Unstetigkeiten der approximierten Lösung. Allerdings werden für A und B starke Bedingungen an die Triangulierung gestellt, die im Zusammenhang mit lokaler Adaption des Gitters nach [1] nicht mehr erfüllt sein müssen. Mit Ansatz C hingegen wurde ein Verfahren ohne zusätzliche Bedingungen an die Triangulierung gefunden. Mit der Verwendung dieses Ansatzes zur Lösung der Burgersgleichung mit glatter Lösung konnte die Konvergenzordnung zwei erreicht werden. Die Übertragung dieser Ansätze A, B und C für die Lösung der kompressiblen Eulergleichungen führt zu einer Minimierung des Approximationsfehlers verglichen mit dem der Resultate des Verfahrens erster Ordnung [2].

Im Zusammenhang mit der lokalen Adaption des Gitters wurden verschiedene Testrechnungen durchgeführt. Schocks und Kontaktunstetigkeiten werden erkannt und durch die höhere Auflösung des Gitters wesentlich besser aufgelöst.



Forward-Facing-Step-Problem in 3D mit Verfahren 1. Ordnung und lokaler Adaption: Isolinien der Dichte und Ausschnitt des Gitters auf einem Schnitt durch die Tetraedierung

Literatur

- [1] Bänsch, E.: Local Mesh Refinement in 2 and 3 Dimensions. IMPACT of Computing in Science and Engineering, No. 3, 181 – 191, 1991.
- [2] Geiben, M.: Convergence of MUSCL – Type Upwind Finite Volume Schemes on Unstructured Grids. Preprint 318, SFB256, Bonn, 1993.
- [3] Geiben, M.: Numerical Simulation of Three-dimensional Non-Stationary Compressible Flow in Complex Geometries, Manuskript zur Promotionsarbeit, Freiburg, 1994.
- [4] Kröner, D., Noelle, S., Rokyta, M.: Convergence of Higher Order Finite Volume Schemes on Unstructured Grids for Scalar Conservation Laws in Two Space Dimensions. Preprint 268, SFB256, Bonn, 1993.
- [5] Nessyahu, H.; Tassa, T.; Tadmor, E.: The Convergence Rate of Godunov Type Schemes. SIAM J. Numer. Anal., to appear.

weiteres Vorgehen

Als nächstes soll der Ansatz C zur Lösung der dreidimensionalen kompressiblen instationären Eulergleichungen auf einem Tetraedergitter verwendet werden. Das Verhältnis aus Gewinn durch die höhere Ordnung im Raum und der dazu zusätzliche Rechenaufwand sind zu diskutieren, auch in Kombination mit lokaler Adaption des Tetraedergitters (wie in [1]).

Zu untersuchen ist, wie mit dem neuen Adaptionkriterium auch Wirbelstrukturen oder Singularitäten erkannt werden. Dazu soll die lokale Adaption des Gitters mit diesem Kriterium auf eine konkrete Problemstellung angewandt werden, nämlich die Berechnung der Innenströmung in einem Zylinder mit Ein- und Auslaßschlitzen und bewegtem Kolben [3].

Datum 15.2.94

Mitteilung

Projektgruppe/ Mathematische Grundlagen
Fachkreis
Ansprechpartner Dipl.-Math. A. Meister
Institution DLR Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551)-709-2426
Telefax (0551)-709-2446

weitere Partner

Dr. D. Schwamborn, Institut für Strömungsmechanik, DLR Göttingen

Thema

Mehrgitterverfahren für instationäre, kompressible Strömungen

Ausgangssituation

Mehrgitterverfahren finden bereits seit einigen Jahren im Bereich der Strömungsmechanik eine immer breitere Anwendung. Sehr gute Ergebnisse wurden bereits für reibungsfreie und reibungsbehaftete stationäre Strömungen erzielt. Eine Übertragung auf den instationären Fall wurde bisher jedoch nur für Probleme durchgeführt, die hinsichtlich ihrer zeitlichen Ausbreitung keinerlei Unstetigkeiten aufweisen.

Ziel

Entwicklung eines Mehrgitterverfahrens zur Berechnung der Umströmung von schwingenden Tragflügeln, bei denen starke Bewegungen des Schocks zu berücksichtigen sind.

Lösungsweg

Zunächst soll ein Mehrgitterverfahren für einfache eindimensionale Strömungen mit wandernden Stößen entwickelt werden. An diesem sollen Erfahrungen über den Einfluß der verschiedenen numerischen Strömungslöser in Zusammenhang mit der Restriktion und Prolongation auf die Auflösung und Lage des Stoßes untersucht werden. Anschließend soll die dadurch entwickelte Methode auf zwei Raumdimensionen erweitert und daraufhin in bereits bestehende komplexere Strömungslöser eingebaut werden.

Ergebnis

Ein Mehrgitterverfahren zur Berechnung der instationären, eindimensionalen, kompressiblen Eulergleichungen wurde entwickelt. Erste Ergebnisse im Bereich der Rechenzeiterparnis und der Probleme bei der Behandlung des Stoßes, sowie der Kontaktunstetigkeit und der Verdünnungswelle können erläutert werden.

Literatur

- [1] W. HACKBUSCH, Multigrid-Methods and Applications, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 1985.
- [2] M. MEINKE, D. HÄNEL, Time Accurate Multigrid Solutions of the Navier-Stokes-Equations, ISNM, Vol. 98, pp. 289-300, Birkhäuser Verlag, Basel, 1991.
- [3] A. BRANDT, Guide to multigrid development, In: Lecture Notes in Mathematics vol. 960, pp. 220-312, Springer-Verlag, Berlin 1981.

Mitteilung

Projektgruppe/ Mathematische Grundlagen
Fachkreis
Ansprechpartner Dipl.-Math. S. Ostkamp
Institution DLR Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551)-709-2415
Telefax (0551)-709-2446

weitere Partner

Oxford University Computing Laboratory
Numerical Analysis Group
Oxford, England

Dr. Thomas Sonar
DLR Göttingen, Institut für Strömungsmechanik

Thema

Charakteristische Galerkinverfahren mit recovery

Ausgangssituation

Charakteristische Galerkinverfahren kombinieren Ideen der Galerkinapproximation und der Charakteristikenverfahren. Obwohl die Formulierung für skalare Erhaltungsgleichungen in mehreren Raumdimensionen keine Probleme bereitet, ist die Übertragung auf Systeme unklar. Insbesondere ist nicht klar, welche recovery-Algorithmen zur Erhöhung der Genauigkeit angewendet werden können.

Ziel

Formulierung von charakteristischen Galerkinverfahren für Systeme von Erhaltungsgleichungen in einer und mehreren Raumdimensionen sowie die Entwicklung von recovery-Algorithmen.

Lösungsweg

Es soll ein Zusammenhang zwischen den charakteristischen Galerkinverfahren und verschiedenen Wellenmodellen hergestellt werden. Unterschiede und Gemeinsamkeiten werden untersucht.

Literatur

- [1] P. LIN, K.W. MORTON, E. SÜLI, Euler Characteristic Galerkin Scheme with Recovery, Oxford University Computing Laboratory, Numerical Analysis Group, Oxford, England, Report No. 91/8.
- [2] P. LIN, K.W. MORTON, E. SÜLI, Characteristic Galerkin Schemes for Scalar Conservation Laws in Two Space Dimensions I: Formulation, Oxford Univ. Comp. Lab., Numerical Analysis Group, Oxford, England, Report No. 91/1.
- [3] M. FEY, R. JELTSCH, A New Multidimensional Euler Scheme, Seminar für Angewandte Mathematik, Eidgenössische Technische Hochschule, Zürich, Research Report No. 92-09.
- [4] M. FEY, R. JELTSCH, A Simple Multidimensional Euler Scheme, Seminar für Angewandte Mathematik, Eidgenössische Technische Hochschule, Zürich, Research Report No. 92-10.

Datum 10. September 1993

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen
Ansprechpartner	Dr. M. Rumpf
Institution	Institut für Angewandte Mathematik der Universität Freiburg
Adresse	Hermann-Herder-Straße 10 79104 Freiburg
	Telefon 0761-203 5638
weitere Partner	Prof. Dr. D. Kröner (Univ. Freiburg), M. Geiben (Univ. Freiburg)

Thema

Gitteroptimierung mit Variationsmethoden in 3D

Ausgangssituation

Will man unstrukturierte Gitter in der Nähe von Singularitäten verdichten, Gebiete mit einem freien Rand triangulieren oder mit Techniken des Solid Modelling komplexe Triangulierungen aus einfachen aufbauen, so bieten sich dazu besonders solche Verfahren an, die mit einem Ausgangsnetz starten und durch Bewegen der Punkte ein neues, reguläreres oder dem Problem besser angepaßtes Netz erstellen. Eine bekanntes Verfahren hierzu besteht darin, daß man für die Koordinaten Poissonprobleme auf dem Ausgangsgitter löst und dabei die gewünschten Randwerte als Dirichletdaten vorschreibt [1]. Eine noch einfachere Variante ist die lokale Mittelung, man schiebt jeden Punkt in den Schwerpunkt seiner Nachbarn und iteriert darüber in einer Art Einzelschrittverfahren. Diese Ansätze sind jedoch insbesondere für lokal verfeinerte Gitter oder für große vorgeschriebene Deformationen des Randes unzureichend.

Ziel

Zunächst galt es, ausgehend von einem einfachen Ansatz, unter Berücksichtigung offensichtlich begründeter weiterer Annahmen eine Definition für optimale Gitter zu gewinnen. Ferner sollten sich diese Gitter numerisch berechnen lassen und das Verfahren damit in allen oben genannten Anwendungen einsetzbar sein.

Lösungsweg

Zur Definition einer optimalen Deformation ϕ^* eines gegebenen simplizialen Gitters $\mathcal{T}$ wählen wir einen variationellen Ansatz. Dabei minimiert ϕ^* ein Funktional $\mathcal{F}(\phi)$ über einer Menge zulässiger Deformationen V . V ist dabei eine Untermenge der stückweise linearen stetigen Abbildungen, die den vorgegebenen Rand von Ω berücksichtigen. Auf dieser Basis zeigen wir nun mit wenigen strikt formulierten Annahmen, daß das Funktional von der Gestalt

$$\mathcal{F}(\phi) = \sum_{T \in \mathcal{T}} \mu_T F(\nabla R_T(\phi))$$

sein muß, wobei, ähnlich den aus der Elastizitätstheorie bekannten Funktionalen, das lokale Funktional $F(A)$ nur von den Hauptinvarianten der Matrix $A^t A$ abhängt. Deshalb läßt sich F in der Form

$$F(A) = F(\|A\|^2, \|\text{Cof} A\|^2, \det A)$$

schreiben. Ausgehend von einem vorgeschriebenen "optimalen" Simplex $\hat{T}$ ist $R_T(\phi) = \phi \circ R_{\hat{T}}$, wobei $R_{\hat{T}}$ die feste Referenzabbildung von $\hat{T}$ auf T darstellt. Die aus diesem Ansatz hervorgehenden optimalen Gitter sind regulär und erfüllen die vorgeschriebenen Randbedingungen. Es ist möglich, eine Konzentration des Gitters vorzuschreiben. Diese kann z.B. in Zusammenhang mit Fehlerschätzern für

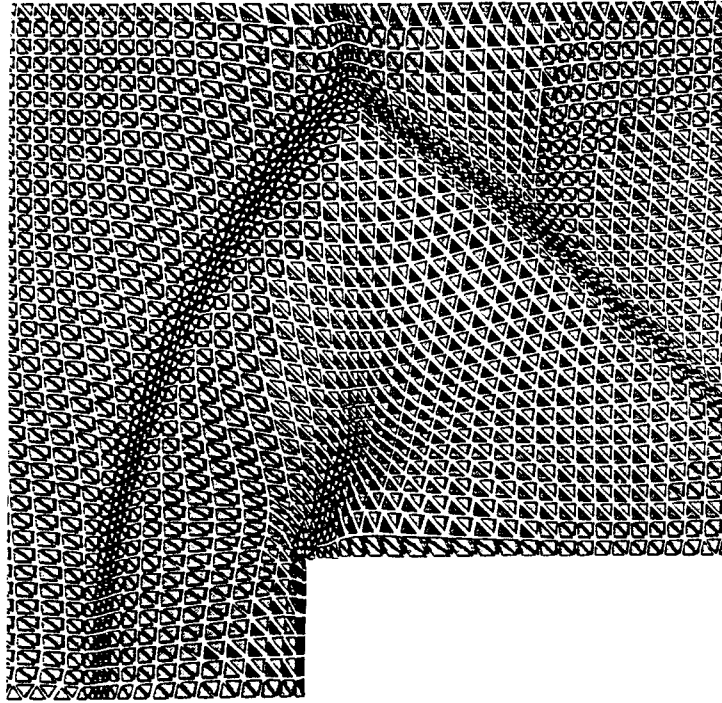


Abbildung 1: Das optimale Gitter für einen Zeitschritt der numerischen Lösung des Forward Facing Step Problems für die Eulergleichungen in 3D (CFD Numerik: Monika Geiben). Eine Schicht von Tetraedern des optimalen Gitters wird gezeigt. Der Algorithmus startete auf einem equidistanten Gitter.

die betrachteten Lösungen stehen, oder den Erhalt schon durchgeführter Verfeinerungen vorschreiben. Numerisch lassen sich diese Gitter z.B. mit einem nichtlinearen CG-Verfahren mit Schrittweitensteuerung berechnen.

Literatur

- [1] J. E. Akin : *Application and Implementation of Finite Element Methods*, Academic Press, London, New York, 1982
- [2] J. E. Hutchinson : *Computing Conformal Maps and Minimal Surfaces*, Proceedings of the Workshop on Theoretical and Numerical Aspects of Geometric Variational Problems, Centre for Mathematics and its Applications, Vol 26, Canberra, 1991
- [3] Jerrold E. Marsden, Thomas J.R. Hughes : *Mathematical Foundation of Elasticity* Prentice-Hall, Englewood Cliffs, New Jersey (1983)
- [4] M. Rumpf : *A Variational Approach to Optimal Meshes*, Preprint SFB256, Bonn. 1994

Weiteres Vorgehen

Der Algorithmus soll für die Gittergenerierung bei freien Randwertproblemen und im Rahmen eines Moving Grid- Ansatzes für instationäre Differentialgleichungen eingesetzt werden.

Datum 15.2.94

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen		
Ansprechpartner	G. Warnecke, V. Hannemann, Th. Sonar		
Institution	Math. Inst. A der Universität Stuttgart DLR Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Pfaffenwaldring 57 70569 Stuttgart Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon Telefax Telefon Telefax	(0711)-685-5536 (0711)-685-5338 (0551)-709-2416 (0551)-709-2446

weitere Partner

-

Thema

Differenzenindikatoren für transsonische Strömungen

Ausgangssituation

In adaptiven Algorithmen zur Strömungsberechnung werden häufig Differenzen der Strömungsgrößen, z.B. zur Approximation von Druckgradienten verwendet. Ohne eine richtige Gewichtung sind diese Größen nicht zur automatischen Netzadaption geeignet.

Ziel

Bestimmung geeigneter Differenzenindikatoren für adaptive Strömungsberechnungen, die nachweisbar zur Verminderung des Lösungsfehlers beitragen.

Lösungsweg

Es wurden lösungsfehlergesteuerte Netzadaptionen für Finite Element Methoden für transsonische Potentialströmungen entwickelt und mathematisch untersucht. Dabei spielen Abschätzungen des Lösungsfehlers durch die Fehlerindikatoren eine wichtige Rolle. Diese wurden zur Steuerung von Netzverfeinerungen eingesetzt.

Nachdem zuerst diskrete Residuen für diesen Zweck sehr erfolgreich eingesetzt werden konnten, werden jetzt Differenzenindikatoren erprobt. Für transsonische Potentialströmungen konnten diese mathematisch abgesichert werden. Diese Resultate werden auf die Euler-Gleichungen übertragen und in dem τ -Code der DLR-Göttingen eingesetzt. Dabei steht die Auflösung von Stößen, Scherschichten und Staupunkten im Vordergrund.

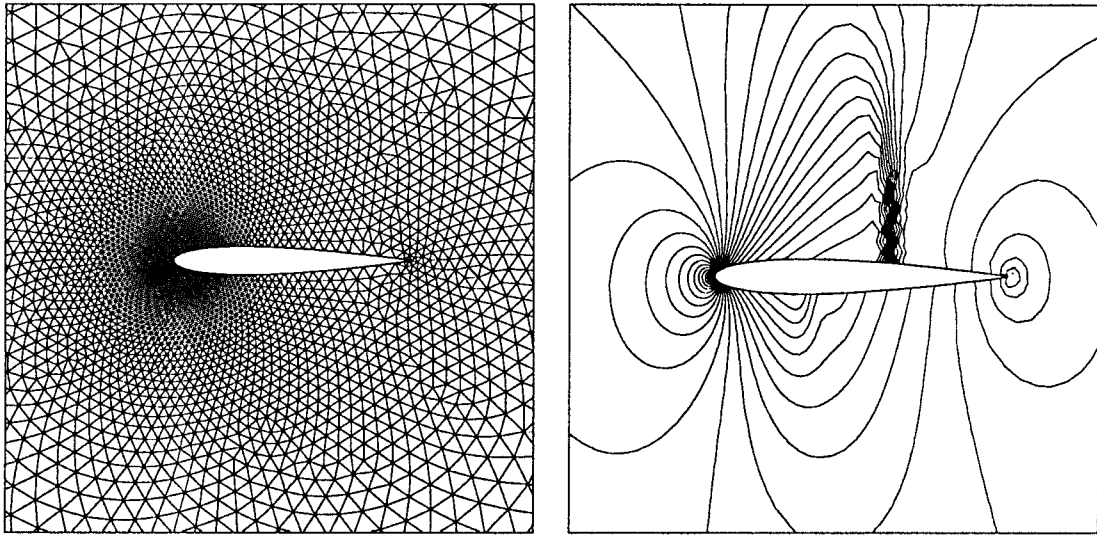


Abbildung 1: Ausgangsnetz und Druckverteilung ($Ma_\infty = 0.8, \alpha = 1.25^\circ$)

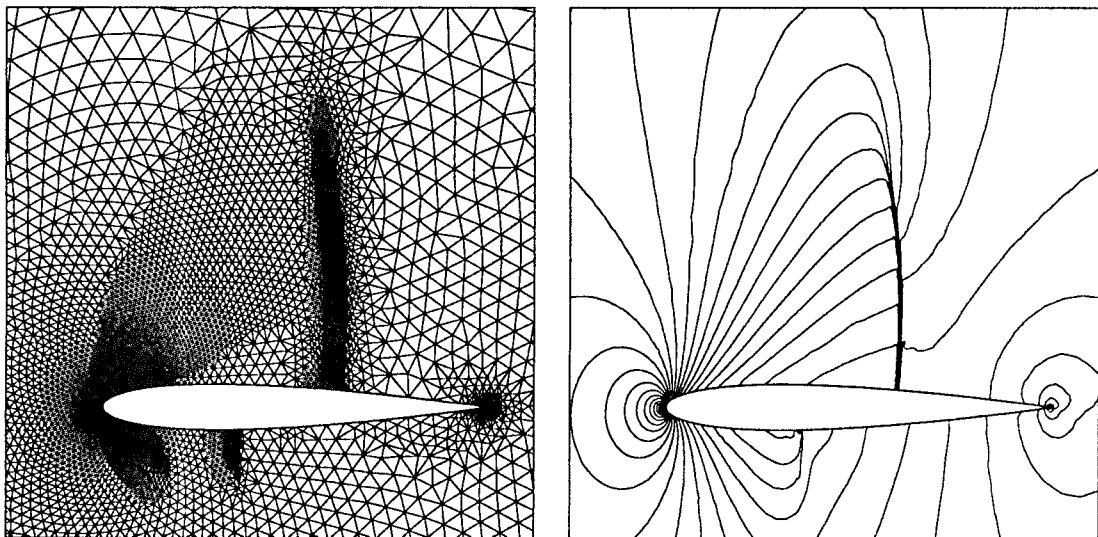


Abbildung 2: Adaptiertes Netz und Druckverteilung

Literatur

- [1] U. GÖHNER, G. WARNECKE, A Second Order Finite Difference Error Indicator for Adaptive Flow Computations. Preprint 93-10, Math. Inst. A, Universität Stuttgart.
- [2] TH. SONAR, V. HANNEMANN, D. HEMPEL, Dynamic Adaptivity and Residual Control in Unsteady Compressible Flow Computation. eingereicht bei: Mathematical and Computer Modelling.

Weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Mathematische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. W. Wegner		
Institution	DLR - Institut für Aeroelastik		
Adresse	Bunsenstraße 10 D-37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709 - 2359 Telefax 0551 / 709 - 2862	
weitere Partner	Prof. Dr. H. Försting, Dr. R. Voß, Dr. V. Carstens, Dr. W. Send; Prof. Dr. B. Laschka (TU München)		
Thema	Die vollständige Riemannlösung in der Gasdynamik und ihre Bedeutung in der Numerik		

Ausgangssituation

Viele grundlegende Gesetzmäßigkeiten in der Physik – so auch in der Gasdynamik – lassen sich durch Erhaltungsprinzipien beschreiben. Eine wichtige Gruppe wird mathematisch durch nichtlineare hyperbolische Systeme ausgedrückt. Ihre numerische Lösung ist Gegenstand der Forschung in unterschiedlichen physikalischen Disziplinen. Die Schwierigkeit liegt jeweils in der einwandfreien Auflösung physikalischer Unstetigkeiten. Erforderlich ist eine physikalisch motivierte Zuordnung der Zustände benachbarter diskretisierter Gebiete. Dies führt konkret auf die Lösung des lokalen Riemannproblems (Godunov-Methode).

Die Riemannlösung beliebiger stückweise konstanter Anfangszustände erhält man iterativ durch Lösung eines Fixpunktproblems. Der Algorithmus ist aufwendig und in der numerischen Anwendung unbrauchbar. Anstatt dessen sind eine Reihe approximierter Lösungen im Gebrauch, die alle unter restriktiven Voraussetzungen gelten. Die darauf basierenden numerischen Algorithmen ergeben alle einen unterschiedlich gearteten Entropiefehler in der Lösung.

Ziel

Die Ausbreitungsvorgänge in der Gasdynamik sollen effizient gelöst werden.

Lösungsweg

Die vollständige Riemannlösung der räumlich eindimensionalen gasdynamischen Grundgleichungen wird in geschlossener Form entwickelt. Man erhält sie mittels einer geeigneten Transformation der Kompatibilitätsgleichungen. Sie gilt unter der Voraussetzung, daß die stückweise konstanten Anfangszustände die Erhaltungsgleichungen befriedigen, daß sie also aus einer physikalischen Zustandsänderung resultieren. Ihre Lösung ist damit uneingeschränkt als Grundbaustein für einen numerischen Lösungsalgorithmus einsetzbar, und zwar auch für einen Algorithmus in mehreren räumlichen Dimensionen.

Ergebnis

Die numerischen Lösungen werden mit den Lösungen gegenwärtig gebräuchlicher Methoden verglichen, die auf approximierten Riemannlösungen beruhen. Unterschiede zeigen sich im Diskretisierungsfehler. Bei der neuen Methode ist dieser nur von der Größe der diskreten Zelle und nicht von den Gradienten der Strömungsfeldgrößen abhängig. Damit ist auch die numerisch bedingte Dissipation von einer physikalisch relevanten Dissipation unterscheidbar.

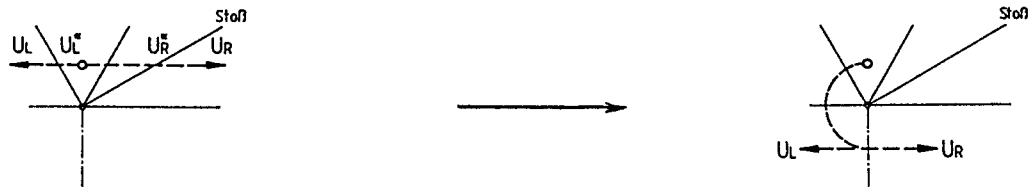


Bild 1: Das Riemannproblem in der Gasdynamik , Transformation der Kompatibilitätsgleichungen

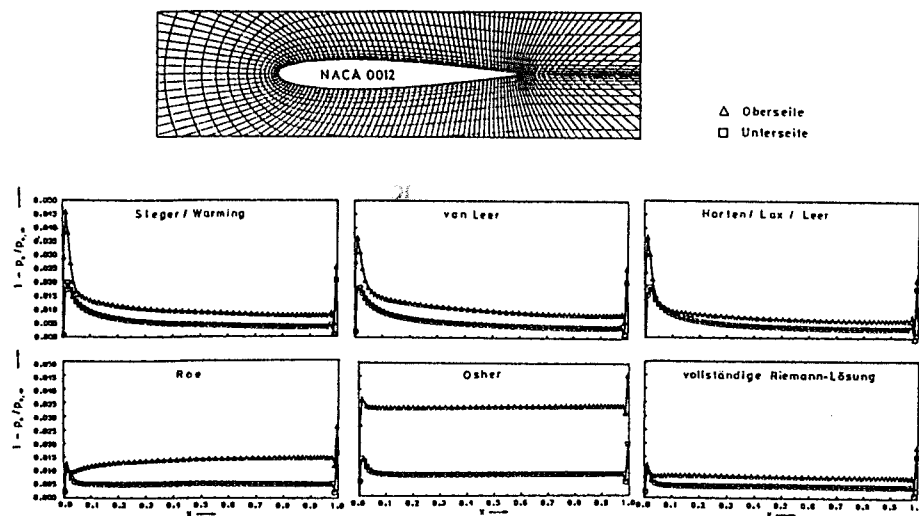


Bild 2: Numerische Lösungen verschiedener Verfahren von zweiter Ordnung.
Gesamtdruckverluste für $M_\infty = 0.63$, $\alpha_0 = 2.0^\circ$.

Literatur

Godunov, S.K.: A difference scheme for numerical computation of discontinuous solutions of equations of fluid dynamics, in Mat.sb., 47, pp 271-290

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

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Mathematische und physikalische Grundlagen

Ansprechpartner

Prof. Dr.-Ing. W.L. Wendland

Institution

Mathematisches Institut A
Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 57
D 70550 Stuttgart

Adresse

Telefon

0711-685-5524

Telefax

0711-685-5338

weitere Partner

Thema

Über Erhaltungsgleichungen in der Sedimentation mit Kompression

Ziel

Bei der Verarbeitung von Kupfererz zu Kupfer wird u.a. die Sedimentation ausflockenden Materials in Flüssigkeiten benutzt, die in großen Bottichen stattfinden und für die man dringend mathematische Modelle benötigt, um diese Vorgänge regeln zu können und die Auslegung der Bottiche in Zukunft wirtschaftlicher zu gestalten. Die einfachsten Modelle hierzu sind für schubweisen Betrieb (batch sedimentation) entwickelt worden [1]. Das zugehörige mathematische Modell ist eine Diffusions-Transport-Gleichung für den volumetrischen Anteil des festen Materials in der Mischung. Diese Gleichung entartet zu einer rein hyperbolischen Erhaltungsgleichung, solange der volumetrische Anteil kleiner als eine kritische Konzentration bleibt. Bei einer kritischen Konzentration entsteht ein freier Rand, der durch eine Evolutionsgleichung beschrieben werden kann. Der gesamte Vorgang kann als Zweiphasenströmung interpretiert werden.

Lösungsweg

Während im Kynch-Modell die Änderung des Spannungsanteils wegen seiner kleinen Größenordnung völlig weggelassen wird, und man dort die rein hyperbolischen Erhaltungsgleichungen mit Kontaktunstetigkeit und mit Stoß beim örtlich eindimensionalen Problem inzwischen gut beschreiben kann [2], ist das mathematische Modell mit Kompression vom parabolisch-hyperbolischen Typ bislang noch nicht sehr gut verstanden. Numerische Experimente mit sehr einfachen Finiten-Differenzen-Verfahren zeigen, daß auch bei diesen Gleichungen mit Typenwechsel der viskose Anteil bis in das rein hyperbolische Gebiet hinein stabilisierend wirkt. Von besonderem Interesse ist hier die Entwicklung eines dynamischen Sedimentationsmodells, um die zunächst für Sedimentation ohne Kompression entwickelten Steuerungsmethoden [3] auch auf die Sedimentationsprobleme mit Kompression übertragen zu können.

Literatur

- [1] M.C. Bustos und F. Concha: Simulation of batch sedimentation with compression, AICHE J. **34** (1988) 859-861.
- [2] M.C. Bustos und F. Concha: On the construction of global weak solutions in the Kynch theory of sedimentation. Math. Methods Appl. Sci. **10** (1988) 245-264.
- [3] M.C. Bustos, F. Paiva und W.L. Wendland: Control of continuous sedimentation of ideal suspension as an initial boundary value problem. Math. Methods Appl. Sci. **12** (1990) 533-548.
- [4] M.C. Bustos, F. Concha, E. Oelker und W.L. Wendland: Sedimentation with Compression, Part I. In Vorbereitung.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

NUMERISCHE SIMULATION

Ansprechpartner Dipl.-Ing. St. Bikker

Institution Inst. für Strahlantriebe und Turboarbeitsmaschinen,
RWTH-Aachen, Prof. W. Koschel

Adresse Templergraben 55
D-52062 Aachen

Telefon 0241-805501

Telefax 0241-28226

weiterer Partner Dipl. Ing. St. Sasse

Thema Turbulente kompressible Strömungen

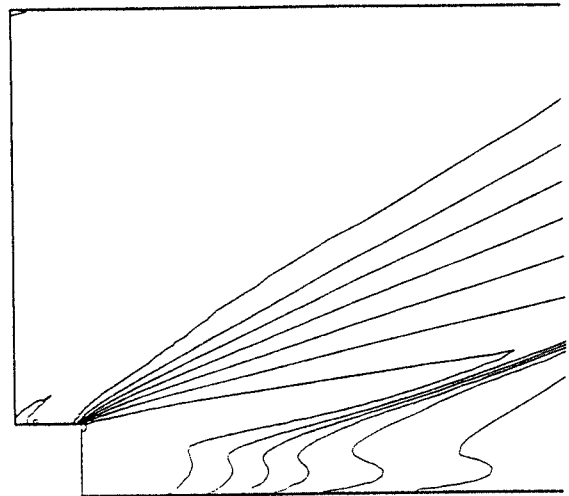
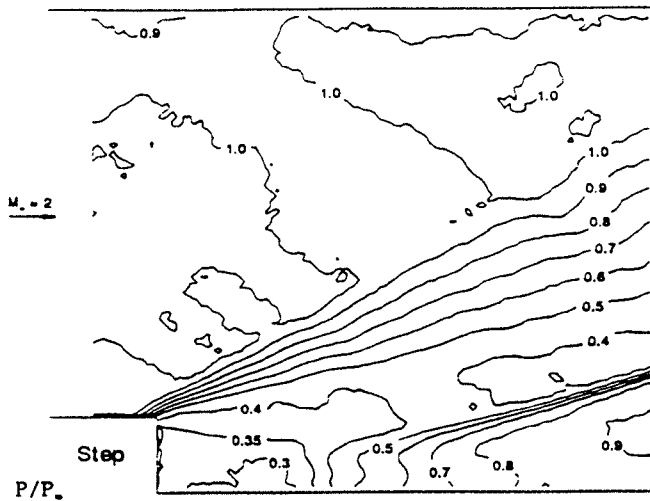
Ausgangssituation Finite Elemente Taylor Galerkin Verfahren zur Lösung
der Navier-Stokes Gleichungen auf unstrukturierten
Netzen

Ziel Validierung des Algorithmus und Anwendung auf
Innenströmungsprobleme in Unter- und Überschallbereichen

Lösungsweg Implementierung von:
3D Baldwin-Lomax
2D k- ϵ Modell in Kombination mit FCT zur verbesserten
Stoßauflösung

Ergebnis

Berechnung einer rückwärtigen Stufe (Anströmmachzahl größer eins) mit Vergleich aus Experiment und Nachrechnung eines SCRAM-Jet Einlaufs.
Simulation eines Hufeisenwirbels an einem auf einer Platte stehenden Kreiszylinders und Vergleich mit Experimenten.



Literatur W. Koschel, W. Rick, T. Rüggeberg, "Study of Flow Phenomena in High Speed Intakes", AIAA-92-5029

W. Koschel, W. Rick, St. Bikker, "Application of Finite Element Method to Hypersonic Nozzle Flow Computations", AGARD Proceedings 510, 1991, pp. 33.1-33.14

weitere Vorgehen

Erweiterung von $k-\epsilon$ Modell auf 3D
Adaptives Remeshing

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Numerische Simulation

Ansprechpartner Jiri Blazek

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2833

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Mehrgitterverfahren zur Berechnung von Euler- und Navier-Stokes Gleichungen basierend auf dem impliziten LU-SSOR Schema

Ausgangssituation

Das von Yoon und Jameson [1] entwickelte und nachfolgend von Rieger und Jameson [2] verbesserte LU-SSOR (Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation) Schema wird häufig bei der Berechnung von Euler- und Navier-Stokes Gleichungen eingesetzt. Gegenüber anderen voll impliziten Verfahren bietet es als Vorteile eine einfache Vektorisierung / Parallelisierung sowie die Invertierung von nur skalaren Größen bzw. von block-diagonalen Matrizen (bei Navier-Stokes Gl.). Trotz seiner Verbreitung wurde das LU-SSOR Schema erst kürzlich erfolgreich in ein Mehrgitterverfahren implementiert [3]. Die Untersuchungen beschränkten sich jedoch nur auf reibungsfreie Transschallströmungen.

Ziel

Entwicklung eines effektiven und robusten impliziten Mehrgitterverfahrens auf der Basis des LU-SSOR Schemas. Das Konvergenzverhalten des Verfahrens soll für Euler- als auch Navier-Stokes Gleichungen im gesamten Geschwindigkeitsbereich von Unter- bis Überschall untersucht werden. Zur räumlichen Diskretisierung sollen zentrale wie auch Upwind-Differenzen herangezogen werden.

Lösungsweg

Anhand einer skalaren Modellgleichung wurden die Dämpfungseigenschaften des impliziten Mehrgitterverfahrens studiert. Es zeigte sich, daß diese durch mehrfache Zeitschritte auf den einzelnen Gittern bedeutend verbessert werden können. Des Weiteren ergab sich, daß eine Erhöhung der Dissipation im impliziten Operator bei einer Upwind-Diskretisierung des Residuums (expliziten Operators) noch zusätzlich die Dämpfung des Verfahrens günstig beeinflusst. Unter Berücksichtigung dieser beiden Maßnahmen konnte dann ein effizientes und robustes LU-SSOR Mehrgitterverfahren entwickelt werden [4, 5]. Im Vergleich zum standartmäßig eingesetzten LU-SSOR Schema ohne Mehrgitter wird die Konvergenz zur stationären Lösung im Regelfall um den Faktor 5 bis 10 beschleunigt.

Ergebnis

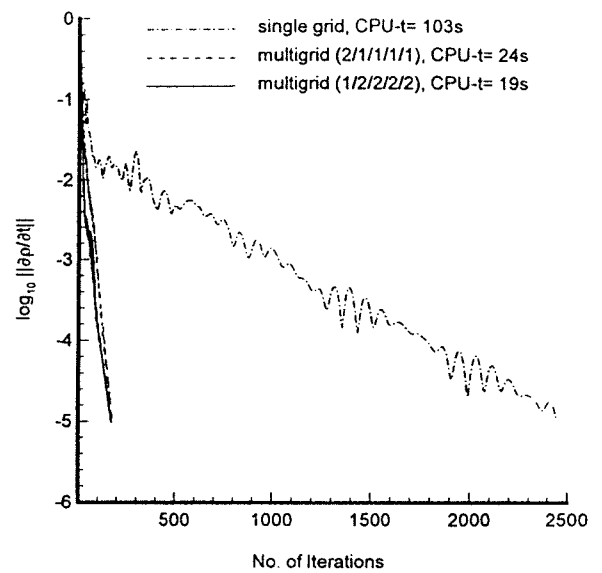
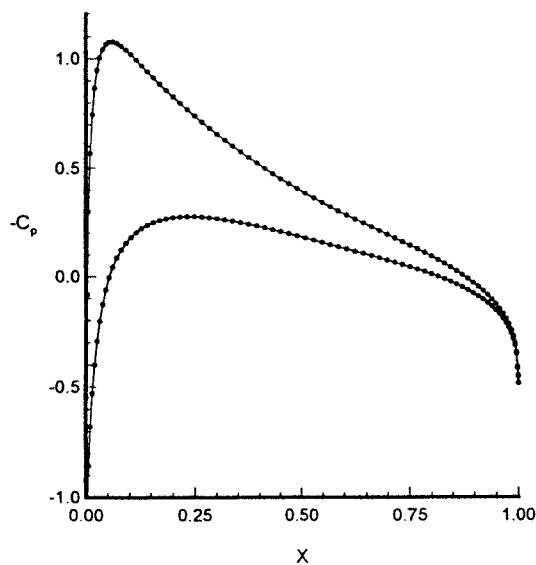


Bild 1 NACA 0012, $M_\infty=0.63$, $\alpha=2^\circ$, reibungsfrei; zentrale Diskretisierung des expliziten Operators; Zahlen in Klammern geben die Anzahl der Zeitschritte auf jedem Gitter (angefangen vom feinsten) wieder.

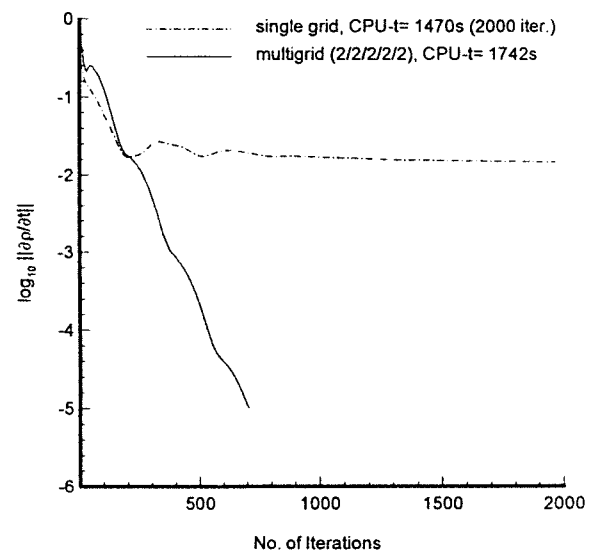
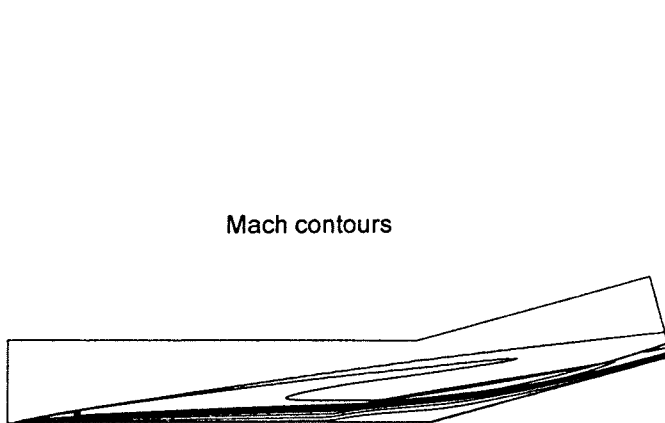


Bild 2 15° Rampe, $M_\infty=11.68$, $Re=2.47E+5$, $T_\infty=65K$, $T_w/T_\infty=4.604$, laminar; upwind Diskretisierung.

Literatur

- [1] Yoon, S.; Jameson, A.: *An LU-SSOR Scheme for the Euler and Navier-Stokes Equations*. AIAA Journal, Vol. 26, 1988, S. 1025-1026.
- [2] Rieger, H.; Jameson, A.: *Solution of Steady Three-Dimensional Compressible Euler and Navier-Stokes Equations by an Implicit LU Scheme*. AIAA 88-0619, 1988.
- [3] Yoon, S.; Kwak, D.: *Multigrid Convergence of an Implicit Symmetric Relaxation Scheme*. AIAA 93-3357, 1993.
- [4] Blazek, J.: *Investigations of the Implicit LU-SSOR Scheme*. DLR IB 129-92/24, 1993.
- [5] Blazek, J.: *A Multigrid LU-SSOR Scheme for the Solution of Hypersonic Flow Problems*. AIAA 94-0062, 1994.

weiteres Vorgehen

Das LU-SSOR Schema wird z.Z. in ein 3-D Navier-Stokes Verfahren implementiert. Es wird ebenfalls für die Berechnung von Strömungen mit Realgaseffekten erweitert.

Projektgruppe:

Numerische Simulation

Ansprechpartner:

Dr. H. Daniels, Dr. A. Peters

Institut für Supercomputing und Angewandte Mathematik (ISAM),  Wissenschaft Heidelberg,
Vangerowstraße 18, 69115 Heidelberg, Tel: 06221 59 4537 oder 4430, Fax: 3500

PASTIS-3D

3D instationäre inkompressible Strömungen parallel mit finiten Elementen

Ausgangssituation:

Die Simulation von dreidimensionalen zeitabhängigen Strömungsprozessen mit Stoff- und Wärmetransport in komplexen Geometrien ist eine der großen Herausforderungen der 90er Jahre.

Ziel:

Das Institut für Supercomputing und Angewandte Mathematik (ISAM) der IBM Deutschland Informationssysteme GmbH in Heidelberg bietet mit PASTIS-3D Unterstützung in den folgenden Bereichen an: 1) Simulation der Umströmung von Fahrzeugkarosserien mit zeitgenauer Auflösung von Anfahrwirbeln und Wirbelstraßen. 2) Raumklimasimulationen in Fahrgastzellen oder Büroräumen mit Berücksichtigung von zeitabhängigen Auftriebseffekten. 3) gekoppelte Umströmung und Wärme-feldberechnungen für Bauelemente. 4) Umweltsimulationen mit Schadstoffausbreitungen in Luft und Wasser.

Dabei sind insbesondere umfangreiche rechenintensive **zeitabhängige, dreidimensionale** Anwendungen möglich. Das ISAM verfügt über modernste Rechnerausstattung und hohe Rechenkapazität (IBM 9076 SP1TM, Workstationcluster).

Lösungsweg:

PASTIS-3D [2] ist ein effizientes, parallelisiertes und vektorisiertes Finite-Elemente-Programm zur Simulation instationärer inkompressibler dreidimensionaler Strömungen gekoppelt mit Wärme- und Stofftransportberechnungen in komplexen Geometrien.

PASTIS-3D löst die Navier-Stokesschen Gleichungen für die primitiven Variablen Geschwindigkeiten und Druck. Die räumliche Approximation erfolgt mit diskret divergenzfreen Finiten-Elementen. Die Projektion-Zeitintegration [1], [3], [5] erlaubt eine vollständig entkoppelte Behandlung der drei Komponenten der Impulsgleichung und der Kontinuitätsgleichung. Die linearen Gleichungssysteme werden, je nach verwendeter Zeitdiskretisierung (Trapezregel, streamline upwind, predictor-corrector,...), von schnellen Gleichungslösern für symmetrische und unsymmetrische beliebig dünn besetzte Matrizen behandelt.

In der parallelisierten Version ermöglicht automatische Gebietszerlegung Datenparallelität. Alle Rechenoperationen bleiben lokal auf Untergebiete beschränkt. Kommunikation mit Nachbargebieten ist nur innerhalb der Gleichungslösungen notwendig. Das gewählte datenparallele Modell [4] gewährleistet Effizienz für große 3D-Berechnungen und garantiert stabiles Lösungsverhalten.

Wesentliche Eigenschaften:

- hohe Rechengeschwindigkeit durch voll vektorisierte und voll parallelisierte Implementierung für distributed memory auf skalierbaren parallelen Systemen wie Workstationcluster oder IBM Scalable POWERparallel System 9076 SP1TM mit verschiedenen message passing libraries
- Projektion-Zeitintegration mit beliebig zeitlich und räumlich schaltbarer Zeitdiskretisierung wie streamline upwind, Trapezregel, predictor-corrector, oder explizit sowie automatisch angepaßte Zeitschrittgröße mit Zeitfehlerbeobachtung und zeitabhängigen Randbedingungen und Wirbelviskositätstensoren
- automatische Gebietszerlegung für parallele Gleichungslösung und schnelle Gleichungslöser wie vorkonditionierte Konjugierte-Gradienten-Löser (PCG, ILU-CGS, restarted GMRES) und *optionale* Verwendung maschinenangepaßter Gleichungslöser wie iterative PCG-Verfahren aus der IBM ESSLTM, oder direkte parallele Löser für die IBM 9076 SP1TM
- 3D und 2D diskret divergenzfreie Finite-Elemente mit effizienter numerischer Integration (keine symbolischen Matrixoperationen) und *optional* reduzierter numerischer Integration (ausreichend genau für moderate Elementformen) sowie *optionaler* Vorberechnung zeitinvarianter (komprimierter) Matrizen - automatisch gesteuert entsprechend der verfügbaren Hauptspeichergröße
- *optionale* interaktive Grafik (IBM Visualization Data Explorer) für die Visualisierung zeitabhängiger Felder, Stromröhren, Streichlinien, ...

Literatur

- [1] Chorin, A.J., *Numerical Solution of the Navier-Stokes Equations*, Math. Comp., **22**, 1968, 745-763.
- [2] Daniels, H., *PASTIS-3D Finite Element Projection Algorithm Solver for Transient Incompressible Flow Simulations - Implementation Aspects and User's Manual*, UCRL-MA-111833, Lawrence Livermore National Laboratory, Livermore, CA, August 1992.
- [3] Gresho, P.M., *On the theory of semi-implicit projection methods for viscous incompressible flow and its implementation via a finite element method that also introduces a nearly-consistent mass matrix, Part 1: Theory*, Int. J. Num. Meth. Fluids, **11**, 1990, 587-620.
- [4] Haase, G. and U. Langer, *Parallelisierung und Vorkonditionierung des CG-Verfahrens durch Gebietszerlegung*, Num. Algebra auf Transputersystemen, Teubner, May 1993
- [5] Shin, J., *On Error Estimates of Some Higher Order Projection and Penalty-Projection Methods for Navier-Stokes Equations*, Report No. A1190, Dept. of Math., Penn State, submitted to Numerische Mathematik, Oct. 1991.

Weiterentwicklung:

PASTIS-3D wird laufend an neue Hardwareplattformen angepaßt. Wir halten PASTIS-3D auf dem neuesten Stand der Wissenschaft. Wissenschaftliche Kooperationen bestehen u.a. mit der RWTH Aachen und dem LLNL Livermore.

©Scalable POWERparallel System 9076 SP1 and ESSL and Visualization Data Explorer are trademarks of International Business Machines Corporation.

1 Numerische Simulation nichtisothermer Strömungen

1.1 Ausgangssituation:

Die numerische Simulation nichtisothermer, inkompressibler Strömungen führt neben der in den Anwendungen oftmals vorherrschenden Dominanz der konvektiven Terme zu der zusätzlichen Schwierigkeit der Kopplung von Geschwindigkeits- und Temperaturfeld. Standard finite Elemente Verfahren werden instabil und führen im Fall höherer Reynolds/Rayleigh- Zahlen zu unphysikalischen Oszillationen. Die Auflösung der hochdimensionalen, nichtlinearen Gleichungssysteme erfordert die Konstruktion effizienter Algorithmen.

1.2 Zielstellung:

1. Konstruktion stabiler finite Element Diskretisierungen für den Fall höherer Reynolds -und Rayleighzahlen
2. Aufbau schneller Löser für die entstehenden Gleichungssysteme

1.3 Lösungsweg:

Wir benutzen das nichtkonforme Crouzeix-Raviart Element. Das Element genügt der LBB-Stabilitätsbedingung. Geschwindigkeit und Temperatur werden durch stückweise lineare Funktionen approximiert und der Druck wird stückweise konstant gesetzt. Diese Wahl garantiert auf jedem Element die punktweise Erfüllung der Inkompressibilitätsbedingung. Zur Stabilisierung der Diskretisierung

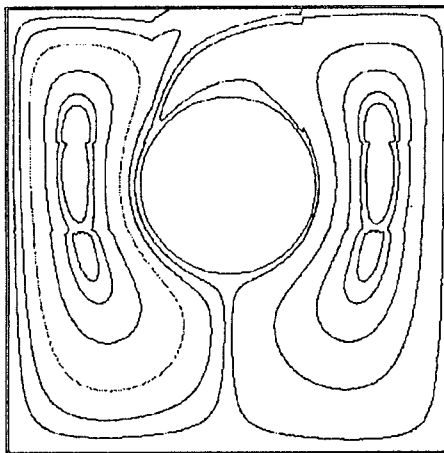


Abbildung 1: Stromfunktion, Zylinderumströmung, $Ra = 10^5$

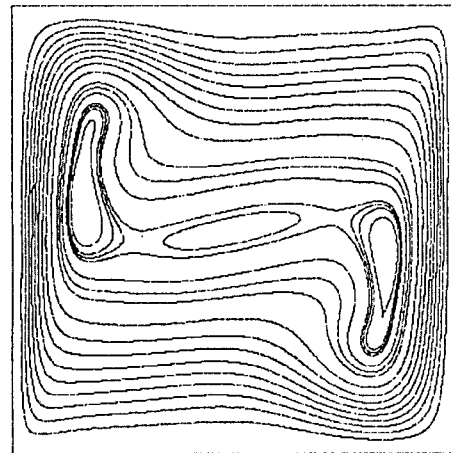


Abbildung 2: Stromfunktion, Closed cavity, $Ra = 10^6$

im Fall singularer Störungen (Dominanz der konvektiven Terme) verwenden wir eine einfache upwind Technik. Zur Lösung der hochdimensionalen, nichtlinearen Gleichungssysteme wird ein nichtlineares Mehrgitterverfahren eingesetzt.

1.4 Ergebnisse:

Das Lösungsverfahren wurde an zwei Modellbeispielen, Closed Cavity-Problem und Zylinderumströmung, getestet und mit Referenzlösungen aus der Literatur verglichen. Die Strömungsverhältnisse in einer Closed Cavity wurden bis zur Rayleighzahl $Ra = 10^6$ (Abb. 2) simuliert.

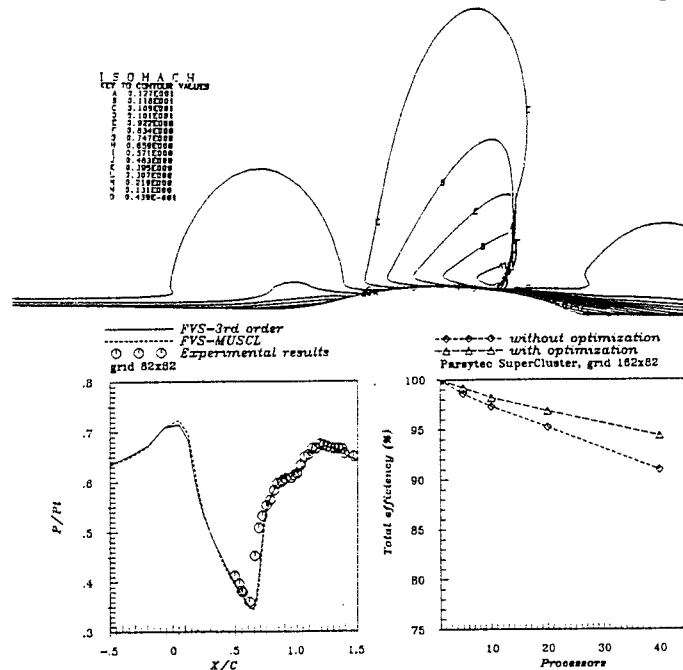
Die Zylinderumströmung wurde bis zur Rayleighzahl $Ra = 10^5$ (Abb. 1) gerechnet. Bei noch höheren Rayleighzahlen konvergierte der Löser auf dem größten Gitter nicht.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	NUMERISCHE SIMULATION		
Ansprechpartner	Prof. Dr. Dr. h.c. F. Durst, Dr.-Ing D. Drikakis, Dr. rer. nat. M. Schäfer		
Institution	Bayerischer Forschungsverbund für Technisch- Wissenschaftliches Hochleistungsrechnen, TWHR Erlangen, Lehrstuhl für Strömungsmechanik		
Adresse	LSTM Erlangen Cauerstr. 4, D-91058, Erlangen	Telefon Telefax	09131/ 859501 09131/ 859503
weitere Partner	Lehrstuhl für Informatik, Technische Universität München		
Thema	Parallelisierung effizienter Berechnungsverfahren von Aerodynamischen Strömungen auf modernen Rechnerarchitekturen		
Ausgangssituation	Um grössere Simulationsprobleme in der Industrie bewältigen und das Wissen um komplexe physikalische Probleme ausbauen zu können, werden heutzutage grössere Computerressourcen benötigt als diese von Einprozessor Supercomputern zur Verfügung gestellt werden. Parallele Computerarchitekturen versprechen jedoch weitaus höhere Leistungsdaten. Auf dem Gebiet der numerischen Strömungsmechanik ist es somit eine Hauptaufgabe schon bestehende seriell laufende Programme auf die parallele Architektur hin abzustimmen. Dabei müssen insbesondere die Effizienz und die Genauigkeit der verwendeten Methoden sorgfältig untersucht werden		
Ziel	Das Ziel des Projektes ist die Entwicklung von parallelen numerischen Methoden und deren Implementierung zur Berechnung von aerodynamischen Strömungen. Durch die Anwendung paralleler Programme wird eine beträchtliche Reduzierung der Rechenzeit erwartet.		
Lösungsweg	Ausgehend von den bereits existierenden sequentiellen Programmen zur Strömungsberechnung wurden parallel Programmversionen für nachrichtengekoppelte Parallelrechner implementiert. Ausgangspunkt dieses Projektes waren die effizienten, sequentiellen Programme zur Strömungsberechnung, die am Lehrstuhl entwickelt wurden. Diese basieren auf einer Finite-Volumen Diskretisierung und der SIMPLE-Strategie zur Druck-Geschwindigkeitskopplung. Zur Konvergenzbeschleunigung wird ein Mehrgitterverfahren mit geschachtelter Iteration eingesetzt. Für die Lösung der kompressiblen Navier-Stokes Gleichungen wurden verschiedene Finite Volumen Methoden entwickelt und in einem Berechnungsprogramm zusammengeführt. Für die Diskretisierung der konvektiven Flüsse wird entweder ein Riemann-Löser und eine modifizierte Steger-Warming Methode verwendet. Die oben beschriebene Methode zur Lösung der Navier-Stokes Gleichungen wurde auf MIMD-Parallelrechnern implementiert. Die Parallelisierung basiert auf dem Verfahren der Gitterzerlegung.		

Ergebnis

Eine der Anwendungen obiger Forschung ist eine transonische turbulente Strömung mit einer Machzahl $M_\infty = 0.875$ und einer Reynoldszahl $Re/m = 13.6 \times 10^6/m$ über einer axialsymmetrischen Hülgeometrie. Das numerische Gitter hat 162x82 Punkte. Die Iso-Machlinien und der Vergleich zwischen Rechnung und Experiment für die Druckverteilung sind in den folgenden Bildern dargestellt. Die Berechnungen wurden auf zwei parallelen Systemen durchgeführt. Das erste ist ein Meiko Computing Surface mit 64 T800 Transputern (25 MHz) und das zweite ein Parsytec SuperCluster mit 256 T805 Transputern (30 MHz). Auf letzterem wird das Betriebssystem Parix verwendet. Der Beschleunigungsfaktor bei Verwendung von 40 Prozessoren ist 38.2 auf der Meiko CS und 37.8 auf dem Parsytec SC. Die Effizienz des ParsytecSC ist in der folgenden Darstellung abgebildet.



Literatur

- [1] M. Peric, M. Schäfer, and E. Schreck, "Computation of Fluid Flow with a Parallel Multigrid Solver", in K.G. Reinsch et al. (Eds.), Proc. Int. Conference Parallel CFD'91, Elsevier, Amsterdam, 1991.
- [2] D. Drikakis and E. Schreck, "Development of Parallel Implicit Navier-Stokes Solvers on MIMD Multi-Processor Systems", AIAA Paper 93-0062, 31st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, January 11-14, Reno, NV 1993.

weiteres Vorgehen

Geplant ist die Untersuchung neuer numerischer Verfahren und Turbulenzmodelle, sowie deren Validierung für turbulente kompressible Strömungen. Die Parallelisierung wird zur Zeit durch Modellierung der Kommunikation genauer untersucht.

8-10-93

Datum

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Numerische Simulation

Ansprechpartner B. Eisfeld, H. Bleecke, Dr. N. Kroll

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2440

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner DASA-LM, Deutsche Airbus, Dornier, GMD, IBM

Thema Forschungsprojekt POPINDA - Portable Parallelisierung industrieller aerodynamischer Anwendungen

Ausgangsposition

Wesentliche Leistungssteigerungen auf dem Gebiet der Hochleistungsrechner sind beim gegenwärtigen Stand der Technik nach allgemeiner Einschätzung nur noch durch Parallelschaltung mehrerer Prozessoren zu erreichen. Derartige Parallelrechner sind deshalb in jüngster Zeit von verschiedenen Herstellern auf den Markt gebracht worden, deren Verwendbarkeit zur Lösung partieller Differentialgleichungen auch bereits erfolgreich untersucht wurde. Es fehlt jedoch bislang der Nachweis, daß derartige Computer auch zur Berechnung komplexer Strömungen, wie sie im Bereich der Flugzeugaerodynamik auftreten, industriell nutzbar sind. Daneben schreckt die mangelnde Portabilität paralleler Programme potentielle Anwender vor dem Schritt der Parallelisierung ab, zumal der zu treibende Aufwand erheblich ist.

Ziel

Ziel des vom BMFT geförderten Forschungsprojektes POPINDA ist es, zwei aerodynamische Basis-codes für Zelleneckpunkt- und Zellenmittelpunktdiskretisierung zu erstellen und zu parallelisieren. Außerdem sollen zwei portable Kommunikationsbibliotheken für Zelleneckpunkt- und Zellenmittelpunktdiskretisierung aufgebaut werden. Mit den erhaltenen Programmen soll dann der Nachweis der Einsatzfähigkeit massiv paralleler Rechner im Bereich der Konfigurationsaerodynamik erbracht werden.

Lösungsweg

Ausgangspunkt für die Parallelisierung sind der NSFLEX-Code von DASA-LM als Beispiel für ein zell-zentriertes Verfahren sowie der FLOWer-Code, der von der DLR in Zusammenarbeit mit der Deutschen Airbus und Dornier auf Grundlage des CLR-CEVCATS-Codes entwickelt wird. Beide Programme bauen auf einer in POPINDA definierten Datenstruktur auf, so daß NSFLEX und FLOWer auf dieser Ebene kompatibel sind. Die jeweils zu benutzenden Kommunikationsbibliotheken werden neben dem Datenaustausch auch weitreichendere Aufgaben übernehmen, wie z. B. den Aufbau der Prozeßtopologie, die Lastverteilung und dynamische Umkonfigurierungen. Außerdem soll sie den Anwender von bereits gelösten Grundproblemen bei der Parallelisierung entlasten. Dadurch, daß sie auf der Schnittstelle PARMACS der GMD aufsetzt, wird die Portabilität der Programme gewährleistet.

Ergebnisse

Mit ersten Resultaten ist Mitte des Jahres zu rechnen. Bis dahin muß jeweils eine erste lauffähige Version der beiden Basis-codes existieren, die zumindest einfachere Testprobleme der Aerodynamik (z. B. Strömung um eine Flügel-Rumpf-Konfiguration) zu lösen im Stande ist.

Parallelisierung des DLR-CEVCATS-Codes

Im vergangenen Jahr wurden die Parallelisierungsaktivitäten am DLR-CEVCATS-Code massiv vorangetrieben, wozu das Programm erheblich umzuarbeiten war. Im wesentlichen wurden dazu ein wahlweiser Incore-Löser, parallelisierbare Randaus-tauschstrategien sowie eine zweite Dummyschicht implementiert. Außerdem wurde der gesamte Programmtext weitgehend an einen Standard angepaßt, der anhand der ESA-Richtlinien erarbeitet wurde, um industriellen Anforderungen zu genügen und die Kooperation zu vereinfachen.

Mit Beginn des vom BMFT-Projektes POPINDA wurden diese Arbeiten in eine Zusammenarbeit mit der Luftfahrtindustrie eingebettet, deren Ziel u. a. die Schaffung vereinheitlichter deutscher Strömungscodes ist. Ausgangspunkt für zelleneckpunkt-orientierte Verfahren ist dabei der DLR-CEVCATS-Code, der an die in POPINDA festge-legte Datenstruktur angepaßt wurde und in Zukunft den Namen FLOWer trägt .

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Numerische Simulation

Ansprechpartner Dipl.-Ing. M. Galle**Institution**

DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2470**Telefax:** 0531/295-2320**Weitere Partner****Thema**

Entwicklung eines hybriden Finite-Volumen-Verfahrens

Ausgangssituation

Die zur Zeit zur numerischen Simulation von dreidimensionalen Strömungen verwendeten Verfahren lassen sich hinsichtlich der verwendeten Rechnernetze grob in zwei Gruppen unterteilen: Auf der einen Seite stehen Verfahren, bei denen der physikalische Raum durch Hexaedernetze diskretisiert wird. Diese zeichnen sich vor allem bei der Simulation von reibungsbehafteten Strömungen durch eine sehr gute Auflösung der Strömung in Körperräume aus. Daneben existieren Verfahren, die auf der Basis von Tetraederzellen arbeiten. Vorteil von Tetraedernetzen ist deren große Flexibilität, weshalb sie sich sehr gut für die Diskretisierung komplexer Räume eignen. Darüber hinaus lassen sie in der Regel auch aufgrund ihrer unstrukturierten Datenbehandlung eine adaptive Netzveränderung durch Verschieben oder Einfügen von Netzknoten zu.

Ziel

Ziel ist die Entwicklung eines Verfahrens, das die gleichzeitige Verwendung von Hexaedern im Nahbereich des Körpers und Tetraederzellen im Fernfeld auf der Basis einer unstrukturierten Datenbehandlung zuläßt. Mit diesem Code sollen sowohl reibungsfreie als auch reibungsbehaftete Strömungen simuliert werden. Außerdem ist die Möglichkeit einer adaptiven Netzanpassung sowohl im Bereich der Hexaeder- als auch der Tetraederzellen vorzusehen.

Lösungsweg

Es wurde zunächst eine geeignete Pointerstruktur entwickelt, mit der sich die Nachbarschaftsverhältnisse von Zellen und Knoten beschreiben lassen. Diese Struktur ist so variabel angelegt, daß sie die Existenz von Hexaeder- und Tetraederzellen in einem Netz zuläßt. Zellen in Bereichen großer Gradienten der Strömungsgrößen können außerdem geteilt werden, was zu einer besseren Auflösung der Strömung in diesem Bereich führt. Die reibungsfreien Flüsse werden mit einem Upwind-Schema bestimmt, wobei eine Genauigkeit zweiter Ordnung durch eine lineare Rekonstruktion der Strömungsgrößen in den Kontrollvolumina erzielt wird. Die zeitliche Diskretisierung erfolgt mit einem Runge-Kutta-Verfahren.

Ergebnis

Bild 1 zeigt einen Schnitt durch ein dreidimensionales Strömungsfeld. Es handelt sich um die reibungslose Strömung um einen stumpfen Körper bei einer Anströmmachzahl von $M_\infty = 6$. Das Netz besteht in der Nähe des Körpers aus Hexaederzellen an die sich nach außen Tetraederzellen anschließen. In **Bild 1a** ist die Lösung auf dem Ursprungsnetz zu sehen. Dieses Netz wurde danach insgesamt dreimal in Regionen mit großen Gradienten der Strömungsgrößen verfeinert. Das Ergebnis dieser Verfeinerungen ist mit der dazugehörigen Lösung in **Bild 1b** zu sehen. Dargestellt sind die Isomachlinien.

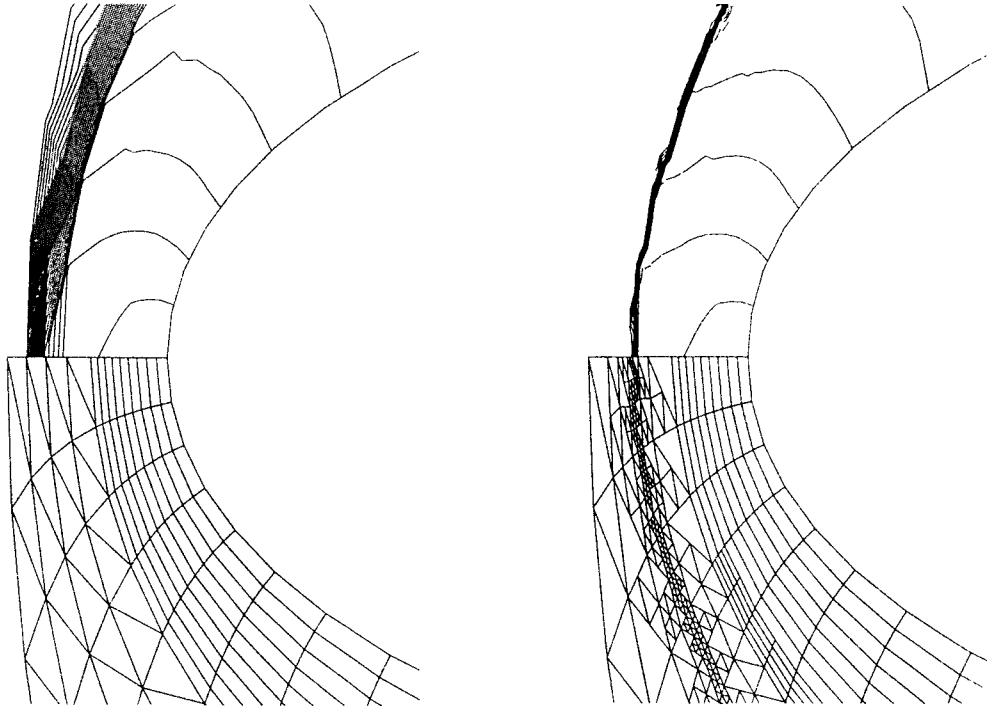


Bild 1: Isomachlinien bei reibungsloser Umströmung eines stumpfen Körpers mit einer Anströmmachzahl von $M_\infty = 6$.

a: Ausgangsnetz und zugehörige Lösung.

b: Dreimal adaptiertes Netz und zugehörige Lösung.

Literatur

- [1] **M. Aftosmis:** Viscous Flow Simulation Using an Upwind Method for Hexahedral Based Adaptive Meshes
AIAA-93-0772, 1993
- [2] **T. J. Barth:** A 3-D Upwind Euler Solver for Unstructured Meshes
AIAA-91-1548, 1991
- [3] **N. Kroll; R. Radespiel:** An Improved Flux Vector Split Discretization Scheme for Viscous Flows
DLR-FB 93-53, 1993

weiteres Vorgehen

Validierung der Navier-Stokes-Formulierung und Implementierung eines Turbulenzmodelles sowie Verbesserung des Konvergenzverhaltens durch Implementierung eines Mehrgitter-Algorithmus.

MITTEILUNG

Projektgruppe/Fachkreis: MATHEMATISCHE GRUNDLAGEN

Ansprechpartner: Dr. Rupert Klein

Institution/Adresse:

Institut für Technische Mechanik, RWTH, Templergraben 64, 52056 Aachen
Telefon: 0241/804868, Telefax: 0241/20911

weitere Partner: Dr. C.D. Munz, INR, KfK, Pf 3640, 76021 Karlsruhe

Thema: Godunov-Typ Verfahren für Strömungen kleiner
Mach Zahl auf der Basis asymptotischer Analyse

Ausgangssituation:

In einer Vielzahl von Anwendungen in der Strömungsmechanik, aber gerade auch in der Verbrennungswissenschaft, ist man an der numerischen Simulation von sehr langsamen Strömungsvorgängen unter Berücksichtigung von Kompressibilitätseffekten interessiert. Moderne explizite Verfahren zur Berechnung kompressibler Strömungen unterliegen der Courant-Friedrichs-Levy Bedingung für die Zeitschrittweite, die besagt, daß eine akustische Welle während eines Zeitschrittes nicht mehr als eine Gitterzelle durchlaufen darf. Im Limit sehr langsamer Strömungen führt diese Einschränkung zu unakzeptablen Rechenzeiten, wenn Strömungsvorgänge auf der Zeitskala der Konvektion aufgelöst werden sollen. Man ist deshalb an impliziten oder semi-impliziten Algorithmen interessiert, die die positiven Eigenschaften moderner Upwind-Verfahren mit großen, von der Mach Zahl unabhängigen Zeitschritten kombinieren.

Ziel:

Das Ziel ist die Entwicklung eines neuartigen Verfahrens für Strömungen sehr kleiner, moderater und großer Mach Zahlen, das im voll kompressiblen Bereich in ein Standard-Godunov-Typ Verfahren übergeht, und das auch den Grenzfall inkompressibler Strömung noch verkraftet.

Lösungsweg:

Mit Hilfe einer asymptotischen Analyse des Grenzverhaltens von Lösungen der Euler'schen Gleichungen im Grenzfall kleiner Mach Zahlen können Hinweise für die Erweiterung eines shock-capturing Verfahrens höherer Ordnung auf Strömungen kleiner Mach-Zahl gewonnen werden. Die Umsetzung der asymptotischen Grenzverhaltens in eine numerische Diskretisierung führt auf eine neuartiges nichtlokales Splitting Verfahren, in dem es gelingt, konvektive Prozesse und akustische Wellenausbreitung

explizit und mit einer von der Mach Zahl unabhängigen Zeitschrittweite zu simulieren. Nur eine Gleichung für den Stördruck zweiter Ordnung bleibt implizit zu lösen. Diese entspricht gerade der Poisson Gleichung für den Druck im inkompressiblen Fall, $M = 0$.

Ergebnisse:

Bisher konnten eindimensionale Tests für Strömungen mit Mach Zahlen $M \approx 10^{-4}$ (quasi-inkompressibler Fall mit verschwindenden akustischen Effekten) und für $M \approx 10^{-2}$ mit expliziter Diskretisierung der Akustik, aber ohne Mach Zahl-abhängige Zeitschrittbeschränkung erfolgreich abgearbeitet werden. Eine wichtige Einschränkung besteht derzeit darin, daß nur solche Strömungen betrachtet werden, in denen eine einzige Zeitskala sowohl die Konvektion als auch die akustische Wellenausbreitung dominiert. In anderen Worten, nur langwellige akustische Störungen, sind bisher berücksichtigt.

weiteres Vorgehen:

Weitere Tests auch schwach nichtlinearer Effekte in 1D; Erweiterung auf zwei Raumdimensionen; Mehr-Zeitskalen-Analyse und deren Umsetzung in eine numerische Diskretisierung.

Literatur:

- [1] R. Klein, C.D. Munz, K. Lange, W. Willems: "Low-Mach Number Extension of a Godunov-Type Scheme Based on Multiple Scales Asymptotics I: One Space Dimension". in preparation.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen/Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. habil. P. Koltzsch		
Institution	TU Bergakademie Freiberg/TU Dresden Institut für Fluidmechanik und Fluidenergiermaschinen/Institut für Technische Akustik		
Adresse	Mommensenstraße 13 01069 Dresden	Telefon 0351 - 4637511 Telefax 0351 - 4637091	
weitere Partner			
Thema	Berechnung des Wirbellärms von Axialventilatoren		
Ausgangssituation	Zur Berechnung der Schalleistung tonaler Komponenten liegen Berechnungsverfahren vor, gestützt auf die strömungsakustische Modellierung des Schaufelgitters und unter Einbeziehung der instationären, aerodynamisch verursachten Kräfte. Für die breitbandigen Spektralkomponenten sind jedoch die Kenntnisse über die stochastisch zeitveränderlichen Schaufelkräfte unzureichend, so daß gegenwärtig meist empirische bzw. halbempirische Gleichungen zur Berechnung der Schalleistung des Wirbellärms verwendet werden.		
Ziel	Unter Aufarbeitung der gegenwärtigen Kenntnisse über die turbulenzbedingten, instationären Schaufelkräfte soll die Schalleistung des Wirbellärms von Axialventilatoren auf der Grundlage des Kanalmodells (strömungsakustisches Modell des Schaufelgitters) vorausberechnet und mit Meßwerten verglichen werden.		
Lösungsweg	Das Berechnungsverfahren für den Wirbellärm muß mindestens die drei folgenden Schallerzeugungsmechanismen berücksichtigen: • Turbulente Zuströmung zur Schaufel: Dipolmodell, Einführen der spektralen Energiedichte der Zuströmungsturbulenz, Berechnung der spektralen Schalleistungsdichte • Turbulente Grenzschicht auf der Schaufeloberfläche: Dipolmodell, Berechnung der spektralen Leistungsdichte der instationären Schaufelkräfte aus der spektralen Leistungsdichte der turbulenten Druckschwankungen auf der Schaufeloberfläche, Ermittlung von drei charakteristischen Frequenzbereichen, Verwendung des strömungsakustischen Kanalmodells für das axiale Schaufelgitter, Berechnung der spektralen Schalleistungsdichte • Nachlaufströmung hinter der Schaufel: Dipolmodell, Einführen der Auftriebschwankungen infolge der Wirbelablösung, Berechnung einer frequenzunabhängigen Schalleistung		

Ergebnis

Bild 1, Bild 2 als Beispiel aus den Untersuchungsergebnissen

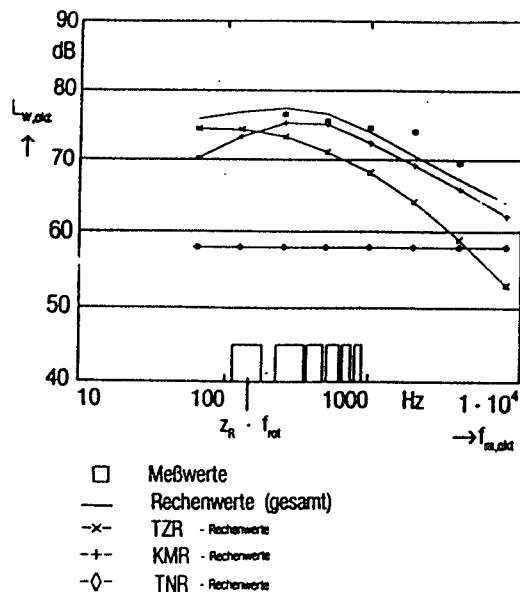


Bild 1: Axialventilator 500 (ohne Leitrad, zum Wand-einbau), Vergleich der Meß- und Rechenwerte

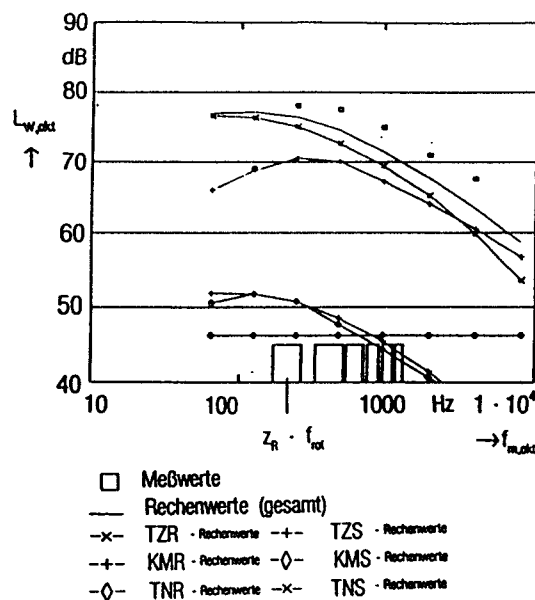


Bild 2: Axialventilator 400 (mit Vorleitrad) Vergleich der Meß- und Rechenwerte

zur Erläuterung: TZR/TZS turbulente Zuströmung Rotor/Stator
 KMR/KMS Kanalmodell Rotor/Stator (turbulente Grenzschicht auf der Schaufeloberfläche)
 TNR/TNS turbulenter Nachlauf Rotor/Stator

Die Übereinstimmung zwischen den Meß- und Rechenwerten ist hinsichtlich des qualitativen Verlaufes befriedigend gut (insbesondere auch hinsichtlich der Tatsache, daß aus den Meßwerten die Schallenergie der tonalen Komponenten nicht eliminiert werden konnte). Für den Wirbellärm sind die beiden Schallerzeugungsmechanismen: Zuströmung und Druckschwankungen auf der Schaufeloberfläche bestimmend; der Einfluß der Nachlaufströmung auf die Schallerzeugung ist gering. Bei Ventilatoren mit Vor- bzw. Nachleitrad wird im stromab liegenden Gitter der Schallerzeugungsmechanismus durch die turbulente Zuströmung dominierend.

Literatur

- Freiburger Forschungshefte A 697, A 721 (TU Bergakademie Freiberg)
- DAGA '93, Vortragsband "Fortschritte der Akustik", Teil A, S. 401 - 404
- Jahrestagung der GAMM, Dresden 1993, erscheint in ZAMM 74 (1994) Heft 5

weiteres Vorgehen

Zur Weiterentwicklung des Berechnungsverfahrens sollen folgende Aspekte einbezogen werden:

- Wechseldruckschwankungen auf den Schaufeloberflächen und Energiespektren der Zuströmturbulenz, unter Betriebsbedingungen ermittelt
- Frequenzabhängigkeit der stochastischen instationären Nachlaufströmung
- örtliche Korrelationen der instationären aerodynamischen Vorgänge.

Außerdem ist die präzise Trennung der tonalen Komponenten und der Wirbellärmkomponenten bei den Messungen anzustreben.

MITTEILUNG

Projektgruppe/Fachkreis:

Numerische Methoden

Ansprechpartner: Dr. Claus-Dieter Munz

Institution/Adresse: Kernforschungszentrum Karlsruhe, INR, Postfach 3640,
76021 Karlsruhe

Telefon: 07247/822449, Telefax: 07247/824874

Thema:

Godunov-Typ Verfahren für die Gleichungen der Gasdynamik in Lagrangekoordinaten

Ausgangssituation:

Neben der Beschreibung einer Strömung in einem ortsfesten Bezugssystem sind mitbewegte Koordinatensysteme von großer Bedeutung. Speziell für Strömungen verschiedener, sich nicht mischender Materialien sind solche Lagrange- oder Massenkoordinaten von großem Vorteil. In diesen Bezugssystemen sind die Trennflächen verschiedener Materialien stationär. In numerischen Verfahren ist es in diesem Fall möglich, diese Trennflächen scharf zu erhalten. In Eulerkoordinaten kann demgegenüber eine gewisse numerische Dämpfung nicht vermieden werden. Daher muß in diesem Fall eine Zustandsgleichung gefunden werden, welche physikalisch nicht gegeben ist.

Ziel:

Es wird die Konstruktion von Godunov-Typ Verfahren für die Gleichungen der Gasdynamik in Lagrangekoordinaten in einer Raumdimension untersucht. Die Eigenschaften solcher Verfahren werden analysiert und mit Verfahren in Eulerkoordinaten verglichen. Betrachtet wird dabei eine allgemeine Zustandsgleichung.

Lösungsweg:

Das Godunov-Verfahren, welches auf die exakte Lösung eines Riemannproblems aufbaut, führt in beiden Koordinatensystemen auf das gleiche Fixpunktproblem, welches numerisch gelöst werden muß. Das Verfahren von Roe wird abgeleitet wie im Eulerfall. Aus der Mittelwertseigenschaft der Roe-Matrix werden die Roe-Mittelwerte erhalten. Diese werden im Rahmen eines HLL-Verfahrens als a priori Abschätzungen der Signalgeschwindigkeiten eingesetzt.

Ergebnisse:

Es zeigt sich, daß die Roe-Mittelwerte für die Gleichungen der Gasdynamik in Lagrangekoordinaten nicht mit denen in Eulerkoordinaten übereinstimmen. Die Roe-Linearisierung existiert nicht in dem gesamten physikalischen Phasenraum in dem

Sinne, daß in der näherungsweise Riemannlösung unphysikalische Zustände auftreten, z.B. negative Werte für das spezifische Volumen. Dieser Effekt tritt auf in Bereichen großer Kompression. Ein ähnliches Problem ergibt sich auch im Eulerfall, jedoch bei starken Verdünnungen ([1]).

Das einfachste Godunov-Typ Verfahren wurde von Harten, Lax und van Leer vorgeschlagen und wird üblicherweise HLL-Verfahren genannt. Dieses Verfahren gründet sich auf a priori Abschätzungen der Signalgeschwindigkeiten. Ein Algorithmus zur Berechnung dieser Signalgeschwindigkeiten wird angegeben. Er gründet sich auf die Eigenwerte der Roe-Matrix, die jedoch in Bereichen hoher Kompression geeignet korrigiert werden.

Die Eigenschaften verschiedener Godunov-Typ Verfahren werden an Hand einfacher Testprobleme studiert. Es zeigt sich, daß das HLL-Verfahren eine Kontaktunstetigkeit verschmiert, während die Verfahren von Godunov und Roe diese scharf approximieren. Es muß eine Korrektur eingeführt werden, welche diese Dämpfung reduziert und die Kontaktunstetigkeiten erhält ([2, 3]).

Weiteres Vorgehen:

Für räumlich zweidimensionale Probleme haben die Lagrangekoordinaten den Nachteil, daß bei einer Scherströmung die Gitterzellen so verzerrt werden, daß ohne Neuorganisation des Gitters eine Weiterrechnung nicht möglich ist. Wir verfolgen deshalb die Strategie, Materialgrenzen als Ränder von Teilgebieten Lagrange zu bewegen, während im Innern dieser Bereiche ein Eulergitter erzeugt und benutzt wird.

Literatur:

1. B. Einfeldt, C.-D. Munz, P.L. Roe und B.J. Sjögreen: On Godunov-type methods near low densities, J. Comput. Phys. 92 (1991) 273-295
2. C.-D. Munz: On Godunov-type schemes for Lagrangian gas dynamics, erscheint im SIAM J. Numer. Anal. 31, Januar 94.
3. M. Göz und C.-D. Munz: Simple Godunov-type schemes for Lagrangian fluid dynamics, erscheint in Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Verlag

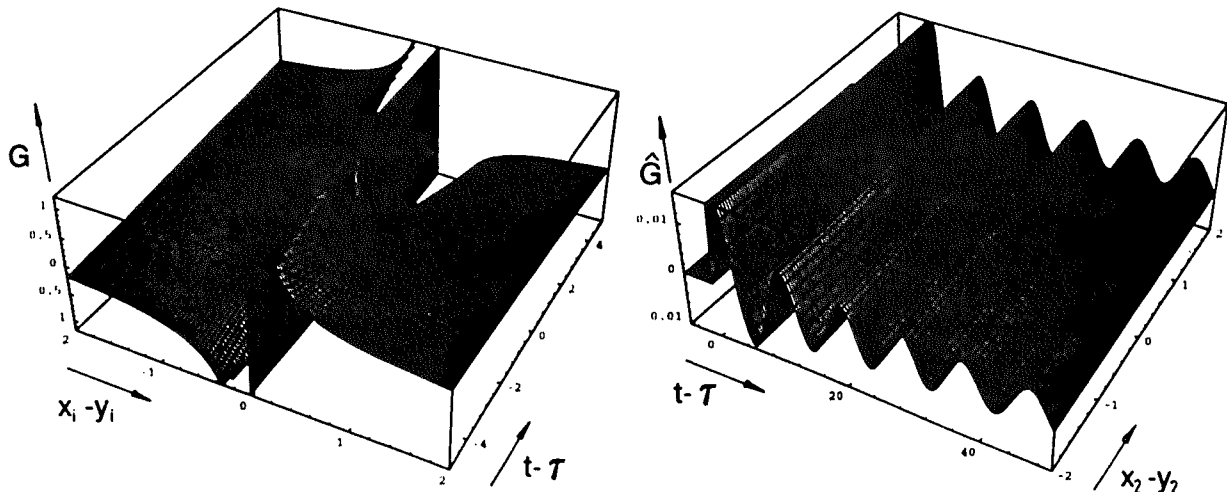
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen/Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. M. Rose		
Institution	TU Bergakademie Freiberg/TU Dresden Institut für Fluidmechanik und Fluidenergiemaschinen/Institut für Technische Akustik		
Adresse	Mommsenstraße 13 01069 Dresden	Telefon	0351 - 4637511
		Telefax	0351 - 4637091
weitere Partner			
Thema	Fernschallfeld des Transitionsbereiches einer Plattengrenzschicht		
Ausgangssituation	Der laminar-turbulente Übergang bei einer Plattengrenzschicht ist mit Hilfe der direkten numerischen Simulation des Transitionsvorganges in jüngster Vergangenheit intensiv untersucht worden. Das in Form von inkompressiblen Geschwindigkeits- und Druckfeldern vorliegende umfangreiche Datenmaterial bildet den Ausgangspunkt für aeroakustische Untersuchungen.		
Ziel	Berechnung und Diskussion der Schallfeldgrößen sowie Ableitung von Möglichkeiten und qualitativen Aussagen zur Lärmbeeinflussung im Zusammenhang mit den beobachteten Strukturen des Geschwindigkeitsfeldes während der Transition.		
Lösungsweg	Die Ausführung der Integration der Wellengleichung setzt ein quasiinkompressibles Quellvolumen mit endlicher Ausdehnung voraus. Das zur Strömungssimulation verwendete zeitliche Modell schreibt horizontal periodische Randbedingungen vor. Die Konvergenz der Integrale ist somit nicht gewährleistet. Zur Berechnung des Fernschallfeldes werden zwei Lösungsvarianten entwickelt und miteinander verglichen: 1. angepaßtes akustisches Modell, das die Periodizität des Quellgebietes berücksichtigt, 2. Modifizierung der Datenbasis (Grenzschicht) im Sinne einer kompakten Quelle (Dämpfung der Quellterme der Wellengleichung); Integration der dreidimensionalen Wellengleichung.		

Ergebnis

Unter Beibehaltung der durch das zeitliche Strömungssimulationsmodell vorbestimmten Periodizität des akustischen Quellgebietes (Modell 1) gelangt man zu einer adaptiven Wellengleichung (KLEIN-GORDON-Operator). Die Untersuchung der Fundamentallösung dieser Gleichung und deren Ableitungen führt zu der Schlußfolgerung, daß in diesem Fall kein Fernfeld, im Sinne vernachlässigbarer, schnell abklingender Terme höherer Ordnung, existiert. Wegen fehlender Dissipation im Schallfeld nimmt die Intensität des Schalls mit wachsendem Abstand zur Quelle nicht ab.

Die ebenfalls verfolgte, alternative Variante (Modell 2) führt zu der gut bekannten Lösung der inhomogenen Wellengleichung, fordert jedoch ein räumlich begrenztes bzw. sogar kompaktes ($l_0/\lambda_0 \ll 1$) Quellvolumen. Zu diesem Zweck werden die Quellterme durch eine Dämpfungsfunktion modifiziert.



Fundamentallösungen der Wellengleichungen

- links: die unveränderte, 3dimensionale Wellengleichung (retardierte Potentiale)
- rechts: die adaptive Wellengleichung (KLEIN-GORDON-Operator)

Literatur

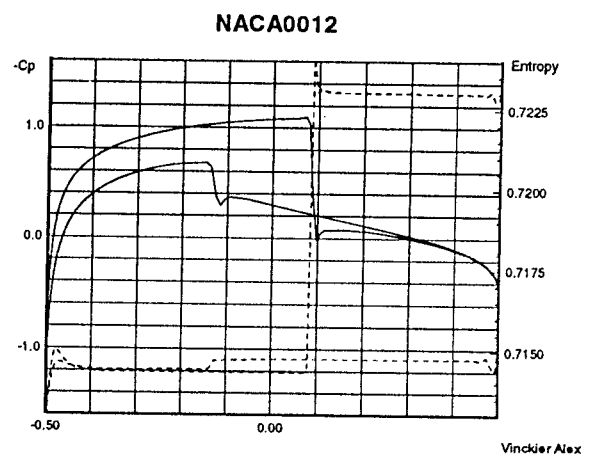
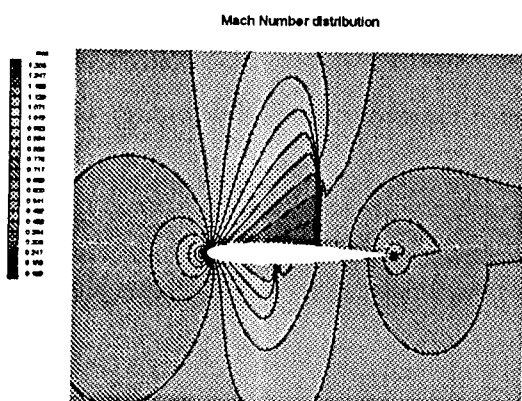
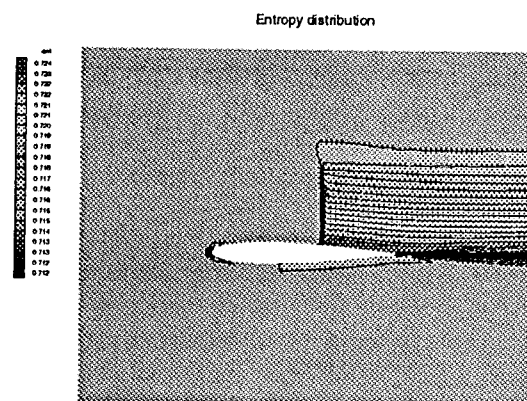
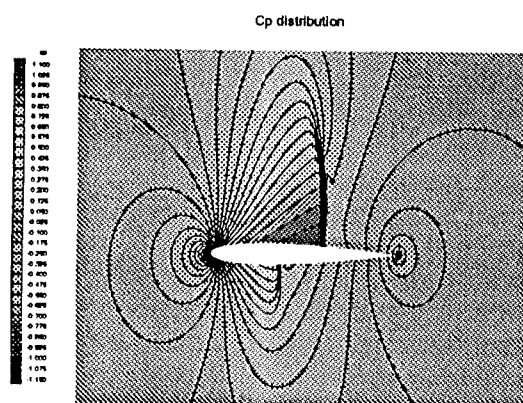
- weiteres Vorgehen**
- Berücksichtigung einer Parallelströmung im Fernfeld, Untersuchung der Transformationsmöglichkeit der Ergebnisse für das stationäre Schallfeld
 - numerischer Lösungsalgorithmus
 - Auswertung, Diskussion der Schallintensitäten, abgestrahlten Schalleistung während der Transition,
 - Bildung von Quelle-Aufpunkt-Korrelationen

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl. Ing. Alex Vinckier, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Universität Stuttgart Institut für Aerodynamik und Gasdynamik		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70569 Stuttgart 80	Telefon Telefax	0711 / 685 3436 0711 / 685 3438
weitere Partner			
Thema	Entwicklung und Implementierung eines Euler-Verfahrens auf Basis des Flux Filterings.		
Ausgangssituation	Die Anwendung von Lösungsverfahren für Strömungsanalysen nimmt immer mehr an Bedeutung zu. Die dabei angewandten numerischen Gleichungen werden von den partiellen Differential-Gleichungen der Strömung (Euler oder Navier-Stokes) abgeleitet. Dabei ist eine bestimmte Manipulation der Gleichungen notwendig, um den Iterationsvorgang zu stabilisieren (Künstliche Viskosität, flux splitting). Hier geht ein Teil der Konservativität der Größen (Total Enthalpy, Entropy Massenflux) verloren.		
Ziel	Ziel der Arbeit ist es, ein zweidimensionales Euler-Verfahren zu entwickeln, auf der Basis des 'flux filtering', das die Konservativität der Euler Gleichungen in den numerische Gleichungen soweit wie möglich berücksichtigt. Ein solches Verfahren muß die theoretische Lösung mit großer Genauigkeit berechnen können. Das entwickelte Verfahren gehört zu den multidimensionalen Riemann-Lösern.		
Lösungsweg	Das Residuum für ein Finites Volumen wird mit den diskreten Euler-Gleichung berechnet und wird über dessen Eckpunkten verteilt. Die Verteilungstechnik basiert auf dem 'flux filtering'. Der 'flux filter' verwendet die Informationen der Charakteristiken. Diese Operator hat die Eigenschaft, daß er die Konservativität nicht beeinflußt wird wodurch die Physikalische Identität erhalten bleibt. Das Hauptproblem ist die Definition des 'flux-filter'.		

Ergebnis

Ergebnisse für subsonische, transonische und supersonische Strömungen liegen vor.
Es ist die Lösung einer transonischen Strömung um ein NACA 0012 Profil bei $Ma=0.8$ und Anstellwinkel $\alpha=1.25^\circ$ dargestellt.



[1] A. Vinckier. *An upwind scheme using flux filters applied to quasi 1-D Euler equations.* ZFW Vol.15 No.5 pg311-318, Oktober 1991.

weiteres Vorgehen Die verwendete Methode in 2-D muß robust gestaltet werden. Bei Erfolg werden Versuche mit den Navier-Stokes-Gleichungen und für den dreidimensionalen Fall begonnen.

Datum 1. Oktober 1993

Mitteilung

Projektgruppe	Meßtechnik	
Ansprechpartner	Peter H. Baumann	
Institution	DLR	
Adresse	DLR / SM - ES Bunsenstr. 10 37073 Göttingen	Telefon (0551) 709 - 2474 Telefax (0551) 709 - 2830

Thema **Messung von Modellverformungen im Windkanal**

Ausgangssituation

Ein im Windkanal angeströmtes Modell verformt sich im allgemeinen unter den angreifenden Kräften. Diese Verformungen können einerseits ausgenutzt werden um angreifende Kräfte zu bestimmen, andererseits können sie sich störend auswirken. Sollen z. B. LDA Messungen sehr dicht am Modell durchgeführt werden, ist es notwendig die genaue Lage des Meßvolumens im Verhältnis zur Modelloberfläche zu bestimmen.

Ziel

Ziel der vorgestellten Arbeit war es ein System zu entwickeln mit dem es möglich ist ein sich schnell verformendes Modell berührungslos optisch im Windkanal vermessen zu können. In einem ersten Projekt sollten die Klappenmomente an einem Flugzeugmodell bestimmt werden.

Lösungsweg

Zunächst wurden verschiedene Meßverfahren auf ihre Eignung hin geprüft. Ausgewählt wurde schließlich die Projektions Moiré-Interferometrie wegen ihrer variablen Auflösung und Flexibilität im Aufbau [1, 2]. Hierbei wird ein regelmäßiges Streifenmuster schräg auf ein Modell projiziert. Bei der schrägen Projektion wird das Gitter entsprechend der Modelloberfläche verzerrt. Dieses verzerrte Gitter wird wiederum auf ein Referenzgitter abgebildet. Betrachtet man die durch das Referenzgitter tretende Intensität, so ergibt sich eine Interferenzfigur in der Linien gleicher Intensität Höhenlinien auf dem Modell entsprechen.

Ergebnis

Fig. 1a zeigt das Modell im unbelasteten Zustand bei einem Anstellwinkel von 15°. Links im Bild ist die ebene Klappe zu sehen, die um 10° gegenüber der Tragfläche geneigt ist. Fig 1b zeigt das Modell im belasteten Zustand. Der größere Anstellwinkel äußert sich in einer höheren Streifenfrequenz. Die Verbindung Tragfläche - Klappe war als Gelenk ausgeführt, so daß sich unter Last eine Drehung der Klappe einstellte. Diese wurde parallel mit Moiré und mit DMS ge-

messen. Aus den Moiré-Bildern wurden jeweils der Anstellwinkel der Tragfläche und der Klappe im belasteten und unbelasteten Zustand ermittelt. Durch Differenzbildung konnte dann der Drehwinkel zwischen beiden ermittelt werden. Über eine Eichung wurde schließlich das angreifende Moment bestimmt. Der Abstand der Höhenlinien betrug 1 mm bei einem Meßabstand von 800 mm. Die Ergebnisse für verschiedene Anstellwinkel und Machzahlen sind in Fig. 2 dargestellt.

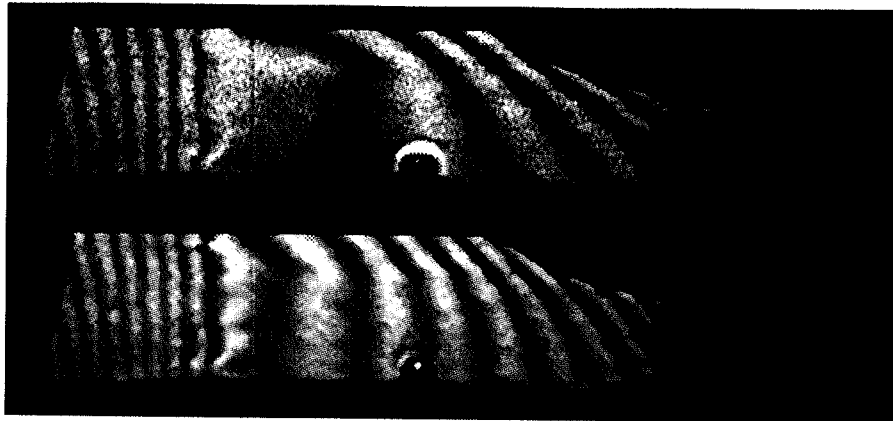


Fig. 1: a) Modell im unbelasteten Zustand (oben) b) Modell unter Last (unten)

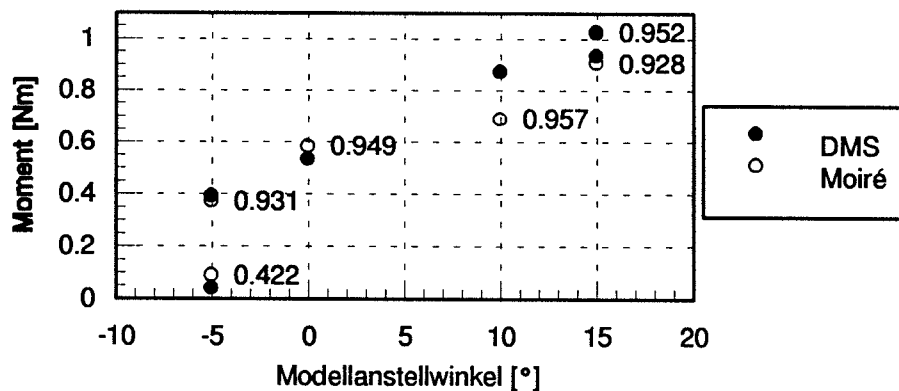


Fig. 2: Ergebnisse der Momentenmessung mit eingetragener Machzahl

Literatur

- [1] Grauer-Carstensen, H.: Eine Meßeinrichtung zur Erfassung der Verformung eines Modells im Windkanal. DFVLR-AVA Bericht Nr. 251 78 G 02 (1978).
- [2] Reid, G. T.: Phase-Measuring Moiré Topography. In: Proceedings of the NATO Advanced Study Institute. Series E: Applied Sciences. 16. - 27.7.1984, Viana do Castelo, Portugal, "Optical Metrology".

weiteres Vorgehen

Zur Zeit wird die Apparatur an eine neue Meßaufgabe angepaßt, bei dem die Biegelinie eines Hubschrauberrotorblattes im rotierenden System bestimmt werden soll.

Mitteilung

Fachkreis	Meßtechnik
Ansprechpartner	K. A. Bütetisch
Adresse	DLR Institut für Strömungsmechanik Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
weitere Partner	U. Schievelbusch, K.H. Sauerland A. Hack, Mercedes Benz AG, Sindelfingen
Thema	3 Komponenten LDA-Messungen im Nachlauf eines Fahrzeugmodells

Ausgangssituation

Zur Validierung von numerischen Verfahren werden experimentelle Daten benötigt. Es reicht nicht mehr aus, Kräfte und Druckverteilungen zu bestimmen, sondern mehr und mehr sind Strömungsfelddaten gefragt. Die neuen optischen Meßtechniken wie Laser Doppler Anemometrie und neuerdings Particle Image Velocimetry erlauben es, Geschwindigkeiten entweder Punkt für Punkt als Zeitfunktion oder aber in einer ausgewählten Ebene an ca. 4000 Punkten gleichzeitig zu erfassen.

Ziel

Für ein in der Rechnung angenommene 2D Strömung im Nachlauf eines autoähnlichen 2D Modells sollten entsprechende experimentelle Untersuchungen durchgeführt werden. Das zeitabhängige numerische Verfahren ergab hinter dem Modell eine periodische Ablösung, wie es für querangeströmte Zylinder zu erwarten ist. Die experimentelle Bestimmung des Strömungsfelds mußte daher auch zeitabhängig erfolgen.

Lösungsweg

Die Untersuchungen wurden im 3m x 3m Windkanal der DLR Göttingen bei einer Reynoldszahl $Re > 10^6$. Wie Voruntersuchungen mit verschiedenen Sichtbarmachungsmethoden gezeigt hatten, war stationär betrachtet, eine 2D Strömung und die Ausbildung einer von Karman'schen Wirbelstraße zu erkennen. Es wurde daher für die Geschwindigkeitsfeldmessung im Nachlauf mit dem Laser Doppler Anemometer ein Conditional Sampling Verfahren gewählt. Aus früher vorgenommenen Messungen im Nachlauf einer Platte hatte sich in charakteristischer Weise die periodische Geschwindigkeitsänderung ergeben, so daß davon getrennt die Turbulenz zu ermitteln war.

Ergebnis

Das zeitgemittelte Strömungsfeld des Nachlaufs (Bild 1) unterscheidet sich sehr deutlich vom Strömungsfeld, das auf die Phasenlage der Wirbelablösung bezogen gemessen wurde, Bild 2. Dieses Ergebnis unterscheidet sich wiederum vom

numerischen Ergebnis, Bild 3. Manche mit Hilfe der Particle Image Velocimetry aufgenommene, "eingefrorene" Geschwindigkeitsfelder zeigten eine gewisse Ähnlichkeit zu den numerischen Ergebnissen, Bild 4. Offenbar ist der Strömungszustand mit der ausgeprägten Wirbelstraße, der für den 2D Strömungszustand charakteristisch sein sollte, im Experiment nicht permanent vorhanden.

Literatur

U. Schievelbusch, A. Vogt, M. Raffel, J. Kompenhans, W. Baumert, R. Rossmanith: Flow Field Measurement Techniques for Automotive Investigations in a Wind Tunnel, 26th International Symposium on Automotive Technology and Automation, Aachen, 13-17 September 1993

K.A. Bütetisch, A. Hack: Limitation of 2D Flow Simulation, 26th International Symposium on Automotive Technology and Automation, Aachen, 13-17 September 1993

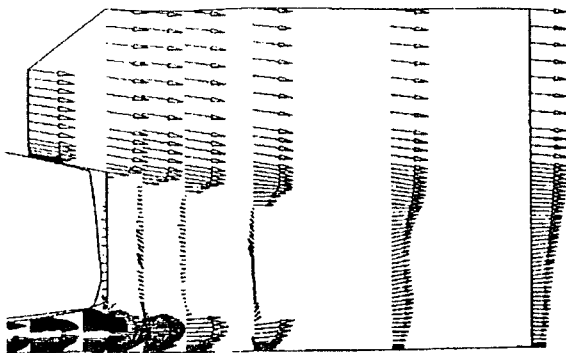


Bild 1: Zeitgemitteltes Strömungsfeld (LDA)

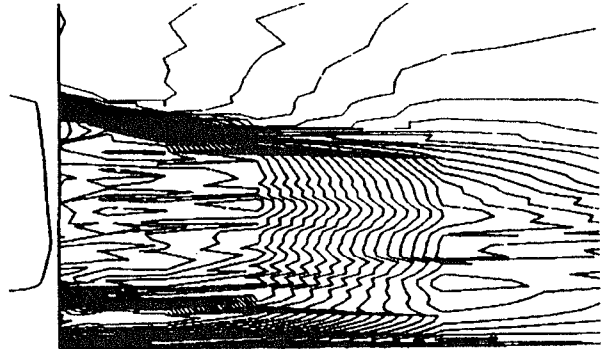


Bild 2: Phasenabhängig ermitteltes Strömungsfeld

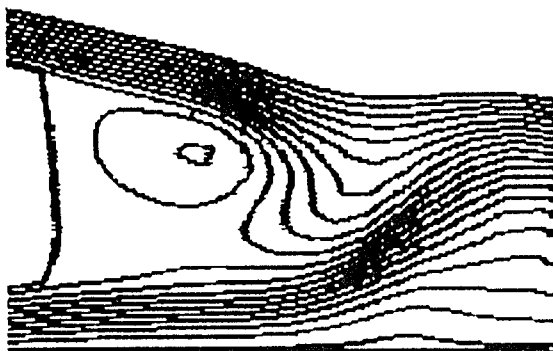


Bild 3: Numerisch ermitteltes Strömungsfeld

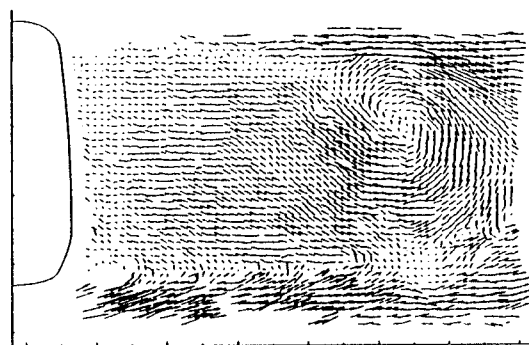


Bild 4: "Eingefrorenes" Strömungsfeld (PIV)

Weiteres Vorgehen

Der Weg, äquivalent zu den 2D Bedingungen der Numerik für das instationäre Strömungsfeld im Nachlauf eines Modells experimentelle Simulationsbedingungen bereitzustellen, ist offenbar nicht einfach möglich. Es ist daher erforderlich, sowohl in der Numerik wie auch im Experiment von einer zeitabhängigen 3D Strömung auszugehen.

Projektgruppe/
Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner Dir. und Prof. Dr. D. Dopheide; Dr. H. Müller; Dr. R. Kramer

Institution Physikalisch-Technische Bundesanstalt

Adresse Laboratorium für Strömungsmesstechnik (1.31), Telefon (0531) 592-1300
 Bundesallee 100, 38116 Braunschweig Telefax (0531) 592-92 12

weitere Partner

Thema: Neue Verfahren zur Frequenzshifterzeugung für die Realisierung
 mehrkomponentiger LDA-Systeme mit Richtungserkennung

Ausgangssituation

Der Einsatz von Halbleiter-Lasern bzw. von diodengepumpten Festkörperlaser erlaubt die Miniaturisierung konventioneller Laser-Doppler-Anemometer auf Basis von Gas-Lasern /1/. Bei den bisher vorgestellten Systemen wird jedoch meist auf eine Richtungserkennung verzichtet, da die hierzu üblicherweise eingesetzten Frequenzshifttechniken mit einem hohen Aufwand verbunden sind.

Ziel

Realisierung von Laser-Doppler-Anemometern mit Richtungserkennung durch Nutzung der optischen Frequenzdifferenz zweier abstimmbarer Festkörper-Laser bei Verdopplung der Lichtintensität im Meßvolumen.

Lösungsweg

Durch die Verwendung jeweils eines Lasers pro LDA-Sendestrahl können konventionelle LDA-Strahlteiler und optoelektronische Komponenten zur Frequenzshifterzeugung eingespart, sowie die Lichtintensität im Meßvolumen erhöht werden. Aus der Differenz der Emissionsfrequenzen der beiden Laser ergibt sich die Shiftfrequenz /2/, die durch Abstimmung der Emissionsfrequenz eines Lasers variiert werden kann. Durch Überlagerung von Teilstrahlen beider Laser auf einem Referenzempfänger läßt sich die Shiftfrequenz detektieren und durch einen Regelkreis stabilisieren (Abb. 1).

Abhängig von den Emissionslinienbreiten der eingesetzten Laser und den auftretenden Shiftfrequenzfluktuationen resultieren unterschiedliche Signalbandbreiten, die entsprechend Signalverarbeitungskonzepte erfordern. Während bei Einsatz von Nd:YAG-Ringlasern in Folge der geringen Linienbreiten konventionelle Signalverarbeitungstechniken verwendet werden können, erfordern die demgegenüber großen Linienbreiten von Monomode-Laserdioden Heterodynsignalverarbeitungstechniken zum Eliminieren der Shiftfrequenz bei gleichzeitigem Erhalt der Richtungsinformation durch die Erzeugung eines Quadratsignalpaares /3/.

Ergebnis

Für die Erzeugung der jeweiligen LDA-Sendestrahlen wurden handelsübliche Monomode-Laserdioden mit Ausgangsleistungen bis zu 40 mW bei 830 nm eingesetzt. Die Linienbreite der detektierten Signale lagen in der Größenordnung von 100 MHz. Mit einer Shiftfrequenzregelung ließ sich die Shiftfrequenz auf 325 MHz stabilisieren. Verbleibende Shiftfrequenzschwankungen konnten mit Hilfe der eingesetzten Rückmischtechnik bei gleichzeitiger Erzeugung eines Quadratur-Signalpaares eliminiert werden. Mit Hilfe von Nd:YAG-Ringlasern wurden leistungsstarke LDA-Systeme (bis 700 mW je Strahl) realisiert, die eine kontinuierliche Shiftfrequenzeinstellung im Bereich der

Photoempfängerbandbreite (1-800MHz) zur Anpassung der Shiftfrequenz an die zu messende Strömungsgeschwindigkeit bzw. die Auswertelektronik gestatten /4/. Der Einfluß der Linienbreite der Laser (10 kHz) auf die Bandbreite des Signalspektrums war vernachlässigbar, so daß durch zeitgleiche Erfassung von Meß- und Referenzsignal mit Transientenrekordern Shiftfrequenzschwankungen bei der Signalauswertung berücksichtigt werden konnten. Für Anwendungen, die eine Wellenlänge im sichtbaren Spektralbereich erfordern, können frequenzverdoppelte Laser verwendet werden. Die derzeit erreichbaren Ausgangsleistungen der Laser betragen bei 532 nm ca. 100 mW.

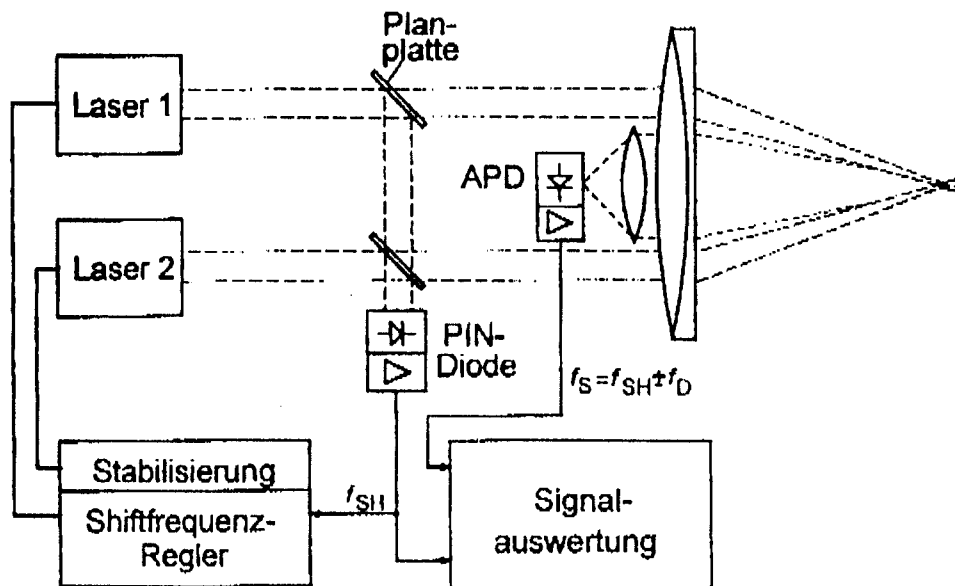


Bild 1 Aufbau eines LDA mit Frequenzshift auf Basis von zwei Festkörper-Lasern

Literatur:

- /1/ Dopheide, D.; Taux, G.; Reim, G.; Faber, M.: Laser-Doppler- Anemometry using Laser Diodes and Solid State Photodetectors. LDA Symposium, Lisbon 11-14 July 1986, Conf. Proc. paper 8.2
- /2/ Müller, H.; Kramer, R.; Dopheide, D.: Neue Verfahren zur Erzeugung einer Frequenzshift in der Doppler-Anemometrie mit abstimmbaren Festkörperlaser. PTB Mitteilungen 103 (1993), Heft 1, S. 3 - 17
- /3/ Müller, H.; Dopheide, D.: Direction sensitive Doppler velocimeter using the optical frequency shift of two stabilized laser diodes. Proceedings of Fifth International Conference Laser Anemometry- Advances and Applications, Koningshof, Veldhoven 23.-27. 8.1993, SPIE Vol. 2052 (1993), p. 323 - 330
- /4/ Dopheide, D.; Kramer, R.: Realisierung eines Laser-Doppler-Anemometers mit kontinuierlich variierbarer Frequenzshift durch den Einsatz abstimmbarer Nd:YAG-Ringlaser. Proceedings 6. Internationale Fachmesse mit Kongreß für Sensorik & Systemtechnik (Sensor 93), Nürnberg 11.-14.10.1993, Band 2, S. 65-72

Weiteres Vorgehen

Es ist der Aufbau von LDA- Systemen zur Messung von zwei Geschwindigkeitskomponenten vorgesehen, bei denen ein dritter Beleuchtungsstrahl durch einen weiteren Laser erzeugt wird. Da die Komponententrennung durch die Wahl unterschiedlicher Shiftfrequenzen erfolgt, ist zur Streulichtdetektion beider Komponenten nur ein Photoempfänger notwendig.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Messtechnik

Ansprechpartner

Dr. Rolf H. Engler

Institution

DLR, WT-WK Göttingen

Adresse

Bunsenstr. 10

Telefon

0551/709-2188

Telefax

0551/709-2179

weitere Partner

Fa. INTECO, Italien / Fa. Omega, D-Immenstaadt, DLR Gö SM-SM

Thema

Weiterentwicklung der druckempfindlichen Farbe (OPMS)

Ausgangssituation

Das bereits mehrfach beschriebene Verfahren, bei dem ein besonderer Farbanstrich auf einem Modell im Windkanal nach Anregung mittels Laserlicht druckabhängig Licht unterschiedlicher Intensität emittiert, wurde nun im Transsonischen Windkanal der DLR Göttingen (TWG) für eine erste Auftragsmessung eingesetzt. Außerdem erfolgten erste Tests mit einer eigenen instationären Meßeinrichtung, die als Grundlage für zukünftige Entwicklungen auf diesem Gebiet anzusehen ist.

Ziel

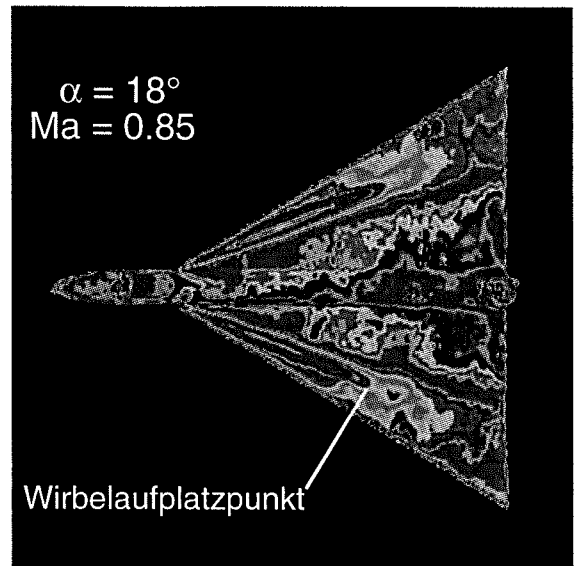
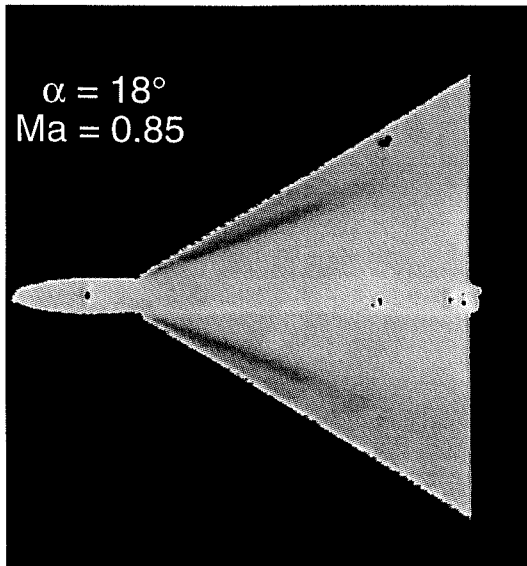
Unmittelbare Überprüfung der bisher mittels einer externen Eichkammer gewonnenen Eichkurve im TWG. Einsatz dieser Methode unter extremen geometrischen Anordnungen im Windkanal. Erfassung von Druckänderungen für instationäre Strömungsprozesse.

Lösungsweg

Der Vorteil einer unmittelbaren Eichung im TWG - im geschlossenen Plenum kann bei Einbau des gesamten Modells der Druck derzeit zwischen 0.34 und 1.4 bar variiert werden - ist insbesondere in diesem Windkanal gegeben und führt somit zur Eliminierung des bisher zwangsläufig entstehenden Meßfehlers.

Die bisher nur in einer externen Eichkammer und gleichzeitig zum Farbbschichtungs-vorgang des Modells erstellte Eichprobe kann entfallen, da nun das gesamte Modell als Eichfläche herangezogen werden kann, wobei alle geometrischen Beziehungen zwischen Videokamera und Modell gewahrt bleiben. Außerdem wurde der tatsächliche Anstellwinkel mittels eines optischen Systems eingestellt, so daß selbst bei eingeschaltetem Kanal die Stieldurchbiegung als Modellhalterung kompensiert werden kann und sowohl die unter Wind gemachten Bildaufnahmen, als auch die nachfolgenden Referenzaufnahmen geometrisch identisch sind.

Für die Erprobung instationärer Messungen wurden in einem Laborversuch unterschiedliche Farbproben mit unterschiedlichen Responszeiten der Polymerbeschichtung getestet und bis zu Frequenzen von derzeit 20 Hz registriert.



Skizze/Diagramm/Bild

Grauwertdarstellung (Original) / Falschfarbendarstellung

Anhand der beiden dargestellten Bilder lässt sich recht anschaulich aufzeigen, wie sich dem Intensitätsbild mit der Grauverteilerung mittels nachfolgender Bildverarbeitung Farbwerte des Druckes zuordnen lassen und anschließend detaillierte Wirbelstrukturen sichtbar gemacht werden können.

Literatur

[1] R.H. Engler, K. Hartmann, B. Schulze
Aerodynamic Assessment of an Optical Pressure Measurement System (OPMS) by Comparison with Conventional Pressure Measurements in a High Speed Wind Tunnel
14th ICIASF'91 Report, Rockville USA, Page (17-24)

[2] R.H. Engler, K. Hartmann, I. Troyanovski, A. Volland
Description and Assessment of a new Optical Pressure Measurement System (OPMS) demonstrated in the High Speed Wind Tunnel of DLR Göttingen, DLR-FB 92-24
(1992)

weitere Vorgehen

Die vom 6.-16.4.94 durchgeführten Auftragsmessungen am HYTEX Modell sollen ausgewertet werden, wobei insbesondere sowohl die neuartige Eichprozedur mit den Werten der gleichzeitig durchgeführten PSI Messungen verglichen wird, als auch mit den Werten, die aus der externen Eichkammer stammen. Hieraus soll eine zukünftige Verfahrensweise entwickelt werden, die eine optimierte Druckverteilungserfassung mittels OPMS gestattet.

15.4.94

Datum

Mitteilung

Projektgruppe	Meßtechnik	
Ansprechpartner	J. Kompenhans, M. Raffel, A. Vogt, M. Fischer	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	DLR / SM - SM Bunsenstr. 10 37073 Göttingen	Telefon (0551) 709 - 2252 Telefax (0551) 709 - 2830 email: kom@kirk.es.go.dlr.de
Thema	Aerodynamische Untersuchungen in Nieder- und Hochgeschwindigkeits-Windkanälen mit Hilfe der Particle Image Velocimetry	

Ausgangssituation

Die Particle Image Velocimetry (PIV) wird immer häufiger zur Messung instationärer Geschwindigkeitsfelder eingesetzt. Der Vorteil dieser Meßmethode liegt darin, daß erstmals ein vollständiges Geschwindigkeitsfeld in einer Ebene in der Strömung innerhalb weniger Mikrosekunden erfaßt werden kann. Dadurch werden sowohl andersartige Einsichten in traditionelle Forschungsgebiete der Strömungsmechanik eröffnet als auch völlig neue Erkenntnisse z.B. bei der Untersuchung instationärer Strömungen ermöglicht. Die mit PIV experimentell gewonnenen Geschwindigkeitsfelder erlauben einen direkten Vergleich mit den Ergebnissen numerischer Rechnungen. Wegen der sehr kurzen Meßzeit kann beim Einsatz der PIV Technik in erheblichem Umfang Windkanalzeit eingespart werden. Wichtig ist, daß das Gesamtsystem flexibel und einfach zu handhaben und die Auswertung automatisiert ist.

Ziel

Ziel der hier beschriebenen Arbeit war es, das PIV Meßverfahren so weiterzuentwickeln, daß es für aerodynamische Untersuchungen in Windkanälen routinemäßig eingesetzt werden kann.

Lösungsweg

Im Institut SM-SM wurde in den letzten Jahren ein auch unter den rauen Umgebungsbedingungen eines größeren Windkanals einsetzbares PIV-System entwickelt. Die Auswertung und die Nachverarbeitung der zahlreich anfallenden Daten erfolgen vollautomatisch auf einem Rechner.

Spezifikationen des PIV-Systems von DLR SM-SM:

<u>Zwei-Oszillator Nd:YAG Pulslasersystem:</u>	2 * 70 mJ bei $\lambda = 532 \text{ nm}$ Zeitabstand $\tau = 0,1 \text{ } \mu\text{s}$ bis 10 ms Wiederholrate der Doppelpulse 10 Hz (50 Hz)
<u>Tracerteilchen in Luftströmungen:</u>	Öltröpfchen (Durchmesser $\approx 1 \text{ } \mu\text{m}$)
<u>Filmmaterial:</u>	Kodak TMAX
<u>Aufnahmeoptik:</u>	Zeiss S-Planar, 1:2,8; $f = 60 \text{ mm}$ Zeiss Makro Planar, 1:2,8; $f = 100 \text{ mm}$ Hochgeschwindigkeitsdrehspiegelsystem
<u>Image shifting</u> (Rückströmungen, 3-d Strömungen):	$U_{\text{shift}} = \pm 0 \dots 500 \text{ m/s}$
<u>Auswertung:</u>	2-dimensionale Autokorrelationsfunktion (Young's Streifen Methode)
<u>Geschwindigkeitsbereich:</u>	$U = 0 \dots 550 \text{ m/s}$
<u>Beobachtungsgebiet:</u>	bis $300 * 200 \text{ mm}^2$
<u>Räumliche Auflösung:</u>	$\approx 1\text{-}3 \text{ mm}$ in der Strömung (je nach Abbildungsmaßstab)
<u>Genauigkeit der Einzelmessung (relativ):</u>	$\approx 1 \%$ der mittleren Geschwindigkeit

Ergebnis

Dieses System wurde erfolgreich sowohl im Nieder- als auch im Hochgeschwindigkeitsbereich ($U = 10 \dots 550 \text{ m/s}$) in verschiedenen Bereichen der Aerodynamik wie z.B. Nachlauf hinter Gittern, Grenzschichtinstabilitäten, Nachlauf hinter Zylindern, transsonische Umströmung eines NACA 0012 Profils, Umströmung eines schwingenden NACA 0012 Profils u.a. eingesetzt.

Literatur

J. Kompenhans, M. Raffel
"Application of PIV technique in transonic flows in a blow-down wind tunnel", SPIE's 1993 Int. Symposium, San Diego, 11.-16.7.1993, Vol. 2005, pp. 425-436.

J. Kompenhans, M. Raffel, A. Vogt, M. Fischer
"Aerodynamic Investigations in Low and High Speed Wind Tunnels by means of Particle Image Velocimetry", 15th ICIASF, St. Louis, France, 20.-23.9.1993, paper 46.

M. Fischer, M. Raffel, A. Vogt, J. Kompenhans
"Combined PIV and visualization experiments on instabilities in a flat plate boundary layer with zero pressure gradient", SPIE's 1993 Int. Symposium, San Diego, 11.-16.7.1993, Vol. 2005, pp. 448-456.

weiteres Vorgehen

Hauptzielrichtungen der Weiterentwicklung der Meßtechnik sind: Einsatz in großen Windkanälen bei großen Beobachtungsabständen, Stereoverfahren zur Bestimmung der dritten Geschwindigkeitskomponente und Erhöhung der Flexibilität durch die Videotechnik.

Mitteilung

Projektgruppe	Meßtechnik	
Ansprechpartner	B. Stasicki	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	DLR / SM - SM	Telefon (0551) 709 - 2890
	Bunsenstr. 10	Telefax (0551) 709 - 2830
	37073 Göttingen	e-mail: es24@vm.op.dlr.de
Thema	Computergesteuerte, freitriggerbare Ultra Hochgeschwindigkeits - Videokamera UHSV - 288	

Ausgangssituation

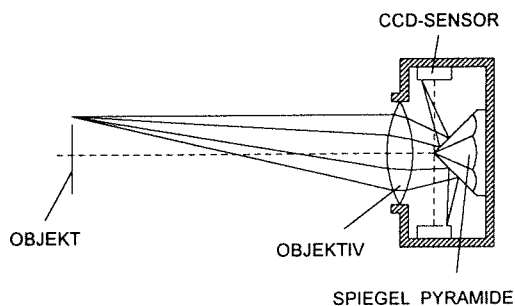
Für die Aufzeichnung von schnellen Vorgängen, vor allem von sichtbar gemachten, instationären Strömungen wurde eine elektronische Version der Cranz-Schardin Hochgeschwindigkeits-Durchlichtkamera [1] entwickelt und zur Aufnahme von Interferogrammen eingesetzt [2, 3].

Ziel

Nach den ersten positiven Erfahrungen sollte die Kamera um ein Auflicht - Modus erweitert und miniaturisiert werden. Sowohl die Kamera als auch der Zeitablauf der Aufzeichnung sollte computergesteuert werden.

Lösungsweg

Sowohl das optische System als auch die Elektronik der Kamera wurden auf neuartige Art so ausgelegt, daß die Kamera sowohl im Durch- als auch im Auflichtmodus arbeiten kann [4]. Im **Durchlichtmodus** werden als Lichtquelle acht impulsbetriebene Spezialleuchtdioden eingesetzt. Die Anordnung des optischen Systems gewährleistet die Fokussierung jeder einzelnen der Lichtquellen auf die entsprechende Seitenwand der sich in der Kamera befindenden Spiegelpyramide. Das Objekt selbst wird jeweils auf dem korrespondierenden CCD-Sensor ab-



Prinzip der UHSV-288 - Kamera

gebildet. Das Aufblitzen von LEDs wird von einem Mikroprozessor so gesteuert, daß eine Bildsequenz von acht Bildern, deren Zeitabstände im Raster von 50 ns frei definierbar sind, entsteht. Diese Bilder werden durch acht sich in einem Industrierechner befindenden Frame-Grabber digitalisiert und gespeichert. Im **Auflichtmodus** wird das Objekt durch die strahlteilende Wirkung der Spiegelpyramide auf die acht CCD-Bildsensoren gleichzeitig projiziert (siehe Skizze). Die Bildsequenz entsteht hier durch das sequentielle Auslösen von elektronischen, frei triggerbaren Verschlüssen.

Die im Rechner gespeicherte Bildsequenz kann auf bis zu acht Videomonitoren und gleichzeitig auf einem hochauflösenden Computermonitor dargestellt werden. Die Bilder können im Bitmap-Format gespeichert, verarbeitet, auf einem Video- oder Laserdrucker ausgegeben und zur Weiterverarbeitung und Auswertung durch Netzwerke übertragen werden.

Ergebnis

Im Durchlichtmodus wird die maximale Bildrate der Kamera durch die Breite der Lichtimpulse bestimmt. Bei einer Halbwertsbreite von 50 ns erreicht die Kamera eine Bildrate von bis zu 10 Millionen Bilder pro Sekunde. Die Auflösung der Bilder beträgt 512 x 512 Pixel bei 256 Graustufen.

Im Auflichtmodus entscheidet die Verschlusszeit über die Geschwindigkeit der Kamera. Da die kürzeste Verschlusszeit der Kamera 600 ns beträgt, kann hier eine Bildrate von ca. 1,6 Millionen Bilder pro Sekunde ohne zeitliche Überlappung erreicht werden. Die Auflösung der Bilder beträgt hier 512 x 256 Pixel bei 256 Graustufen.

Die Durch- und Auflicht-Anordnungen der Kamera werden entsprechend mit Patenten Nr. 40 41 543 und 42 12 271 geschützt. Das gesamte System wird unter DLR-Lizenz von mp Company (USA) vermarktet.

Literatur

- [1] Cranz, C., Schardin, H., "Kinematographie auf ruhendem Film und extrem hoher Bildfrequenz," Zs. Physik, Vol. 56, 147-183, (1929).
- [2] Stasicki, B., "Vollelektronische Aufnahme und Auswertung von Interferogrammen," Mitteilung, AG STAB, Jahresbericht, 330-331 (1991).
- [3] Bretthauer, B., Meier, G.E.A., Stasicki, B., "An electronic Cranz-Schardin camera," Rev. Sci. Instrum. 62(2), 364-368, (1991).
- [4] Stasicki, B., Bretthauer, B., Meier, G.E.A., "A programmable electronic high-speed camera" SPIE Vol.1801 High-Speed Photography and Photonics, 588-594, (1992).

Weiteres Vorgehen

1. Einsatz der Kamera in möglichst breiter Palette von Anwendungen.
2. Weiterentwicklung des Systems und der Software unter Berücksichtigung der im Einsatz gesammelten Erfahrungen.
3. Entwicklung von experimentspezifischen Varianten.
4. Erhöhung der Auflösung der Einzelbilder.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	SM/SM Meßphysik	
Ansprechpartner	Dr. R. Stuff	
Institution	DLR	
Adresse	Bunsenstr. 10 D-37073 Göttingen	Telefon (0551)709-2865 Telefax (0551)709-2830
weitere Partner	Prof. Uwe Klein King Fahad University of Petroleum and Minerals, Saudi Arabien	
Thema	Molekulare und Makroskopische Untersuchung des laminar-turbulenten Grenzschichtübergangs mit Hilfe von Lasern und fluoreszierenden Substanzen	
Ausgangssituation	Eine wesentliche Voraussetzung der Navier-Stokes Gleichungen ist lokales thermodynamisches Gleichgewicht, das heißt isotherme Strömung und konstante Scherviskosität.	
Ziel	Ziel ist die Überprüfung der Annahme konstanter Scherviskosität in Strömungsgrenzschichten.	
Lösungsweg	Die Scherviskosität wiederum ist sowohl durch die Diffusion der molekularen Translation als auch derjenigen der molekularen Rotation gegeben. Die letzteren beiden Größen sind mit Hilfe eines pulsierenden Picosekunden Lasers, fluoreszierenden und lichtauslöschenden Substanzen in einer Transitionsrenzschicht gemessen worden. In der Signalverarbeitung wurden dabei einzelne Photonen gezählt, welche innerhalb eines der 550 Zeitfenster von jeweils 54 Picosekunden ankommen. Aufgrund der statischen Auswertung sind nach dieser Methode erst nach dreieinhalb Minuten genügend Meßpunkte vorhanden.	

Ergebnis

Diesen Messungen nach ist die Scherviskosität konstant. Weiterhin folgt aus diesen Messungen, daß in Flüssigkeitsvolumen mit einem Durchmesser von etwa 10 Nanometern unabhängig von der makroskopischen Strömung überall gleiche Zustände herrschen. Andererseits zeigen Messungen mit Laserdoppler Anemometrie (LDA), daß für die Messungen von makroskopischen Strömungsgeschwindigkeiten Teilchen mit einem Durchmesser von einem Mikrometer ausreichen. Die LDA Messungen zeigen außerdem, daß gegenüber der freien Außenströmung der Turbulenzgrad in der zunächst laminaren Grenzschicht kontinuierlich bis zum Beginn der Transition ansteigt.

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

Suwaiyan, Abdul-Aziz; Jamjoom, Faisal; Al-Juwair, Husain; Stuff, Roland; Klein, Uwe K.A.
Non-destructive Laser Technique for the Measurement of Viscosities in Fluid Flows: Application to a Newtonian Fluid
J.CHEM. SOC. FARADAY TRANS., 1992, 88(11) 1531-1536

weiterea Vorgehen

In Analogie zur Radarortung kann die Laser-Doppler-Anemometrie wegen der Auswertung des Streulichtes im Prinzip als ein Primärradar angesehen werden. In dem vorliegenden Verfahren hingegen sind die im Wasser gelösten fluoreszierenden Moleküle selber Bestandteil der Strömung. Dieses wiederum ist das Prinzip des Sekundärradars, für das nur ein Zehntausendstel der gleichen Intensität bei gleicher Genauigkeit erforderlich ist. Wie dieses Prinzip des Sekundärradars auch auf makroskopische Strömungen angewendet werden kann, wird an Hand von Phosphoreszenzen und Fluoreszenzen erläutert.

Mitteilung

Projektgruppe	Meßtechnik	
Ansprechpartner	A. Vogt, J. Kompenhans, M. Raffel	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	DLR / SM - SM	Telefon (0551) 709 - 2199
	Bunsenstr. 10	Telefax (0551) 709 - 2830
	37073 Göttingen	email: vogt@kirk.es.go.dlr.de
Thema	Auswertung von PIV-Bildern aus dem Nachlauf eines Kreiszyinders mit zweifacher optischer Fouriertransformation	

Ausgangssituation

Die Particle Image Velocimetry (PIV) findet aufgrund ihrer Fähigkeiten, innerhalb kürzester Zeit (einige μsec) komplette Geschwindigkeitsfelder in einer Ebene messen zu können besonders bei der Untersuchung instationärer Strömungen neue Anwendungen. Da während einer PIV-Messung keine zeitliche Mittelung vorgenommen wird, ergeben sich im Vergleich zu herkömmlichen Meßverfahren wie z. B. LDA- oder Hitzdrahtmessungen oft völlig neue Erkenntnisse über die untersuchten Strömungen. Bei der Auswertung von Particle-Image-Velocimetry-Messungen sind umfangreiche und zeitaufwendige Berechnungen durchzuführen, für eine einzige PIV-Aufnahme auf einem $24 \times 36 \text{ mm}^2$ Kleinbildfilm z. B. typischerweise ca. 7000 zweidimensionale 512×512 -Punkte Fouriertransformationen. Das rechenintensive Auswerteverfahren ist einer der Gründe, warum PIV Ergebnisse meist nicht schon während bzw. kurz nach einer Messung vorliegen, so daß die Rückkopplung von den Ergebnissen auf das Experiment nur verzögert stattfindet.

Ziel

Ziel der hier beschriebenen Arbeit war es, anhand der Untersuchung eines instationären Strömungsfeldes hinter einem quer angeströmten Kreiszyylinder ein neues, vorwiegend optisch arbeitendes Auswerteverfahren zu realisieren. Mit dem analog optischen Verfahren sollten bei der Auswertung sowohl eine höhere Genauigkeit, als auch eine Verkürzung der Auswertezeit erzielt werden.

Lösungsweg

Zur Realisierung der vorwiegend optisch arbeitenden Auswertung wurde zusätzlich zu dem schon länger eingesetzten ersten analog optischen Fourierprozessor ein zweiter aufgebaut, in dem das Ausgangssignal des ersten Prozessors weiterverarbeitet wurde. Die Eingangsdaten

des ersten Prozessors sind im wesentlichen ein Teil des PIV-Negativs selber und liegen somit in analoger Form vor. Die Ausgangssignale, d. h. die Eingangssignale des zweiten Prozessors dagegen liegen in elektronischer Form (als Videosignal) vor, so daß die Zuführung dieser Signale in den zweiten Prozessor über einen elektrisch adressierbaren, räumlichen Lichtmodulator erfolgen muß. Als Modulator wurde ein umgebautes Liquid-Crystal-Display (LCD) verwendet, mit dem mit Hilfe der Polarisationsmodulation auch die zweite Fouriertransformation optisch erfolgen konnte. Die Durchführung der Transformationen geschieht mit Lichtgeschwindigkeit, der geschwindigkeitsbegrenzende Faktor in dem realisierten System liegt in der Datentransferrate zum Display.

Ergebnis

Mit dem neuen Auswertesystem wurden PIV-Messungen aus dem Nachlauf eines quer angeströmten Kreiszylinders bei Reynoldszahlen von 20000 bzw. 40000 ausgewertet. Anhand der Ergebnisse konnten unmittelbar Aussagen über die Wirbeltransportgeschwindigkeit im Nachlauf, die zweidimensionale Rotation und die Divergenz des Geschwindigkeitsfeldes gemacht werden. Die momentanen Geschwindigkeitsfelder zeigen die starke Instationarität der untersuchten Strömung. Ein Vergleich mit zeitlich gemittelten Geschwindigkeitsdaten zeigt deutlich, daß Verfahren, die mit Zeitmittelung arbeiten, die Strukturen der Geschwindigkeitsfelder nicht auflösen können. Das vorwiegend optisch arbeitende Auswerteverfahren hat sich bewährt, da mit ihm eine Erhöhung der Geschwindigkeitsauflösung erreicht werden konnte. Obwohl die Auswertezeit mit dem vorliegenden System nicht entscheidend verkürzt werden konnte, zeigt das realisierte System, daß die optische Auswertemethode an sich sehr leistungsfähig ist. Bei einer schnelleren Ansteuerelektronik für das LCD kann auch in Hinblick auf die Schnelligkeit dieser Auswertemethode eine entscheidende Verbesserung zum bisherigen, teilweise digital arbeitendem System erzielt werden.

Literatur

A. Vogt
"Auswertung von Particle-Image-Velocimetry-Messungen im Nachlauf eines quer angeströmten Kreiszylinders",
DLR-FB 93-49, Göttingen, 1993.

weiteres Vorgehen

Hauptzielrichtungen der Weiterentwicklung auf der Auswerteseite des PIV Meßverfahrens sind: die Erhöhung der Geschwindigkeit der Auswertung evtl. unter dem Einsatz optisch adressierbarer Lichtmodulatoren und die Entwicklung neuer Algorithmen (oder Hardware) für die bei der Auswertung außer den o. a. anfallenden Operationen (Bestimmung der Auto- oder Kreuzkorrelationsmaxima). Außerdem sind weitere Untersuchungen im Nachlauf von Zylindern bei veränderten Randbedingungen (Re-Zahl, Oberflächenrauigkeit, Zylindergeometrie, etc.) geplant

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik		
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. Heinrich Vollmers		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551)-709-2299
		Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

Voith GmbH, Ruhrgas AG, ISL, Universitäten: Bochum, Magdeburg, TU München

Thema

Analysefähige Darstellung von experimentellen Daten instationärer Strömungen

Ausgangssituation

Das Analyse- und Grafiksystem **comadi**[1] ist für die Bearbeitung und Darstellung von Informationen aus verschiedenartigen Quellen konzipiert. Derzeit erlaubt es neben der Analyse und Darstellung von Informationen auf strukturierten (bis 4 Dimensionen) und unstrukturierten (bis 3 Dimensionen) Netzen auch die gleichzeitige Darstellung von Linien, Achsen und Bildern. Das Programm wurde mit Hilfe des objektorientierten Ansatzes in der Sprache 'C' erstellt und läuft auf Rechnern mit UNIX und X11 verschiedener Hersteller: SUN, HP, SGI, Convex, IBM-RS6000, DEC-Station und i486 mit Linux. Es wurde bereits vielfach zur Analyse komplexer Strömungen mit Wirbeln eingesetzt. Die Einsatzmöglichkeiten für drei-dimensionale zeitabhängige (4D) Daten wurden in [2] dargelegt.

Ziel

Die bei Experimenten anfallenden Datenmengen nehmen insbesondere wegen der Durchführung von Feldmeßverfahren einen immer größeren Umfang an. Die Daten für die zweidimensionalen Messungen an einem schwingenden Flügel mit Hilfe der Particle Image Velocimetry (PIV) [3] umfassen nach den ersten Auswertungen schon 350.000 zweidimensionale Vektoren. Diese müssen den für die numerischen Daten gewohnten Analysemöglichkeiten [4] zugänglich sein, wobei Rücksicht auf Unvollständigkeit, Fehlstellen und Rauschen genommen werden muß.

Lösungsweg

Da für die Differentiation, Interpolation und Integration der Datenfelder die Nachbarschaftsverhältnisse bekannt sein müssen, wurde den Datenpunkten eine Triangulierung unterlegt. Als Verfahren wurde die Methode nach Delaunay [5] gewählt. Diese Methode wird bereits für die Erzeugung von sog. unstrukturierten Netzen für numerische Simulationen benutzt [6].

Ergebnis

Bild 1 zeigt das erfaßte Meßgebiet unterlegt mit einem Netz aus Dreiecken. Gleichzeitig sind Konturen des Geschwindigkeitsfeldes (m/s) eingezeichnet. Das Bild zeigt, daß die normalerweise durch den Algorithmus erzeugte Konvexität des Gebietes an den Rändern vermieden wurde. In Bild 2 sind neben den Stromlinien auch Werteintervalle der Wirbeldichte ($((\partial v / \partial x - \partial u / \partial y) * c / U_\infty)$) als Muster dargestellt. Beide Bilder stellen das Strömungsfeld eines schwingenden Flügels NACA 0012 bei 24° in der Abwärtsbewegung dar. Einige Ergebnisse aus den Messungen [3] wurden mit **comadi** analysiert und in Video-Szenen zusammengefaßt.

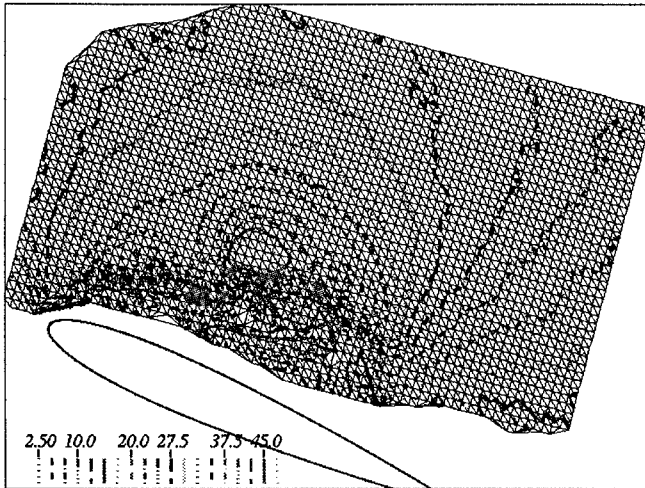


Bild 1

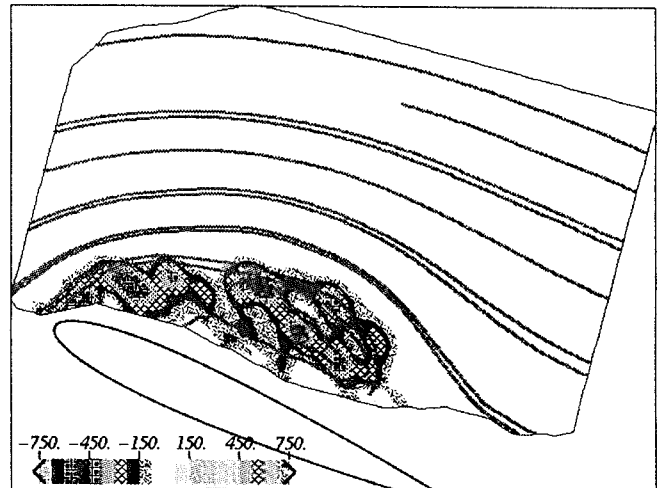


Bild 2

Literatur

- [1] Vollmers, H.: „A Concise Introduction to comadi“, DLR-IB 221-89 A 22, DLR Göttingen, 1989.
- [2] Vollmers, H., Hilgenstock, A.: „Visualisierung und Animation eines 3D-Strömungsfeldes mit Stator und Rotor in einer Turbine“, DGLR-Jahrbuch 1993
- [3] Kompenhans, J., Raffel, M., Wernert, P., Schäfer, H.J.: „Instantaneous Flow Field Measurements on Pitching Airfoils by Means of Particle Image Velocimetry“, to be published
- [4] Vollmers, H., Geißler, W.: „Kinematical Investigation of the 2D-Flow over an Oscillating Airfoil under Stall“, Proceedings of IUTAM Symposium on 'Bluff-Body Wakes, Dynamics and Instabilities', Göttingen, 7-11 September 1992, Springer Verlag
- [5] Bower, A.: „Computing Dirichlet Tessellation“, The Computer Journal, 24(1981), 162-166
- [6] Sonar, Th., Hannemann, V., Frierich, O.: „Adaptive Concepts for the Resolution of Compressible Flow by Upwind Finite Volume Methods“, Proc. of the 4th Int. Conf. on Hyperbolic Problems, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 43, 550-556, Vieweg-Verlag, 1993

weiteres Vorgehen

Einbau weitere Analysewerkzeuge in das Analyse- und Grafiksystem **comadi**, wie automatisches Auffinden von Strukturen in 3D-Vektorfeldern (singuläre Punkte mit signifikanten Stromlinien), weitgehend automatisches Glätten der Daten z.B. mit Spline-Modellen sowie eine Verfeinerung der Interpolationsmethoden ist geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner H. Esch

Institution DLR, WT-WK-KP

Adresse Linder Höhe

Telefon 02203 601 2345

Telefax 02203 601 2085

weitere Partner

Thema Erste Erfahrungen mit dem Betrieb des Ejektors am
Trisonischen Windkanal TMK

Ziel Optimierung des Betriebs des TMK mit Ejektor

Lösungsweg Kalibrierversuche zur Bestimmung der Machzahlverteilung,
der Reynoldszahl und des zeitlichen Verhaltens des
Druckaufbaus.

Ergebnis Erste Ergebnisse zur Machzahlverteilung im Bereich $4,5 < Ma \leq 5,7$ liegen vor. Infolge wachsender Grenzschichtdicke nehmen die örtlichen Abweichungen mit steigender Machzahl zu. Für Einlaufuntersuchungen wird die Verteilung aber als ausreichend gut angesehen. Da die bisher untersuchten Einläufe S01 und ETM2 mit 280 mm bzw. 180 mm relativ kurz sind, ergibt sich z.B. bei $Ma = 5,0$ eine Abweichung von $\pm 0,3\%$ über die Eintrittslänge. Es wird erwartet, daß sich die Gleichförmigkeit der Strömung verbessern läßt. Dazu sind u.a. aber aufwendige Versuchsreihen notwendig.

Ohne Windkanalströmung kann der Druck durch den Ejektor von 1 bar auf 0,15 bar abgesenkt werden. Die Druckabsenkung erfolgt innerhalb von 3 s.

weiteres Vorgehen Fortführung der Kalibrierversuche

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Anlagen

Ansprechpartner

Dr. A. Gülhan

Institution

DLR Forschungszentrum Köln-Porz

Adresse

Porz-Wahnheide
Linder Höhe
D-51147 Köln

Telefon

02203/601-3349

Telefax

02203/601-2344

weitere Partner

CNES, Dassault Aviation

Thema

Untersuchungen an Wärmeschutzmaterialien im lichtbogen-
beheizten Windkanal LBK

Ausgangssituation

Beim Wiedereintritt der Raumgleiter in die Erdatmosphäre entstehen an den Nasen- und Flügelkantenbereichen hohe thermische Belastungen. Unterschiedliche europäische Institutionen entwickeln Materialien basierend auf mit keramischen Lichtfasern verstärkten Keramiken. Durch Untersuchungen an diesen Materialien im Hochenthalpieströmungsfeld des LBK können diese Materialien qualifiziert und verbessert werden [1,2].

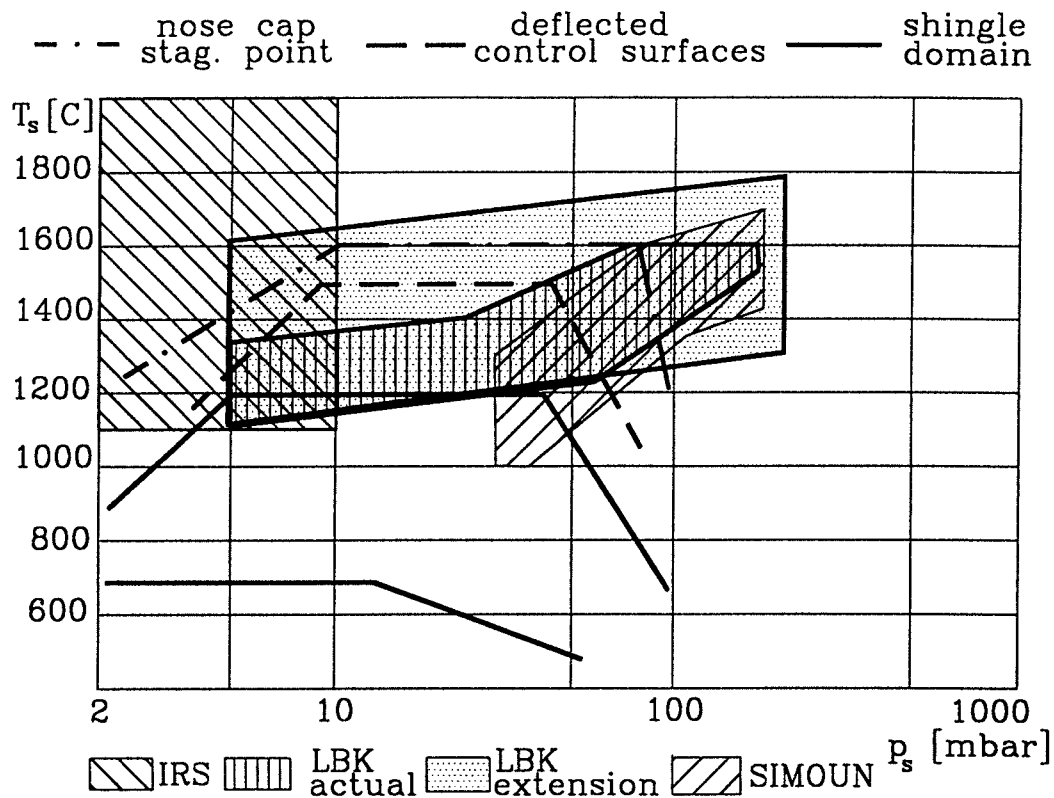
Ziel

Das Oxidationsverhalten von C-, SiC- und C-SiC-Materialien bei Oberflächenbedingungen der Wiedereintrittsphase wird im LBK simuliert. Die Grenzen für passive Oxidation des SiC-Materials werden untersucht und die Auswirkungen der SiO₂-Schutzschicht auf die Erosionsrate der Proben wird analysiert.

Lösungsweg

Im lichtbogenbeheizten Windkanal LBK werden Messungen bei unterschiedlichen Oberflächenbedingungen an oben genannten Proben durchgeführt. Dabei werden die Parameter wie Ruhedruck, Gasmassenstrom, Oberflächendruck, Oberflächentemperatur und Wärmefluß gemessen. Ein Rechenprogramm, welches auf einer quasi-eindimensionalen Lösung der Düsenströmung basiert und alle chemischen Nichtgleichgewichtseffekte berücksichtigt, wird zur Berechnung sowohl von Ruheenthalpie, Gaszusammensetzung, und Gastemperaturen als auch von gemessenen Größen wie Pitotdruck und Wärmefluß verwendet. Eine systematische Parameterstudie soll neue Kenntnisse über Gas-Oberflächen-Wechselwirkungen liefern.

Ergebnis



Skizze/Diagramm/Bild

Vergleich der Arbeitsbereiche europäischer lichtbogenbeheizter Windkanäle bezüglich der Oberflächenparameter der SiC-Proben.

Die Kurven zeigen Temperatur- und Druckwerte für unterschiedliche Oberflächenbereiche von Hermes während der Wiedereintrittsphase.

- Literatur**
- [1] Gülhan, A.; The Arc-Heated Wind-Tunnel LBK and test equipment. DLR IB-39113-93A06, 1993.
 - [2] Gülhan, A.; Investigation of the high enthalpy hypersonic flow field in the arc heated wind tunnel LBK and its effects on thermal protection materials. 19th International Symposium on Shock Waves, Marseille, France, 1993.

weiteres Vorgehen

Vergleichsmessungen in anderen Hochenthalpieanlagen (wie die Anlage von IRS-Stuttgart, BLOX II-Anlage von ONERA und der Induktionserhitzer von TsAGI, Rußland) sollen durchgeführt werden, damit der Einfluß der unterschiedlichen Gaszusammensetzung auf die Oberflächenreaktionen untersucht werden kann.

Datum 25.10.1993

AG STAB

MITTEILUNG

Projektgruppe/Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Bernard JAEGGY

Institution
Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis

Adresse
5 rue du Général Cassagnou - F 68301 Saint Louis Cédex ,
Telefon 00 33 89 69 50 55
Telefax 00 33 89 69 50 02
Postanschrift in Deutschland: Postfach 1260 - D 79574 Weil am Rhein

Weitere Partner

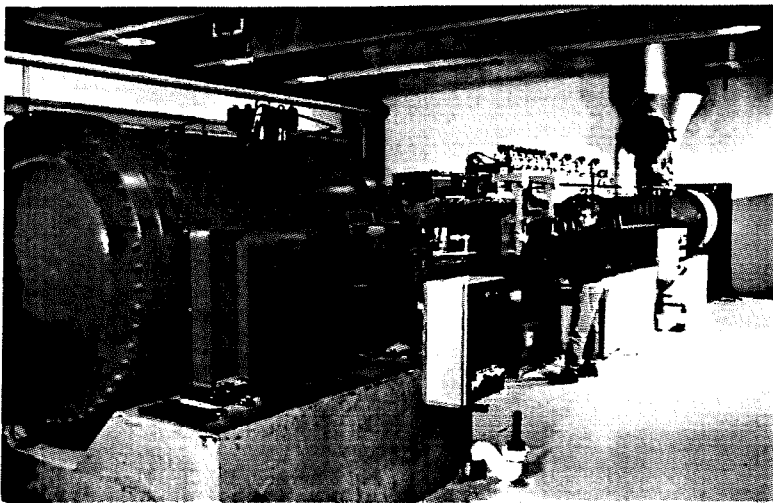
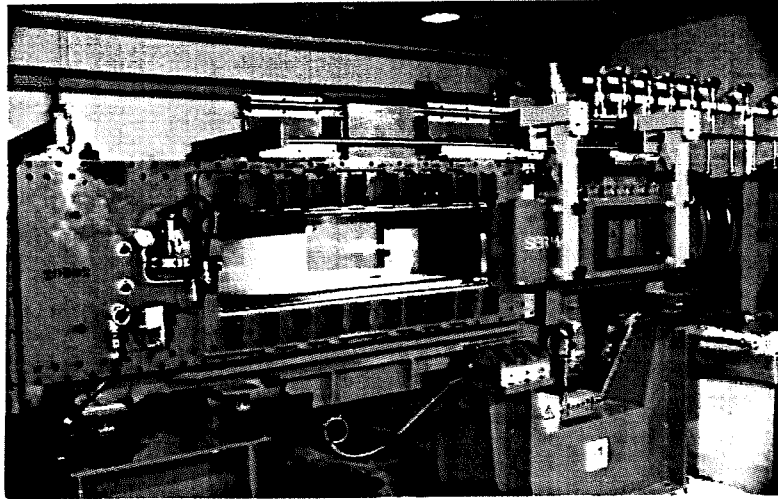
Thema
Kontinuierlicher Überschall-Windkanal

Ausgangssituation
Nach zweijähriger Bauzeit ist die Anlage 1993 in Betrieb genommen worden.

Ziel
Untersuchungen von Flugkörpern, Geschosse und deren Komponenten bei Überschallgeschwindigkeit.
Grundlagenuntersuchungen auf dem Gebiet der Überschallaerodynamik: turbulente Grenzschichten und Nachläufe.

Lösungsweg
Die Hauptdaten dieses Windkanals sind:
- Geschlossene Meßstrecke 0,3 m x 0,3 m mit optischer Zugang von drei Seiten
- Machzahl von 1,5 bis 4,4 (austauschbare Düsen
 $Ma = 1,5 - 2 - 3 - 4 - 4,4$)
- Ruhedruck von 3,2 bar bei Machzahl 1,5 bis zu 10 bar bei Machzahl 4,4
- Ruhetemperatur von 320 K
- Reynoldszahl $Re = 10^6$ bezogen auf eine Länge von 3 cm
- Vierstufiger Radialverdichter 6600 MW, 115 000 Nm³/h

Ergebnis



Literatur

Weiteres Vorgehen

Die Eichmessungen sind im Gange.

Ein Erweiterung auf Mach 6 (Ruhedruck 15,8 bar, Ruhetemperatur 470 K, Reynoldszahl 400 000 für 3 cm, zweite Meßstrecke, zwei zusätzliche Verdichterstufe) ist geplant für 1996-1997.

Datum

14.10.1993

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Anlagen

Ansprechpartner

Dr. H. Otto

Institution

DLR - Hauptabteilung Windkanäle

Adresse

Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Telefon

0531/295 2460

Telefax

0531/295 2829

weitere Partner

Thema

Beeinflussung des statischen Druckes in der offenen Meßstrecke des
Niedergeschwindigkeits-Windkanals Braunschweig (NWB)

Ausgangssituation

Der statische Druck längs der Achse in der offenen Meßstrecke des
Niedergeschwindigkeits-Windkanals NWB weist an ihrem Anfang und Ende
Druckanstiege auf.

Ziel

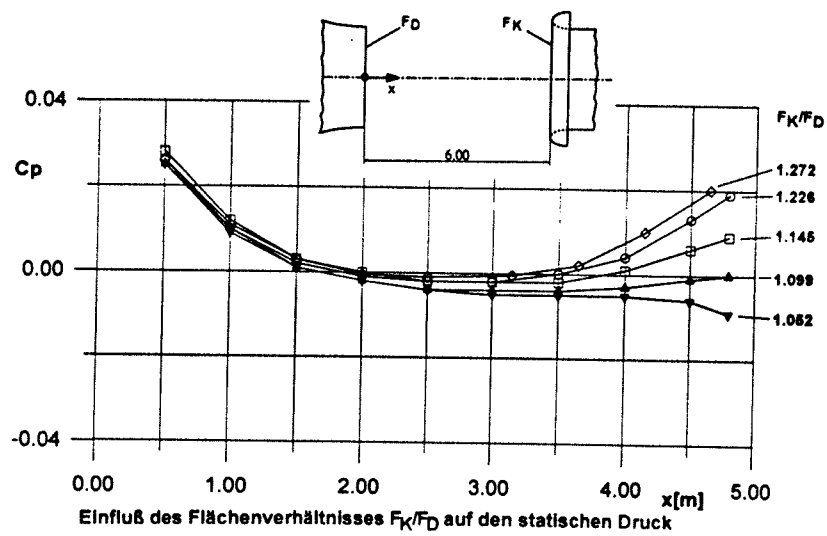
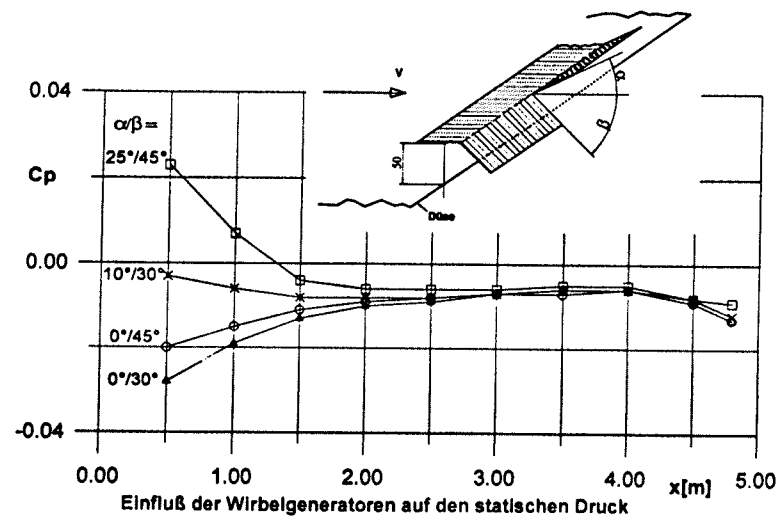
Konstanter statischer Druck über die gesamte Meßstreckenlänge

Lösungsweg

Beeinflussung der Druckanstiege durch Modifikation der Wirbelgeneratoren
am Düsenaustritt und Verkleinerung der Eintrittsflächen des Kollektors.

Ergebnis

Durch Veränderungen der Winkel der Wirbelgeneratoren und Verkleinerung der Kollektorflächen läßt sich konstanter statischer Druck über die gesamte Meßstrecke einstellen.



Literatur

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Anlagen

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.Ing. M. Seltsam

Institution DLR-Göttingen, WT-WK

Adresse Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2147/48

Telefax -2300

0551 / 709-2179

weitere Partner Dr. R. Kessler, DLR-Göttingen, SM-SM

Thema Berechnung der Strömung in Weitwinkel-Diffusoren mit Sieben und Kühler
mit Hilfe eines Navier-Stokes-Verfahrens
Anwendungsbeispiel: Transsonischer Windkanal Göttingen (TWG)

Ausgangssituation

Im Weitwinkel-Diffusor des Transsonischen Windkanals (TWG) wurde vor der Modernisierung Strömungsablösung festgestellt. Der TWG-Diffusor besaß keine Einbauten, hat aber einen massiven Endwiderstand in Form des Windkanal-Kühlers. Die Ablösung bewirkte eine ungünstige Anströmung des Kühlers, sowie Ungleichförmigkeiten in der Geschwindigkeitsverteilung hinter dem Kühler, dem Gleichrichter und den Sieben in der Beruhigungsstrecke. Im Rahmen einer Modell-Studie [1] wurde die TWG-Diffusor-Strömung experimentell untersucht. Als Ergebnis dieser Studie wurde der Einbau eines Siebes in den Diffusor empfohlen.

Ziel

Es soll ein Rechenverfahren entwickelt werden, das die numerische Simulation der Diffusor-Strömung in Verbindung mit Sieben ermöglicht. Das neue Verfahren soll sowohl die Nachrechnung bestehender Konfigurationen ermöglichen als auch den Entwurf neuer Anlagen unterstützen.

Lösungsweg

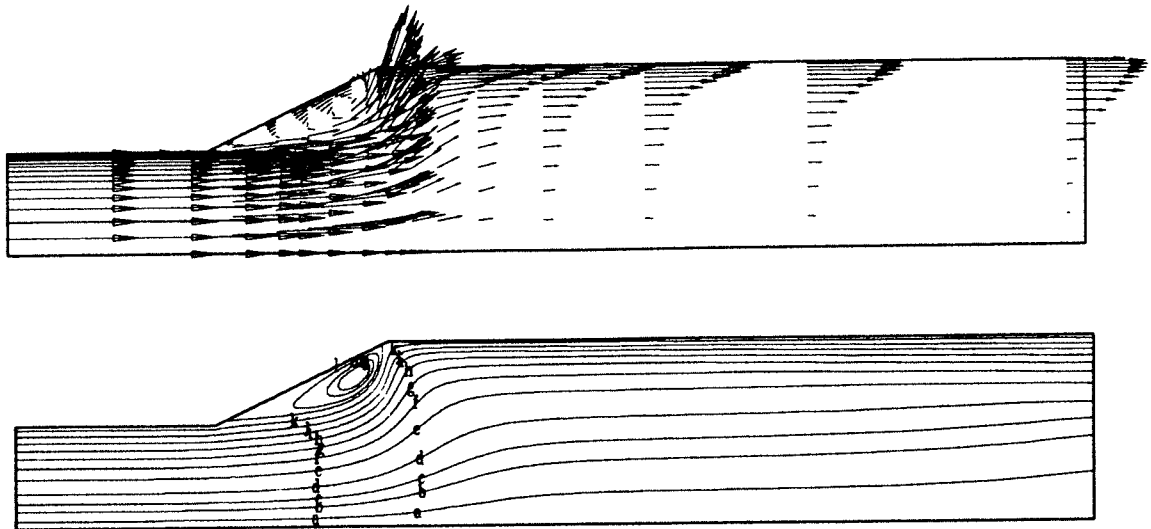
Ein vorhandenes Finite-Volumen-Verfahren zur Berechnung reibungsbehafteter, inkompressibler Strömungen (nach Kessler [2]) wird dahingehend erweitert, daß es möglich wird, Siebe bzw. Kühler zu simulieren. Dazu werden in der Diskretisierung der Navier-Stokes-Gleichungen lokal die Auswirkungen des Siebes, d.h. der Druckverlust und die Änderung der turbulenten kinetischen Energie k und der Dissipation ϵ , berücksichtigt.

Der lokale Druckverlust wird über das Potenzgesetz von Wieghardt [3] mit der lokalen Anströmgeschwindigkeit und der Geometrie des dargestellten Siebes berechnet. Die Änderung des Siebwiderstandes infolge Schräganströmung wird durch einen empirischen, durch Meßergebnisse belegten Ansatz berücksichtigt (nach Mehta [4]). Die Änderung der Turbulenz-Größen k und ϵ erfolgt nach Herleitungen von Taylor und Batchelor [5] für stetige bzw. unstetige Schwankungen unter der Annahme von isotroper Turbulenz am Sieb.

Ergebnis

Es sind zunächst Rechnungen ebener Kanalströmungen mit Sieben durchgeführt worden, um die Funktionsfähigkeit des rechnerischen Siebmodells zu zeigen. In einem zweiten Schritt sind Diffusoren mit und ohne Sieb gerechnet worden. Die Rechenergebnisse zeigen mit den Meßergebnissen qualitativ wie quantitativ gute Übereinstimmung.

Die aufgrund der Modell-Studie vorgeschlagene Änderung im TWG-Diffusor bewirkt auch bei den numerischen Rechnungen eine gleichmäßige Geschwindigkeitsverteilung. Der Einbau des Siebes ist bereits erfolgt und die Wirksamkeit dieser Modifikation ist damit theoretisch und experimentell nachgewiesen worden.



Rotationssymmetrische Diffusorströmung mit Sieb ($C_w=15$) als Endwiderstand
(Öffnungswinkel $25,6^\circ$)

oben: Geschwindigkeitsvektoren
unten: Stromlinienverlauf

Literatur

- [1] M. Seltsam, *Modell-Versuch zum TWG-Weitwinkel-Diffusor*, DLR IB 29112-93 A10
- [2] R. Kessler, M. Peric, G. Scheuerer, *Solution error estimation in the numerical predictions of turbulent re-circulating flows*, AGARD conference proceedings No. 437, validation of computational fluid dynamics (1990)
- [3] K.E.G. Wieghardt, *On the resistance of screens*, The Aeronautical Quarterly, vol. 4 (1953)
- [4] R.D. Mehta, *Turbulent Flow through Screens*, AIAA-84-0538 (1984)
- [5] G.I. Taylor, G.K. Batchelor, *The effect of wire gauze on small disturbances in a uniform stream*, Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics, vol.2, S.1-29 (1949)

