

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

1990

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	9
Organigramm	12
Gremien	13
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	15
Blanko-Seiten für "Mitteilungen"	17
Informationen über STAB-relevante Veranstaltungen	20
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	31
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projekt- gruppen und Fachkreisen	43

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 140 "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 43 bis 52), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Bei den Fachkreisen ist unterschieden zwischen "Theorie" und "Experiment". Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Seite 19 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen".

Erfreulicherweise haben sich erstmals auch Mitarbeiter aus Institutionen der neuen Bundesländer an diesem Jahresbericht beteiligt. Der Beitrag zu den "Mitteilungen" liegt bei etwa 10 Prozent.

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

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

Bei einigen Bildern und Texten bitten wir wegen der Druckqualität um Nachsicht.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 620 Exemplaren. Adressaten, die diesen Bericht persönlich zugeschickt bekommen haben, sind im Verteiler. Wer den Wunsch hat in den Verteiler aufgenommen zu werden, fülle bitte den Vordruck auf einer der folgenden Seiten aus. Gleiches gilt für den Fall, daß Ihr Name nicht richtig oder unvollständig ist oder sich Ihre Adresse geändert hat oder diese unvollständig ist. Wenn Sie aus dem Verteiler gestrichen werden möchten, teilen Sie uns dies bitte ebenfalls mit.

Göttingen, im März 1991

- ☐ Ich bitte um Aufnahme in den Verteiler "STAB - Jahresbericht".
- ☐ Ich bitte um Streichung aus dem Verteiler "STAB - Jahresbericht".

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

Name :
Organisation :
Anschrift :

Telefon :

- ☐ Ich bitte um Aufnahme in den Verteiler "STAB - Jahresbericht".
- ☐ Ich bitte um Streichung aus dem Verteiler "STAB - Jahresbericht".

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

Name :
Organisation :
Anschrift :

Telefon :

- ☐ Ich bitte um Aufnahme in den Verteiler "STAB - Jahresbericht".
- ☐ Ich bitte um Streichung aus dem Verteiler "STAB - Jahresbericht".

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

Name :
Organisation :
Anschrift :

Telefon :

AG STAB

ZIELSETZUNGEN, CHRONOLOGISCHE ENTWICKLUNG UND ORGANISATION

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

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

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

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

- Programmpräsentation anlässlich
der BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980

- "Programm der Arbeitsgemeinschaft
STRÖMUNGEN MIT ABLÖSUNG" September 1980

- Programmpräsentation im 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 Ab-
lösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982

- Konstituierung von Programm-Lei-
tung/Programm-Ausschuß Göttingen, 24.03.1982

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

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

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

- 4. DGLR-Fach-Symposium "Strömun-
gen mit Ablösung" Göttingen, 10.-12.10.1983

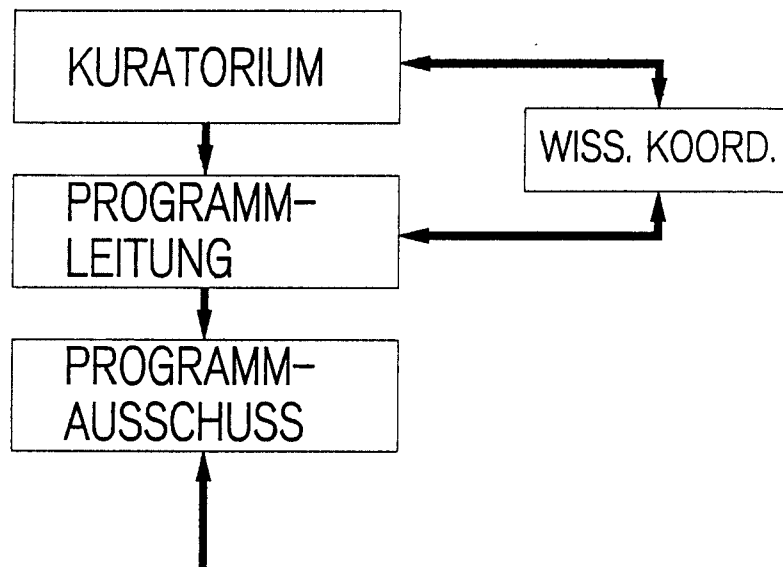
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984

- Vortrag "Arbeitsgemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung"
- Neue Impulse für die Strömungs-
forschung und Aerodynamik - gehalten von
H.-G. Knoche anlässlich der
DGLR-Jahrestagung 1984 Hamburg, 01.-03.10.1984
- 5. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" München, 09./10.10.1986
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10./11.11.1987
- DGLR-Workshop "2D-Meßtechnik" Markdorf, 18./19.10.1988
- 6. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" Braunschweig, 08.-10.11.1988
- 4. STAB-Workshop Göttingen, 08.-10.11.1989
- 7. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" Aachen, 07.-09.11.1990

VORSCHAU

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

Organigramm



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

Kuratorium

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

Programm-Leitung

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

Wissenschaftlicher Koordinator

Dr. Heinemann	(DLR, Göttingen)

Projektgruppen

Sprecher:

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

Fachkreise

Sprecher:

Physikalische Grundlagen	Prof. Dr. Durst	(Uni Erlangen)
	Dr. Dallmann	(DLR, Göttingen)
Mathematische Grundlagen	Prof. Dr. Törnig	(TH Darmstadt)
Numerische Simulation	Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen)
Meßtechnik	Dr. Bütetisch	(DLR, Göttingen)
Anlagen	Dr. Lehthaus	(DLR, Göttingen)

Schwerpunkthemen der AG STAB

- Stoß-Grenzschicht-Interferenz
- Dreidimensionale Grenzschichtablösung
- Turbulenzmodellierung

DFG – Schwerpunktprogramme

- Finite Approximation in der Strömungsmechanik (bis 2/89)
- Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern
- Physik abgelöster Strömungen

DFG – Sonderforschungsbereiche

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

VW – Verbundforschung

- Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik

Prof. Dr. Thiede
Dr. Dallmann
NN
(Deutsche Airbus, Bremen)
(DLR, Göttingen)
(NN)

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

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

Prof. Gersten
(Universität Bochum)

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

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

Prof. Dr. Messerschmid
(Universität Stuttgart)

Prof. Dr. Durst
(Universität Erlangen)

In den AG STAB Jahresbericht 1991 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,

allerspätstens aber bis Mitte Januar 1992,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

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

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

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein; das erledigt die Geschäftsstelle. Es wäre außerdem sehr wünschenswert, wenn Sie bei der Verwendung von Fotos Originale (und demzufolge möglichst keine Fotokopien) verwenden. Bitte sorgen Sie auch dafür, daß der Text maschinengeschrieben ist; vermeiden Sie bitte handschriftliche Texte. Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung.

Auf der Basis dieses Materials wird der Sprecher der Programm-Leitung die Präsentation vor dem Kuratorium im Februar 1992 vornehmen.

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

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter/Ihre Fachkreisleiter/Ihre Geschäftsstelle

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Ansprechpartner

Institution

Adresse

Telefon

Telefax

weitere Partner

Thema

Ausgangssituation

Ziel

Lösungsweg

Ergebnis

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

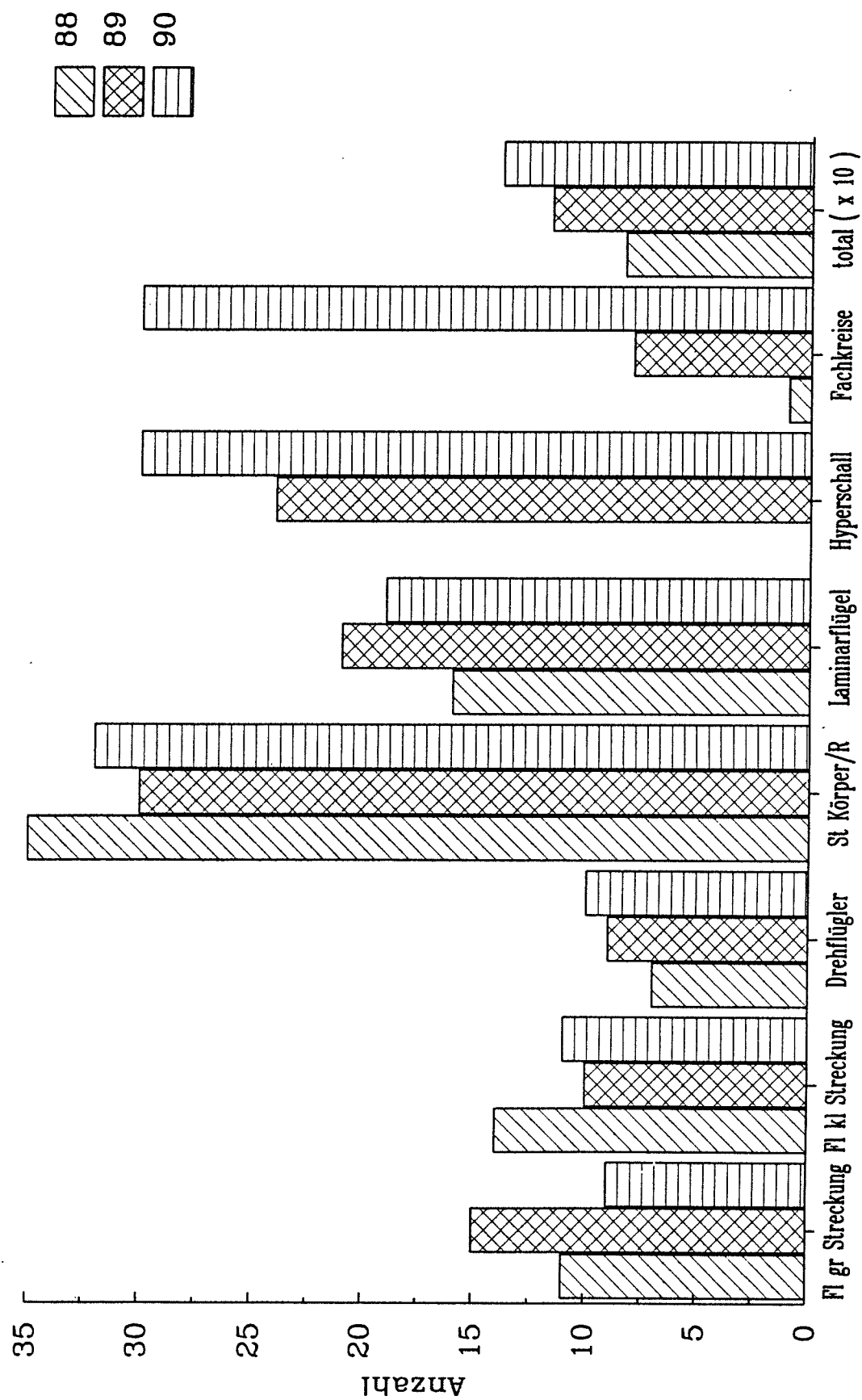
weiteres Vorgehen

Datum

- -

AG STAB

Statistik 'MITTEILUNG': 1988 ff



Quelle: Jahresberichte

STABJABE

EINLADUNG

zum

5. STAB-Workshop

13.-15. November 1991

im DLR-Forschungszentrum Göttingen

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

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäfts-
stelle jederzeit gerne zur Verfügung.

(Tel.: 0551 / 709 2108)



von KARMAN INSTITUTE FOR FLUID DYNAMICS

1990-1991 LECTURE SERIES PROGRAMME

1. Introduction to Computational Fluid Dynamics
(14-18 January 1991)
2. Computational Fluid Dynamics
(18-22 February 1991)
3. Introduction to the Modelling of Turbulence
(18-21 March 1991)
4. Aircraft Dynamics at High Angles of Attack - Experiments and Modelling
(22-26 April 1991)
5. New Approaches in the Description and Modelling of Turbulence
(06-08 May 1991)
6. Engineering Methods in Aerodynamic Analysis and Design of Aircraft
(13-17 May 1991)
7. Industrial Heat Exchangers
(27-31 May 1991)
8. Laser Velocimetry
(10-14 June 1991)
9. Boundary Layers in Turbomachines
(02-06 September 1991)
10. Computer Graphics and Flow Visualization in Computational Fluid Dynamics
(16-20 September 1991)

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



KURZLEHRGANG

LASER-DOPPLER-ANEMOMETRIE

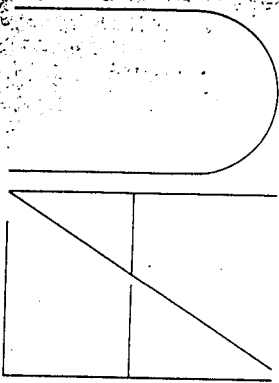
und

ZUSATZ-MESSPROGRAMM

ANWENDUNG VON LDA-SYSTEMEN IN GAS- UND FLÜSSIGKEITSSTRÖMUNGEN

4. - 8. MÄRZ 1991

LEHRSTUHL FÜR STRÖMUNGSMECHANIK



FRIEDRICH-
ALEXANDER-
UNIVERSITÄT
ERLANGEN-
NÜRNBERG

VORLESUNGSPROGRAMM:

KURZLEHRGANG

Montag, 4. März 1991

14.00-15.30: Grundlagen der LDA-Meßtechnik
mit Vorführungen und Film
Prof. Dr. F. Dürst

15.30-16.00: Erläuterungen zu den Laserschutz-
bestimmungen
Dipl.-Ing. G. Dimaczek

16.00-18.00: Laborübung: Optischer Aufbau von
LDA-Systemen aus Einzelkomponenten
Prof. Dr. F. Dürst, Dr.-Ing. C. Tropea

Dienstag, 5. März 1991

9.00-9.30: Bedeutung von Meßdaten in der Turbulenz-
modellierung
Prof. Dr. F. Dürst

9.30-10.40: Auslegung von LDA-Systemen:
Bestimmung der Strömungsrichtung
Prof. Dr. F. Dürst

10.40-11.00: Kaffeepause

11.00-11.40: Einführung in die Signalverarbeitung und
Informationsgewinnung
Dr.-Ing. C. Tropea

11.40-12.20: Signalverarbeitung mit Perioden-Zeit-
Meßsystemen
Dr.-Ing. H. Pfeifer

12.20-14.00: Mittagspause

14.00-14.40: Signalverarbeitung mit Spektralverfahren
Dr.-Ing. C. Tropea

14.40-17.00: Laborübung: Signalauswertung mit Counter,
Tracker, Transientenrecorder

17.00-18.00: Geräteausstellung und Diskussion

ca. 18.15: Abfahrt mit dem Bus zum gemeinsamen
Abendessen

Mittwoch, 6. März 1991

9.00-9.40: LDA-Meßsysteme für Windkanäle und
atmosphärische Untersuchungen
Dr.-Ing. J. Völklein, Dipl.-Phys. Th. Reichmann

9.40-10.30: Einsatz von Glasfasern in der LDA-Meßtechnik
Dipl.-Ing. M. Slegelmeyer

10.30-10.50 Kaffeepause

10.50-11.30: Streuteilchen: Erzeugung, Zugabe und
Strömungsverhalten
Prof. Dr. F. Dürst

11.30-12.30: Teilchen und ihre Streueigenschaften
Dr. A. Naqwi

12.30-14.00: Mittagspause

14.00-14.50: Meßprinzip und optische Systeme für
LDA-Messungen in Zweiphasenströmungen
Dipl.-Ing. J. Dornick

14.50-17.00: Laborübung: Spezielle LDA-Systeme

17.00-18.00: Geräteausstellung und Diskussion

Donnerstag, 7. März 1991

9.00-9.50: Neue Verfahren in der LDA-Technik:
Laserdioden, phasengekoppelte Laserdioden-
Arrays und Halbleiterdioden
Dr.-Ing. D. Dopheide

9.50-10.30: Anwendung von Laserdioden in praktischen
LDA-Systemen
Dr.-Ing. C. Tropea, Dipl.-Ing. M. Slegelmeyer

10.30-10.50: Kaffeepause

10.50-11.30: Anwendung des LDA in Turbomaschinen und
Verbrennungsmotoren
Dr.-Ing. C. Tropea

11.30-12.00: LDA-Messungen in oszillierenden Strömungen
Dipl.-Phys. M. Teufel

12.00-12.30: Messungen in Sprays
Dipl.-Ing. J. Dornick

12.30-14.00: Mittagspause

14.00-14.40: Laser-Zweifokus-Verfahren
Dr. Seibach

14.40-15.20: Spezialanwendungen der Laser-Doppler-
Anemometrie
Dr. Ch. Rückauer

15.20-16.00: Simultane Messung von drei Geschwindigkeits-
komponenten mit LDA
Dipl.-Ing. H. Kronewetter

16.00-16.30: Mehrphasenmessungen mit PDA-Systemen
Dipl.-Ing. G. Fröhlich

anschl.: Abschluß des Lehrgangs mit Bier und Brezeln
am Lehrstuhl für Strömungsmechanik

RÜCKFRAGEN

Bei Fragen bezüglich des Kurses wenden Sie sich bitte an:

Lehrgangssekretariat

Frau H. Groher, Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität
Erlangen-Nürnberg, Cauerstraße 4, D-8520 Erlangen,
Telefon: 09131/85-9501,
Telefax: 09131/85-9503

ZUR
INTERNATIONALEN KONFERENZ

S T R Ö M U N G S M E C H A N I K 1991

Das Institut für Mechanik der Akademie der Wissenschaften der DDR und der VEB Kombinat Schiffbau Rostock veranstalten in Zusammenarbeit mit der Wilhelm-Pieck-Universität Rostock, der Hauptforschungsrichtung Strömungsmechanik, dem Fachverband Fahrzeugbau und Verkehr der Kammer der Technik und dem Bezirksvorstand Rostock der Kammer der Technik

vom 23. bis 25. April 1991

in Rostock die

Konferenz Strömungsmechanik 1991

Wir erlauben uns, Sie und Ihre Mitarbeiter zu dieser Konferenz herzlich einzuladen.

Akademie der Wissenschaften
der DDR
Institut für Mechanik

Prof.Dr.sc.techn.Dr. E.h.
H. Günther
Direktor

Wilhelm-Pieck-Universität
Rostock

Prof.Dr.sc.techn. K. Plötner
Rektor

Kammer der Technik
FV Fahrzeugbau und Verkehr

Dr.-Ing. Jung

VEB Kombinat Schiffbau
Rostock

Dipl.-Ing. J. Begemann
Generaldirektor

Hauptforschungsrichtung
Strömungsmechanik

Prof.Dr. M. Hoffmeister

Kammer der Technik
Bezirksvorstand Rostock
Dipl.-Ing.oec. Freiberg
Vorsitzender

VOM

23. bis 25. April 1991

in

Rostock

Das wissenschaftliche Programm umfaßt Plenarvorträge zu folgenden Themen:

- Entwicklungslinien der Turbulenzforschung
- Körperumströmungen und Körperbewegungen in Flüssigkeiten und Anwendungen im Schiffbau
- Rheologie und konvektive Transportprozesse
- Wechselwirkungen zwischen Schall und Strömungen
- Numerische Methoden in der Strömungsmechanik

Darüber hinaus sind folgende Tagungssektionen vorgesehen:

1. Hydrodynamik / Gasdynamik
2. Turbulente Strömungen
3. Strömungsakustik
4. Mehrphasenströmungen
5. Geohydrodynamik
6. Rheologie
7. Numerische Methoden in der Strömungsmechanik

mit Hauptvorträgen, die auf Einladung der Tagungsleitung gehalten werden und Kurzvorträgen von Tagungsteilnehmern. Diese Vorträge sollen - nach Bedarf - durch Diskussionsveranstaltungen im kleineren Kreis ergänzt werden. Durch die Darstellung von Entwicklungstendenzen, Forschungsergebnissen und modernen experimentellen und numerischen Methoden der Strömungsmechanik soll die Konferenz der Weiterbildung und der Information für die in der Forschung und der Praxis tätigen Strömungsmechaniker dienen.

Kursleitung

Dr.-Ing. habil. B. Ruck
Institut für Hydromechanik
Forschungsgruppe Lasermesstechnik
Universität Karlsruhe
Kaiserstr. 12, 7500 Karlsruhe 1

Referenten

Dr. rer. nat. D. Dopheide
Physik. Techn. Bundesanstalt
Braunschweig

Dipl.-Ing. H. Kronewetter
TSI Aachen

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

Dipl.-Ing. B. Makiola
Institut für Hydromechanik
Universität Karlsruhe

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

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

Laborübungen und Vorführungen

Laser- und LDA- Herstellerfirmen
beteiligen sich am Kurs mit Versuchs-
ständen und Gerätevorführungen

Anmeldung und Kursgebühren

Anmeldung wird mittels angefügtem Form-
blatt bis zum 3. Mai 1991 erbeten. Die Kurs-
gebühren betragen 450,- DM und beinhalten
sämtliche Kursunterlagen.

(Anmeldeformular, vorbereitet für Fensterumschlag)

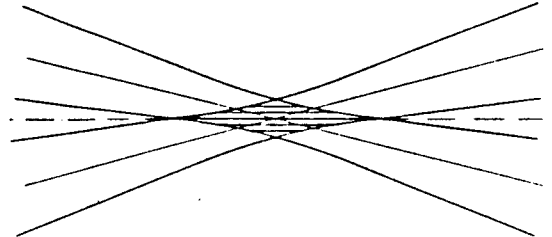
Institut für Hydromechanik
Universität Karlsruhe
Kennwort "LDA-Kurs 1991"
Kaiserstr. 12

7500 Karlsruhe 1

Hochschulkurs

Laser-Doppler-Anemometrie

Eine berührungslose Strömungsgeschwindigkeitsmeßtechnik



16. und 17. Mai 1991

Universität Karlsruhe

Durchführung:

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

Laser-Doppler-Anemometrie

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

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

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

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

Kursprogramm

Donnerstag, den 16. Mai 1991

vormittags:

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

nachmittags: Unterweisungen und Vorträge in Gruppen
an LDA-Versuchsständen

Freitag, den 17. Mai 1991

vormittags:

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

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

Kurssekretariat

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

Anmeldung zum LDA-Hochschulkurs 1991

Name: _____

Anschrift: _____

Tel.-Nr.: _____

Telefax-Nr.: _____

Ort

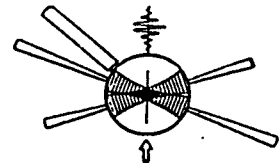
Datum

Unterschrift



American Society of
Mechanical Engineers

CALL FOR PAPERS



European Association
for Laser Anemometry

FOURTH INTERNATIONAL CONFERENCE ON

LASER ANEMOMETRY

ADVANCES AND APPLICATIONS

5th - 9th August 1991
Cleveland, Ohio, U.S.A.

PURPOSE

The purpose of this conference is to present laser based velocity measurements of fluids engineering and fluid mechanics problems as well as the latest advances in laser anemometry and optical flow diagnostics.

The conference is jointly organized by the Fluids Engineering Division of the American Society of Mechanical Engineers (ASME) and the European Association for Laser Anemometry with organizational collaboration and sponsorship from Case Western Reserve University, Cleveland State University, NASA Lewis Research Center and the Ohio Aerospace Institute.

SCOPE

Papers are solicited in all basic and applied areas of laser anemometry including: Laser Doppler, Two Spot, Photon Correlation, Particle Image Velocimetry, Laser Induced Fluorescence, Molecular Tagging, Signal Processing and Data Presentation Techniques.

Areas of application will cover:

- High Speed Flows • Unsteady Flows • Separated Flows •
- Multiphase Flows • Particle Sizing • Biomedical Flows •
- Combusting and Reacting Flows •
- Rotating Machinery and Reciprocating Engines •

All papers will be reviewed formally before acceptance. Video presentations are encouraged and a video exhibition will be organized.

The conference proceedings will contain color plates. Thus, authors are encouraged to submit color flow photographs.

A short course on laser anemometry and optical diagnostics will precede the conference.

A major exhibition of laser anemometry and flow diagnostic equipment will be held during the conference.

DATES

Abstracts due	November 1st 1990
Authors notified of abstract acceptance	December 1st 1990
Full papers due	February 1st 1991
Authors notified of paper acceptance	April 1st 1991
Final paper on mats due	May 1st 1991

SEND ABSTRACTS TO
Professor Alexander Dybbs or Professor Bahman Ghorashi
Ohio Aerospace Institute
2001 Aerospace Parkway, Brookpark, Ohio 44142 USA
Telephone: 216 891-2113 Fax: 216 891-2140

turbulent shear flows

CALL FOR PAPERS

Eighth Symposium on Turbulent Shear Flows

Technical University of Munich
Munich, F.R. Germany
September 9-11, 1991

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

Approximately 20 technical sessions are planned. Contributed papers are invited on original work in the following general areas:

- Fundamentals:** Measurements, theories and concepts that illuminate the nature of turbulence.
- Turbulence Models:** Developments in single and two-point closures; large-eddy and other numerical simulations.
- Experimental Techniques:** Improved experimental methods for single and two-phase turbulent flow.
- Computation Techniques:** Advances in computation methods for single and two-phase turbulent flow.
- Heat and Mass Transfer:** Developments in scalar modeling; related measurements and calculations.
- Combustion:** Developments in modeling of turbulent flames and their application; experiments and calculations of combustions flows.
- Applications:** Contributions to applied turbulent flows including those concerned with internal and external aerodynamics, geophysical flows, meteorology and engineering processes.

Abstracts

Paper selection will be based upon a review of extended abstracts of approximately 1000 words which should be double-spaced and state clearly the purpose, results and conclusions of the work with supporting figures as appropriate. Five copies of the abstract should be submitted to:

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

Deadlines

Final date for receipt of abstracts: November 15, 1990
Authors informed concerning acceptance: March 15, 1991.
Final date for receipt of camera-ready manuscript: May 31, 1991

8TH SYMPOSIUM PAPERS COMMITTEE

U. Schumann (Chairman)
DLR
Institut für Physik der
Atmosphäre
D-8031 Oberpfaffenhofen
F.R. Germany
08153-28-521
FAX 08153-28-243

R. Friedrich
Lehrstuhl für
Stromungsmechanik
Technische Universität
München
Arcisstraße 21
D 8000 München 2
F.R. Germany
089-21052508
FAX 089-21052000

B. E. Launder
Department of Mechanical
Engineering
UMIST
Manchester, M60 1QD
UK
061-200-3701
FAX 061-200-3723

J. H. Whitelaw
Department of Mechanical
Engineering
Imperial College
London, SW7 2BX
UK
71-225-8966
FAX 71-823-8845

ADVISORY COMMITTEE:

R.J. Adrian, USA
H. Alfredsson, Sweden
J.-C. Andre, France
R.A. Antonia, Australia
G. Bergeles, Greece
R. Blackwelder, USA
P. Bradshaw, USA
M. Coantic, France
S. Correa, USA
J. Cousteix, France
H. Fernholz, F.R. Germany
I. Gartshore, Canada

W.K. George, USA
V.W. Goldschmidt, USA
H. Ha-Minh, France
K. Hanjalic, Yugoslavia
T.J. Hanratty, USA
J.R. Herring, USA
J.A.C. Humphrey, USA
F. Hussain, USA
N. Kasagi, Japan
J.F. Keffler, Canada
W. Kollmann, USA

E. Krause, F.R. Germany
B. Laschka, F.R. Germany
A. Leonard, USA
M. Lesieur, France
M.A. Leschziner, UK
J.L. Lumley, USA
P.J. Mason, UK
J.J. McGuirk, UK
G.E.A. Meier, F.R. Germany
P. Moin, USA
Y. Nagano, Japan

I. Nakamura, Japan
M. Peric, F.R. Germany
S.B. Pope, USA
W.C. Reynolds, USA
W. Rodi, F.R. Germany
A.J. Smits, USA
M. Sokolov, Israel
R.L. Street, USA
K. Suzuki, Japan
A. Taylor, UK
M. Wolfshtein, Israel

ICIASF '91

THE 14th INTERNATIONAL CONGRESS ON INSTRUMENTATION IN AEROSPACE SIMULATION FACILITIES

October 27-31, 1991



Naval Surface Warfare Center

Holiday Inn Crowne Plaza
Rockville, Maryland, USA
(Suburban Washington D.C.)



IEEE

Sponsored By

The IEEE Aerospace and
Electronic Systems Society

Hosted By

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



The INSTITUTE OF ELECTRICAL & ELECTRONICS ENGINEERS, Inc,
445 Hoes Lane, P.O. Box 1331 • Piscataway, NJ 08855-1331, USA

Non Profit Org.
U.S. Postage
PAID
IEEE
Permit #52
Piscataway, NJ



Call For Papers

Autumn, 1991

IASF Panel/ICIASF Committee

Dr. X. Boulis ONERA West Germany	Mr. Ingmar Johnson The Aeronautical Research Institute of Sweden Sweden
Mr. Melvin Buck Air Force Systems Command USA	Mr. Marshall Kingery AEDC/SC USA
Dr. K.A. Bütetisch DFVLR West Germany	Dr. F.K. Owen Comptech Inc. USA
Dr. Gedeon Drouin Defense Research Establishment Canada	Dr. Hans-Joachim Pfeifer Institut Franco-Allemand de Recherches France
Mr. Pieter H. Fuijschot NLR The Netherlands	Prof. Amnon Seginer Technion - Israel Institute of Technology Israel
Mr. Peter W.W. Fuller Royal Armament Research & Development Establishment England	Dr. Hallock F. Swift Physics Applications Inc. USA
Dr. Ernest E. Hanff National Research Council of Canada Canada	Mr. Charles E. Wittliff CALSPAN Corporation USA
Dr. William W. Hunter, Jr. (Chairman IASF Panel) National Aeronautics & Space Administration, NASA USA	Dr. William J. Yanta NAVSWC USA

Local Organizing Committee

Dr. William J. Yanta, NAVSWC, General Chairman
NAVSWC Aerodynamics Branch

Call For Papers

You are cordially invited to participate in the **ICIASF '91** to be held **October 27-31, 1991** at the Holiday Inn Crowne Plaza located in Rockville, Maryland, USA (suburban Washington D.C.). The congress will be organized and hosted by the Naval Surface Warfare Center (NAVSWC).

The theme for the ICIASF '91 spans achievements and future challenges in aerospace simulation facilities. Accordingly, the congress will provide scientists and engineers a forum for a free exchange of new ideas to advance the state of knowledge in current research developments and to provide insight into new and futuristic needs in facility development, instrumentation, and testing.

Papers of original work are solicited in the areas of:

- ☐ new or improved mechanical, electrical, and optical measurement devices for steady and unsteady flow research
- ☐ flowfield and surface flow diagnostics
- ☐ experimental methods for the measurement, modification, or suppression of turbulent flows
- ☐ experimental methods for laminar wing research
- ☐ measurement in high and cryo temperature environments
- ☐ instrument research in supersonics, hypersonics, and real gas effects
- ☐ analog and digital data acquisition and analysis techniques
- ☐ future instrumentation requirements
- ☐ new testing techniques

Dr. William J. Yanta
NAVSWC
Code K-24, 402-108
10901 New Hampshire Ave.
Silver Spring, MD. 20903-5000
Phone: (301) 394-1928

Notification of acceptance will be mailed by **April 1, 1991**, and accepted authors will be issued a special format package for their manuscripts. Tentative programs will also be mailed by **April 1, 1991**, along with details of registration, travel, lodging, social activities, and meal arrangements.

Manuscripts in final form will be required by **July 1, 1991** in order to be published as an ICIASF record and to be issued at the time of the congress. The official language of the congress is English. A preliminary registration form is attached for those individuals interested in attending the congress. Please return this form by **July 1, 1991** so that preliminary arrangements can be made.

Please distribute this **Call For Papers** announcement to all potentially interested experts who might contribute to, or should attend, this 14th ICIASF meeting.

Deadlines:

Final date for receipt of abstract	1 February 1991
Notice of acceptance/non-acceptance	1 April 1991
Final date for receipt of photo-ready manuscript	1 July 1991



PRELIMINARY REGISTRATION FORM

Last Name: _____
First Name: _____
Address: _____
Phone: _____

I am interested in attending the 14th ICIASF: Yes _____ No _____

I will be accompanied by _____ (number of persons)

Please return by July 1, 1991 to:
Dr. William J. Yanta
NAVSWC
Code K-24, 402-108
10901 New Hampshire Ave.
Silver Spring, MD. 20903-5000
USA

Papers will be accepted and sessions will be organized on the basis of submitted abstracts. Abstracts should be approximately 500 to 1000 words and should include a concise statement of purpose, results, summary of conclusions, and sketches of important figures. Four copies of the abstract must be submitted by **February 1, 1991** to the 14th ICIASF General Chairman at the following address:

7. DGLR / AG STAB Symposium

Abdruck des Vorwortes zum Tagungsband, DGLR-Bericht-Nr. 90-06;
ISBN Nr. 3-922010-55-5:

Dieser Band enthält die schriftlichen Fassungen der Vorträge, die auf dem 7. DGLR/AG STAB-Symposium vom 7.-9. November 1990 in Aachen gehalten worden sind.

Die Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", AG STAB, hat sich im Laufe ihrer mehr als 10-jährigen Geschichte zu einer Einrichtung entwickelt, in der die Gemeinschaftsaufgaben der Strömungsmechanik diskutiert und koordiniert werden. Der Verteiler der AG STAB beläuft sich inzwischen auf etwas mehr als 500 Personen.

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

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

Diese Entwicklung spiegelt sich auch in diesem Tagungsband wieder, der Arbeiten zu Grundlagen und die Themen aus den AG STAB-Projektgruppen enthält:

Flügel kleiner und großer Streckung, inkl. Laminarflügel; Drehflügler; Stumpfe Körper/Rümpfe und Hyperschall.

Vor ca. 130 Teilnehmern wurden 30 Vorträge gehalten und 30 Arbeiten im Rahmen von Poster-Sessions präsentiert. Je etwa 1/3 der Themen wurden von Mitarbeitern aus der Industrie, den Hochschulen und der Großforschung vorgestellt.

Sowohl bei den Präsentationen als auch unter den Zuhörern waren erstmals bei einer derartigen Veranstaltung Strömungsmechaniker aus den neuen Bundesländern vertreten.

Wir hoffen, daß für alle Teilnehmer die Tage in Aachen fruchtbar waren. Es wurde viel Neues vorgestellt und viel diskutiert. Auch wurden neue Kontakte geknüpft und neue Verabredungen getroffen.

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

Für die Zukunft der AG STAB und das Gedeihen der Strömungsmechanik bestehen auch in der vergrößerten Bundesrepublik gute Perspektiven. Dafür sprechen die geordneten Aufgaben, das starke Engagement von erfahrenen Forschungsgruppen und nicht zuletzt die rege Beteiligung von jungen wissenschaftlichen Mitarbeitern, wie sie auch auf diesem Symposium in Aachen sichtbar war.

Egon Krause, Reinhard Hilbig

Aachen - Bremen im Januar 1991

STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Die Weiterentwicklung der transsonischen Tragflügeltechnologie erfordert starke Anstrengungen auf dem Gebiet der numerischen und experimentellen Simulation sowie der Entwurfsoptimierung. Ein Arbeitsschwerpunkt der Projektgruppe, in der die Universitäten Karlsruhe, Aachen und Berlin, die Forschungsanstalten MPI, DLR und ONERA sowie die Firmen DA, Dornier und MBB zusammenarbeiten, lag auch im vergangenen Jahr auf dem Themenkomplex "Stoß-Grenzschicht-Interferenz (SGI)". Im Rahmen des 7. DGLR-Fach-Symposiums "Strömungen mit Ablösung", das vom 7.-9. Nov. 90 in Aachen stattfand, wurde ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe gegeben.

Bei der numerischen Simulation komplexer Konfigurationen (z.B. Flügel-Rumpf-Triebwerk) im transsonischen Reiseflughbereich mit Hilfe von 3D Euler-Lösungen wurden im Berichtszeitraum große Fortschritte erzielt (DLR-BS, DA, Dornier). Dabei zeigte sich, daß die Erzeugung geeigneter 3D Rechenetze die wichtigste Voraussetzung für die Bereitstellung zuverlässiger Ergebnisse ist. Eine befriedigende Übereinstimmung mit Meßergebnissen läßt sich jedoch nur erreichen, wenn die Grenzschichtverdrängungseffekte am Flügel erfaßt werden (DLR-BS). Auch bei der numerischen Simulation transsonischer Flügelströmungen auf Navier-Stokes Basis wurden bemerkenswerte Verbesserungen erzielt (DLR-BS/Gö, MBB), obgleich diese Verfahren wegen der Netzabhängigkeit der Lösungen, unzulänglicher Turbulenzmodellierung sowie des erforderlichen Speicher- und Rechenzeitbedarfs für den industriellen Einsatz noch nicht geeignet sind.

Gegenüber high-speed Reiseflug-Konfigurationen zeichnen sich entsprechende Hochauftriebskonfigurationen im low-speed Bereich durch höhere Komplexität hinsichtlich Geometrie und Strömungszustand aus. Bei der Berechnung von 2D Mehrelement-Konfigurationen konzentrierten sich im Berichtsjahr die Aktivitäten sowohl auf gekoppelte zonale Lösungen einschließlich Nachlaufsimulation (TU Berlin, DA) als auch auf die Navier-Stokes Simulation (Dornier).

Für die Validierung der entwickelten CFD Codes besteht ein Mangel an qualifizierten Experimenten. Wegen des Meßaufwandes sind dem Einsatz komplexer Meßtechniken bei größeren Modellen Grenzen gesetzt. Daher werden für verschiedene Meßaufgaben unterschiedliche Modelle in verschiedenen Windkanälen eingesetzt. In einigen Fällen wurden aufwendige Meßvorhaben der Industrie durch grundlagenorientierte Messungen der Hochschulen ergänzt. Aufgrund der Fortschritte bei der numerischen Simulation zeichnet sich bei Flugzeugentwicklungen ein deutlich reduzierter Meßumfang bei gleichzeitig gestiegenen Anforderungen an die Meßqualität ab (DA, Dornier).

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

Außerdem wurden 1990 verstärkt neue Technologien zur Widerstandsreduktion (Laminarhaltung, Turbulenzmanagement, Stoßkontrolle) untersucht. Über die Aktivitäten zur Flügellaminarisierung wird in der Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln" berichtet. Auf dem Gebiet des Turbulenzmanagements sind die A320-Flugversuche mit Riblets zu erwähnen, die von der AI-TWG 01 "Advanced Aerodynamics" (mit DA-Beteiligung) durchgeführt wurden und eindeutig meßbare Widerstandsreduktionen erbrachten. Auf dem Gebiet der Stoßkontrolle wurden im vergangenen Jahr entscheidende Fortschritte bei der numerischen Simulation transsonischer Profilströmungen mit Stoßventilation erzielt (Uni Karlsruhe, DA) und entsprechende Validierungsexperimente durchgeführt (Uni Karlsruhe, ONERA). Außerdem wurde die Weiterentwicklung des Verfahrens für schiebende Flügelströmungen vorangetrieben (Uni Karlsruhe). Die Untersuchungen zur passiven Stoßkontrolle sollen verstärkt im Rahmen des B/E-Programms fortgesetzt werden.

Die weitere Arbeit der Projektgruppe muß den künftigen Entwicklungstrends des Flügels großer Streckung Rechnung tragen, die vorgezeichnet sind durch verbesserte interdisziplinäre Optimierung im high- und low-speed Bereich, weitergehende Integration der einzelnen Flugzeugkomponenten sowie Einführung neuer Technologien zur Widerstandsreduktion.

Prof. Dr.-Ing. P. Thiede

STAB-Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

Arbeitsbericht 1990

B. Wagner, Hauptabteilung "Aerodynamik",

Dornier Luftfahrt GmbH, Friedrichshafen

Im abgelaufenen Jahr war in der Projektgruppe eine Verstärkung der Arbeit im Hinblick auf Navier-Stokes-Lösungen und auf instationäre Probleme zu erkennen. Es liegen nun eine Reihe von Navier-Stokes-Lösungen verschiedener Autoren vor, in denen im Gegensatz zu den Eulerlösungen eine gute Wiedergabe der Sekundärablösung erfolgt und dementsprechend auch in diesem Bereich eine wesentlich verbesserte Übereinstimmung mit den gemessenen Druckbeiwerten zu beobachten ist. Aus den Untersuchungen von MBB-UF ergibt sich, daß man auch mit Euler-Verfahren ähnlich gute Übereinstimmungen erhält, wenn man die Sekundärablöselinien über die Randbedingungen im Rechenverfahren vorgibt. Dies ist nicht besonders überraschend, weil auch in den Navier-Stokes-Methoden nur Wandgrenzschichten korrekt aufgelöst werden, aber nicht viskose Effekte im übrigen Strömungsfeld. Erste Rechnungen bei Dornier zeigen, daß Versuche den Wirbelkern aufzulösen zwar lokal erhebliche Änderungen des Totaldruckprofils verursachen, aber kaum globale Auswirkungen haben, auch nicht auf das Phänomen des Wirbelplatzens. Diese Arbeiten sind im wesentlichen deutscher Bestandteil des IEPG TA 15 Programms. Diese internationale Arbeitsgruppe hat nun beschlossen, ein "Common Exercise" durchzuführen, bei dem alle Teilnehmer Navier-Stokes-Lösungen im gleichen Netz vornehmen, ähnlich wie zu Beginn der IEPG-Arbeit ein "Common Exercise" mit Euler-Methoden veranstaltet wurde.

Die Verstärkung instationärer Arbeiten, die sich in der Projektgruppe durch Arbeiten der RWTH Aachen, der Universität der Bundeswehr, Neubiberg und der Firma Dornier darstellt, wird sich auf Wunsch von Dornier und MBB-UF voraussichtlich auch im Rahmen der IEPG ab 1992 auswirken. Dabei sollen einerseits Probleme der instationären Aeroelastik, andererseits die Ermittlung instationärer Derivativa im Vordergrund stehen.

Beim STAB-Symposium im November 1990 in Aachen wurden in den Vorträgen die instationären Probleme in den Vordergrund gestellt, während in der zugehörigen Poster-Sitzung vor allem die neueren Erkenntnisse zu stationären Fällen präsentiert wurden.

Univ.-Prof. Dr.-Ing. S. Wagner
Universität der Bundeswehr München
Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

BERICHT 1990
DER PROJEKTGRUPPE "DREHFLÜGLER"

Die Aktivität der Projektgruppe bestand im wesentlichen in der Fortsetzung einiger Projektarbeiten und einiger Forschungsprojekte im Rahmen des BRITE/EURAM Forschungs- und Entwicklungsprogramms der Kommission der Europäischen Gemeinschaften. Weiterhin war eine erfreulich rege Teilnahme am 7. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB in Aachen sowie am 16. European Rotorcraft Forum in Glasgow zu verzeichnen. An der ersten Veranstaltung wurden neben einem Übersichtsvortrag je zwei weitere Vorträge bzw. Kurzvorträge gehalten. In Glasgow wurden neben Vorträgen aus anderen Fachgebieten fünf Fachvorträge aus dem Gebiet der Aerodynamik angeboten.

Eigene Besprechungen der Projektgruppe fanden angesichts der Vortragsmöglichkeiten am 7. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB in Aachen, auf dem European Rotorcraft Forum in Glasgow und auf der DGLR-Jahrestagung in Friedrichshafen nicht statt.

Die beiden Leitkonzepte "Kipprotor-Flugzeug (EUROFAR)" und "Hochleistungshubschrauber" sind weiterhin aktuell.

In vielen Bereichen bestehen weiterhin große Sorgen hinsichtlich der weiteren Förderung der Forschungsaktivitäten und der Technologie-Projekte.

Jahresbericht 1990 der Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"

P. Hennig, MBB-UA, Ottobrunn

Bedingt durch die Vielfalt der Projekt- und Grundlagenthemen der Gruppe besteht die Aktivität bisher vor allem in einer gegenseitigen Information über Fortschritte in den jeweiligen Arbeiten und über die verwendeten Methoden, nicht aber in der Zusammenarbeit an einem gemeinsamen Projektthema.

Während des STAB-Symposiums in Aachen 7.-9.11.1990 wurden aus der Gruppe einige Vorträge über relativ anwendungsnahe Untersuchungen präsentiert, sowie über einige Grundlagenthemen, die wegen der betrachteten Konfigurationen mit der Gruppe in Bezug stehen. Es waren dies die Beiträge von Schulte-Werning/Dallmann, König/Martinuzzi/Tropea, Becker, Leder/Geropp, Franke/Rodi, Esch, Fritz/Magagnato/Lieser, Dilgen/Papenfuß/Gersten, Bräuer, Meier/Suryanarayana/Pauer und Schewe. Vorträge über sehr projektnahe Themen dieser Gruppe sind bei Symposien selten, da die Komplexität realistischer Konfigurationen und Problemstellungen einerseits und der Zeit- und Kostendruck andererseits selten gleichzeitig ein projektgebundenes Thema und ein präsentables wissenschaftliches Niveau erreichen zulassen.

In Aachen wurde versucht, diesen Nachteil dadurch etwas auszugleichen, daß im Übersichtsvortrag vor allem die Vielfalt der Projektanwendungen vorgestellt wurde. Diese industriellen Anwendungen (Gebäude, Schiffe, Schienenfahrzeuge, Kraftfahrzeuge, Flugkörper mit verschiedenstem Anwendungszweck) bilden das Grundgerüst der Gruppe. Die Verbindung zwischen diesen recht heterogenen Themen wird hergestellt durch einige immer wieder auftretende Grundphänomene. Ihre separate Untersuchung bindet die zahlreichen grundlegenden experimentellen und numerischen Arbeiten in die Gruppe ein. Durch diese Vielfalt ergibt sich ein besonders bereicherter Erfahrungsaustausch und viele wechselseitige Anregungen zwischen Forschern und industriellen Anwendern.

Um die konkrete Zusammenarbeit auf einzelnen Gebieten einfacher zu machen und weiter zu verstärken, wird in der Gruppe ein gemeinsamer Beispielskatalog vorbereitet. Ein erster Entwurf ist fertiggestellt und soll 1991 zunächst im kleinen Kreis diskutiert werden. Anschließend wird er allen Teilnehmern der Gruppe vorgelegt. Die Hoffnung ist, damit zum Beispiel Experimentatoren zur Messung gerechneter Testfälle anzuregen und umgekehrt, und zwar vor allem auch von projektnahen oder praxisbezogenen Grundlagenbeispielen.

Dr.-Ing. H. Körner

Braunschweig, 1.3.1991
Kö/Mei

Projektgruppe

Laminarhaltung von Tragflügeln

Nach wie vor ist das Thema Laminarhaltung ein Schlüsselthema bei der Aerodynamik zukünftiger Flugzeuge. Dabei erfährt die Arbeit auf diesem Gebiet eine zunehmende Internationalisierung. So wird ein Großteil der Untersuchungen im Rahmen des EG "Aeronautics"-Programms ELFIN durchgeführt.

Das Jahr 1990 war gekennzeichnet durch Fortschritte auf verschiedenen Gebieten. So wurden u.a.

- Ergebnisse zur direkten numerischen Simulation der transitionellen Grenzschicht an einer ebenen Platte (Rist) und an einer ebenen gepfeilten Platte (Kleyser, Meyer) vorgelegt
- erste Ergebnisse über den Einfluß der Krümmung auf Querströmungsinstabilität gezeigt (Seitz, Schrauff, Simen)
- Flugversuche über Meßtechnik am Laminarflügel erfolgreich durchgeführt (TH Darmstadt, RWTH Aachen, Uni Erlangen, TU Berlin).
- Tollmien-Schlichting Wellen im Flugversuch und am gleichen Flügel im Windkanal vermessen (Horstmann, Miley, Redeker)
- ein Laminarhandschuh für die Fokker F 100 entworfen (Wichmann, Rohard, Greff)

Des weiteren stehen 1991 Versuche an, deren Vorbereitung 1990 gelaufen sind. Es sind dies:

- Flugversuch mit Laminarhandschuh an Fokker F 100
- Flugversuch mit Laminargondel auf ATTAS
- Flugversuch mit Laminarhandschuh auf DO 228
- Windkanalversuch (S1) und ATTAS-Modellflügel zur Hybridlaminarhaltung
- Windkanalversuch (S1) mit A320 Seitenleitwerksmodell mit Hybridlaminarhaltung

STAB-PROJEKTGRUPPE HYPERSCHALL
Jahresbericht 1990

Nachdem 1989 die Hyperschall-Sonderforschungsbereiche Aachen und München ihre Arbeit aufgenommen haben, kamen 1990 die Sonderforschungsbereiche Stuttgart und Braunschweig dazu. Bei der DLR traten neben die Arbeiten im Rahmen des HERMES-Projektes Arbeiten zum BMFT-Förderkonzept Hyperschalltechnologie mit dem Leitkonzept SÄNGER und dem Experimentalfluggerät HYTEX. Die entsprechenden Industrieaktivitäten traten Mitte 1990 in die Phase Ib.

Im Arbeitskreis Hyperschall-Aerothermodynamik und Antriebsintegration des Förderkonzeptes wurde die Definition der Modellkonfigurationen abgeschlossen. Die DLR wurde beauftragt, ein langfristiges Forschungsprogramm zur Transition laminar-turbulent in Hyperschallströmungen zu definieren.

Beim 7. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösungen", Aachen, 7. bis 9.11.1990, wurde eine Sitzung zum Thema "Hyperschall" zusammen mit allgemeinen Grundlagen gestaltet. In insgesamt zwölf Beiträgen zur Hyperschall-Thematik wurden Probleme der Hyperschall-Aerothermodynamik, numerische und experimentelle Untersuchungen dargestellt. Wie beim STAB-Workshop 1989 standen dabei theoretisch/numerische Arbeiten im Vordergrund. Strömungsphysikalische und thermodynamische Grundlagen werden in der Forschung nach wie vor zu wenig behandelt, obwohl die Defizite hierbei sowohl im HERMES-Projekt als auch im Förderkonzept Hyperschalltechnologie immer mehr spürbar werden.

19.2.1991

Bericht über AG STAB Fachkreis
"Physikalische Grundlagen abgelöster Strömungen"
für das Jahr 1990

von F. Durst

LSTM-Erlangen
Universität Erlangen-Nürnberg

Im Jahre 1990 konzentrierten sich die Arbeiten des AG-STAB-Fachkreises auf Arbeiten im Rahmen des Verbundforschungsvorhabens

"Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik"

das von der Stiftung Volkswagenwerk eine Auslauffinanzierung erhalten hat. Diese konnte nur für einige der Teilprojekte gewährt werden, die untenstehend angegeben sind:

Teilprojekt I/1:	<i>Dreidimensionale Grenzschichten mit Ablösung an Flügelkonfigurationen</i> Prof. E. Krause, Ph.D.
Teilprojekt I/3:	<i>Laminarhaltung von Grenzschichten</i> Prof. Dr. R. Eppler, Prof. Dr. H. Fasel
Teilprojekt I/4:	<i>Analytische und numerische Behandlung Transonischer Strömungen</i> Prof. Dr. K. Kirchgässner, Prof. Dr. W. Wendland
Teilprojekt II/3:	<i>Berechnung turbulenter Strömungsvorgänge in komplexen Kammern</i> Prof. Dr. W. Rodi
Teilprojekt II/4:	<i>Turbulente, abgelöste Strömungen mit Wärme- und Stoffübertragung</i> Prof. Dr. F. Durst
Teilprojekt II/5:	<i>Lösungen strömungsmechanischer Grundgleichungen unter Berücksichtigung moderner Rechnerstrukturen</i> Prof. Dr. M. Dal Cin
Teilprojekt 0:	<i>Verwaltung und Organisation</i> Prof. Dr. F. Durst

Beachtliche Fortschritte konnten in dem VW-Verbundforschungsvorhaben in der Erstellung von Computerprogrammen erarbeitet werden, in denen Mehrgitterverfahren eingebaut sind, um beachtliche Berechnungsbeschleunigungen zu erreichen. Desweiteren wurden die Programme umgeschrieben, um auf Parallelrechnern Strömungsberechnungen zuzulassen. Damit sollen Möglichkeiten genutzt werden, die sich im Bereich der Computerentwicklung abzeichnen. Deutlich zeigten die Entwicklungen, daß entsprechende Ergebnisse im Bereich der Turbulenzmodellierung nicht erhalten werden konnten.

Desweiteren wurden im Jahre 1990 Aktivitäten eingeleitet, um die Strömungsforschung in Deutschland weiter durch Forschungsvorhaben zu unterstützen. Es wurden Bestrebungen unternommen, diese Bemühungen koordiniert ablaufen zu lassen. Als mögliches Thema, dem sich die Universitätsforschung, unter Beteiligung von außeruniversitären Forschungsinstituten, in den kommenden Jahren widmen soll, wurde Turbulenz und ihre Modellierung genannt. Unterstützungen durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft und die Kommission der Europäischen Gemeinschaften sollen gesucht werden.

Im Jahre 1991 soll in München das Turbulent Shear Flow Symposium 8 durchgeführt werden. Diese wohl wichtigste Konferenz im Bereich turbulenter Strömungen konnte nun zum zweiten Mal nach Deutschland geholt werden. Die vorbereitenden Arbeiten wurden erfolgreich abgeschlossen. Für die über 280 zur Konferenz angemeldeten Beiträge wurde das Begutachtungsverfahren eingeleitet. Die Konferenz wird in der Zeit vom 9.-11. September 1991 in München durchgeführt. Die dortige Leitung haben Prof. Dr. R. Friedrich, TU München und Prof. Dr. U. Schumann, DLR-Oberpfaffenhofen.

Fachkreis: Mathematische Grundlagen

Wie in den vorhergehenden Jahren, so wurde auch 1990 die Arbeit innerhalb des Fachkreises wesentlich von der Volkswagen-Stiftung durch die Finanzierung des Verbundforschungsvorhabens "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik" gefördert. Dies betrifft die Teilprojekte "Analytische und numerische Behandlung transsonischer Strömungen" (Kirchgässner/Wendland) an der Universität Stuttgart und "Entwicklung, Optimierung und mathematische Fundierung von numerischen Algorithmen in der Aerodynamik" (Törnig) an der Technischen Hochschule Darmstadt.

Bei dem Projekt in Stuttgart wurden wesentliche Ergebnisse bei der Anwendung adaptiver finite Elementverfahren zur numerischen Lösung von Gleichungen der Transsonik erzielt. Diese betreffen sowohl die algorithmische Seite als auch die theoretische Untermauerung. Insbesondere wurden Untersuchungen über die "Verwandtschaft" von finiten Volumen- und finiten Elementemethoden untersucht. Hierüber wurde auch auf dem 7. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" berichtet. An der Universität Stuttgart werden im Rahmen eines DFG-Projektes unter der Leitung von Herrn Professor Wendland auch "Adaptive finite Elementmethoden bei transsonischen Strömungen" untersucht. Es gibt außerdem eine enge Kooperation mit dem "Computing Laboratory" der University Oxford, U.K., welche vom DAAD gefördert wird.

In Darmstadt wurde die Arbeit an neuartigen Verfahren zur numerischen Lösung von Konvektions-Diffusions-Problemen fortgeführt. Dabei steht im Vordergrund die Frage, wie die bekannten Schwierigkeiten bei der Diskretisierung solcher Aufgaben vermieden bzw. überwunden werden können. So gelang es z.B., ein Verfahren zu entwickeln, bei dem der Konvektionsteil und der Diffusionsteil weitgehend unabhängig voneinander numerisch behandelt werden können.

Im Jahre 1990 wurde von der Volkswagenstiftung für einige Projekte des Verbundforschungsvorhabens eine einjährige Schlußfinanzierung gewährt. Diese läuft im Herbst 1991 aus. Der Volkswagenstiftung gebührt Dank für die großzügige Förderung von mathematische Forschungsarbeiten auf dem Gebiet der Strömungstechnik. Es ist zu hoffen, daß die Forschungsvorhaben mit anderer finanzieller Förderung fortgesetzt und dabei die in den letzten Jahren gewonnenen Erfahrungen eingebracht werden können.

13.3.1991

W. Törnig
Technische Hochschule Darmstadt

STAB-Fachkreis "Numerische Simulation" 1990

W.Kordulla (Leiter)

Für 1990 ist nichts Neues bezüglich des Interesses zu berichten, die meisten Wissenschaftler präsentieren ihre Arbeiten im Rahmen der durch die Projektgruppen gegebenen Möglichkeiten, siehe z.B. das zurückliegende Symposium in Aachen.

Es zeichnen sich neue Möglichkeiten ab, bezüglich der Validierung von Verfahrensentwicklungen auf dezidierte Experimente zurückgreifen zu können. Dies sind bekanntlich solche Experimente, deren gemessene Daten ausreichen, um die zum Experiment gehörende mathematisch-numerische Simulation als korrekt gestelltes Anfangs-Randwertproblem zu behandeln.

Im November/Dezember 1990 wurde das Ende 1986 durchgeführte DLR-F5-Flügelexperiment teilweise wiederholt, um zusätzliche neue oder bestätigende Informationen zu erhalten. U.a. wurden in einer Ebene in Tiefenrichtung auch mit LDA Profile auf dem Flügel vermessen. Außerdem werden aller Voraussicht nach 1991 endlich die im Rahmen von A.G. Turbo zu Turbotech gehörenden dezidierten Turbinenströmungsexperimente begonnen werden.

Ich plädiere nach wie vor für eine Verschmelzung dieses Fachkreises mit denen für Mathematik und physikalische Grundlagen.

STAB FACHKREIS

"Messtechnik"

Sprecher: Dr. K. A. Bütetisch
DLR Göttingen

MITGLIEDER:

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"	Dipl.-Ing. R. Henke MBB-UT Bremen
Projektgruppe "Stumpfe Körper, Rumpfe"	Dr. P. Hennig MBB-UW München
Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"	Dipl.-Ing. P. Dick Dornier GmbH
Projektgruppe "Drehflügler"	Prof. Dr. G. Neuwerth RWTH Aachen
Projektgruppe "Laminarflügel"	Dipl.-Ing. A. Quast DLR Braunschweig
Projektgruppe "Hyperschall"	Dipl.-Ing. K. Lotter MBB München
Physikal.-Techn. Bundesanstalt	Dr. D. Dopheide PTB Braunschweig
Verbundforschung VW Stiftung	Dr. C. Tropea Universität Erlangen
DFG SP "Physik abgelöster Strömung"	Dr. W. Nitsche TU Berlin
STAB Fachkreis "Anlagen"	Dr. J. Graefe DLR Braunschweig
BMFT Verbundforsch. "Meßtechn. Laminarfl."	Prof. B. Ewald TH Darmstadt
Ausbildung allgem.	Prof. Dr. E. Hartner Berufsakademie Heidenheim

AKTIVITÄTEN 1990

Die Diskussionsthemen im Fachkreis orientieren sich naturgemäß an den Erfordernissen, die durch Projekte oder Schwerpunktprogramme der Förderstellen vorgegeben werden. So stand in der Vergangenheit das Laminarflügelprogramm und die damit verbundene Meßtechnik im Vordergrund.

Die neuen Raumfahrtaktivitäten, die sich an HERMES und SÄNGER orientieren, erfordern neue Meßtechniken, die den Fachkreis in Zukunft beschäftigen werden. Ein weiterer Bedarf neuer meßtechnischer Entwicklungen wird durch die verstärkten Forschungsaktivitäten auf dem Gebiet der Transition, Turbulenz und instationären Phänomene gegeben.

An dem in Aachen stattgefundenen STAB Symposium hat sich der Fachkreis als Beobachter beteiligt. Eine größere Präsentation meßtechnischer Aktivitäten ist im Rahmen des STAB Workshops 1991 in Göttingen geplant.

Fachkreis Anlagen

Zum Status einiger wichtiger Anlagenprojekte:

1. Europäischer Transsonischer Windkanal, Köln (ETW)

(Kurzbeitrag der DLR-Abteilung ETW-Projektunterstützung WT-WK-PU) :

Nachdem im Jahre 1989 die großen Komponenten des Windkanals in Auftrag gegeben worden waren, konnte Anfang 1990 der Auftrag für die Gebäude erteilt werden. Der Bau wurde am 13. März begonnen, am 15. Mai fand eine feierliche Grundsteinlegung in Anwesenheit der Minister statt.

Weitere bemerkenswerte Auftragsvergaben betrafen die Software für die Kanalsteuerung und die Kanalüberwachung, die Waagen-Kalibriereinrichtung sowie die Demontage und den Wiederaufbau des Pilotkanals ETW. Der Pilotkanal wurde im Laufe des Sommers in Amsterdam demontiert; Ende des Jahres war er fertig zur Druckprobe. Von den Gebäuden ist das Tunnelbauwerk am weitesten fortgeschritten. Am Jahresende war alles bereit, um mit der Montage der Tunneldruckröhre zu beginnen.

Detailliert geplant wurde noch einmal der zeitliche Ablauf des Projektes und besonders die Installationsfolge der Komponenten. Eine besondere Gruppe kümmert sich um die Abstimmung der Schnittstellen. Von den investiven Kosten in Höhe von ca. 420 MioDM sind zur Zeit 72% durch Aufträge gebunden. Als nächstes sind die elektrischen Anlagen und die Einrichtungen zur Stickstoffeinspritzung und zur Stickstoffabblasung in Auftrag zu geben. Man darf weiterhin davon ausgehen, daß das Projekt im gesetzten Kostenrahmen gehalten werden kann.

2. DLR-Anlagenprojekte

Über die DLR-Anlagenprojekte berichten die für die jeweilige Anlage zuständigen DLR-Institute/Einrichtungen in Form der beigefügten STAB-Mitteilungen (siehe S. 298 ff) selbst.

3. Weitere Anlagenprojekte

Hierzu gingen keine Beiträge ein.

F. Lehthaus, DLR-WT-WK-Gö, Göttingen, 19.02.1991

Projektgruppe

"Flügel großer Streckung"

Seite

Arnold	Berechnung abgelöster unterkritischer Profilströmungen auf der Basis einer simultanen Kopplung.....	53
Becker	Simulation transsonischer Strömungen um ein zweistrahliges Verkehrsflugzeug.....	55
Bohning	Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung.....	57
Burgsmüller	Triebwerksintegration bei Verkehrsflugzeugen....	59
Dargel	Berechnung transsonischer viskoser schieben-der Flügel.....	61
Dohrmann	Theoretische Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung in einer transsonischen Strömung durch ein Verdichtergitter.....	63
Elsholz	Anwendbarkeit von Navier-Stokes-Verfahren für transsonische Profilströmungen.....	65
Pilz	Untersuchung von turbulenten dreidimensionalen Grenzschichtströmungen unter Verwendung verschiedener Turbulenzmodelle.....	67
Schwamborn	Numerische Simulation zäher Strömungen.....	69
Wichmann	Berücksichtigung der Tragflügelgrenzschicht bei der Berechnung der Umströmung von Flügel-Rumpf-Konfigurationen.....	71

Projektgruppe

"Flügel kleiner Streckung"

Seite

Behr/Wagner	Entwicklung eines Panelverfahrens zur Berechnung der subsonischen Umströmung von endlich dicken Tragflügeln mit Strömungsablösung und freier Wirbelschleppe in einer Flugzeugkonfiguration.....	73
Hilgenstock	Verifikation von Navier-Stokes-Verfahren am Beispiel der Umströmung eines Deltaflügels mit runder Vorderkante sowie einer Delta-Canard Konfiguration.....	75
Hitzel	Flügel kleiner Streckung mit Vorderkantenablösung im Sub-, Trans- und Überschall; - numerische Simulation primär mit Euler-Methode.....	77
Hünecke/ Mertens	Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung für SÄNGER und HORUS (Unter- und Transschall).....	79
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschallflugzeugen im Langsamflugbereich.....	81
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Entenanordnungen.....	83
Hummel	LDA-Untersuchung der abgelösten Strömung an schlanken Flügeln.....	85
Longo/Das	Numerische Berechnung der dreidimensionalen Strömung um einen Doppel-Delta-Flügel bzw. Strake-Flügel, basierend auf der numerischen Lösung der Euler- und Navier-Stokes-Gleichungen.....	87
Nastase	Entwicklung einer iterativen Optimum-Optimum Theorien für die Abschätzung des Reibungseinflusses auf die optimierten Formen von Flugkörpern.....	89
Schmoll	Instationäre Vorgänge an Deltaflügeln mit teilweise aufgeplatzten Wirbelbereichen.....	91
Schwarz	Numerische Simulation der Vorderkantenablösung an Deltaflügeln mit Hilfe eines erweiterten Eulerverfahrens.....	93

Projektgruppe

"Drehflügler"

Seite

Ahmed	Aerodynamische Interferenzvorgänge am Hub- schrauber.....	95
Geißler	Dynamic Stall an schwingenden Profilen.....	97
Gürgey	Instationäre Umströmung schwingender Profile (Dynamic Stall).....	99
Kocaaydin/ Körber	Wechselwirkung von Wirbeln mit Profilen.....	101
Morikawa/Grönig	Instationäre Strömung um ein oszillierendes Profil in einem Wasser-Ludwig-Kanal.....	103
Pahlke	Ein zeitgenaues Verfahren zur Berechnung der Umströmung eines oszillierenden Profils mit- tels der zweidimensionalen Euler-Gleichungen...	105
Stahl	Study and Computation of Interactional Aero- dynamics.....	107
Wagner/ Lesching/ Palasis	Theoretische Grundlagen für die Erstellung eines Entwurfsdiagramms für Drehflügler neuer Technologie.....	109
Wagner/ Stangl	Berechnung der 3-dimensionalen Rotorumströmung mit Hilfe eines Eulerverfahrens: Erweiterung auf instationäre Anwendungen.....	111
Wagner/ Zerle	Strömungstechnische Untersuchung von Rotor- Rumpf Interferenzen unter Einsatz eines Wirbelgitter-Panelverfahrens.....	113

Projektgruppe

"Stumpfe Körper/Rümpfe"

Seite

Affeld/Schichl	Strömungsablösungen an künstlichen Herzklappen..115
Arasti	Bestimmung der Geometrie eines Flugkörpers bei aeroelastischem Verhalten infolge extremer Querschleunigung.....117
Becker	Untersuchung der Strömungsstruktur in Gebäudenähe mittels Lasermeßtechnik im Windkanal....119
Esch	Das Auftreten von Verdichtungsstößen im Luvgebiet von angestellten kreiszylindrischen Rümpfen.....121
Fiebig/Mitra Sanchez	Numerische Untersuchungen von dreidimensionalen Strömungen im Kanal mit eingebautem Zylinder und Längswirbelerzeuger.....123
Gürgey	Berechnung instationärer, abgelöster Strömungen.....125
Hartmann	Systematische Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Leitwerksinterferenz bei hohen Anstellwinkeln..127
Hipp-Kalthoff/Bestek/Fasel	Numerische Untersuchung des laminar-turbulenten Umschlags in freien Scherschichtströmungen.....129
Hölscher	Aerodynamische Übertragung der Turbulenz atmosphärischer Scherströmungen auf die schwankenden Drücke an kreiszylindrischen Bauwerken..131
Huber	Validation of EULER-Codes for Supersonic Flows.133
Hünecke	Niedergeschwindigkeits-Windkanalmessungen der HERMES-Konfigurationen 0.0 und 0.1 im Bodeneffekt.....135
Knaack/Kux	Experimentelle Untersuchung von Grundlagen der Turbulenzmodellierung.....137
Kreplin/Stäger	Bestimmung des Reynolddschen Spannungstensors in der dreidimensionalen Grenzschicht eines angestellten Rotationskörpers.....139
Kux	Messungen des Geschwindigkeitsfeldes im Hinterschiffsbereich einer stark abglösungsgefährdeten Rumpfform.....141
Nikolitsch	Aerodynamische Interferenzen mehrerer Flugkörper.....143

Nikolitsch	2D-Nachlaufsimulation an stumpfen Körpern.....145
Papenfuß/ Dilgen	Die Berechnung dreidimensionaler abgelöster Strömungen um Kraftfahrzeuge mit Hilfe der Zonenmethode.....147
Pauer/Meier/ Grosche	Beeinflussung der Strömungsablösung an einer Kugel mittels Wirbelgeneratoren.....149
Peralta	Rechnerische Behandlung unsymmetrischer Flugkörpernasen.....150
Riehl/ Költzsch	Numerische Simulation der Staub-/Ascheablagerung am querangeströmten Kreiszylinder.....152
Rodi	Berechnung instationärer Vorgänge bei der Umströmung von zylindrischen Körpern.....154
Rodi	Entwicklung effizienter numerischer Berechnungsverfahren für dreidimensionale, inkompressible Strömungen mit komplexen Berandungen.....156
Rodi/Cordes	Berechnung abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen.....158
Rodi/Zhu	Berechnung der dreidimensionalen Umströmung von Schiffskörpern.....160
Schöne	Aerodynamische Berechnung für eine Wiedereintrittskonfiguration bei Überschallanströmung durch Lösung der Eulergleichungen.....162
Suryanarayana/ Meier/Grosche	Widerstandssenkung stumpfer Körper mittels Ventilation.....164
Tanner	Basisdruckmessungen an einem Kegel bei $M_{00} = 5-7$ 166
Teipel	Das Strömungsfeld in der Nähe eines quer zur Anströmung oszillierenden Kreiszylinders.....168
Tropea	Die Umströmung dreidimensionaler Hindernisse in einem Plattenkanal.....170
Waxweiler	Berechnung von Flügel-Rumpf-Interferenzfaktoren.....172

Projektgruppe

"Laminarhaltung von Tragflügeln"

Seite

Bieler	Entwicklung von Transitionskriterien an Hand der ATTAS Freiflug- und Windkanalexperimente...174
Bieler	Laminarhaltung dreidimensionaler Grenzschichtströmungen durch lokale Absaugung (Hybrid-Technologie).....176
Eppler/Thumm/Bestek	Laminar-turbulenter Grenzschichtumschlag bei kompressibler Strömung im Bereich von Unterschall und schallnahem Überschall.....178
Fischer/Dallmann	Primäre und sekundäre Stabilitätsanalyse einer dreidimensionalen Grenzschichtströmung.....180
Hoheisel/Riedel	Entwicklung einer Laminar-Triebwerksgondel.....182
Horstmann	Untersuchung von Tollmien-Schlichting-Wellen im Flug an der LFU 205.....184
Kleiser/Wagner	Numerische Simulation von Stabilität und Transition in dreidimensionalen Grenzschichten.....186
Kloker/Müller/Bestek	Laminarhaltung von Grenzschichten.....188
Köster/Horstmann	Entwicklung eines Laminarprofils für den Flügel eines Commuterflugzeuges.....190
Konzelmann/Bestek	Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlages bei pulsformig gestörten Grenzschichten.....192
Kreplin/Höhler	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen.....194
Morzynski	Non-parallel two-dimensional linear stability analysis of a viscous flow around cylinders of various shapes.....196
Müller	Optimierung von Turbulenzstreifen für Windkanalversuche.....198
Quast	Umschlagpunktbestimmung mit Hilfe der Infrarot-Technik.....200
Redeker	Flugversuche mit Laminarhandschuh an der Dornier DO 228.....202

Redeker	Flugversuche am Laminarhandschuh der Fokker F 100.....	203
Rempfer/Bestek	Niedigdimensionale Modelle turbulenter Strömungen.....	204
Rist/Bestek	Numerische Untersuchung der räumlichen, drei- dimensionalen Störungsentwicklung beim Grenz- schichtumschlag.....	206
Schrauf	Entwicklung eines kompressiblen Stabilitäts- Codes.....	208

Projektgruppe

"Hyperschall"

Seite

Brenner	Simulation von chemisch reagierenden Hyperschallströmungen.....	210
Chun	Hyperschall-Stoß-Grenzschichtwechselwirkung.....	212
Chun	Deltaflügel im Hyperschall.....	214
Fey/Jeltsch/ Karmann	Numerische Lösung der Eulergleichungen mit chemischen Reaktionen bei hohen Temperaturen...	216
Grotowsky/ Ballmann	Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $Ma > 1$	217
Häuser	Solution of 3D Euler and Navier-Stokes Equations for Hypersonic Flow; Surface and Volume Multiblock Grid Generation..	219
Hannemann	Numerische Simulation von Überschall-Einlauf-Strömungen.....	221
Henke/Mertens	HERMES Hyperschallversuch, Modell 3014, Form 0.0; 6-Komponenten-Kraftmessungen.....	223
Höld	Viscous-Shock-Layer-Lösungen unter Berücksichtigung von Realgaseffekten.....	225
Hummel/Oertel	Validierung an Einbaueckenströmungen.....	227
Maurer/ Henckels	Experimentelle Untersuchungen im Bereich laminar und turbulent ablösender Hyperschallgrenzschichten an Platten und Eckenmodellen.....	229
Menne	Überschallströmungen.....	231
Mertens	HERMES Hyperschallversuch, Modell 3021, Form 0.0; Druck- und Temperaturmessungen.....	233
Mertens/ Ehrmann/Rill/ Becker	Hyperschall-Technologieprogramm, Phase Ia Unter-/Transschall.....	235
Mertens/ König	Kurzzeit-Kraftmeßsystem (SFS) für Stoßwellenkanäle (< 10 ms).....	237
Müller	Berechnung von Hyperschallströmungen.....	239

Mundt	Berechnung viskoser Hyperschallströmungen im chemischen Gleichgewicht mit einem Euler-Grenzschichtverfahren.....241
Oertel	Aerothermodynamische Entwurfsgrundlagen von Hyperschallflugzeugen und Raumtransportern.....243
Olivier	Hyperschallströmungen um Wiedereintrittskörper und Reichweitenfluggerät.....245
Pfitzner/ Weiland	Hyperschall-Strömungen von Gasen im chemischen Nichtgleichgewicht.....247
Radespiel	Effiziente Berechnung von viskosen Hyperschallströmungen.....249
Riedelbauch	Numerische Simulation von dreidimensionalen Hyperschallströmungen.....251
Sarma	Couette Strömung eines dissoziierenden zweiatomigen Gases.....253
Schmatz	Berechnung viskoser Hyperschallströmungen (Gleichgewichtsrealgas) mit einem Navier-Stokes-Verfahren.....255
Schröder/ Weiland	Verfahren zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes Gleichungen.....257
Streit	Implementierung eines zentralen Diskretisierungssterns in den DLR Euler-Code zur Berechnung von Strömungen mit starken Stößen.....259
Wagner/ Lösch/Wirtz	Vorentwurfsverfahren für Hyperschallflugkörper.....261
Wanie	Numerische Analyse viskoser Hyperschallströmungen.....263
Warnatz	Entwicklung von detaillierten Reaktionsmechanismen von zustands-selektierten Spezies zur Behandlung thermischer Nichtgleichgewichtseffekte.....265
Wolz/Bestek	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung....267

"Theorie"

Berger	Stabilitätsverhalten viskoelastischer Strömungen.....	269
Bremmerl/ Luksch	Parallelisierung eines CFD-Algorithmus auf einem Multiprozessorsystem mit verteiltem Speicher.....	271
Eppler/Strobel	Halbempirische Turbulenzmodellierung für 2D- und 3D-Grenzschichtströmungen.....	273
Fiebig/Mitra Güntermann/Zhu	Numerische Untersuchung der Strömungs- und Temperaturfelder in Kanälen mit 'Wing Type' Wirbelerzeugern.....	275
Hoffmeister	Lokale Ähnlichkeitskoordinaten gekrümmter turbulenter Scherschichten.....	277
Jeltsch/ Schroll	Stabilität und Konvergenz bei gemischten hyperbolischen und parabolischen Systemen.....	279
Kalitzin/ Heinze	Untersuchung des Einflusses der Turbulenz auf die Schallabstrahlung im Nachlauf eines querangeströmten Zylinders.....	280
Kroll	Ein Upwind-Verfahren zur Lösung der zweidimensionalen Euler-Gleichungen auf Vierecksgittern mit adaptiver Netzverfeinerung.....	282
Krukow/ Stricker	Fehlerkontrolle numerischer Verfahren zur Simulation turbulenter Außen-/Innenströmungen....	284
Lieser	Experimentelle und theoretische Untersuchungen zum transsonischen Strömungsfeld hinter Lee-Stufen mit und ohne Einfluß von Treibstrahlen..	286
Reichenbach/ Schönfeld	Numerische Simulation von Strömungen nicht-Newtonscher Fluide mittels FEM.....	288
Rose	Wanddruckschwankungen infolge elementarer Wirbelbewegung in der Grenzschicht.....	290
Scholz/ Ulitzsch	Berechnung ebener und axialsymmetrischer turbulenter Strömungen in komplexen Geometrien....	292
Schulz-Rinne	Das Riemannproblem für zweidimensionale Strömungen - mögliche Konstellationen und deren numerische Lösungen.....	294
Villain	Numerische Simulation der Ausbreitung von Radionukleiden in der freien Atmosphäre.....	296

"Experiment"

Bechert	Oberflächen zur Widerstandverminderung bei turbulenten Grenzschichten: Bau eines Ölkanals.....	298
Beck	Einsatz von laserinduzierter Fluoreszenz (LIF) bei HEG.....	300
Dettleff	Simulationsanlage für Treibstrahlen in Göttingen, STG.....	302
Dörner/ Hoffmeister/ Strobel	Grenzschichtströmungen in Bereichen mit Ablösung oder Wiederanlegung.....	304
Dopheide	Entwicklung eines miniaturisierten Strömungssensors auf Halbleiterbasis mit HF-gepulsten Diodenlasern für die mehr-komponentige Geschwindigkeitsmessung in Windkanälen.....	306
Eitelberg/ McIntyre	Entwicklung und Bau des Hochenthalpiekanals Göttingen (HEG).....	308
Esch	Ausbau der Simulationsmöglichkeiten am Trisonikkanal TMK.....	310
Geropp/Leder	Phasengekoppelte LDA-Messungen und Turbulenzmodellierungen großräumiger Ablösegebiete.....	312
Henke/Münch	Schubspannungswaage.....	314
Kindler	Ausbau des LBK für Materialuntersuchungen.....	316
Lehmann/ Helbig/Simon	Software-FFT-Prozessor auf der Basis eines VME-Datenbus-Systems für die Auswertung von Laser-Doppler-Signalen.....	318
Lehmann/Mante	Schnelles Scannen von Geschwindigkeitsprofilen zur Analyse der Dynamik instationärer Strömungsfelder.....	320
Niezugodka	Modernisierung des Hyperschall-Windkanals H2K..	322
Schnerr	Experimentelle Untersuchung zur passiven Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht Interferenz im transsonischen Verdichtergitter.....	324
Viehwegger	Kryo-Kanal Köln (KKK).....	326
Wulf	Transsonischer Windkanal in Göttingen (TWG)....	328

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dipl.-Ing. F. Arnold

Institution Deutsche Airbus GmbH

Adresse Hünefeldstr. 1-5, D-2800 Bremen 1

Telefon 0421-538-3181

Telefax 0421-538-4486

weitere Partner Prof. Dr.-Ing. F. Thiele
Hermann-Föttinger-Institut, Technische Universität Berlin
Straße des 17. Juni 135, D-1000 Berlin 12

Thema **BERECHNUNG ABGELÖSTER UNTERKRITISCHER PROFILSTRÖMUNGEN
AUF DER BASIS EINER SIMULTANEN KOPPLUNG**

Ausgangssituation Panelverfahren zur Bestimmung der reibungsfreien Geschwindigkeitsverteilung
Inverses Grenzschicht-Differenzenverfahren zur Integration der Grenzschichtgleichungen.

Ziel

Entwicklung eines **stabilen und effizienten Kopplungsverfahrens** zur Berechnung von inkompressiblen Profilströmungen bei Hochauftrieb unter Anwendung einer neuen interaktiven Lösungstechnik, die durch eine lokale simultane Lösung der Grenzschichtgleichungen mit einem exakten Interaktionsgesetz eine erhebliche Verbesserung der Konvergenzstabilität bewirkt.

Lösungsweg

Konsequente Trennung der Lösungen für die reibungsfreien Geschwindigkeiten und die Korrekturgeschwindigkeiten infolge des Grenzschichteinflusses.

Berechnung der viskosen Lösung aus **Überlagerung** der reibungsfreien Lösung des Panelverfahrens mit der Korrekturlösung des Differenzenverfahrens.

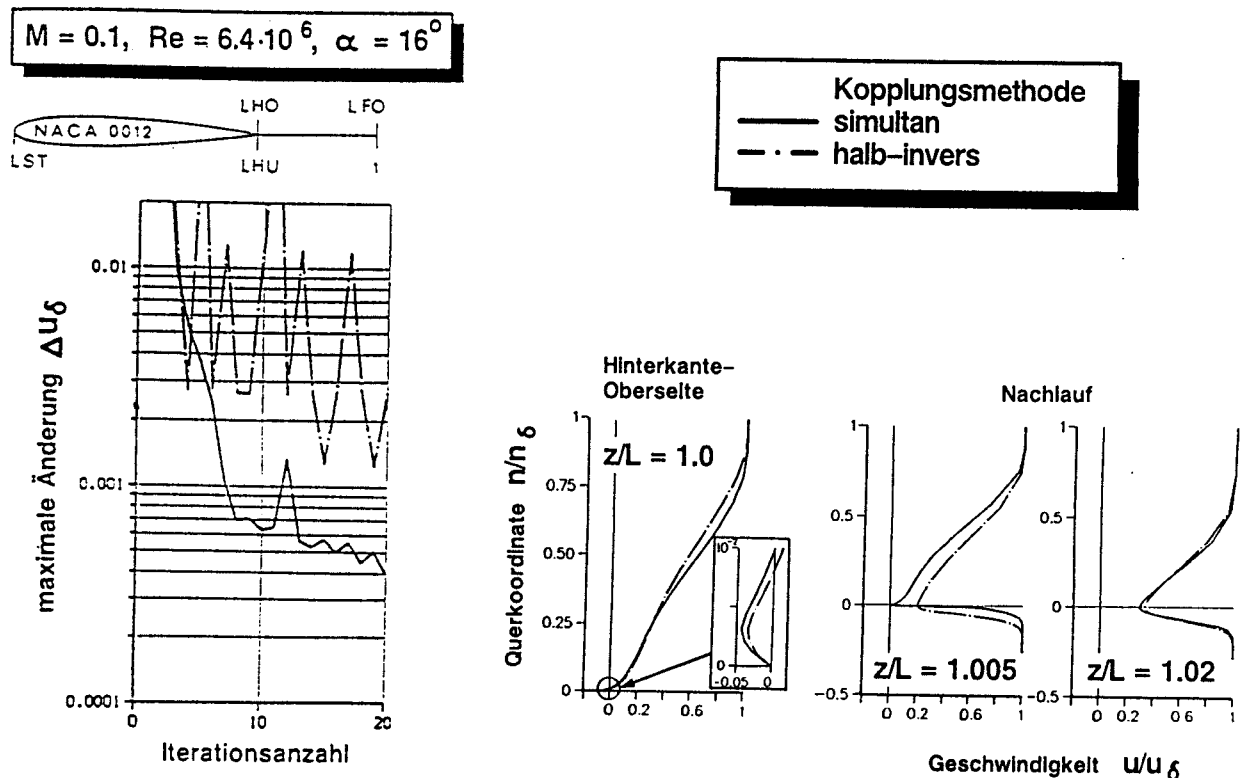
Herleitung des **exakten Interaktionsgesetzes** für inkompressible Profilumströmungen.

Entwicklung einer **lokalen simultanen Lösungstechnik** von Grenzschichtgleichungen und exaktem Interaktionsgesetz sowie einer **globalen Iterationstechnik** (sukzessive sweeps) zur Berechnung der Korrekturgeschwindigkeiten.

Ergebnis

Mit Hilfe der neuen simultanen Technik werden zur ersten Validierung inkompressible Umströmungen des Profils NACA 0012 bishin zum ca_{max} berechnet und die Ergebnisse mit entsprechenden Ergebnissen einer herkömmlichen halb-inversen Kopplung der Gleichungen verglichen. Dabei zeichnet sich das simultane Kopplungsverfahren gegenüber der herkömmlichen Lösungsmethode durch sein deutlich stabileres Konvergenzverhalten aus, wobei die hohe erreichbare Konvergenzgenauigkeit zu einer Verbesserung der Lösung insbesondere bei hochauftriebsbehafteten Strömungen führt.

Die Abb. zeigt das Konvergenzverhalten beider Lösungstechniken für die Rechnungen im ca_{max} bei $\alpha = 16^\circ$ und die Lösungsunterschiede für die Geschwindigkeitsprofile aufgrund der unterschiedlichen Konvergenzgenauigkeit.



Literatur

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

weitere Vorgehen

- ☐ Weitergehende Validierung
- ☐ Verbesserung der Turbulenzmodellierung
- ☐ Erweiterung auf Mehrelement-Profilumströmungen
- ☐ Berücksichtigung der Kompressibilität

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr. Klaus Becker

Institution

Deutsche Airbus GmbH
EF 10

Adresse

Hünefeldstr. 1-5
D-2800 Bremen 1

Telefon 0421 / 538 44 99

Telefax 0421 / 538 33 20

weitere Partner

Dr.-Ing. Stefan Rill, Msc.

Thema

Simulation transsonischer Strömungen um ein zweistrahliges Verkehrsflugzeug

Ausgangssituation

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

Ziel

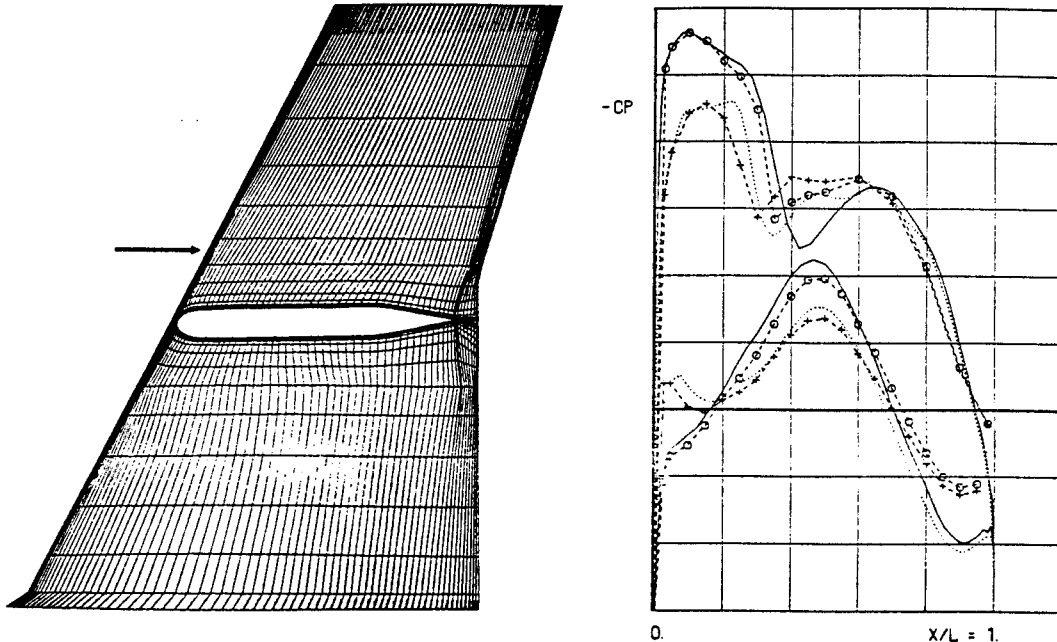
Bestimmung der dreidimensionalen transsonischen Strömung um eine Flügel/Rumpf/Pylon/Gondel-Konfiguration.

Lösungsweg

Die Berechnung der Strömung erfolgt mit Hilfe des 3D-Euler-Verfahrens MELINA, das auf dem Verfahren CeVCATS der DLR beruht. Dieses Verfahren simuliert zunächst reibungsfreie Strömungen. Um dennoch einen wesentlichen Einfluß der Reibung einzubringen, wird mit Hilfe eines Tragflächenverfahrens aus einer geschätzten Lastverteilung und einer reibungsfreien Basislösung eine Entwölbung des Flügels berechnet und der Flügel entsprechend verformt. Das Multi-Block-Netz für die MELINA-Rechnungen wird mit Hilfe des DA-Generierungssystems INGRID erzeugt, das ebenfalls auf Arbeiten der DLR aufbaut.

Ergebnis

Wie aus dem Bild zu erkennen ist, kann mit Hilfe der oben beschriebenen Methode eine gute Übereinstimmung zwischen Messung und Rechnung zumindest auf den ersten 60% Profiltiefe erzielt werden – selbst im Falle eines vorhandenen Triebwerks. Der Bereich des Rear Loading ist erwartungsgemäß nicht abgedeckt. Aufgrund der gewählten Technik ist es möglich, sowohl die schnittweise Last als auch den lokalen Anstellwinkel der Messung in der Rechnung zu verifizieren.



Netz auf der Flügelunterseite und Druckverteilung direkt outboard des Pylon

- o Experiment Body/Wing
- + Experiment Body/Wing/Pylon/Nacelle
- MELINA Body/Wing
- ... MELINA Body/Wing/Pylon/Nacelle

Literatur

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

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

weiteres Vorgehen

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

Mitteilung

Projektgruppe / Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner

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

Telefon 0721/608-4179
Telefax 608-4290

weitere Partner

Thema Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung

Ausgangssituation

Die Stoß-Grenzschicht-Interferenz bei transsonischen Tragflügeln stellt eine beträchtliche Widerstandsquelle dar. Als praktikable Methode zur Reduzierung der Strömungsverluste hat sich die passive Beeinflussung (Ventilation) des Interferenzgebietes erwiesen. Man versteht darunter das sich selbstregulierende Ausblasen und Absaugen von Strömungsmedium durch ein perforiertes Wandstück mit darunterliegender Kammer. Der Druckanstieg über den Stoß hinweg induziert hierbei eine Ventilationsströmung durch die poröse Oberfläche. Durch Rückkopplung (passive Kontrolle) mit der Außenströmung kann es zu einer beträchtlichen Stoßreduktion kommen.

Ziel

- Entwicklung eines numerisch / analytischen Verfahrens zur Berechnung der transsonischen reibungsbehafteten Profilströmung mit passiver Beeinflussung.
- Phänomenologische experimentelle Untersuchungen des Ventilationseffektes zur Unterstützung der theoretischen Modellierung des komplexen Wechselwirkungsgebietes.

Lösungsweg

Zonales Rechenverfahren:

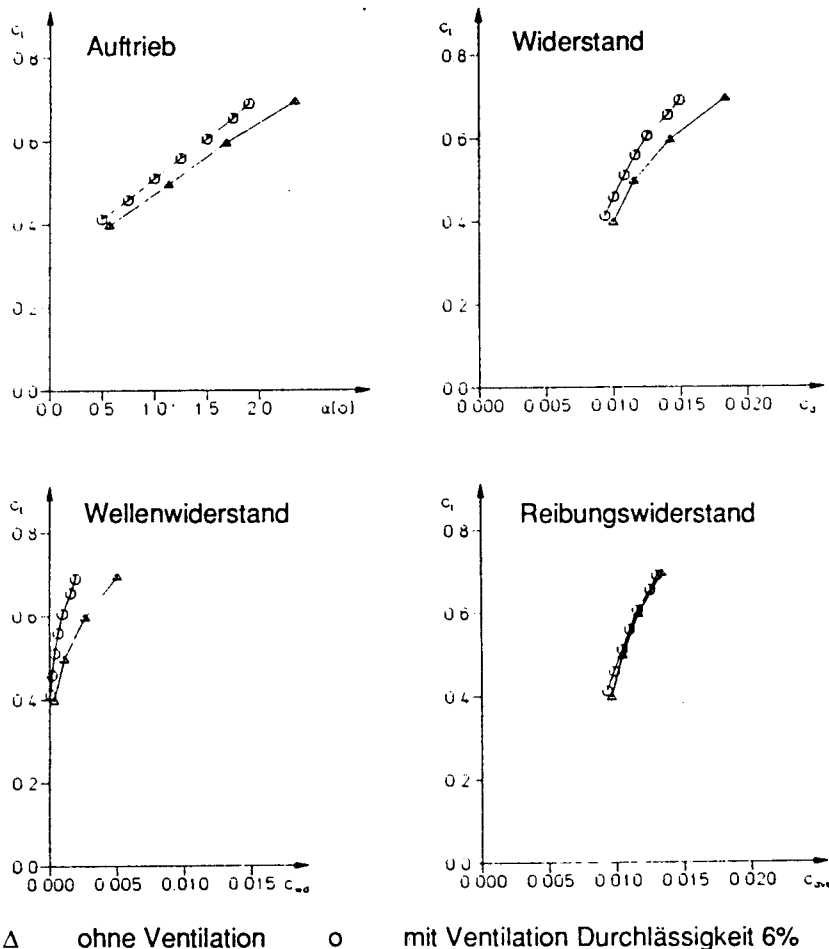
- Reibungsfreie Strömung - Differenzenverfahren für die Potentialgleichung auf H-Gitter. Entropiekorrektur mit Stoßoperator.
- Berechnung des Stoß-Grenzschicht-Interferenzgebietes mit dem analytischen triple-deck Modell von Bohning und Zierep. Die Ventilation wird durch die Wand-Normalgeschwindigkeit, die aus einer Massenstrombilanz entlang der Perforation resultiert, simuliert.
- Grenzschichtberechnung außerhalb des Interferenzbereichs mittels Integralverfahren (direkt / invers).
- Iterative Kopplung aller Komponenten.

Ergebnis

Durch Ventilation des Interferenzgebietes wird die Stoßstruktur grundlegend verändert. Der Stoß wird aufgefächert, was zu einer beträchtlichen Reduzierung des Druckanstieges und damit auch des Wellenwiderstandes führt. Der Gesamtwiderstand nimmt dadurch in der Regel ebenfalls ab.

Die Polaren für Auftrieb, Wellenwiderstand, Reibungswiderstand und Gesamtwiderstand (siehe Beispiel LVA1A-Flügel) zeigen, daß die Stoßventilation bei den hier untersuchten Anstellwinkeln eine deutliche Verbesserung der entscheidenden Beiwerte bewirkt.

Experimentell und theoretisch zeigt sich, daß ein Perforationsgrad von 5-6% bereits den gewünschten Ventilationseffekt bringt. Höhere Durchlässigkeit fördert den Impulsverlust in der Grenzschicht und kann schließlich zu Instationaritäten führen.



Profil: LVA1A

$M_\infty = 0.750$

$Re_\infty = 6.00 \cdot 10^6$

Kammer:

Beginn $x/l = 0.573$

Ende $x/l = 0.742$

Länge Δ $x/l = 0.170$

Literatur

- BOHNING, R.; ZIEREP, J.: Calculation of 2D Turbulent Shock / Boundary-Layer Interaction at Curved Surface with Suction and Blowing. In: Turbulent Shear Layer / Shock Wave Interactions IUTAM Symposium Palaiseau 1985, pp 105-112, Ed: J. Détery, Springer-Verlag
- BOHNING, R.; JUNGBLUTH, H.: Turbulent Shock-Boundary-Layer Interaction with Control Theory and Experiment. In: IUTAM Symposium Transsonicum III, Göttingen 1988, pp 289-298, Eds: J. Zierep, H. Oertel, Springer-Verlag
- BREITLING, Th.: Berechnung transsonischer, reibungsbehafteter Kanal- und Profilströmungen mit passiver Beeinflussung. Dissertation Universität Karlsruhe, 1989
- BRAUN, W.: Experimentelle Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung. Dissertation Universität Karlsruhe, 1990

weiteres Vorgehen

Parameterstudien zur Optimierung des Ventilationseffektes

Einflußgrößen: Vorstoßmachzahl (für Referenzfall ohne Ventilation), Wandkrümmung, Reynoldszahl, Kammerlage, -länge, -tiefe, Perforationsgrad, Ein- und Ausströmwinkel an der Perforation.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner W. Burgsmüller

Institution Deutsche Airbus GmbH

Adresse Hünefeldstr. 1-5, 2800 Bremen
Abt. EF17

Telefon 0421 538 2668
Telefax 0421 538 4486

weitere Partner

Thema Triebwerksintegration bei Verkehrsflugzeugen

Ausgangssituation

Konkurrenz, Kosten und Umweltaspekte zwingen zu einer ständigen Verbesserung der Leistungen von Verkehrsflugzeugen. In diesem Zusammenhang kommt dem Bereich Triebwerksintegration eine steigende Bedeutung zu, da wachsende Triebwerksdurchmesser sowie die Entwicklung völlig neuer Triebwerkstypen (Ducted- bzw. Unducted-Propfan) zu größeren Interferenzen mit der Zelle führen. Im ungünstigen Fall können die größer werdenden Interferenzen den Gewinn aus Triebwerken mit größerem Wirkungsgrad völlig überlagern.

Ziel

Ziel der Triebwerksintegration aus Sicht des Transportflugzeugbaus ist, Produktchancen zu wahren bzw. zu verbessern durch Optimierung aerodynamischer Leistungen sowie Minimierung von Strukturaufwand und Gewicht. Dieses Gebiet ist zu bearbeiten hinsichtlich

- der Verwendung konventioneller Turbofans in laufenden Programmen,
- des Einsatzes größerer, kurzgekoppelter Triebwerke für Stretch-Versionen laufender Programme, sowie
- der Integration neuer Triebwerkstypen bei existierenden bzw. neuen Flugzeugen.

Lösungsweg

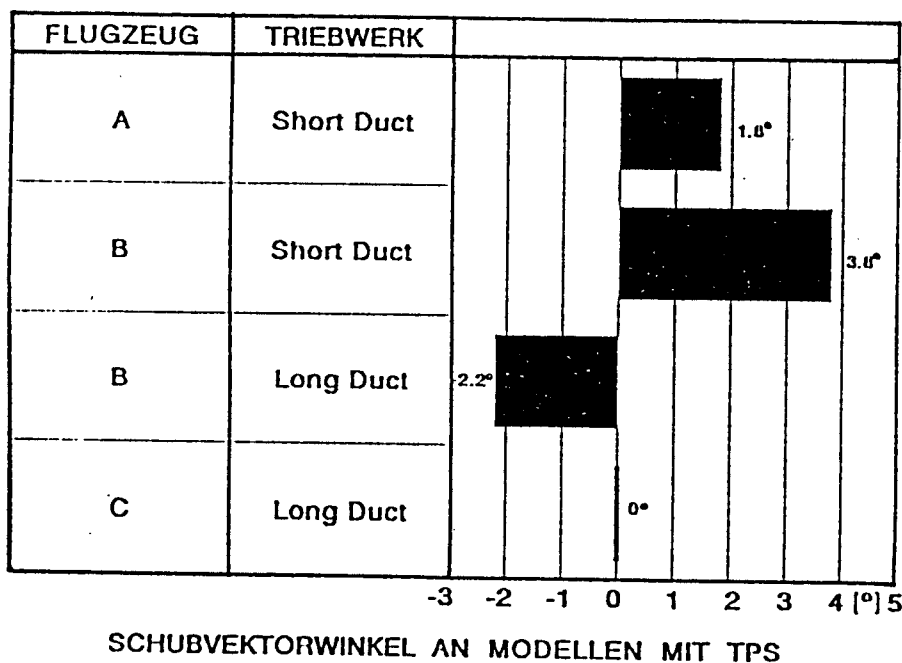
Ein generelles Problem bei der Bearbeitung des Themas Triebwerksintegration ist die Komplexität des Strömungsfeldes im Bereich Flügel/Pylon/Triebwerk. Es sind Versuchsmethoden anzuwenden bzw. zu entwickeln, die eine Erfassung, Interpretation und Übertragbarkeit auf die Großausführung optimal ermöglichen.

Zu diesem Zweck wurde bei der Deutschen Airbus (früher MBB) vor 10 Jahren damit begonnen, Druckluft-getriebene Turbofantriebwerke (sog. TPS = turbo powered simulator) zur Strahlsimulation im Niedergeschwindigkeitsbereich einzusetzen. Diese Technik ist inzwischen etabliert und wird auch im DNW am Großmodellen routinemäßig eingesetzt [1/2]. Hierbei wurden neben reinen Kraftmessungen auch Druckverteilungen am Flügel sowie im Nachlauf von Triebwerk und Flügel untersucht.

Ergebnis

Ein Ergebnis dieser Untersuchungen sind Erkenntnisse über den Einfluß des Flügel-Wirbel-systems auf den Triebwerksstrahl in Abhängigkeit von Schub und Anstellwinkel. Ferner führten diese Untersuchungen zu der Erkenntnis, daß der Gesamtschub - zumindest der Modelltriebwerke - nicht immer in Richtung der Triebwerksachse wirkt, wie bislang allgemein angenommen. Eine Untersuchung an einem Großtriebwerk mittels LDA-Technik (Kooperation DLR, DA, AI) zeigte vergleichbare Tendenzen. Hinsichtlich der Trennung von Triebwerks- und Aerodynamikeffekten sind hier weitere Untersuchungen nötig.

Um eine optimale Flügelauslegung durchführen zu können, ist es notwendig, Rechenverfahren zu entwickeln und mit Hilfe exakter Versuchsdaten zu validieren, die eine Integration von Flügel/Pylon/Triebwerk inklusive Strahleffekten erlauben.



Literatur

- [1] Eckert, D.; Burgsmüller, W.: Simulation und Messung von Triebwerkeinflüssen an einem zweistrahligem Großmodell mit Hilfe von Modelltriebwerken; DGLR-paper no. 85-92
- [2] Burgsmüller, W.; Akkermann, E.; Kooi, J.: Engine Simulation with Turbine Powered Simulators; Colloquium at the Occasion of Ten Years Operational Phase of DNW, October 16, 1990.

weiteres Vorgehen

Ein derzeit klar erkennbarer Trend geht zu Turbofantriebwerken mit wachsendem Bypass-verhältnis und damit wachsendem Durchmesser. Dies führt zur Notwendigkeit, die Triebwerke wesentlich dichter am Flügel anzubauen als bisher. Die hierbei auftretenden Interferenzeffekte können bei ungeschicktem Vorgehen dazu führen, daß der potentielle Gewinn durch wirtschaftlichere Triebwerke teilweise oder ganz verloren geht. Aus diesem Grund sind detaillierte Versuchs- und Rechenverfahren einzusetzen bzw. zu entwickeln, um den Gewinn zu maximieren. Hierzu dienen unter anderem zwei Programme, die derzeit mit EG-Förderung im Rahmen von BRITE/EURAM-Area 5 durchgeführt werden (DUPRIN hinsichtlich Ducted Propfans sowie GEMINI im Hinblick auf Unducted-Propfans und moderne Propeller).

Mitteilung

Projektgruppe/ **Flügel großer Streckung**
Fachkreis

Ansprechpartner G. Dargel

Institution Deutsche Airbus GmbH

Adresse Hünefeldstr. 1-5, 2800 Bremen 1

Telefon 0421/538 3181

Telefax 0421/538 4486

weitere Partner Dr. Elsholz, H. Jakob

Thema Berechnung transsonischer viskoser schiebender Flügelströmungen

Ausgangssituation Interaktive reibungsfreie/viskose Rechenverfahren zur Berechnung transsonischer viskoser Profilströmungen werden erfolgreich beim Profilentwurf für Verkehrsflugzeuge eingesetzt und zeichnen sich durch hohe Zuverlässigkeit und Genauigkeit aus.

Ziel Entwicklung eines interaktiven Rechenverfahrens für transsonische viskose schiebende Flügelströmungen

Lösungsweg

Iterative Kopplung eines 2D TFP(Transonic Full Potential)-Verfahrens mit einem LISW(Local Infinite Swept Wing)-Grenzschicht-Differenzenverfahrens.

Dazu wird das 2D TFP-Verfahren, das für die physikalische korrekte Berechnung des Stosses mit einem Stoßoperator ausgestattet ist, auf reibungsfreie schiebende Flügelströmungen nach der Pfeilungsregel erweitert, sowie die viskosen Randbedingungen nach der Bedingung der äquivalenten reibungsfreien Strömung eines schiebenden Flügels ermittelt. Das LISW-Grenzschichtverfahren wird im direkten Modus (Vorgabe der Außengeschwindigkeiten in strömungsparalleler Richtung und Spannweitenrichtung) und im inversen Modus (Vorgabe der Verdrängungsdicke in strömungsparalleler Richtung und Außengeschwindigkeit in Spannweitenrichtung) eingesetzt.

Zur Berechnung abgelöster Flügelströmungen ist neben der halb-inversen Kopplungsmethode auch die quasi-simultane Kopplungsmethode entwickelt worden. Der globale reibungsfreie-viskose Iterationsprozeß besteht dabei aus der Lösung der Grenzschichtgleichungen zusammen mit einer linearen Approximation der reibungsfreien Strömung, dem Interaktionsgesetz, und einer anschließenden vollständigen Lösung der reibungsfreien transsonischen Strömung. Das Interaktionsgesetz, das aus der Skelettlinientheorie abgeleitet wird, ist in eine inverse Randbedingung des LISW-Grenzschichtverfahrens umgewandelt worden.

Ergebnis

Erste Rechnungen mit dem interaktiven Rechenverfahren sind sowohl für transsonische Profilströmungen als auch für schiebende Flügelströmungen durchgeführt worden. In FIG 1 sind die Rechenergebnisse unter schiebenden Bedingungen an einem Außenschnitt eines Airbus-Projektflügels dargestellt und mit Druckverteilungsmessungen verglichen. Sowohl der Wandstromwinkel β_w als auch der örtliche Reibungsbeiwert in Außenstromrichtung c_{fs} weisen auf eine beginnende 3D Hinterkanten-Ablösung hin.

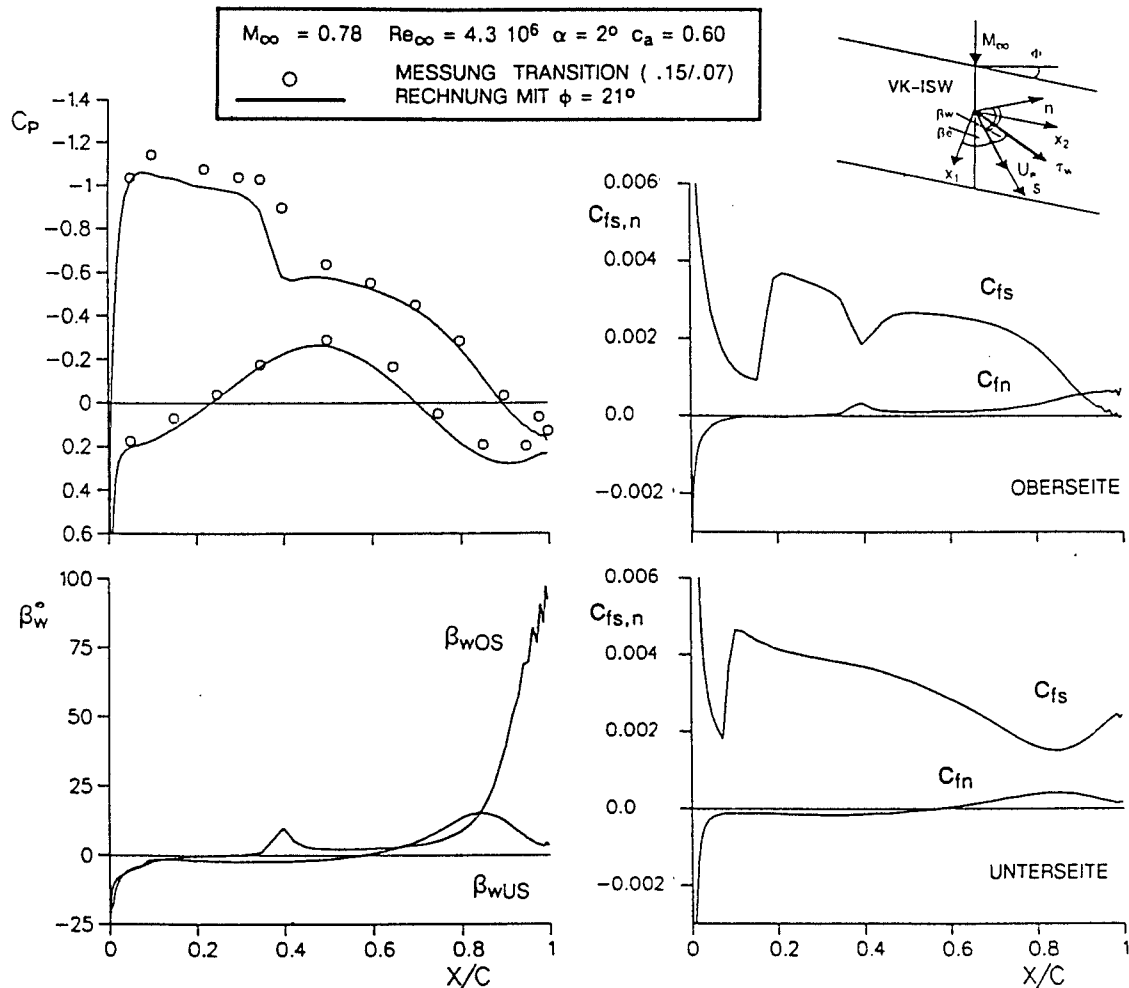


FIG 1:
Druckverteilung und Grenzschichtparameter im Außenflügelschnitt eines AIRBUS-Projektflügels

Literatur

Dargel, G.: Status des interaktiven Berechnungsverfahrens für viskose transsonische Flügelströmungen unter schiebender Anströmung XLISW, DA Technical Note MPC 75-90/2

weiteres Vorgehen

- weitere Validierung des interaktiven Rechenverfahrens
- Aufbau eines 'viscous package' für die Kopplung mit reibungsfreien 3D-Verfahren

Mitteilung

Projektgruppe / Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. U. Dohrmann

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität (TH) Karlsruhe

Adresse Kaiserstrasse 12
7500 Karlsruhe 1

Telefon 0721/608-3032

Telefax 0721/608-4290

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

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

Ausgangssituation

Wird ein Verdichtergitter mit Überschall angeströmt, bildet sich vor dem einzelnen Schaufelprofil eine abgelöste Kopfzelle. Diese trifft auf das benachbarte Profil entweder als senkrechter oder als schiefer Stoß, der gegebenenfalls reflektiert wird und mit der Grenzschicht in Wechselwirkung tritt. Die dabei verursachte Kompression kann zur Grenzschichtablösung und damit zu starken Strömungsverlusten führen. Unter passiver Beeinflussung versteht man die Ventilation dieses Interferenzgebietes durch eine eingebaute Kammer mit einer porösen Abdeckung. Infolge des Druckgefälles über den Stoß stellt sich eine Strömung durch die Kammer ein, die zu einer Reduktion des Drucksprunges führt. Dadurch werden sowohl die Ablösetendenz der Grenzschicht als auch die Stoßverluste im reibungsfreien Außenfeld beeinflusst.

Ziel

Reduktion der Ablöseneigung und der Stoßverluste bei der Durchströmung eines transsonischen Verdichtergitters und damit eine Wirkungsgradverbesserung der Verdichterstufe. Optimierung der Kammergeometrie (Lage, Länge und Porösität) für den praktischen Anwendungsbereich des Verdichtergitters.

Lösungsweg

Parallel zu den experimentellen Untersuchungen von G. H. Schnerr an einem Gitterelement zur selben Fragestellung (siehe separate Mitteilung) wird die Strömung durch ein Verdichtergitter theoretisch/numerisch untersucht. Dazu wird ein am Einzelprofil erprobtes Mehrkomponentenverfahren für die Grenzschicht außerhalb und innerhalb des Interferenzgebietes modifiziert und mit einer Finite-Volume-Methode zur Lösung der Euler-Gleichungen (**Jameson**) im reibungsfreien Außenfeld gekoppelt. Das Mehrkomponentenverfahren ohne das Wechselwirkungsgebiet wurde von **MBB** entwickelt. Das analytische Interferenzmodell von **Bohning und Zierep** und die Kammerströmung wurden von **Breitling** in dieses Verfahren implementiert. Mit diesen iterativ gekoppelten Verfahren wird die Verdichterströmung mit passiver Beeinflussung bei Variation der Kammergeometrie berechnet.

Ergebnis

Fig. 1 zeigt ein berechnetes Ergebnis der reibungsfreien Strömung durch das Verdichtergitter bei hohem Gegendruck (Druckverhältnis $\pi = p_1/p_2 = 1.997$). Dargestellt sind Iso-Machlinien, die Anströmung erfolgt von links mit $M_1 = 1.3$ und einem Anströmwinkel bezogen auf die Umfangsrichtung des Gitters von $\beta_1 = 27.85^\circ$. Die Kopfswelle trifft das Stoßkonfiguration in Fig. 1 soll als Ausgangssituation für die Berechnung der Strömung mit Grenzschicht und passiver Beeinflussung des Interferenzgebietes dienen.

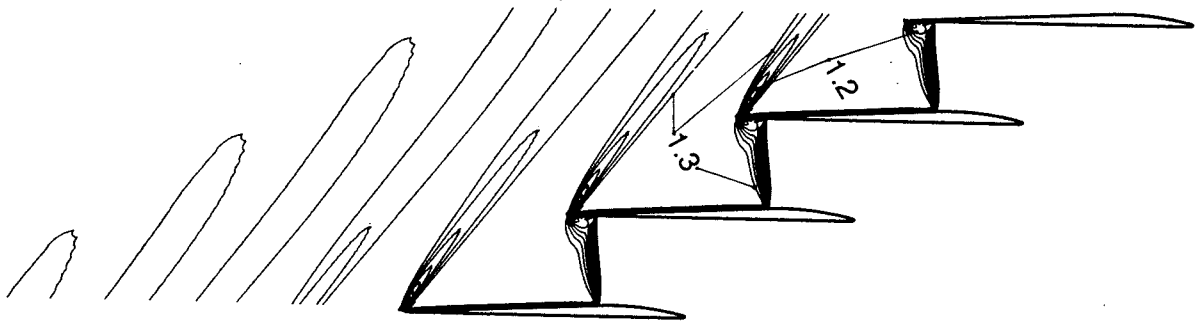


Fig. 1
Reibungsfreie Strömung durch ein Verdichtergitter - Iso-Machlinien $M \geq 1$ ($\Delta M = 0.025$) - Überschallanströmung

Literatur

R. Bohning, J. Zierep

Der senkrechte Verdichtungsstoß an der gekrümmten Wand unter Einfluß der Reibung.
ZAMP 27, 1976, pp. 225-240

T. Breitling

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

A. Jameson

Solution of the Euler Equations for Two Dimensional Transonic Flow by a Multigrid Method.
Applied Mathematics and Computation 13, 1983, pp. 327-356

weiteres Vorgehen

Koppelung des Mehrkomponentenverfahrens zur Grenzschichtberechnung mit der Lösungsmethode für das reibungsfreie Außenfeld. Berechnung der Strömung ohne und mit passiver Beeinflussung. Parametervariation der Kammergeometrie. Vergleich der Rechnung mit Prinzipexperimenten am Gitterelement (siehe separate Mitteilung von G. H. Schnerr) und mit Ergebnissen der Experimente am transsonischen Überschall-Gitterwindkanal von Yu Shen (Beijing, China).

Förderung durch DFG

Datum 11. Januar 1991

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. E. Elsholz

Institution Deutsche Airbus GmbH

Adresse Postfach 10 78 45
2800 Bremen 1

Telefon 0421 538 3905

Telefax 0421 538 4483

weitere Partner**Thema**

Anwendbarkeit von Navier-Stokes-Verfahren für
transsonische Profilmströmungen

Ausgangssituation

Die Berechnung viskoser Strömungen um Tragflügelprofile im off-design Bereich erweist sich bei Verwendung reibungsfrei/viskos gekoppelter Verfahren als schwierig wegen

- prinzipieller Unzulänglichkeiten der Grenzschichttheorie bei Auftreten größerer Ablösegebiete
- eingeschränkter Gültigkeit der verwendeten Turbulenzmodelle in Ablösegebieten
- insgesamt erschwerte Konvergenz des gekoppelten Systems

Ziel

Beurteilung der Anwendbarkeit moderner 2D Navier-Stokes-Codes hinsichtlich Ergebnisqualität und Rechenaufwand, ggf. Modifikation des verwendeten Turbulenzmodells.

Lösungsweg

Zunächst erfolgt eine Erfahrungssammlung bei der Anwendung verschiedener Navier-Stokes-Codes. Abgestützt auf BRITE/EURAM Aktivitäten ("EUROVAL") sollen Pre- und Postprocessing der Verfahren vereinheitlicht werden, um definierte Vergleichsmöglichkeiten zu den Lösungen anderer Partner zu schaffen.

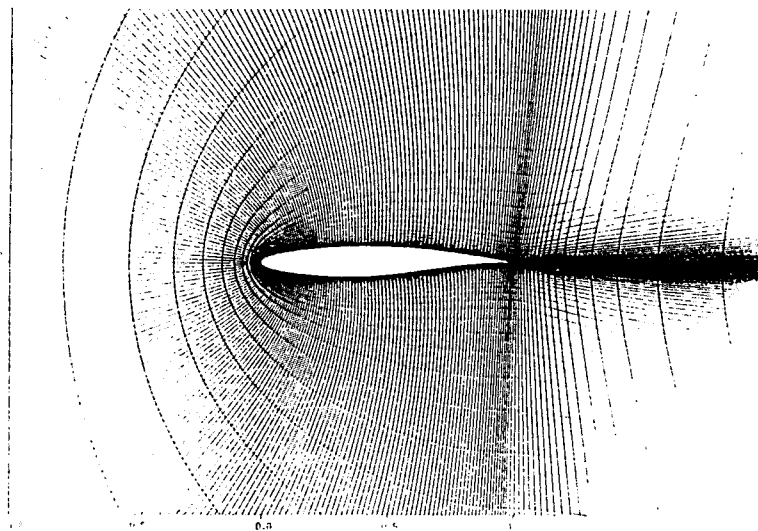
Ergebnis

Eine erste Untersuchung wurde mit dem impliziten Verfahren NSFLEX2D (1) durchgeführt. Alternativ zur internen Netzgenerierung wurde hier die Vorgabe eines Rechnernetzes (10 chords C-Typ, 264x64 Zellen) ermöglicht, das von BAe im Rahmen von EUROVAL vorgeschlagen wurde, s. Abb.. Die für einige Testfälle (RAE 2822 case 6,9,10) erzielten Lösungen wurden hinsichtlich der Grenzschichtparameter und Geschwindigkeitsprofile analysiert (2). Die Abb. zeigt die ermittelte Druckverteilung, den lokalen Reibungsbeiwert sowie Verdrängungs- und Impulsverlustdicke für die Oberseite des Profils (case 9). Schwächen des verwendeten Baldwin-Lomax Equilibrium-Turbulenzmodells zeigen sich im Bereich stromab des Stoßes, während das zu geringe Druckminimum auf die verwendeten Randbedingungen ohne Wirbelkorrektur zurückzuführen ist. Die vorliegende Lösung benötigte etwa 700 Iterationen (3.7 CPUh) auf IBM 3090 skalar. Weitere Ergebnisse zum RAE Profil finden sich in (3).

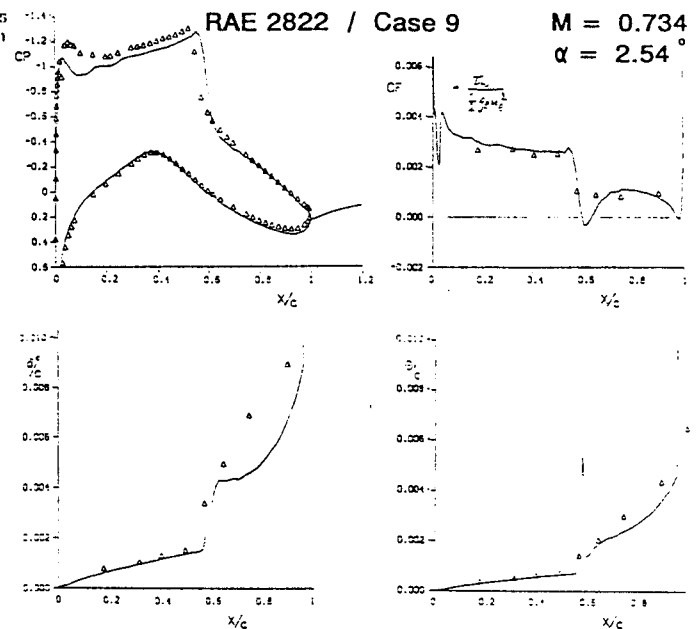
RAE 2822

External Mesh (BAeGRID1)

- measured co-ordinates
- with camber correction



Vorgegebenes Netz



Navier-Stokes-Lösung
(Profiloberseite)

Literatur

- (1) M.A. Schmatz:
Hypersonic Three-dimensional Navier-Stokes Calculations for
Equilibrium Gas. AIAA 89-2183, August 1989
- (2) E. Elsholz:
B/E EUROVAL Task 1.1: Midterm Review Report 1990. Jan. 1991
- (3) E. Elsholz:
B/E EUROVAL Working Group 1: Midterm Review Report 1990.
Airfoil and Boundary Layer Test Cases, Febr. 1991.

weitere Vorgehen

Die Untersuchungen werden fortgesetzt. Zusätzlich soll ein weiterer Navier-Stokes-Code eingesetzt werden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

M. Pilz

Institution

TU Berlin
Hermann-Föttinger-Institut

Adresse

Sekr. HF1
Straße des 17. Juni 135
1000 Berlin 12

Telefon (030) 314-23464

Telefax (030) 314-21101

weitere Partner

F. Thiele, DLR

Thema

Untersuchung von turbulenten dreidimensionalen Grenzschichtströmungen unter Verwendung verschiedener Turbulenzmodelle

Ausgangssituation

Für 3-D Grenzschichten wurde ein direkt/invers rechnendes implizites Grenzschichtdifferenzenverfahren entwickelt. Mit Hilfe einer Newton-Raphson Linearisierung und der Einführung von Zick-Zack bzw. Box-Differenzenmolekülen kann eine iterative Lösung der Grenzschichtgleichungen erfolgen. In Normalenrichtung zur Körperoberfläche findet eine Hermitesche Differenzenapproximation statt.

Ziel

Neben der Erweiterung des Verfahrens für Nachlaufberechnungen kommen unterschiedliche Turbulenzmodelle zur Anwendung. Diese sind entsprechend anzupassen bzw. gegebenenfalls zu modifizieren.

Lösungsweg

Durch Einführung einer Ähnlichkeitstransformation und den oben genannten Differenzenmolekülen konnten die nichtlinearen Grenzschichtgleichungen auf ein gekoppeltes linearisiertes Gleichungssystem 3. Ordnung reduziert werden. Für die Bestimmung der Reynoldsschen Schubspannungen stehen zwei allgemein bekannte Turbulenzmodelle nach Cebeci und Smith sowie Johnson und King zur Auswahl.

Anhand eines Vergleichs mit den von Van den Berg und Elsenaar ermittelten Strömungsdaten an einem schiebenden Flügel, ließ sich ein sehr gutes Konvergenzverhalten nachweisen (BILD 1). Obwohl innerhalb des Johnson/King Modells eine weitere Differentialgleichung iterativ gelöst werden muß, ergeben sich für beide Turbulenzmodelle keine großen Unterschiede in den Rechenzeiten. BILD 2 vermitteln einen qualitativen Eindruck über die erzielten Ergebnisse. Im Gebiet großer Querströmungskomponenten ist deutlich der Nichtgleichgewichtszustand der Strömung zu erkennen (BILD 3).

	Cebeci-Smith		Johnson-King	
	inverse	direct	inverse	direct
Number of gridpoints in x	73	80	72	82
Number of gridpoints in y	96	96	96	96
Average number of iteration	5 - 8	4 - 6	4 - 6	4 - 6
CPU-time in sec	30	30	31	34

BILD 1: Recherstatistik der Apollo DN10000

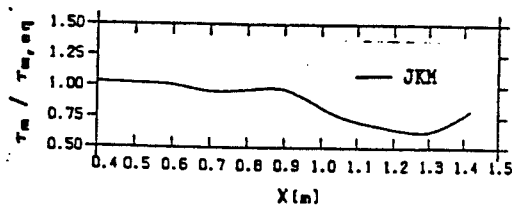


BILD 3: Nichtgleichgewichtszustand der Grenzschicht

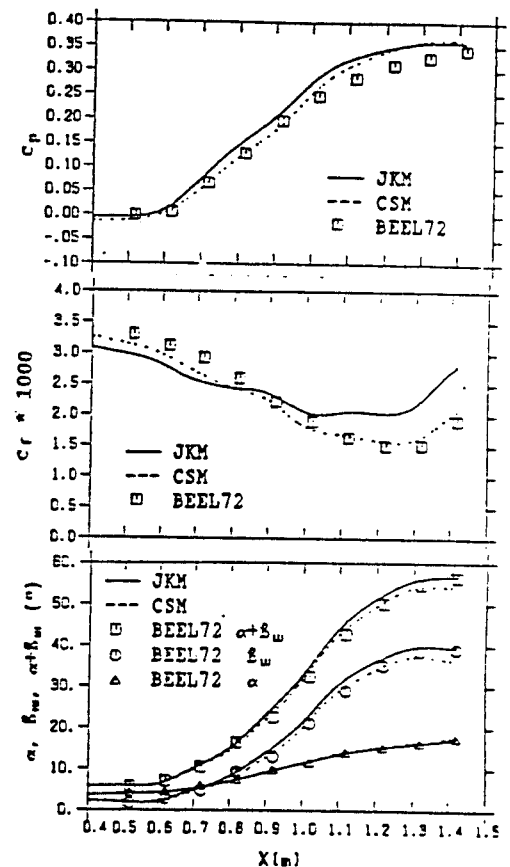


BILD 2: Grenzschichtparameter

Literatur

- [1] Xue, L. ; Thiele, F. : An Inverse Boundary Layer Procedure With Application to 3-D Wing Flow. 8th GAMM Conferenc, Delft, Sept. 1989.
- [2] Abid, R. : Extension of the Johnson/King Turbulence Model to the Three-Dimensional Flow. AGARD Report No. 719, 1984.

weiteres Vorgehen

- Validierung des Verfahrens durch weiter Untersuchungen der Turbulenzmodelle
- Erweiterung und Verifikation der Nachlauffunktionen

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis Numerische Simulation
Ansprechpartner Dr. D. Schwamborn
Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2271
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation zäher Strömungen

Ausgangssituation

Im Hinblick auf die kommende 2. Messkampagne wurden die 3D Navier-Stokes Rechnungen für den DLR-F5-Flügel wieder aufgenommen. Bisher war die Flügelumströmung nur für den Fall des Freifluges und des Flügels im Windkanal mit als reibungslos angenommenen Kanalwänden simuliert worden. Hier wird jetzt eine Erweiterung in Hinblick auf die Einflüsse der Kanalwandgrenzschichten vorgenommen.

Ziel

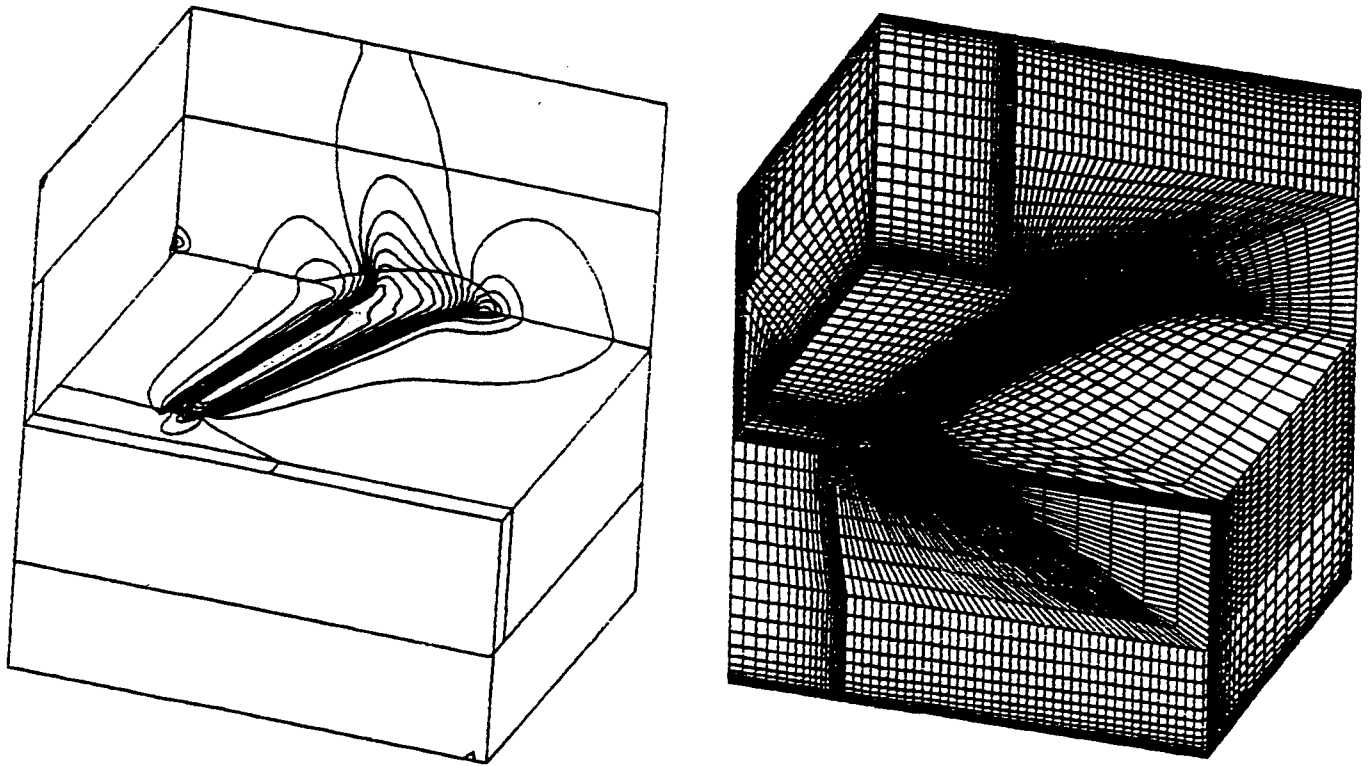
Validierung von Navier-Stokes-Verfahren.

Lösungsweg

Vergleich numerische Lösungen mit adäquaten Experimenten (z.B. DLR-F5-Experiment) unter Berücksichtigung von Einflußgrößen wie z.B. Auflösung des Rechengitters, Turbulenzmodell, numerische Dissipation.

Ergebnis

Gezeigt werden das Rechnetz (6 Blöcke mit insgesamt ca. 250 000 Zellen) und die Isobaren in den dargestellten Netzebenen für den Fall des angestellten DLR-F5-Flügels ($\alpha = 2^\circ$) im Windkanal. Auf die Auflösung der extrem dünnen Grenzschicht auf der Splitterplatte (auf der der Flügel montiert ist) wurde verzichtet, da vorangegangene Ergebnisse zeigen, daß diese auf die Druckverteilung in der Nähe der Flügelwurzel praktisch keinen Einfluß hat.



Blockstrukturiertes Netz für den DLR-F5-Flügel und Isobaren in einigen Netzebenen.

Literatur

Schwamborn, D., Hilgenstock, A., Zimmermann, H., Kordulla, W.: On Numerical Simulation of 3D Viscous Transonic Flow, in Supercomputing in Fluid Flow (erscheint 1990).

weiteres Vorgehen

Anwendung anderer Turbulenzmodelle (bisher nur Baldwin-Lomax); Rechnungen für den Fall erzwungener Transition; Untersuchungen zum Netzeinfluß.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Georg Wichmann

Institution DLR - Braunschweig, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig
Telefon 0531/395-2443
Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema

Berücksichtigung der Tragflügelgrenzschicht bei der Berechnung der Umströmung von Flügel-Rumpf-Konfigurationen.
Ausgangssituation

Vorliegende 3-D Potential-Grenzschicht-Kopplungsverfahren (FLO22VIS) für Flügel-Allein-Nachrechnungen.

Ziel

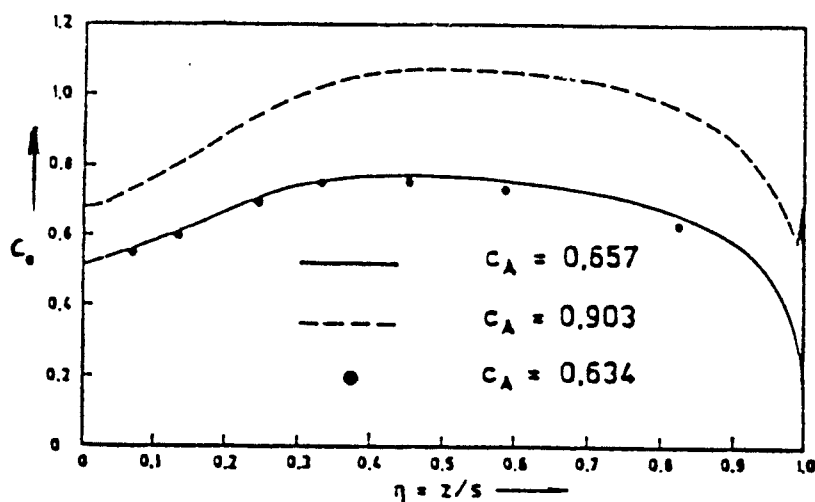
Berücksichtigung der Tragflügelreibung auch bei der Berechnung von komplexen Konfigurationen z.B. Flügel-Rumpf-Anordnungen.

Lösungsweg

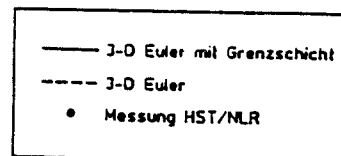
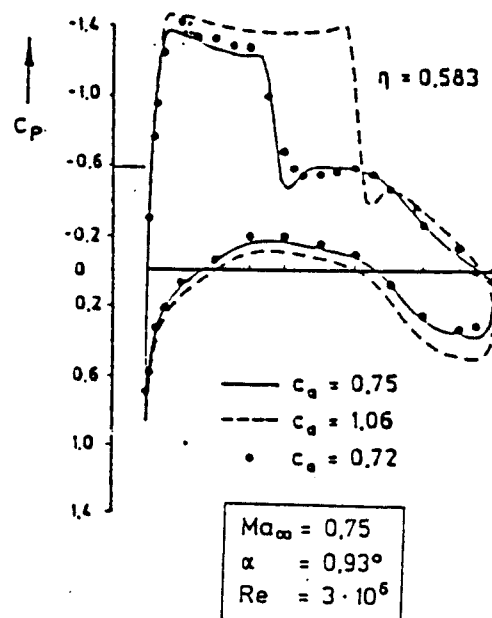
Grundlage des Verfahrens ist eine Kopplungsstrategie zwischen einem 3-D Potential/Euler-Verfahren und einem 3-D Grenzschichtverfahren nach dem Verdrängungsdickenkonzept. Diese Kopplungsstrategie ist so gestaltet, daß als letzte reibungslose Nachrechnung im Kopplungszyklus anstelle des Potentialverfahrens ein 3-D Eulerverfahren eingesetzt wird. Die Verwendung des Eulerverfahrens erlaubt zum einen die richtige Berechnung von auftretenden Verdichtungsstößen und zum anderen die Berücksichtigung des Rumpfeinflusses.

Ergebnis

Im unteren Bild wird am Beispiel der Umströmung des DLR-F4 Flügel-Rumpf-Modells bei $Ma_\infty = 0,75$ im Vergleich zu Windkanalmessungen das Ergebnis der Nachrechnung mit dem hier beschriebenen Verfahren dargestellt. Die Druckverteilung zeigt, daß unter Berücksichtigung der Tragflügelgrenzschicht der Verdichtungsstoß in Lage und Stärke richtig wiedergegeben wird wie auch der durch die Reibung stark beeinflusste Hinterkantendruck richtig berechnet wird. Die Verteilung des örtlichen Auftriebsbeiwertes längs der Spannweite zeigt, daß der durch die Reibung verursachte immense Auftriebsverlust durch die Rechnung mit großer Genauigkeit wiedergegeben wird.



Auftriebsverteilung des Flügels längs Spannweite



Literatur

Wichmann, G.: Ein Verfahren zur Berechnung der Umströmung von Flügel-Rumpf-Konfigurationen unter Berücksichtigung der Tragflügelgrenzschicht. 7. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung", Aachen, 7.-9. Nov. 1990.

weiteres Vorgehen

1. Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Interferenz
2. Erweiterung des Verfahrens im Hinblick auf die Berechnung von Flügel-Rumpf-Konfigurationen mit Laminarflügeln

Datum 29.1.1991

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung

Fachkreis Wirbelbildung an schlanken Deltaflügeln

Ansprechpartner R. Behr, Prof. S. Wagner

Institution Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 089/6004-2137

Telefax 089/6004-3560

weitere Partner -----

Thema Entwicklung eines Panelverfahrens zur Berechnung der subsonischen Umströmung von endlich dicken Tragflügeln mit Strömungsablösung und freier Wirbelschlepe in einer Flugzeugkonfiguration.

Ausgangssituation

Zur Beschreibung der Umströmung von scharfkantigen Tragflügeln mit stark gepfeilten Vorderkanten eignet sich ein in den letzten Jahren entwickeltes Wirbelgitterverfahren. Wirbelschichtgeometrie und nichtlineare aerodynamische Charakteristika werden in guter Übereinstimmung mit experimentellen Daten wiedergegeben.

Ziel

Das Ziel des Vorhabens ist eine möglichst aufwandsarme und dennoch treffende Beschreibung des o.g. Phänomens, insbesondere der Geometrie der freien Wirbelschichten, - Vorderkantenwirbel, Hinterkantenwirbel, Canard-Flügelinterferenz effekte - so daß mit den im Flugzeugentwurf eingesetzten Panelverfahren dieser Ablösetyp behandelt werden kann.

Lösungsweg

Zur Berechnung von grundlegenden Interferenzeffekten zwischen freien Wirbelschichten und Tragflügeln wurde ein zeitabhängiges Wirbelgitterverfahren entwickelt, das für ebene dünne Flügel geeignet ist.

Die Diskontinuitätsflächen - Flügel und freie Scherschichten - werden durch eine abschnittsweise konstante Dipolverteilung repräsentiert. Ausgehend vom plötzlichen Start der Konfiguration wird die Entwicklung der freien Wirbelsysteme durch eine in der Zeit vorwärts schreitende Prozedur beschrieben. Dabei können bis auf die kinematischen Strömungsbedingung am Flügel alle übrigen Randbedingungen und Erhaltungssätze implizit erfüllt werden.

Bedingt durch das starke Einrollen der freien Wirbelschichten muß auch im Nahfeld der durch diskrete Einzelwirbel modellierten Diskontinuitätsflächen - insbesondere im Bereich des Flügels - eine kontinuierliche Geschwindigkeitsverteilung gewährleistet werden.

Dies wird durch Einführung spezieller Nahfeldmodelle (z.B. Sub-Vortex-Technik) erreicht.

In letzter Zeit wurde das Rechenmodell dahingehend erweitert, daß die Behandlung dicker (scharfkantiger!) Flügel in Gegenwart von einfachen Rümpfen (ohne Ablösung am Verdrängungskörper!) durchgeführt werden kann.

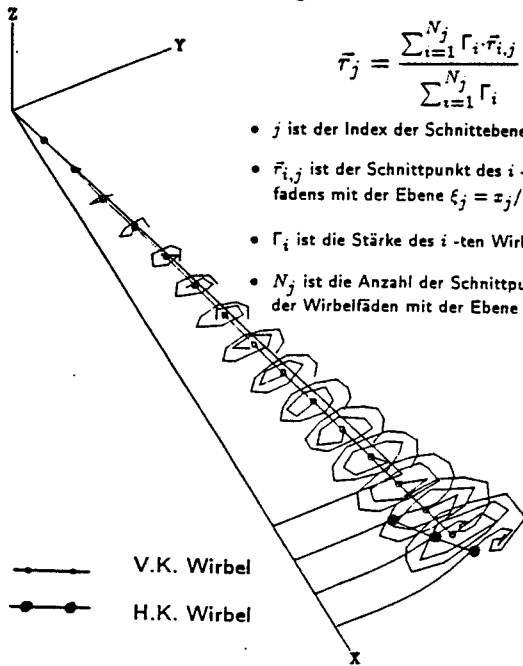
Zudem wurde unter Ausnutzung des zeitabhängigen Charakters der Methode eine Programmversion geschaffen, die - zunächst nur für dünne Tragflügel - die Möglichkeit zur Simulation instationärer Vorgänge bietet. Realisiert sind dabei alle rotatorischen und translatorischen Bewegungen des Flügels in allen 3 Raumrichtungen sowie Variationen der Anströmgeschwindigkeit (Böensimulation).

WIRBELSCHICHT $\Leftrightarrow$ WIRBELZENTRUM

Das Wirbelzentrum wird dabei folgendermaßen berechnet:

$$\bar{r}_j = \frac{\sum_{i=1}^{N_j} \Gamma_i \cdot \bar{r}_{i,j}}{\sum_{i=1}^{N_j} \Gamma_i}$$

- j ist der Index der Schnittebene ($x = \text{const.}$)
- $\bar{r}_{i,j}$ ist der Schnittpunkt des i -ten Wirbelfadens mit der Ebene $\xi_j = x_j / C_{root}$
- Γ_i ist die Stärke des i -ten Wirbels
- N_j ist die Anzahl der Schnittpunkte, der Wirbelfäden mit der Ebene ξ_j



Zur Lage des Wirbelschwerpunktes

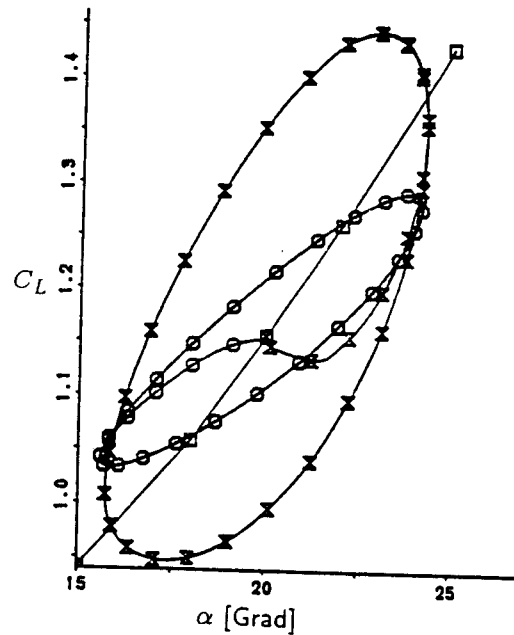
76°-Deltaflügel bei $\alpha = 20,5^\circ$

HUBBEWEGUNG $\Leftrightarrow$ BÖENFALL

DELTAFLÜGEL (AR = 2) mit Vorderkantenablösung

- Böenfall ($U_\infty = \text{const.}$) red. Frequenz: $\omega^* = 0.838$
- stationär mittlere Lage: $\alpha = 20[\text{Grad}]$
- × Hubbewegung $\Delta\alpha = \pm 4[\text{Grad}]$

(120 Zeitschritte / Schwingung)



Instationäre Strömung

Literatur

- [1] Behr, R.; Wagner, S.: A Vortex-Lattice Method for the Calculation of Vortex Sheet Roll-Up and Wing-Vortex Interaction. in Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 25, pp 1-14, Vieweg-Verlag Braunschweig/Wiesbaden
- [2] Behr, R.; Wagner, S.: Ein nichtlineares Wirbelgitterverfahren zur Berechnung von Interferenzeffekten zwischen freien Wirbelschichten und Tragflächen. DGLR-Bericht 88-05
- [3] Wagner, S.; Urban, Ch.; Behr, R.: A Vortex-Lattice Method for the Calculation of Wing-Vortex Interaction in Subsonic Flow. In: Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 21, Vieweg-Verlag, 1988
- [4] Urban, Ch.; Behr, R.; Wagner, S.: Berechnung nichtlinearer aerodynamischer Charakteristika von interferierenden Tragflächen mittels eines Wirbelgitterverfahrens bei Unterschallströmung. DGLR-Bericht 86-03

- weitere Vorgehen - Erprobung eines modifizierten Update-Schemas für die abgelösten Scherschichten (2. und 3. Ordnung Adams-Bashfort Integration) zur weiteren Verbesserung des Aufrollvorganges der Wirbelschichten
- Erprobung von Modellen zur Beschreibung der Wirbeldiffusion (zeitabhängige Wirbelschichtdicken, "viskose" Wirbelkerne)
 - Kombination der Ergebnisse (Wirbelschichtgeometrie, induzierte Geschwindigkeit) mit in Anwendung befindlichen Panelverfahren.
 - Ausweitung des Einsatzes der Wirbelgittermethode im Bereich der Simulation instationärer Vorgänge (Böenfälle, Flugmanöver, ...)

Mitteilung

Projektgruppe/	Flügel kleiner Streckung / Numerische Simulation		
Fachkreis			
Ansprechpartner	A. Hilgenstock		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10	Telefon	(0551) - 709 - 2416
	3400 Göttingen	Telefax	(0551) - 709 - 2446

weitere Partner

D. Schwamborn, W. Kordulla, DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Thema

Verifikation von Navier-Stokes Verfahren am Beispiel der Umströmung eines Deltaflügels mit runder Vorderkante sowie einer Deltaflügel-Canard Konfiguration.

Ausgangssituation

3-D, blockstrukturierter Netzgenerator [1], Navier-Stokes Code zur Lösung kompressibler, transsonischer Strömungsprobleme [2] und 3-D Graphik-Postprozessor [3].

Ziel

Validierung des Verfahrens durch Vergleich mit experimentell ermittelten Strömungsdaten und Analyse der abgelösten Strömungen.

Lösungsweg

Die im Vorjahr begonnene Simulation der Strömung um einen 65° gepfeilten Deltaflügel mit runder Flügelvorderkante wurde fortgesetzt und mit Hilfe eines graphischen Auswerte- und Analyse-Verfahrens von Vollmers [3] physikalisch interpretiert. Der Vergleich des numerisch erzielten Ergebnisses mit experimentellen Daten validiert das eingesetzte Verfahren und zeigt gleichzeitig Schwächen auf, die z.B. durch "ingenieurmäßige Turbulenzmodellierung" zur Zeit noch nicht behoben werden können. Ebenso können aber auch die Grenzen der experimentell ermittelten Ergebnisse kenntlich gemacht werden [4]. Neben der genannten Analyse der Umströmung des Einzelflügels wurde die Konfiguration durch einen Canard ergänzt (Bild 1). Numerische Ergebnisse wurden für eine Anströmmachzahl von 0.85, $Re_\infty = 4.5 \cdot 10^6$ und Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$, 15° und 20° erzeugt. Entlang der dargestellten Stromlinien ist auf der Steuerbordseite die lokale Machzahl aufgetragen und auf der Backbordseite der lokale Druck, der mit p_∞ dimensionslos gemacht wurde.

Deutlich ist anhand der Stromlinien zu erkennen, daß sich der Canardwirbel kurz hinter dem Vorflügel erweitert und einer starken Geschwindigkeitsabsenkung bzw. einem großen Druckanstieg unterliegt. Dieser Aufweitungsvorgang wird allgemein im englischen Sprachbereich als "Vortex stretching" bezeichnet. Im Gegensatz zum "Vortex breakdown" (Wirbelplatzen) wird der Wirbel durch den beschleunigenden Einfluß des Haupt-

flügels wieder stabilisiert und und behält seine Drehung bei. Der Vorgang des Vortex stretching ist auch im Experiment beobachtet worden.

WC1-SLE, $\alpha=20$ deg., $M=0.85$, $Re=4,5 \cdot E6$

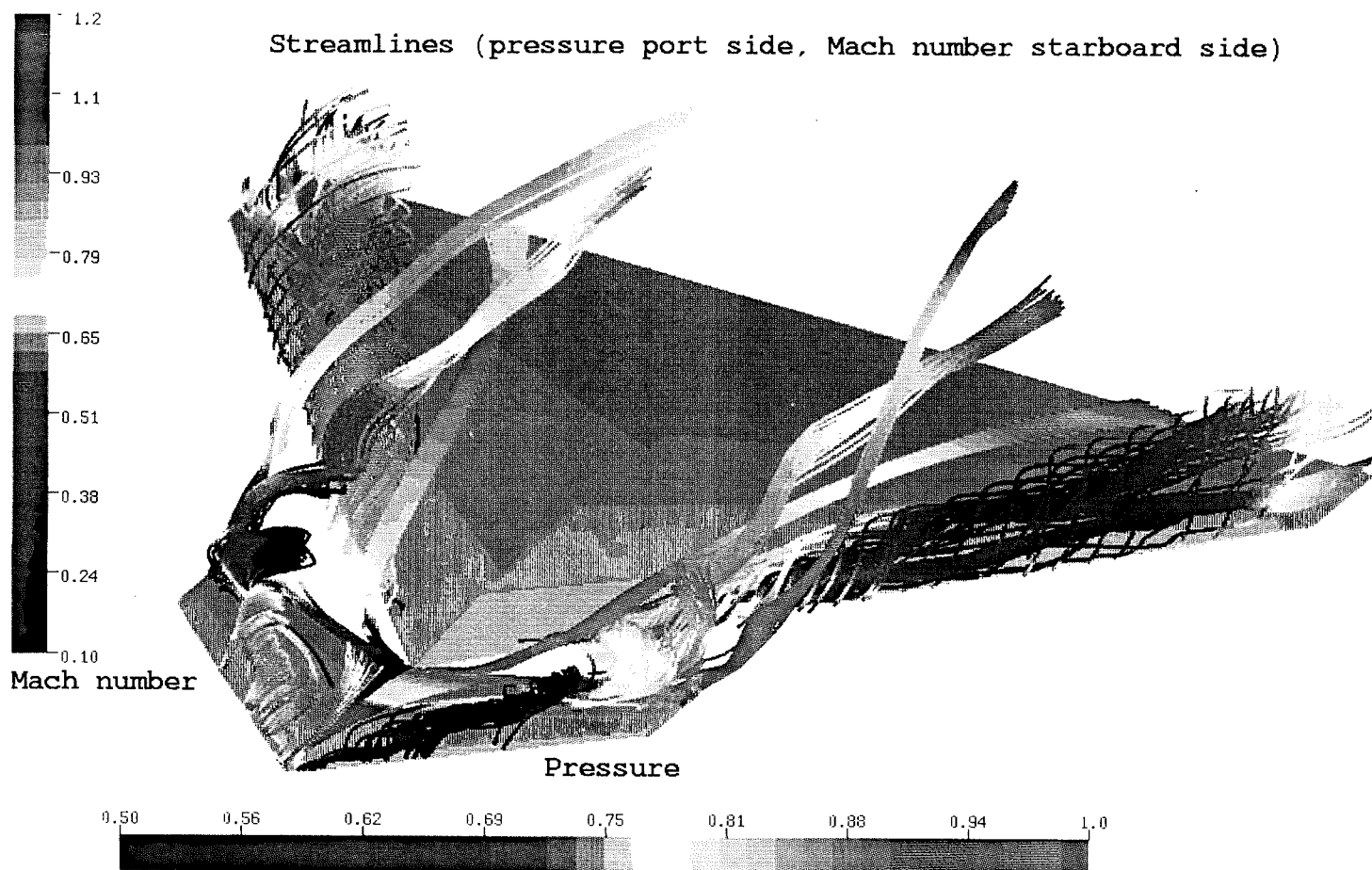


Bild 1. Stromlinien mit zusätzlichen Skalaren (Machzahl auf der Steuerbordseite, Druck auf der Backbordseite), $M_\infty = 0.85$, $Re_\infty = 4.5 \cdot 10^6$, $\alpha = 20^\circ$.

Literatur

- [1] Hilgenstock, A. "Ein Rechenprogramm zur elliptischen Erzeugung blockstrukturierter dreidimensionaler Rechennetze", DLR-IB 221-89 A 06, 1989.
- [2] Schwamborn, D. "Simulation of the DFLVR F5-wing experiment using a block structured explicit Navier-Stokes Method, in: Proceedings of an International Workshop, Vieweg Series "Notes on Numerical Fluid Mechanics", Vol. 22, Vieweg 1988.
- [3] Vollmers, H. "A Consise Introduction to COMADI", DLR-IB 221-89 A 22, 1989.
- [4] Hilgenstock, A. "Ein Beitrag zur numerischen Simulation der transsonischen Strömung um einen Deltaflügel durch Lösung der Navier-Stokes'schen Bewegungsgleichungen, DLR-FB 90-13, 1990.

weiteres Vorgehen

Die numerisch erzeugte Datenmenge soll mit Hilfe hochentwickelter Auswerteprogramme strömungsphysikalisch interpretiert werden.

Förderung durch

IEPG

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Stephan M. Hitzel

Institution Dornier Luftfahrt GmbH

Adresse Postfach 13 03
D-7990 Friedrichshafen

Telefon 07545-8 2159

Telefax 07545 8 4411

weitere Partner IEPG Panel III Group TA15 - Internationale Partner
NASA-Langley

Thema Flügel kleiner Streckung mit Vorderkantenablösung im
Sub-, Trans- und Überschall, - numerische Simulation
primär mit Euler-Methode

Ausgangssituation

Rechenverfahren auf Basis der instationären Euler-Gleichungen.
explizites Mehrschrittverfahren in blockstrukturierten Netzen.
Theoretische Grundlagenuntersuchungen zur Wirbelströmung und
Wirbelplatzen

Ziel

Entwicklung numerischer Entwurfsmethoden (Flugzeuge und Flugkörper)
Erforschung des Wirbelplatzens in allen Geschwindigkeitsbereichen.
Verbesserung der geometrischen Auflösung und der Berechnung von
Nachlaufströmungen. Ermittlung des Einsatzbereiches von Euler-Methoden.

Lösungsweg

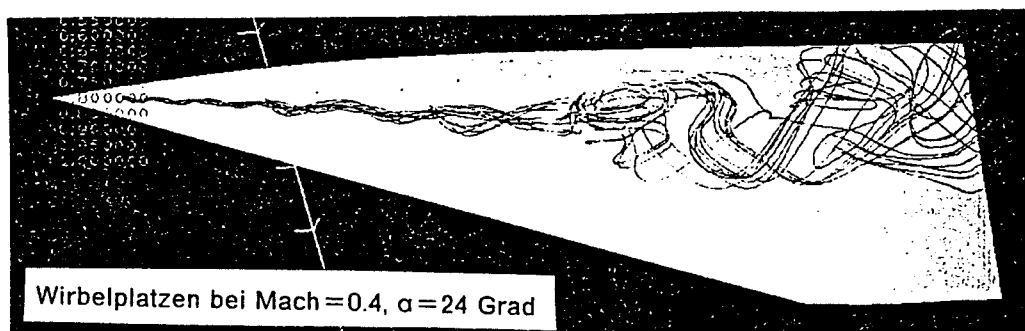
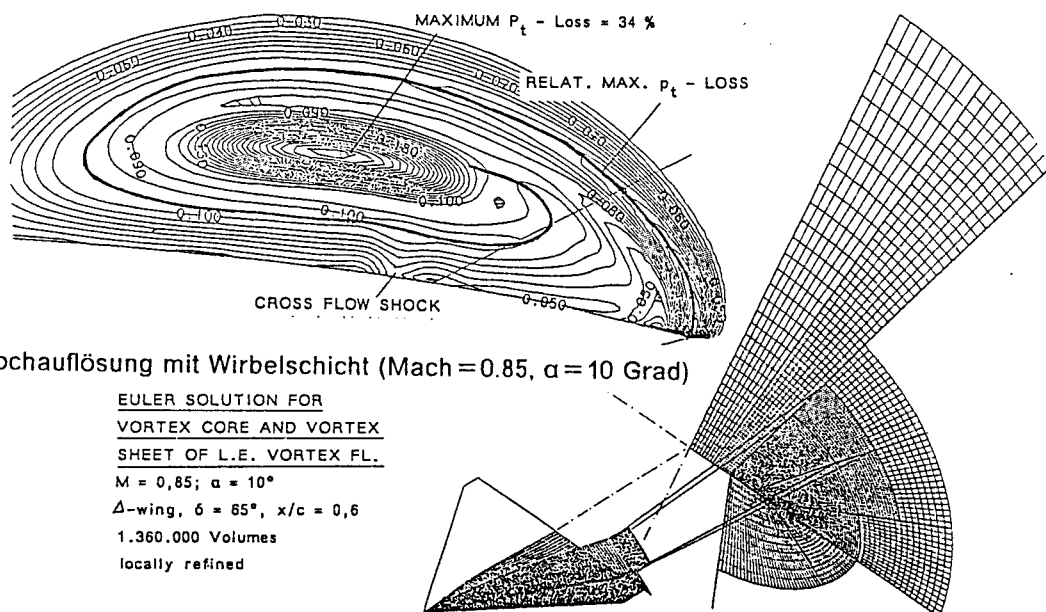
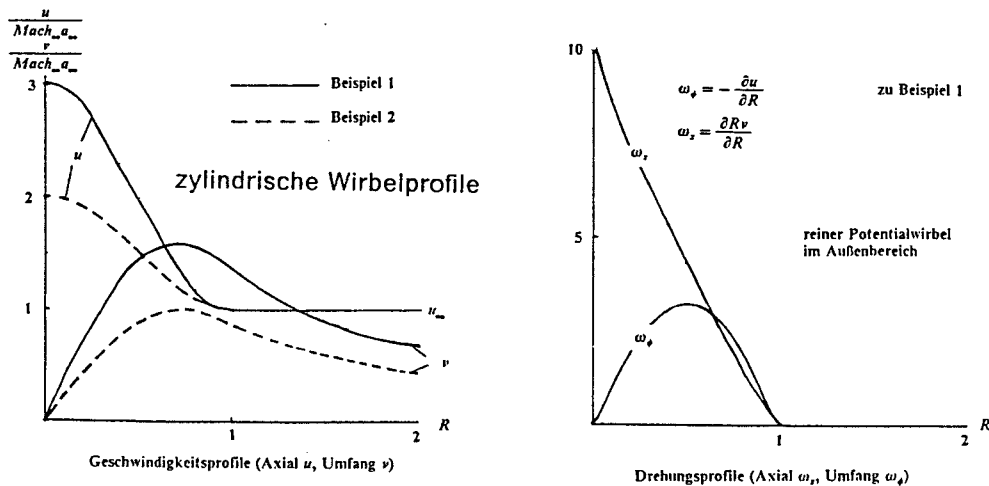
Lösung der 3-D Euler-Gleichungen in verbesserten lokal adaptierten
Netzen. Untersuchung der zylindrischen und konischen, kompressiblen
nichtviskosen Gleichungen auf mögliche nichtviskose Wirbelformen im
Sinne einer Beltrami-Strömung. Vergleich dieser "Euler-Wirbel" mit
Hochauflösungsrechnungen hinsichtlich Wirbelstruktur.

Hochauflösungsrechnungen für Wirbelplatzfälle im sub- und transsonischen
Geschwindigkeitsbereich. Überlegungen zum Mechanismus des Wirbelplatzens
auf Basis experimenteller Kenntnisse, theoretischen Überlegungen und
numerischen Experimenten auf Basis der Euler-Gleichungen führen zu einer
Indizienkette zur Beschreibung des auslösenden Wirbelplatzmechanismus.

Untersuchungen zur Drehungs und Zirkulationsverteilung in Euler-Lösungen im Vergleich zur
Theorie und zum Experiment stützen die Wertigkeit von Euler-Simulationen.

Ergebnis

Die Hochauflösungsuntersuchungen zeigen einen eindeutigen Trend zu rein kompressiblen, nicht-viskosen Wirbelstrukturen von reinen "Euler-Wirbeln". Ein direkter Vergleich auch mit Panel- oder Wirbelleiterv Verfahren bzgl. Druck- und Geschwindigkeitsbereich wird möglich. Im Subsonischen wird auch bei Hochauflösung Wirbelplatzen im Vergleich zum Experiment verbessert simuliert, während im Transsonischen überhöhte Querströmstöße die Wirbelstruktur zu stabileren Formen verschiebt, sodaß Wirbelplatzen im Extremfall nur schwach oder gar nicht mehr auftritt.



Literatur

- St. M. Hitzel: "Nachweis der Leistungsfähigkeit der numerischen Lösungen der Euler- und Navier-Stokes-Gleichungen für Flügel kleiner Streckung", Zwischenbericht 1990, Januar 1991, Dornier
- St. M. Hitzel: "Kompressible, reibungsfreie Vorderkantenwirbelstrukturen an schlanken Flügeln - theoretische Überlegungen und Hochauflösungssimulation", STAB-Symposium 1990 in Aachen, Proceedings
- St. M. Hitzel: "Low and High Speed, High Angle-of-Attack Flowaround a Delta-Wing by an Euler Simulation", Royal Aeronautical Society, London, April 1989

28.01.91

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Klaus Hünecke, J. Mertens

Institution Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF14, EF1

Adresse Hünefeldstr. 1-5
2800 Bremen 1

Telefon 0421-538-2649, -3802
Telefax 0421-538-4486

weitere Partner

Thema Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung für SÄNGER und HORUS
(Unterschall und Transschall)

Ausgangssituation Unzureichende Datenbasis für Wiedereintrittsgeräte (HORUS)
und Trägerflugzeuge (SÄNGER-Unterstufe)

Ziel Bestimmung der Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung schlanker
Konfigurationen im Unter- und Transschall

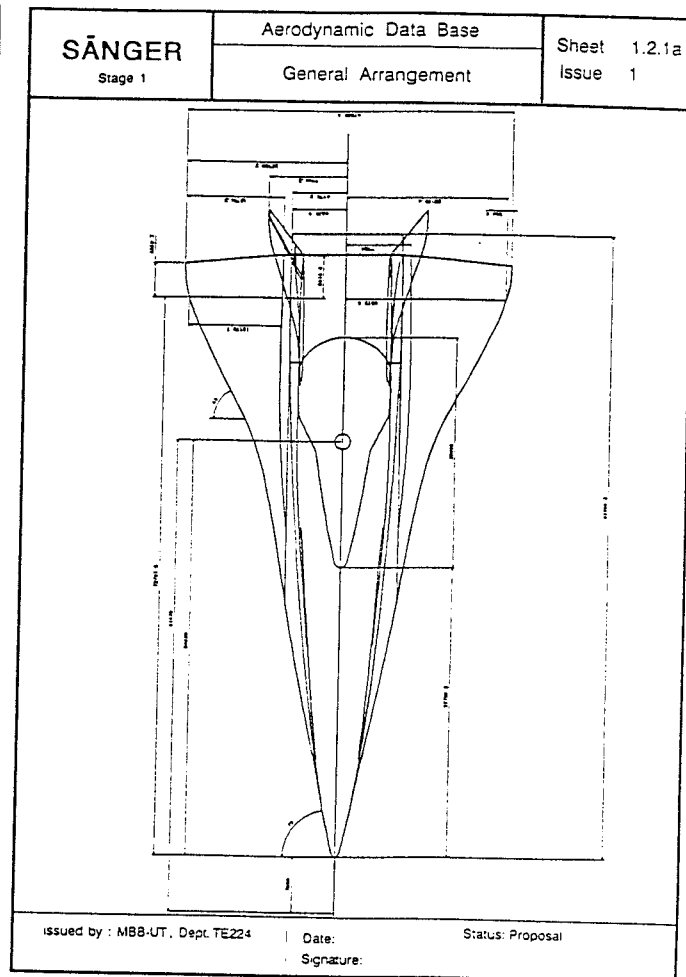
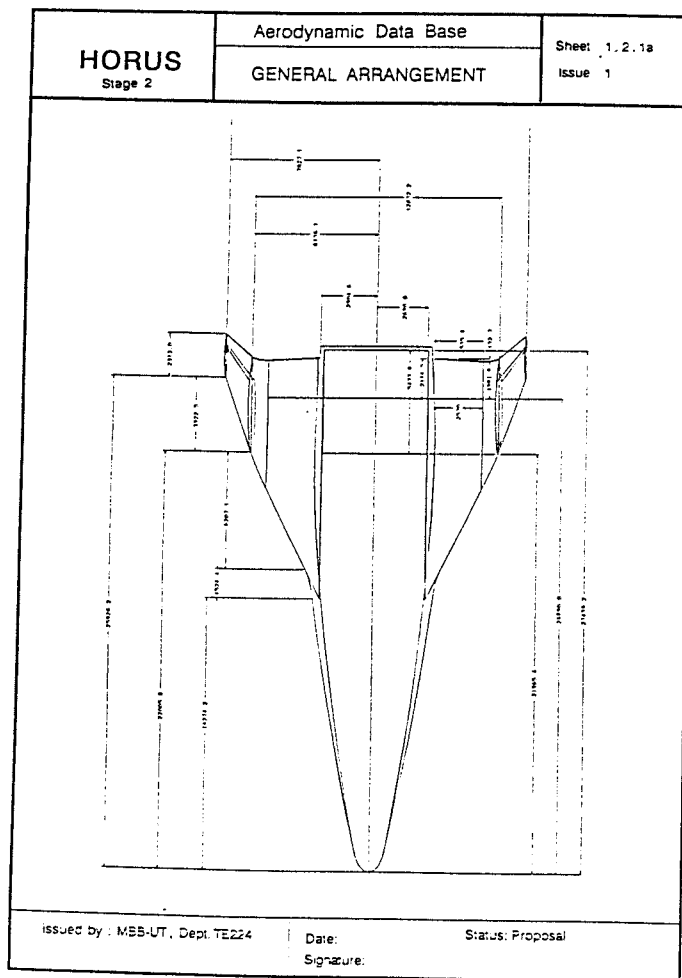
Lösungsweg Beiwert-Ermittlung mit Hilfe von Abschätzverfahren
Vergleich mit Messungen

Für die Konfigurationen SÄNGER und HORUS wurden folgende Beiwerte
ermittelt:

- a) Längsbewegung: C_a , C_w , C_m
- b) Seitenbewegung: C_y -Beta, C_l -Beta, C_n -Beta

Klappenderivativa:

- $C_l = f(\text{Querruder})$
- $C_l = f(\text{Seitenruder})$
- $C_n = f(\text{Seitenruder})$



Literatur

K. Hünecke
J. Mertens

Aerodynamic Data Base, SÄNGER;
Aerodynamic Data Base, HORUS
DA-TE22M-01/90, 12.1.1990

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. D. Hummel		
Institution	Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig		
Adresse	Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig	Telefon	(0531)391-2972/297
		Telefax	(0531)391-5952
weitere Partner	Dipl.-Ing. Andreas Brümmer	Telefon	(0531)391-2975
Thema	Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschallflugzeugen im Langsamflugbereich		
Ausgangssituation	Für Hyperschallflugzeuge ist der Langsamflug in der Start- und Landephase besonders kritisch. Über der Konfiguration liegt eine abgelöste Strömung mit konzentrierten Wirbeln vor, die bei großen Anstell- bzw. Schiebewinkeln aufplatzen [1], [2]. Schlanke Flügel- Rumpf-Kombinationen sind aus diesem Grund im Bereich großer An- stellwinkel häufig Roll- und Giermomenten-instabil. Sie benötigen daher zur Stabilisierung Seitenleitwerke, deren Wirkungsweise in der abgelösten Strömung auf der Oberseite noch nicht hinreichend untersucht ist.		
Ziel	Bei den Untersuchungen soll eine Grundvorstellung über die Wir- kungsweise von Seitenleitwerken und Steuerflächen an schlanken Flügel-Rumpf-Anordnungen erarbeitet werden. Es sollen aerodynami- sche Daten für Hyperschallflugzeuge im Langsamflugbereich bereit- gestellt werden. Diese Daten sollen bei der flugmechanischen Untersuchung des Bahnverlaufes sowie der Flugeigenschaftsanalyse herangezogen werden.		
Lösungsweg	Zum Verständnis der Strömungsphysik und des Einflusses geometri- scher Parameter wird ein einfaches Prinzipmodell (Plattenflügel) untersucht. Als Grundlage für flugmechanische Berechnungen wird eine anwendungsnahe Konfiguration (ELAC-1) herangezogen. Bei Windkanaluntersuchungen werden Sechskomponenten-, Druckvertei- lungs- und Strömungsfeldmessungen durchgeführt. Qualitativ wird die Strömung unter Einsatz der Laser-Lichtschnitt-Methode und mit Hilfe von Anstrichverfahren sichtbar gemacht. Die Messungen werden von theoretischen Untersuchungen begleitet, bei denen ein Wirbel- leiterverfahren benutzt wird. Mit diesem Verfahren können die Einflüsse von Seitenleitwerken und Klappenanordnungen besonders leicht erfaßt werden.		

Ergebnis

Erste Sechskomponentenmessungen an Prinzipmodellen zeigen, daß ein mittig auf einem Deltaflügel befestigtes Seitenleitwerk erwartungsgemäß zu einer Vergrößerung der Richtungsstabilität führt. Bezüglich des Rollmomentes wird der stabilisierende Einfluß des Seitenleitwerks durch die von ihm auf dem Flügel induzierten Drücke kompensiert. Theoretische Untersuchungen mit Hilfe des Wirbelleiterverfahrens bestätigen diesen Effekt. Bei großen Anstellwinkeln hat ein mittiges Seitenleitwerk sogar eine stark instabilisierende Wirkung auf die Roll- und Giermomente.

Literatur

- [1] D. Hummel: Documentation of separated flow for computational fluid dynamics validation. AGARD CP-437 (1988), Vol. 2, P 15-1 to P 15-24.
- [2] D. Hummel, H. John, W. Staudacher: Aerodynamic characteristics of wing-body-configurations at high angles of attack. ICAS-Proceedings 1984, Vol. 1, 747 - 762.

Weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen am Prinzipmodell werden auf zwei außermittig montierte Seitenleitwerke verschiedener Größe ausgedehnt. Als anwendungsnahe Konfiguration wird ELAC-1 zu Grunde gelegt.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner

Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution

Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse

Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig

Telefon (0531)391-2972/2971

Telefax (0531)391-5952

weitere Partner

Dipl.-Ing. Andreas Bergmann

Telefon (0531)391-2975

Thema

Aerodynamische Untersuchungen an Entenanordnungen

Ausgangssituation

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

Ziel

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

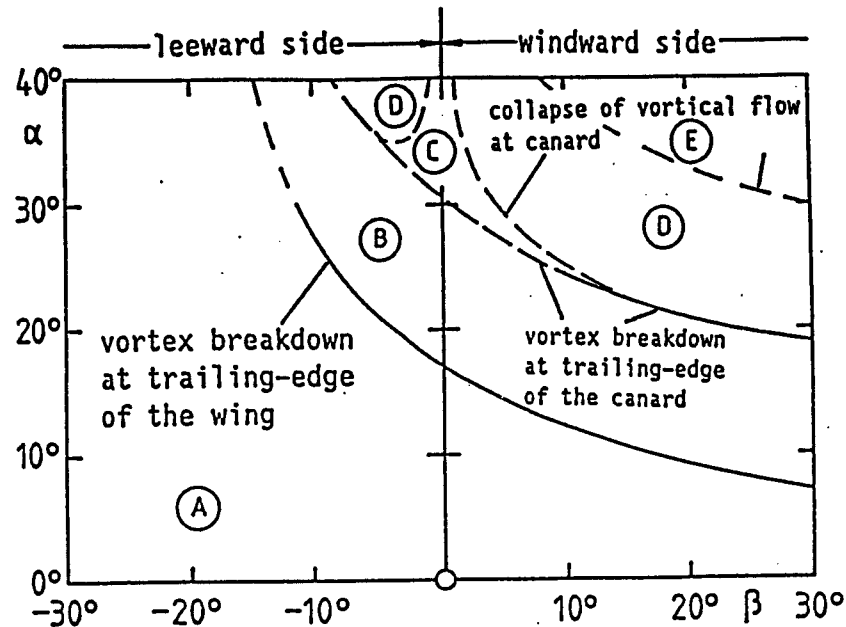
Lösungsweg

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

Ergebnis

Bei kleineren Anstellwinkeln verlaufen die Wirbelsysteme von Leitwerk, Rumpf und Flügel weitgehend getrennt voneinander. Die Tendenz zur Vereinigung dieser Wirbelsysteme wächst bei symmetrischer Anströmung mit größer werdendem Anstellwinkel, während sie bei unsymmetrischer Anströmung auf der nacheilenden Seite zunimmt und auf der voreilenden Seite abnimmt. Bei größeren Anstellwinkeln und Schiebewinkeln platzen die Wirbel über der Konfiguration auf. Das Diagramm gibt eine Übersicht über den Strömungszustand bei verschiedenen Anströmbedingungen. Es zeigt sich, daß auch an dieser Konfiguration die günstige gegenseitige Beeinflussung von Flügel und Leitwerk bei symmetrischer Anströmung bis zu großen Anstellwinkeln eine geordnete Wirbelbildung an Flügel und Leitwerk gewährleistet, die zu sehr hohen Auftriebsbeiwerten führt. Bei unsymmetrischer Strömung kommt es

dagegen schon bei kleinen Schiebewinkeln zu einem Zusammenbruch geordneter Wirbelströmung, insbesondere am Leitwerk, und daraus resultieren sehr ungünstige, plötzliche Veränderungen in den aerodynamischen Beiwerten.



- (A) Vortex-type flow without vortex breakdown over wing and canard
- (B) Vortex-type flow with vortex breakdown over the wing but without vortex breakdown over the canard
- (C) Vortex-type flow with vortex breakdown over wing and canard
- (D) Vortex-type flow with vortex breakdown over the wing and deadwater-type flow over the canard
- (E) Deadwater-type flow over wing and canard

Flow structure on the canard-on configuration for different angles of attack α and various angles of sideslip β (Flow state is documented for the right-hand half of the configuration)

Literatur

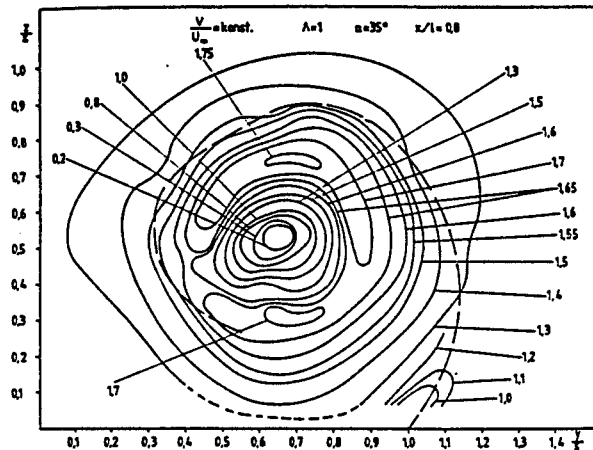
- [1] H.-Chr. Oelker: Aerodynamische Untersuchungen an kurzgekoppelten Entenkonfigurationen bei symmetrischer Anströmung. Dissertation TU Braunschweig 1990. ZLR-Forschungsbericht 90-01 (1990).
- [2] A. Bergmann, D. Hummel, H.-Chr. Oelker: Vortex formation over a close-coupled canard-wing-body configuration in unsymmetrical flow. AGARD-FDP-Symposium "Vortex Flow Aerodynamics", Scheveningen, 1990, 14-1 to 14-14.

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

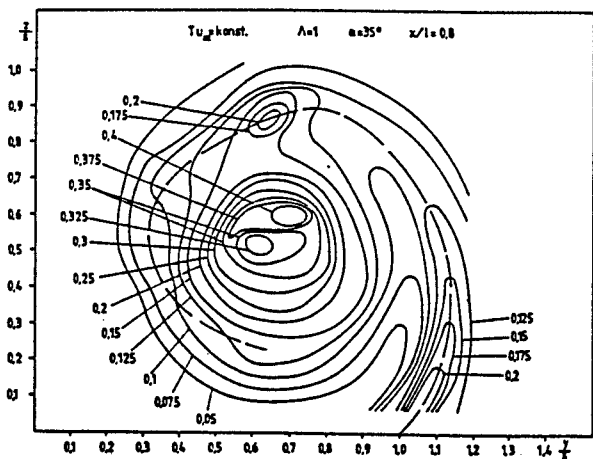
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. D. Hummel		
Institution	Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig		
Adresse	Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig	Telefon	(0531)391-2972/2971
		Telefax	(0531)391-5952
weitere Partner	Dipl.-Ing. S. Kommallein	Telefon	(0531)391-2978
Thema	LDA-Untersuchung der abgelösten Strömung an schlanken Flügeln		
Ausgangssituation	Die Wirbelströmung an Deltaflügeln bei mäßigen Anstellwinkeln ist auf Grund von Sondenmessungen gut bekannt. Von besonderem Interesse sind nun experimentelle Untersuchungen über das Aufplatzen der Wirbel und den Übergang zu Totwasserströmungen bei hohen Anstellwinkeln. Wegen der Störungen durch eine Sonde sind diese Strömungen experimentell nur mit der berührungslosen LDA-Meßtechnik zu untersuchen.		
Ziel	Es sollen LDA-spezifische Meßverfahren entwickelt werden, die es gestatten, dreidimensionale Wirbelströmungen zu untersuchen. Dabei sollen außer den mittleren Geschwindigkeiten auch die turbulenten Schwankungen ermittelt werden. Mit Hilfe dieser Technik soll dann der Strömungsverlauf an schlanken Flügeln bei sehr großen Anstellwinkeln vermessen werden.		
Lösungsweg	Mit Hilfe der LDA-Meßtechnik sollen zunächst Strömungsfelder bei mäßigen Anstellwinkeln untersucht werden, bei denen die Wirbel noch nicht aufgeplatzt sind. Die Struktur einer derartigen Strömung ist bekannt, und es stehen Ergebnisse aus Sondenmessungen für Vergleiche zur Verfügung. Zur Überprüfung der mit dem LDA ermittelten Schwankungsgeschwindigkeiten sollen auch einige Vergleichsmessungen mit einem Hitzdrahtanemometer durchgeführt werden. Nach dieser Entwicklung LDA-spezifischer Vorgehensweisen sollen dann Strömungsfelder mit aufgeplatzen Wirbeln untersucht werden, die Sondenmessungen nicht mehr zugänglich sind. Insbesondere sollen dabei Erkenntnisse über den Übergang eines aufgeplatzen Wirbels in ein Totwasser gewonnen werden.		
Ergebnis	Erste Strömungsfeldmessungen in einem aufgeplatzen Wirbel wurden an einem Deltaflügel der Streckung $\Lambda = 1$ bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 35^\circ$ durchgeführt. Die Meßebene befand sich bei $x/l = 0,8$. Wie erwartet, steigt die Geschwindigkeit $V = (\bar{u}^2 + \bar{v}^2 + \bar{w}^2)^{1/2}$ in Richtung auf das Wirbelzentrum zunächst an und erreicht in einem ringförmig um das Wirbelzentrum angeordneten Bereich ein Maximum. Weiter innen kommt es dann zu einem sehr starken Geschwindigkeitseinbruch und auf der Wirbelachse erreicht die Geschwindigkeit schließlich ein Minimum. Die Turbulenzverteilung zeigt in der		

Wirbelschicht ein relatives Maximum, während das absolute Maximum ebenfalls in einem ringförmig um die Achse angeordneten Bereich erreicht wird, in dem die Geschwindigkeitsgradienten am größten sind. Bis zur Wirbelachse nimmt der Turbulenzgrad dann wieder geringfügig ab. Insbesondere liegt der Turbulenzgrad im aufgeplatzten Gebiet des Wirbels über dem im Zentrum eines nicht-aufgeplatzten Wirbels.



Geschwindigkeitsverteilung an einem Deltaflügel der Streckung $\Lambda=1$, Anstellwinkel $\alpha=35^\circ$, $x/l=0,8$



Turbulenzverteilung an einem Deltaflügel der Streckung $\Lambda=1$, Anstellwinkel $\alpha=35^\circ$, $x/l=0,8$

Literatur

weitere Vorgehen

Es soll der Übergang einer aufgeplatzten Wirbelströmung in eine Totwasserströmung untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Herr LONGO, J.M.A. und Prof. Dr. DAS, A.

Institution Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR-Braunschweig

Adresse Postfach 3267

Flughafen

D-3300 Braunschweig

Telefon 0531-395-2289

Telefax 0531-395-2320

weitere Partner DASA-MBB Flugzeuge, München

Thema Numerische Berechnung der dreidimensionalen Strömung
um einen Doppel-Delta-Flügel bzw. Strake-Flügel, ba-
sierend auf der numerischen Lösung der Euler- und
Navier-Stokes-Gleichungen

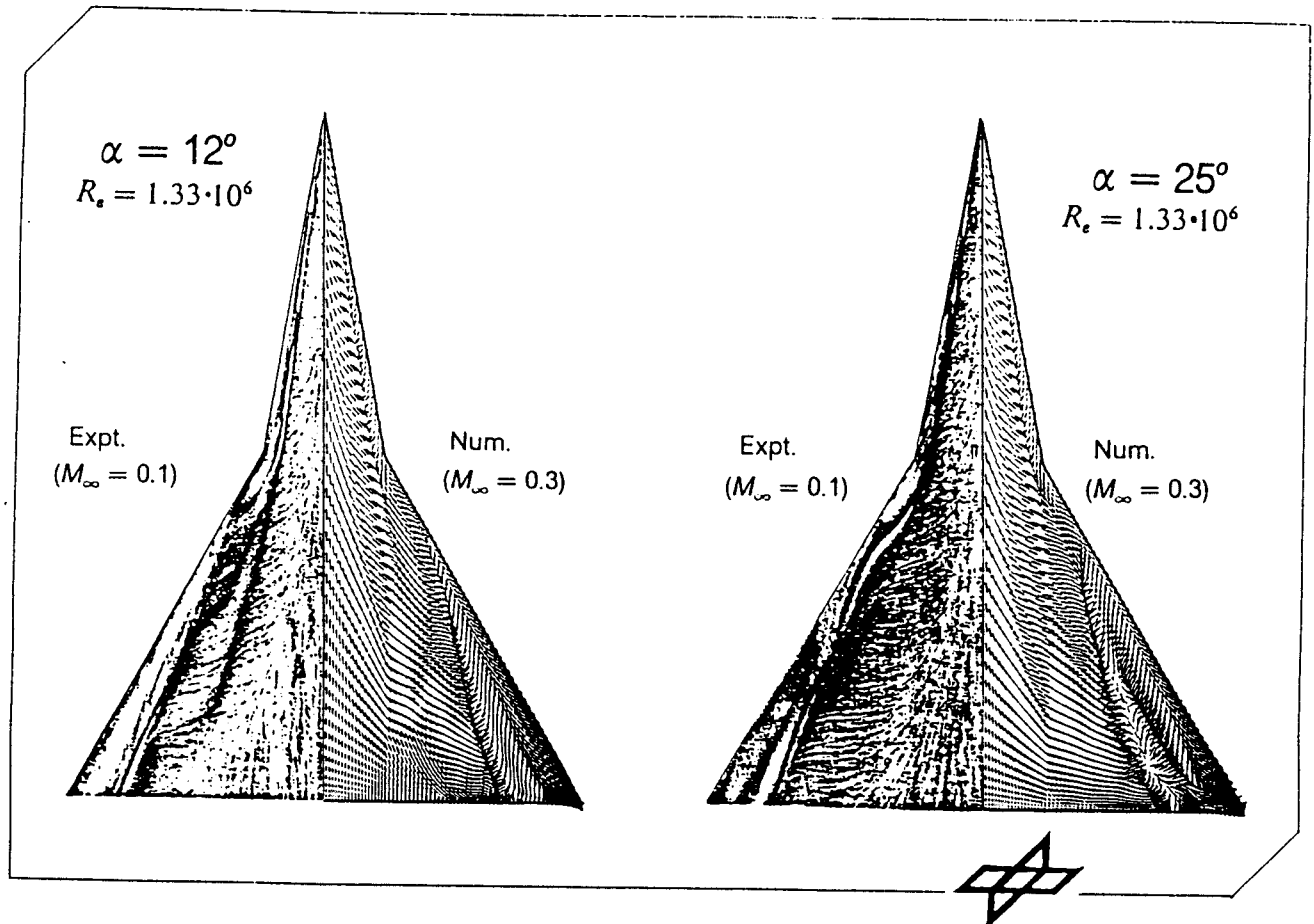
Ausgangssituation

Ziel Validierung des Navier-Stokes Verfahrens durch Vergleich
mit experimentell ermittelten Strömungsdaten um einen
Doppel-Delta-Flügel mit runder Vorderkante.

Lösungsweg Numerische Lösung der dreidimensionalen Euler- und Navier-
Stokes-Gleichungen mit einem Zelleckpunktschema mit zentra-
len Differenzen und expliziten Runge-Kutta Zeitschritten.
Durch einen Mehrgitteralgorithmus wurde eine gute Konver-
genz des Verfahrens zur stationären Lösung erreicht. Für
die Berechnung turbulenter Strömungen wurde das algebra-
ische Turbulenzmodell von Baldwin und Lomax gewählt, wel-
ches für stark abgelöste Strömungen in Anlehnung an Degani
und Schiff modifiziert wurde.

Ergebnis

Numerische Simulationen wurden mit einem $96 \times 48 \times 48$ O-O Netz durchgeführt. Die Netzgenerierung basiert im ersten Schritt auf einem algebraischen Verfahren zur Erstellung von Startnetzen, die in einem zweiten Schritt elliptisch geglättet wurden. Die Anströmmachzahl beträgt $M_\infty = 0.3$, die Reynoldszahl $= 1.33 \cdot 10^6$ und der Anstellwinkel wurde zwischen $\alpha = 10^\circ$ und $\alpha = 30^\circ$ variiert. Für die Simulation der turbulenten Strömung wurde das algebraische Turbulenzmodell von Degani und Schiff gewählt. Die so erzielten numerischen Ergebnisse liefern eine gute Auflösung des Sekundärwirbels.



Literatur

- (1) Longo, J.M.A. and Das, A.: Numerical Simulation of Vortical Flows over Close-Coupled Canard-Wing Configuration. AIAA 90-3003, 1990.
- (2) Longo, J.M.A. and Das, A.: Numerical Computation of Vortical Flows around Double-Delta Wings Using Navier-Stokes Equations. 7. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung", Aachen 1990.

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung des Navier-Stokes Verfahren (Rumpf und Flügel mit Dicke bei hohen Machzahlen)

Mitteilung

Projektgruppe/ FLÜGEL KLEINER STRECKUNG
Fachkreis

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

Institution Lehr- und Forschungsgebiet Aerodynamik des Fluges

Adresse RWTH, Templergraben 55, 5100 AACHEN

Telefon 0241/80 54 38

Telefax

weitere Partner _____

Thema Entwicklung einer Iterativen Optimum-Optimorum Theorie für die Abschätzung des Reibungseinflusses auf den Optimierten Formen der Flugkörpern.

Ausgangssituation

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

Ziele

Die Ziele unserer weiteren Forschungen sind:

- a) Entwicklung einer Iterativen Optimum-Optimorum Theorie mit dem Zweck, den Einfluß der Reibung auf den Optimierten Formen der Flugkörper bei Überschallströmungen zu bestimmen und
- b) Entwicklung von neuer, verfeinerter Zonal Software für die genauere Nachrechnung von der Umströmung von Flugkörpern bei Überschallströmungen und automatische Visualisierung der Ergebnisse.

Lösungsweg

- a) Die Iterative Optimum-Optimorum Theorie benutzt die Potentiallösung nur in der ersten Iteration. Auf die entsprechende optimierte Fläche wird es nachgerechnet mit einer verfeinerten Lösung (z.B. Zonal Lösung, Grenzschicht/Potentialströmung). Dann wird die Potential-Optimierte Fläche <korrigiert> in den zweiten und höheren Iterationen....
- b) Es werden Zonal-Lösungen entwickelt (wie Potential/Grenzschichtlösungen und Potential/Thin Navier-Stokes Lösungen) und Software für die automatische Erzeugung der graphischen Darstellung der Ergebnisse. Im Rahmen von Studien und Diplomarbeiten haben Mitarbeiter des Lehrgebietes unsere vorhandenen Potentiallösungen für die Berechnung von Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerten C_L und C_m mit Plottprogrammen gekoppelt. In (Abb. 3a,b) sind die Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerte C_L und C_m in Abhängigkeit von dem Anstellwinkel α ($|\alpha| < 16^\circ$) und Machzahl M_∞ ($M_\infty = 1,25 - 4$) für den keiligen Deltaflügel (Abb. 2) in eine originale drei-dimensionale Darstellung

automatisch geplottet worden. Man kann u.a. bemerken, daß unsere drei-dimensionalen hyperbolischen Potentiallösungen ein glattes Verhalten der aerodynamischen Beiwerte C_L und C_m bei dem Übergang von Unterschall- zu Überschallvorderkanten (bei $M_\infty = 2,307$) aufweisen.

Ergebnis

Es ist eine Software für die Zonale Potential/Laminar Grenzschicht Lösung erstellt worden. Diese Software wird in die zweite Approximation der <Iterativen Optimum-Optimorum Theorie> benützt, um die "Optimierten Potential-Flächen" der verschiedenen Flugkörper bei Überschallströmungen (unter Berücksichtigung von Reibungseffekten) zu "korrigieren".

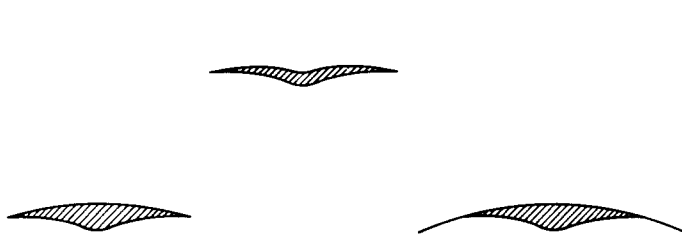


Abb. 1

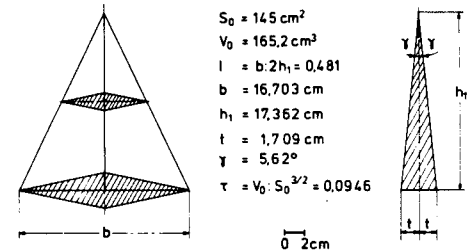


Abb. 2

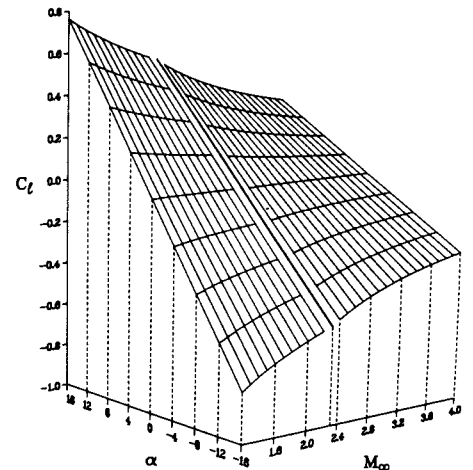
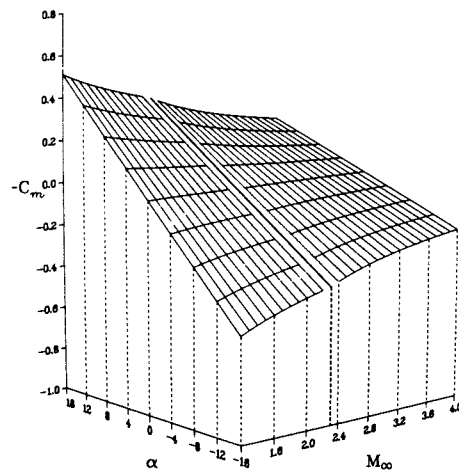


Abb. 3a,b

Literatur

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

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

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

Nastase, A. and Honermann, A.: Three-Dimensional Visualization of the Aerodynamic Characteristics of Delta Wings for the Transition from Subsonic to Supersonic Leading Edges in Supersonic-Hypersonic Flow. ZAMM 72 (1992).

weiteres Vorgehen

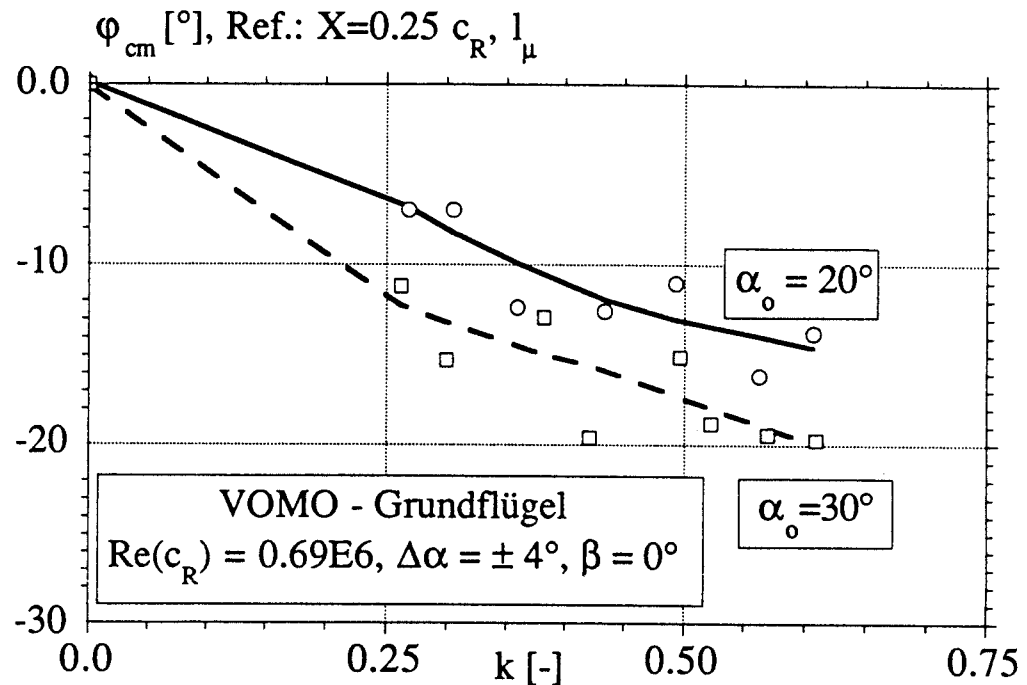
Die Programme für die Iterative Optimum-Optimorum Theorie werden erstellt und zur Korrektur der <Potential Optimierte Deltaflügel-Oberfläche>, hinsichtlich Reibungseffekten, angewandt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Andreas Schmoll		
Institution	Institut für Luft- und Raumfahrt der RWTH Aachen		
Adresse	Wüllnerstr. 7 D-5100 Aachen	Telefon	0241 / 806814
		Telefax	0241 / 35010
weitere Partner	Sonderforschungsbereich 25 "Wirbelströmungen in der Flugtechnik" an der RWTH Aachen Leiter: Prof. Dr.-Ing. Rolf Staufenbiel		
Thema	Instationäre Vorgänge an Deltaflügeln mit teilweise aufgeplatzten Wirbelbereichen		
Ausgangssituation	1) Aufplatzen der Wirbel über dem Flügel bei hohen Anstell- und Schiebewinkeln. 2) Wanderung der Aufplatzorte aufgrund von Anstellwinkeländerungen. 3) Beeinflussung des Aufplatzverhaltens durch Seitenleitwerk und Canard. 4) Untersuchung von fixierten Flügeln in Böenfeldern. 5) Untersuchung von hubförmig bewegten Flügeln.		
Ziel	1) Bestimmung der Phasennacheilungen zwischen Anstellwinkelverlauf und Strömungsbildung bzw. Kräften und Momenten. 2) Bestimmung der Einflüsse von instationären Kräften und Momenten auf die flugmechanischen Eigenschaften von Deltaflügel-Konfigurationen (semi-empirisch).		
Lösungsweg	1) Benutzte Modelle: Vortex-Flow-Modell und scharfkantige Deltaflügel. 2) Strömungsbeobachtung im Wasserumlaufkanal und Vermessung der Aufplatzorte. 3) Messung von Kräften und Momenten mit Hilfe einer Sechskomponenten-DMS-Waage im Unterschall-Windkanal. 4) Semi-empirische Beschreibung des Aufplatz- und Ausheilverganges der Wirbel. 5) Flugmechanische Rechnungen der Flügelbewegung unter Verwendung der gemessenen Phasennacheilungen.		

Ergebnis

- 1) Phasennacheilungen bis zu 90 Grad zwischen Anstellwinkelverlauf und Aufplatzortwanderung.
- 2) Phasennacheilungen bis ca. 50 Grad zwischen Anstellwinkelverlauf und der Entwicklung von Kräften und Momenten.
- 3) Dämpfung der Anstellwinkelschwingung wird durch den verzögerten Aufbau der Kräfte und Momente negativ beeinflusst.
- 4) Aufplatzverhalten der Wirbel wird durch Seitenleitwerke und Canards stark geändert.



Instationäre Phasennacheilungen des Nickmomentenbeiwertes

Literatur

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

weiterees Vorgehen

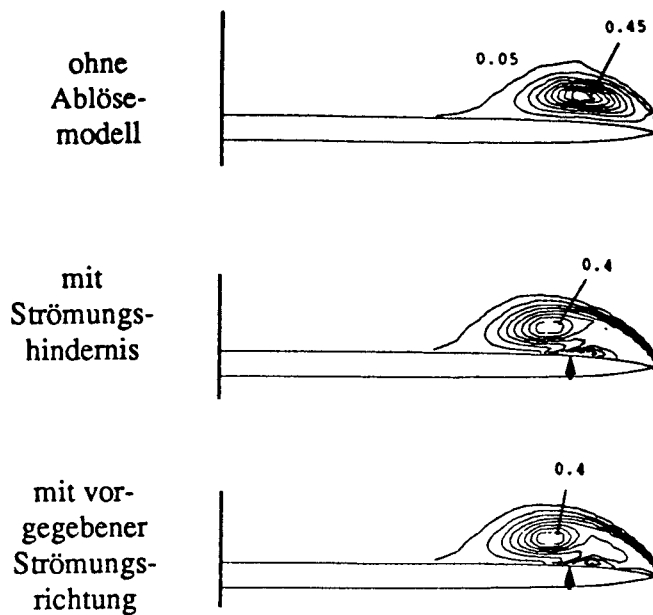
- 1) Untersuchung der Längs- und Seitenbewegung.
- 2) Art der Untersuchungen und Rechnungen wie bisher.

Mitteilung

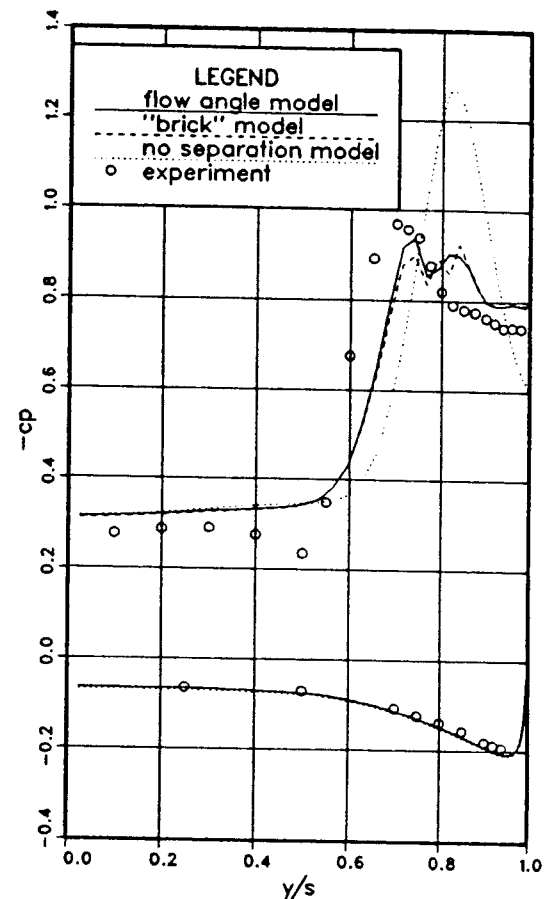
Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung	
Ansprechpartner	W. Schwarz	
Institution	Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH Unternehmensbereich Flugzeuge	
Adresse	Abt. Aerodynamik, FE 211 Postfach 80 11 60 8000 München 80	Telefon (089)607-24912 Telefax (089)607-29766
weitere Partner		
Thema	Numerische Simulation der Vorderkantenablösung an Deltaflügeln mit Hilfe eines erweiterten Eulerverfahrens	
Ausgangssituation	Bei der numerischen Strömungssimulation mit Hilfe von Eulerverfahren können keine viskosen Effekte berücksichtigt werden. Diese sind aber wichtig bei der Wirbelablösung an runden Kanten und besonders bei der Entstehung des Sekundärwirbels.	
Ziel	Verbesserung der Eulerlösungen durch realistische Wiedergabe der Wirbelsysteme, besonders im Hinblick auf die Verwendung als aerodyna- misches Entwurfswerkzeug	
Lösungsweg	Falls die Ablöselinie nicht durch eine geometrische Singularität vorgegeben ist (z.B. scharfe Flügelvorderkante) wird die Strömungs- ablösung durch ein Ablösemodell explizit erzwungen. Zwei verschiedene Verfahren wurden dabei untersucht. - Anbringung eines Strömungshindernisses auf der Flügeloberfläche - Vorgabe der Strömungsrichtung parallel zur Ablöselinie Diese Ablösemodelle wurden in das vorhandene Eulerverfahren EUFLEX [1] integriert.	

Ergebnis

Durch die Simulation der Sekundärablösung konnte eine erhebliche Verbesserung der Eulerlösung erzielt werden. Beide Ablösemodelle führen zu ähnlichen Ergebnissen, wobei sich bei Vorgabe der Strömungsrichtung eine glattere Druckverteilung ergibt.



Vergleich verschiedener Ablösemodelle für einen $x=\text{konstant}$ Schnitt;
links: Gesamtdruckverlust
rechts: Druckbeiwert



Literatur

- [1] Eberle, A.: 3D Euler Calculations Using Characteristic Flux Extrapolation, AIAA Paper 85-0119, 1985
- [2] Schwarz, W.: Simulation der Primär- und Sekundärablösung an Deltaflügeln mit Hilfe eines Eulerverfahrens, STAB Jahresbericht 1989, S. 102
- [3] Hitzel, S.M.; Schwarz, W.: Kompressible reibungsfreie Vorderkantenwirbelstrukturen an schlanken Deltaflügeln - theoretische Überlegungen und Möglichkeiten der Simulation, 7. DGLR Symposium Strömungen mit Ablösung, Aachen, 7.-9.11.1990

weitere Vorgehen

Untersuchung anderer Netztopologien
Anwendung auf andere Konfigurationen

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Drehflügler

Ansprechpartner S.R. Ahmed

Institution Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse DLR, Braunschweig
Telefon 0531-3952420
Telefax 0531-3952320

weitere Partner

Thema Aerodynamische Interferenzvorgänge am Hubschrauber

Ausgangssituation In Zusammenarbeit mit dem Institut für Flugmechanik der TU Braunschweig wurde ein machzahlskaliertes Hubschraubermodell mit 1,5 m Rotordurchmesser erstellt

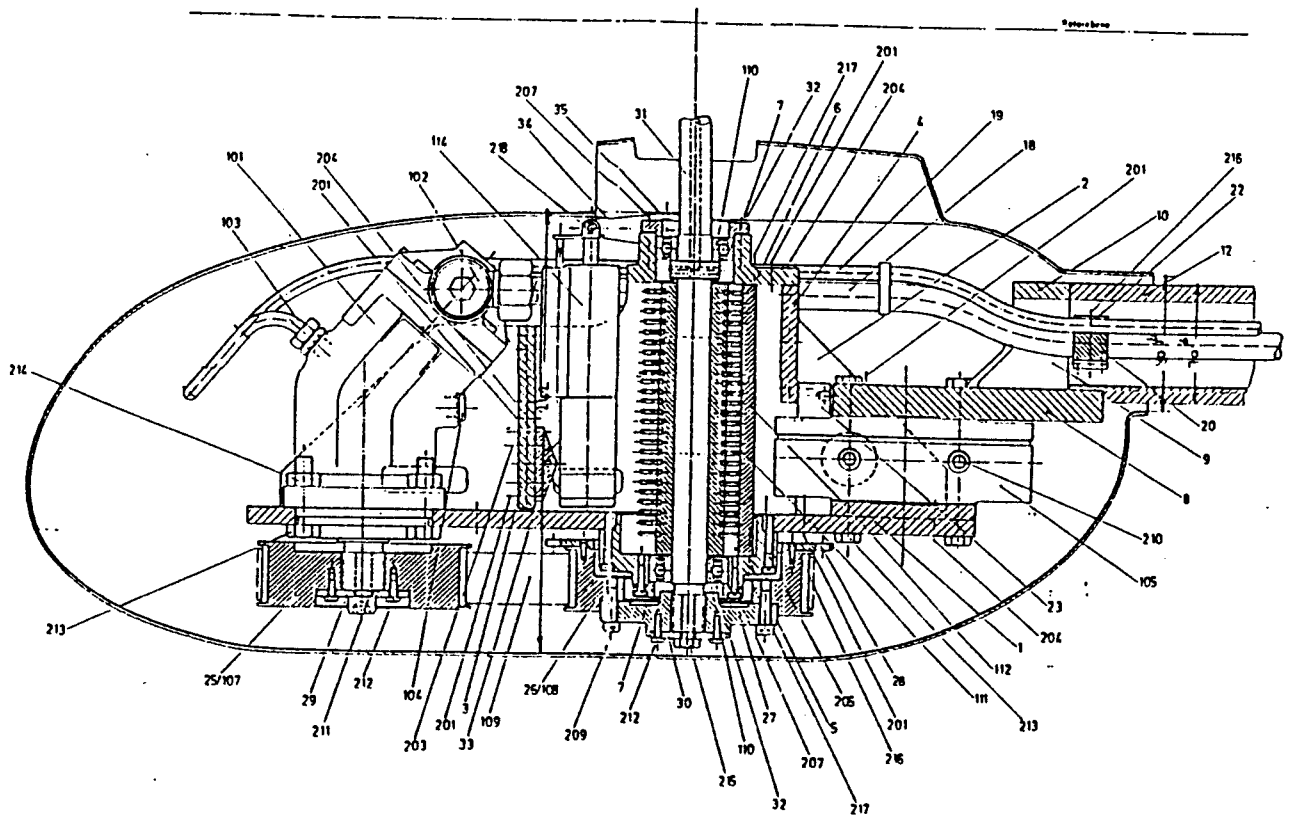
Ziel Experimentelle und theoretische Untersuchungen zur Klärung und Modellierung von aerodynamischen Interferenzvorgängen am Hubschrauber

Lösungsweg Systematische experimentelle Untersuchung der aerodynamischen Interferenzvorgänge zwischen Rotor und Rumpf. Gemessen wurden Rotorkräfte, Kräfte am Rumpf, Druckverteilung am Rumpf und Geschwindigkeits- und Druckverteilung im Strömungsfeld. Auch Strömungssichtbarmachung und Messungen der Blattspitzenwirbelstruktur mit 3-D Laseranemometern sind geplant.

Die gewonnenen Daten sollen zur Validierung sich in der Entwicklung befindlicher numerischer Verfahren herangezogen werden.

Ergebnis

Die ersten Meßergebnisse werden voraussichtlich Mitte 1991 vorliegen.



Literatur

weiterea Vorgehen

Datum 10.01.1991

Mitteilung

Projektgruppe/ AG STAB
Fachkreis Projektgruppe Drehflügler

Ansprechpartner Dr. W. Geißler

Institution DLR-Institut für experimentelle Strömungsforschung

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen **Telefon** (0551) 709-2353
Telefax

weitere Partner ./.

Thema Dynamic Stall an schwingenden Profilen

Ausgangssituation

Zur Berechnung der instationären Ablösung an Hubschrauberprofilen wurden bisher Kopplungsverfahren zwischen der instationären Grenzschicht und der Potentialtheorie entwickelt. Mit diesen Verfahren konnte "Dynamic Stall - onset" erfolgreich berechnet werden. Auf der Basis eines instationären Navier-Stokes-Verfahrens wird nun das Problem bis in den Bereich Deep Dynamic Stall hin ausgeweitet.

Ziel

Hubschrauberblätter arbeiten sowohl im transsonischen Geschwindigkeitsbereich (vorlaufendes Blatt) als auch bei hohen mittleren Anstellwinkeln und Amplituden im Bereich instationärer, abgelöster Strömung (rücklaufendes Blatt). Ein numerisches Verfahren muß diesen äußerst verwickelten Problemen möglichst umfassend Rechnung tragen, um bereits beim Profilentwurf Aussagen über das Verhalten des Profils bei instationärer Strömung zu treffen.

Lösungsweg

Es wurde ein zeitgenaues, instationäres 2d-Navier-Stokes-Verfahren entwickelt. Das Verfahren basiert auf der Grundidee von Beam/Warming, NASA-Ames und stellt ein "approximate-factorisation-implicit"-Verfahren dar. Das Verfahren arbeitet mit zentralen Differenzen. Es werden Eigenwert-skalierte Dämpfungsterme addiert. Am Außenrand des Rechennetzes werden näherungsweise reflektionslose Randbedingungen sowie eine Wirbelkorrektur verwendet. Es wird ein 2d-Netzgenerierungsverfahren (elliptisches Verfahren) angewendet, das der bewegten Profilkontur angepaßt ist. Das Netz ist am Außenrand raumfest. Die zeitliche Netzverformung wird durch ein lineares Interpolationsverfahren berechnet.

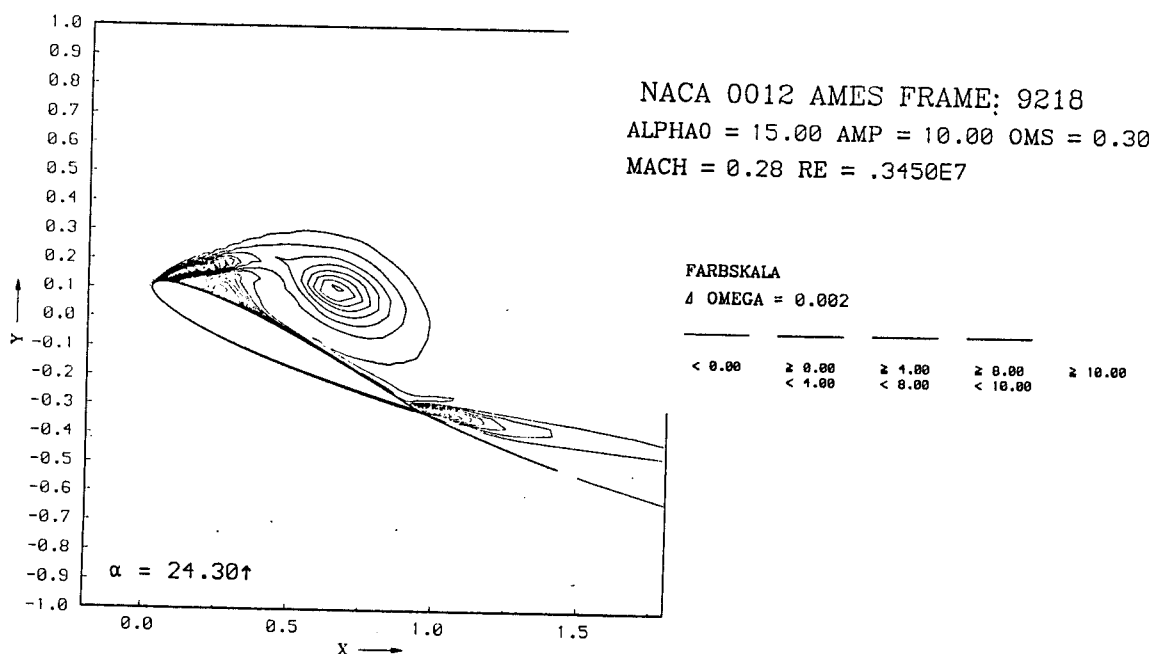
Systematische Rechnungen haben gezeigt, daß das Verfahren sowohl für zeitabhängige transsonische Strömungen als auch ohne jede Modifikation für den Bereich kleiner Machzahlen aber hoher Anstellwinkel anwendbar ist.

Ergebnis

Als Ergebnisse des Verfahrens stehen sämtliche Strömungsgrößen: ρ , u , v , e_T , ω mit

$$\omega = \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x}$$

als Wirbeldichte zur Verfügung. Es wurden Rechnungen des N.S.-Verfahrens bei niedriger Machzahl ($M = 0,2$) und mäßigen Anstellwinkeln mit den instationären Grenzschicht-Kopplungsverfahren [1] verglichen und gute Übereinstimmung gefunden. Das Bild zeigt die Wirbeldichteverteilung im "up stroke" während des Extremfalles "Deep Dynamic Stall": $\alpha = 15^\circ + 10^\circ \sin \omega \cdot T$ bei $\alpha = 24,3^\circ \uparrow$ (Turbulente Strömung). Es bildet sich - ausgehend von der Profilvorderkante - ein konzentrierter Wirbel (Dynamic Stall - Wirbel) aus, der sich über die Oberseite des Profils mit einer Geschwindigkeit von etwa 20 % U_∞ hinwegbewegt. Gleichzeitig entsteht (rote Konturlinie) ein gegenläufig drehender Wirbel an der Profilhinterkante. Die Ausbildung und Ablösung der konzentrierten Wirbel hat starken Einfluß auf die zeitabhängige Entwicklung von Auftriebs-, Widerstands- und Nickmoment. Der Vergleich dieser Beiwerte mit Meßergebnissen nach [2] zeigen über den größten Teil des instationären Zyklusses sehr gute Übereinstimmung.



- Literatur** [1] Geißler, W. Viscous/Inviscid Interaction Procedure for High-Amplitude Oscillating Airfoils.
Carr, L.W. ICAS-88-5.5.1 16,th Congress (1988), Jerusalem
Cebeci, T.
- [2] McAllister, K.W. An Experimental Study of Dynamic Stall on Advanced Air-foil Sections.
Pucci, S.L. Volume 2: Pressure and Force Data
McCroskey, W.J.
Carr, L.W.

weiteres Vorgehen

Bei der numerischen Berechnung instationärer Strömungsfelder fallen auch im 2d-Fall bereits sehr große Datenmengen an, die durch geeignetes "post processing" im Detail auszuwerten sind. Dabei kommt dem Medium Film eine besondere Bedeutung zu, um die instationären Strömungsvorgänge zu verstehen. Ähnlich wie bei der Grenzschichtkopplung sollen daher zukünftig Verfahren zur ökonomischen Herstellung von Filmen entwickelt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Drehflügler

Ansprechpartner

Gürgey, E. , Ms.C.

Institution

HF1, Hermann-Föttinger-Institut für Thermo- und Fluidodynamik, TU-Berlin

Adresse

Sekr. HF1, Str. des 17. Juni 135, 1000 Berlin 12

Telefon (030)31424339

Telefax (030)31421101

weitere Partner

Prof. Dr. F. Thiele, DLR

Thema

Instationäre Umströmung schwingender Profile (Dynamic Stall)

Ausgangssituation

Die Eigenbewegungen eines umströmten Körpers haben einen sehr großen Einfluß auf das aerodynamische Verhalten. Ablösung und Wiederanlegen werden von der Schwingungsbewegung des Körpers zeitlich verzögert. Ein schwingend rotierender Tragflügel ist meistens dem sogenannten "Dynamic Stall" Effekt ausgesetzt. Dieser Vorgang modelliert auch Dynamic Stall von rücklaufenden Rotorblättern eines Hubschraubers.

Ziel

Der Einfluß der Schwingungsbewegung auf die Wirbelablösung und auf das aerodynamische Verhalten der Tragflügelprofile wird untersucht. Die Parameter, Schwingungsfrequenz, Schwingungsamplitude und Reynoldszahl werden variiert. Das Auftreten des Dynamic Stall Effekts wird ermittelt.

Lösungsweg

Der Lösungsalgorithmus beruht auf der Stromfunktionsformulierung der vollen 2-D instationären Navier-Stokes-Gleichungen. Die räumliche Diskretisierung erfolgt durch Hermitesche Differenzenapproximationen. Dabei werden die ersten Ableitungen der Stromfunktion auch als Unbekannte ins Gleichungssystem eingeführt. Zwei Mehrstellenformeln für die Ableitungen schließen das System. Das daraus resultierende block-tridiagonale Gleichungssystem wird in jeder Zeitstufe mit einer an die Matrixstruktur speziell angepaßten L-U Zerlegung direkt gelöst. Die Nichtlinearität wird mittels Newton-Chord-Verfahrens auskonvergiert, so daß sich ein zeitechtes Verfahren ergibt. Die Methode ermöglicht die exakte Einarbeitung der Randbedingungen auf dem Körper und die Einführung der konvektiven Randbedingungen am Außenrand, die aus rein physikalischen Betrachtungen hergeleitet worden sind. Die Gleichungen werden auf ein bewegtes Referenzsystem bezogen und die Inertialterme werden berücksichtigt. Die Ergebnisse werden sowohl im bewegten, wie auch im Inertialsystem dargestellt.

Bisher wurden folgende Untersuchungen durchgeführt:

- 1) Umströmung eines stationär rotierenden Kreiszylinders (s. Abb.1) [2].
- 2) Umströmung eines schwingend rotierenden Kreiszylinders [2].
- 3) Umströmung eines longitudinal schwingenden Kreiszylinders (s. Abb.2) [3].
- 4) Umströmung eines schwingenden NACA-0012 Profils.

Die Übereinstimmungen der ersten drei Rechnungen mit Experimenten und früheren Arbeiten sind sehr gut. Der letzte Fall ist zur Zeit noch in der Entwicklungsphase, jedoch sind die Teilergebnisse qualitativ in guter Übereinstimmung mit früheren numerischen Arbeiten.

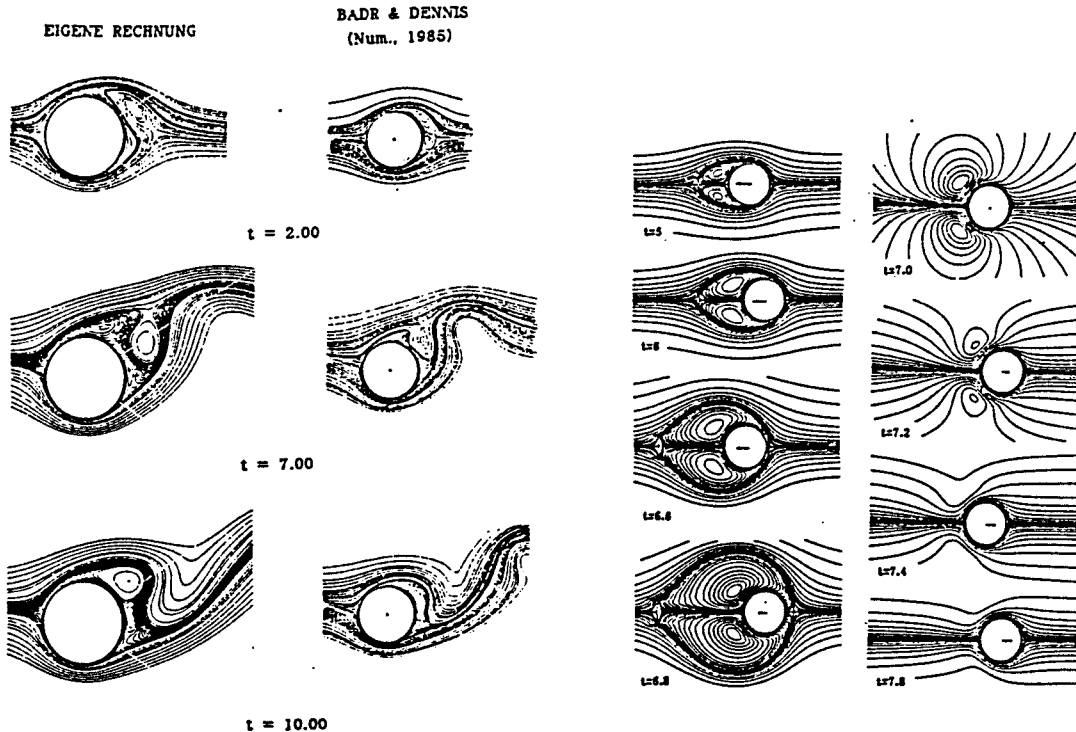


Abb. 1.: Umströmung eines stationär rotierenden Kreiszylinders, $Re=500$, $Ro=U_\infty/\Omega r=1.0$.

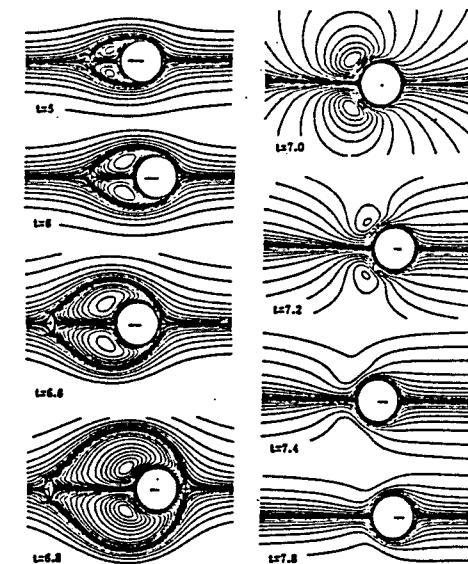


Abb. 2.: Kreiszylinderoszillation im ruhenden Fluid, $Re=200$, $F_z=.286$ (F_z : Zylinderfrequenz).

Literatur

- [1] Schütz, H.; " Ein direktes Lösungsverfahren der Navier-Stokes Gleichungen in reiner Stromfunktionsformulierung zur Simulation instationärer inkompressibler Strömungen in zweidimensionalen Geometrien. ", Diss. TU-Berlin, (1990)
- [2] Gürgey, E. , Schütz, H., Thiele, F.; " Die Umströmung eines rotierenden Kreiszylinders ", ZAMM 71, 5, S. T421-424, (1991).
- [2] Schütz, H. , Rieger, E. ,Thiele, F.; " Instationäre Querumströmung eines in Strömungsrichtung oszillierenden Kreiszylinders", ZAMM 68, 5, S.357-359, (1988).

weiteres Vorgehen

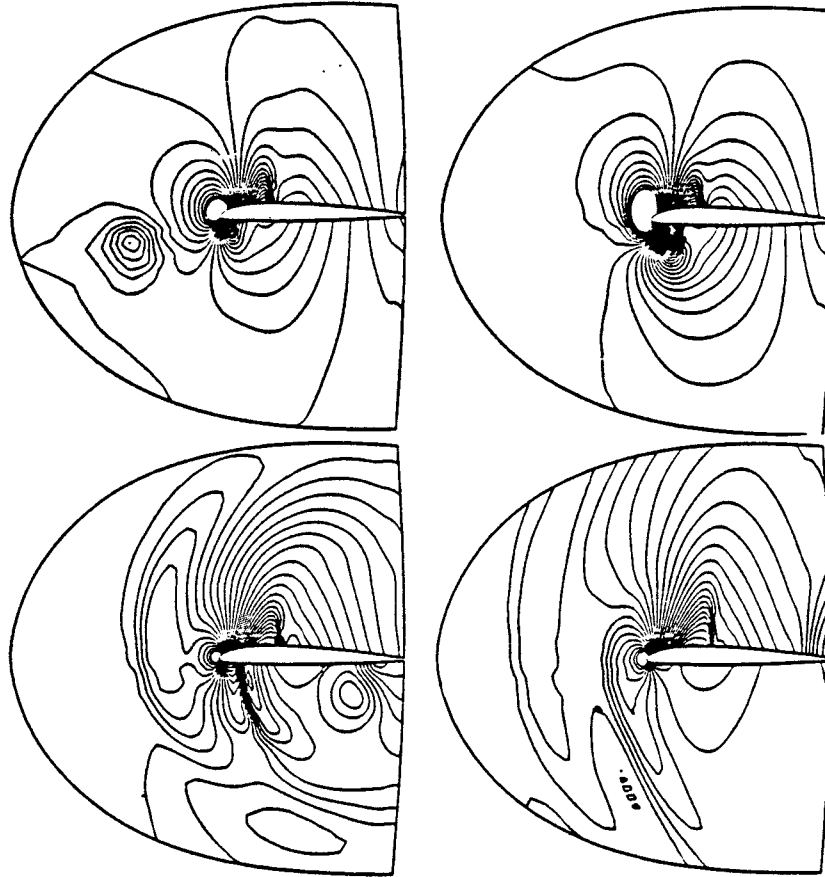
- a) Weiterentwicklung und Optimierung der Methode für schwingende Tragflügelprofile.
- b) Anwendung auf turbulente Strömungen.
- c) Berechnung von Multi-Komponenten-Tragflügelumströmungen mit schwingender Hinterklappe

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. C.S. KOCAAYDIN, Dipl.-Math.-Tech. S. KÖRBER		
Institution	Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik		
Adresse	RWTH Aachen Templergraben 64, 5100 Aachen	Telefon 0241/804636 Telefax 0241/804635	
weitere Partner			
Thema	WECHSELWIRKUNG VON WIRBELN MIT PROFILEN (SFB 25 / TP B7)		
Ausgangssituation	Der impulsartige Hubschrauberlärm wird auf die Wechselwirkung von Rotorblattspitzenwirbeln mit den nachfolgenden Rotorblättern zurückgeführt. Für das vorschlagende Hubschrauberblatt erreicht der Impulsschall gerade seine maximale Stärke, wenn die Wirbelachse lokal parallel zu der Spannweitenrichtung des Tragflügels ist.		
Ziel	Dieser strömungsakustische Vorgang wird mit Hilfe einer numerischen Simulation aus dem Gesichtspunkt der instationären Aerodynamik analysiert. Durch verschiedene Berechnungen im transsonischen Strömungsbereich sollen die aerodynamischen Mechanismen der impulsartigen Schallerzeugung im Vergleich mit Experimenten geklärt werden. Von besonderem Interesse sind die folgenden Strömungsvorgänge: schnelle Verlagerungen des vorderen Staupunktes und das Zusammenfallen wirbelinduzierter lokaler Überschallgebiete.		
Lösungsweg	Für die numerische Integration des mathematischen Modells, das aus den zweidimensionalen, instationären Navier-Stokes-Gleichungen besteht, wird ein implizites Upwind-Finite-Differenzen-Verfahren herangezogen. Die Anwendung eines Linien-Gauss-Seidel-Relaxationsverfahrens bildet den Schwerpunkt des Lösungsalgorithmus. Darüber hinaus erfordert die Modellierung der Wirbelkonvektion besondere Maßnahmen zur Reduzierung der numerischen Einflüsse. Hierzu gehört die Implementierung eines Störansatzes, sowie adaptive Gitterverfeinerung.		

AG STAB

Ergebnis



Skizze/Diagramm/Bild

Numerische Ergebnisse

Isolinien der Druckverteilung zu verschiedenen Zeitpunkten
($M_\infty = 0.73$, NACA 2209, $\Gamma = 0.42$, $y_w = -0.31$)

Literatur

C. S. KOCAAYDIN: Aerodynamik der Impulsschallentstehung durch Wirbel-Profil-Wechselwirkung, Fortschritt-Berichte VDI, Reihe 7, Nr.180, 1990

J. BALLMANN, C.S. KOCAAYDIN: Some Aerodynamic Mechanisms of Impulsive Noise During Blade-Vortex-Interaction, Sixteenth European Rotorcraft Forum, Glasgow, Sept. 1990

weiteres Vorgehen Das Lösungsverfahren soll auf dreidimensionale Berechnungen erweitert werden. Die Modellierung der turbulenten Strömungsvorgänge bildet einen anderen Aspekt der zukünftigen Arbeiten.

Datum

15.1.1991

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis

Ansprechpartner K. Morikawa, Prof. H. Grönig

Institution Stoßwellenlabor der RWTH Aachen

Adresse Templergraben 55
5100 Aachen

Telefon 0241/80-6401

Telefax 0241/174980

weitere Partner

Thema Instationäre Strömung um ein oszillierendes Profil
in einem Wasser-Ludwig-Kanal

Ausgangssituation

Es steht ein Wasser-Ludwig-Kanal mit einer rechnergesteuerten Anstellwinkelseinstellung zur Verfügung. Damit ist es möglich, Untersuchungen an periodisch oszillierenden Profilen durchzuführen, wobei gleichzeitig die Strömung beschleunigt oder verzögert werden kann. Auf diese Weise können Strömungszustände simuliert werden, wie sie am Hubschrauberrotor im Vorwärtsflug auftreten.

Ziel

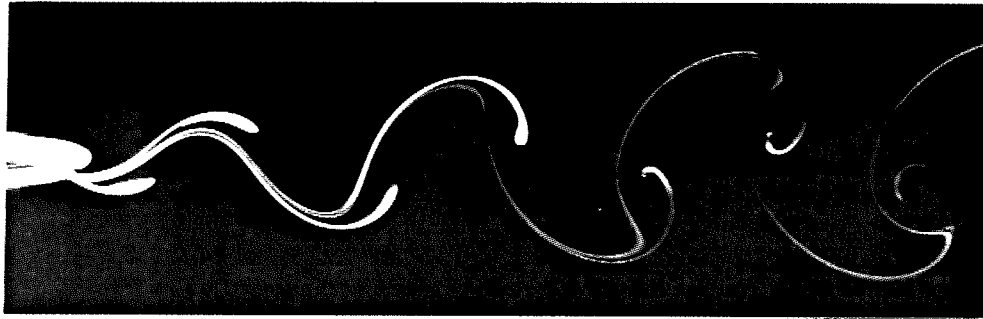
Es sollen grundlegende Erkenntnisse über die Wirbelentstehung und -entwicklung an einem Profil in instationärer Anströmung gewonnen werden. Insbesondere sollen die Kräfte an einem oszillierenden Profil in der instationären Anströmung bestimmt und mit den Strömungsvorgängen in Verbindung gebracht werden. Dazu müssen Strömungsbilder aufgenommen und lokale Geschwindigkeitsmessungen durchgeführt werden.

Lösungsweg

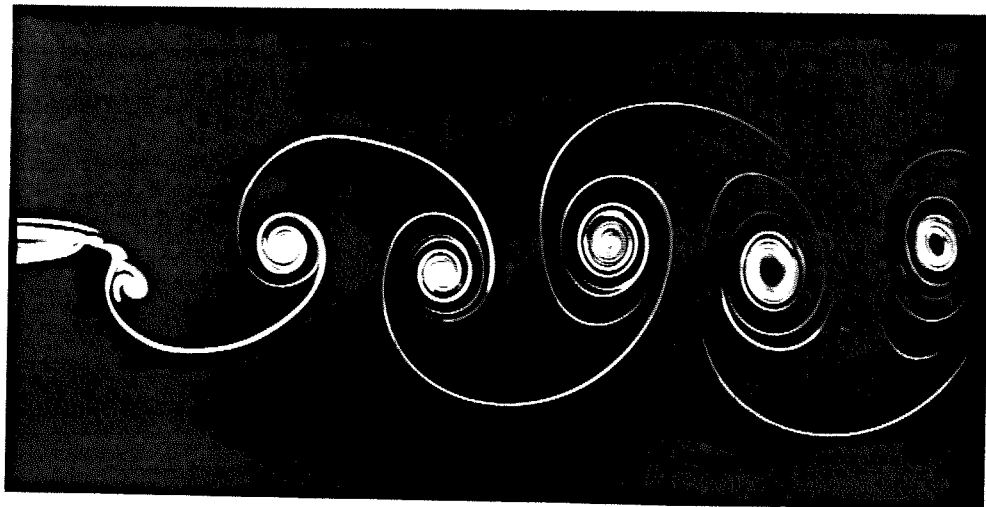
Zur Strömungssichtbarmachung wird die Farbfaden-Methode und die Methode der kodierten Bahnspuren [2] eingesetzt. Letztere Methode verschafft einen guten Gesamtüberblick über die aktuelle Strömungssituation zu einer bestimmten Zeit. Mit einem 2-Komponenten-LDA können lokale Geschwindigkeitsmessungen in besonders interessierenden Bereichen durchgeführt werden. Eine 3-Komponenten-DMS-Waage ermöglicht die simultane Messung von Auftrieb, Widerstand und Nickmoment. Der Anstellwinkel kann über einen rechnergesteuerten Schrittmotor periodisch und nichtperiodisch verändert werden. Parameter der Untersuchungen sind die Reynoldszahl, die reduzierte Frequenz und die Amplitude der Anstellwinkelschwingung.

Ergebnis

Nachläufe eines NACA0012 Profils sind mit der Farbfaden-Methode sichtbar gemacht worden. Durch die Kombination der Parameter reduzierte Frequenz ($K=\pi f c/U_0=0.12-62.8$), Amplitude der Schwingung ($1-5^\circ$) und Reynoldszahl (2500-32000), ist der Nachlauf in fünf Gruppen klassifizierbar: 1) wellenförmiger Nachlauf, 2) geteilt wellenförmiger Nachlauf, 3) aufgerollter Nachlauf, 4) geradlinig aufgerollter Nachlauf und 5) turbulenter Nachlauf. Die ersten vier Formen des Nachlaufs bilden sehr geordnete und gut reproduzierbare Strukturen.



(a) geteilt wellenförmiger Nachlauf, $\alpha=1^\circ$, $K=12.57$, $Re=5000$, $t=1\text{ s}$



(b) geradlinig aufgerollter Nachlauf, $\alpha=5^\circ$, $K=12.57$, $Re=5000$, $t=1\text{ s}$

Literatur

- [1] T. Akamatsu (1978): Application of shock tube and shock wave research to studies of hydrodynamics. Shock Wave Research, 24-35, University of Washington Press.
- [2] W. Kerres (1990): Wirbelsysteme an einem Profil beim Anfahrvorgang. Dissertation, RWTH Aachen, VDI, Reihe 7 Nr. 172.
- [3] W. Kerres und H. Grönig (1990): Instationäre Umströmung von Profilen in einem Flüssigkeits-Ludwig-Kanal. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 14, 290-300.

weiteres Vorgehen

Zur genaueren Untersuchung der gefundenen Nachlauf-Formen sollen als nächstes Geschwindigkeitsmessungen mit dem 2-Komponenten-LDA im Nachlauf durchgeführt werden. Anschließend werden Kräftemessungen mit der 3-Komponenten DMS-Waage durchgeführt. Begleitend werden numerische Rechenverfahren entwickelt und auf die experimentelle Anordnung angewendet.

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Math. K. PAHLKE

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig

Telefon 0531/395-2443

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner

Thema Ein zeitgenaues Verfahren zur Berechnung der Umströmung eines oszillierenden Profils mittels der zweidimensionalen Euler-Gleichungen

Ausgangssituation - Verfahren zur Berechnung des stationären Strömungsfeldes um Propeller oder Hubschrauberrotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen unter Verwendung eines starren blattfesten rotierenden Koordinatensystems [1].
- Verfahren zur Berechnung des stationären Strömungsfeldes um Tragflügelprofile durch die Lösung der zweidimensionalen Euler-Gleichungen [2].

Ziel

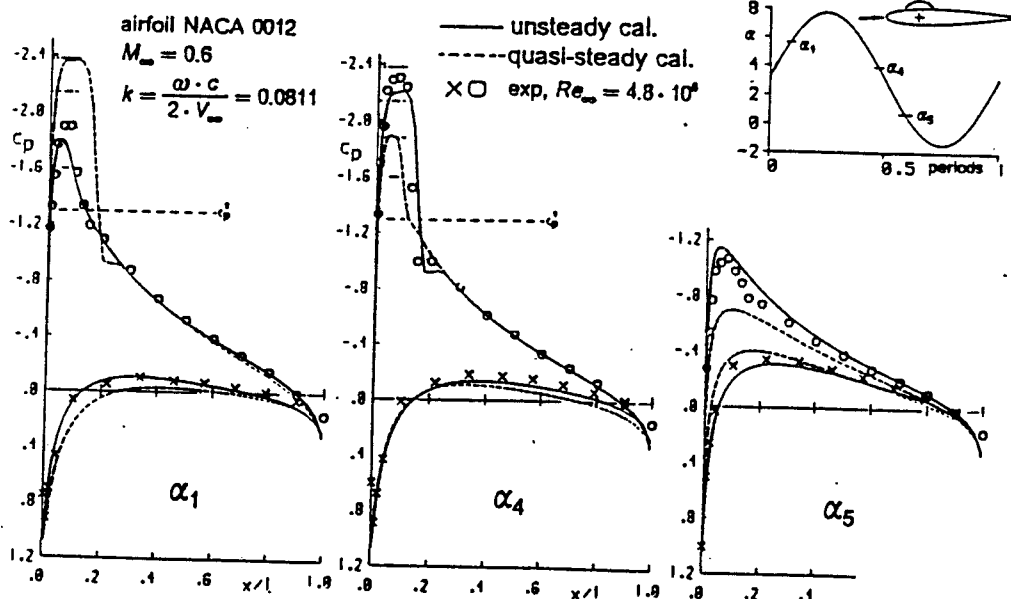
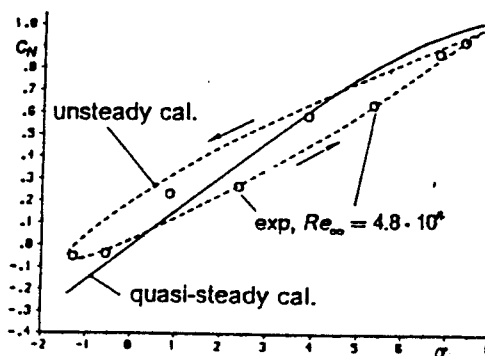
Entwicklung eines Verfahrens zur Berechnung des dreidimensionalen instationären Strömungsfeldes um Hubschrauberrotoren im Vorwärtsflug.

Lösungsweg

Das zweidimensionale Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen wurde dahingehend weiterentwickelt, daß es die Umströmung eines oszillierenden Profils zeitgenau berechnet. Hierzu wurden die Grundgleichungen in ein oszillierendes blattfestes Koordinatensystem transformiert. Die nun erhaltenen Gleichungen wurden in das Programm implementiert. Das zweidimensionale Programm ist im wesentlichen eine zweidimensionale Version des Verfahrens für Rotoren im Schwebeflug. Techniken zur Effizienzsteigerung des zeitgenauen Algorithmus' können somit in zwei Dimensionen mit vertretbarem Aufwand untersucht werden, bevor sie auf den dreidimensionalen Fall angewendet werden. Ein erster Schritt in dieser Richtung war die Implementierung des impliziten Residuendämpfens mit vom Zeitschritt und von der jeweiligen Zelle abhängigen Koeffizienten, was das Verfahren zum einen wesentlich robuster macht und zum anderen eine Erhöhung der CFL-Zahl von bisher 7,5 auf Werte von bis zu 60 ermöglicht.

Ergebnis Das Verfahren wurde auf verschiedene transsonische Testprobleme für oszillierende Profile angewandt. Die Bilder zeigen einen Vergleich zwischen einer zeitgenauen Rechnung, einer quasistationären Rechnung und dem Experiment [3].

Es zeigt sich, daß die zeitgenaue Rechnung sowohl qualitativ als auch quantitativ gut mit dem Experiment übereinstimmt, wogegen die quasistationäre Rechnung die Druckverläufe weder in den transsonischen noch in den subsonischen Fällen richtig trifft. Diese Rechnungen wurden auf einem Netz mit 167×31 Zellen durchgeführt. Bis zum Einschwingen mußten insgesamt 4 Perioden berechnet werden, wobei eine Periode 250 CPU-s auf der CRAY-YMP der DLR benötigt.



- Literatur** [1] Kroll, N.: Berechnung von Strömungsfeldern um Propeller und Rotoren im Schwebeflug durch die Lösung der Euler-Gleichungen. DLR-FB 89-37.
 [2] Kroll, N., Jain, R.K.: Solution of Two-Dimensional Euler Equations - Experience with a Finite Volume Code. DFVLR-FB 87-41.
 [3] Landon, R.H.: NACA 0012. Oscillatory and Transient Pitching. AGARD-R-702, August 1982, Dataset 3, p. 13.

weiteres Vorgehen

Wie die genannte Rechenzeit zeigt, ist es dringend erforderlich, den Algorithmus für 3D-Anwendungen zu beschleunigen. Der dann gefundene Algorithmus wird in das dreidimensionale Verfahren implementiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ HUBSCHRAUBER
Fachkreis Rotor/Rumpf-Interferenz

Ansprechpartner P. Stahl

Institution MBB-UH HUBSCHRAUBER (HE121)

Adresse Postfach 80 11 09, 8000 München 80

Telefon (089) 607 20299

Telefax (089) 607 26883

weitere Partner BRITE/EURAM - AERO 0011-C

Thema Study and Computation of Interactional Aerodynamics

Ausgangssituation Der Hubschrauberrumpf bewirkt durch

- eine aufwärts gerichtete Durchströmung der vorderen Hälfte der Rotorkreisscheibe
- eine Versperrung des Rotornachlaufes durch den Rumpf

eine Erhöhung des Schubbedarfes des Rotors

Ziel

- Definition eines Verfahrens für die Berechnung der Interferenz des Rotor- und Rumpfströmungsfeldes
- Bestimmung der Interferenz auf die Flugleistungen

Lösungsweg

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

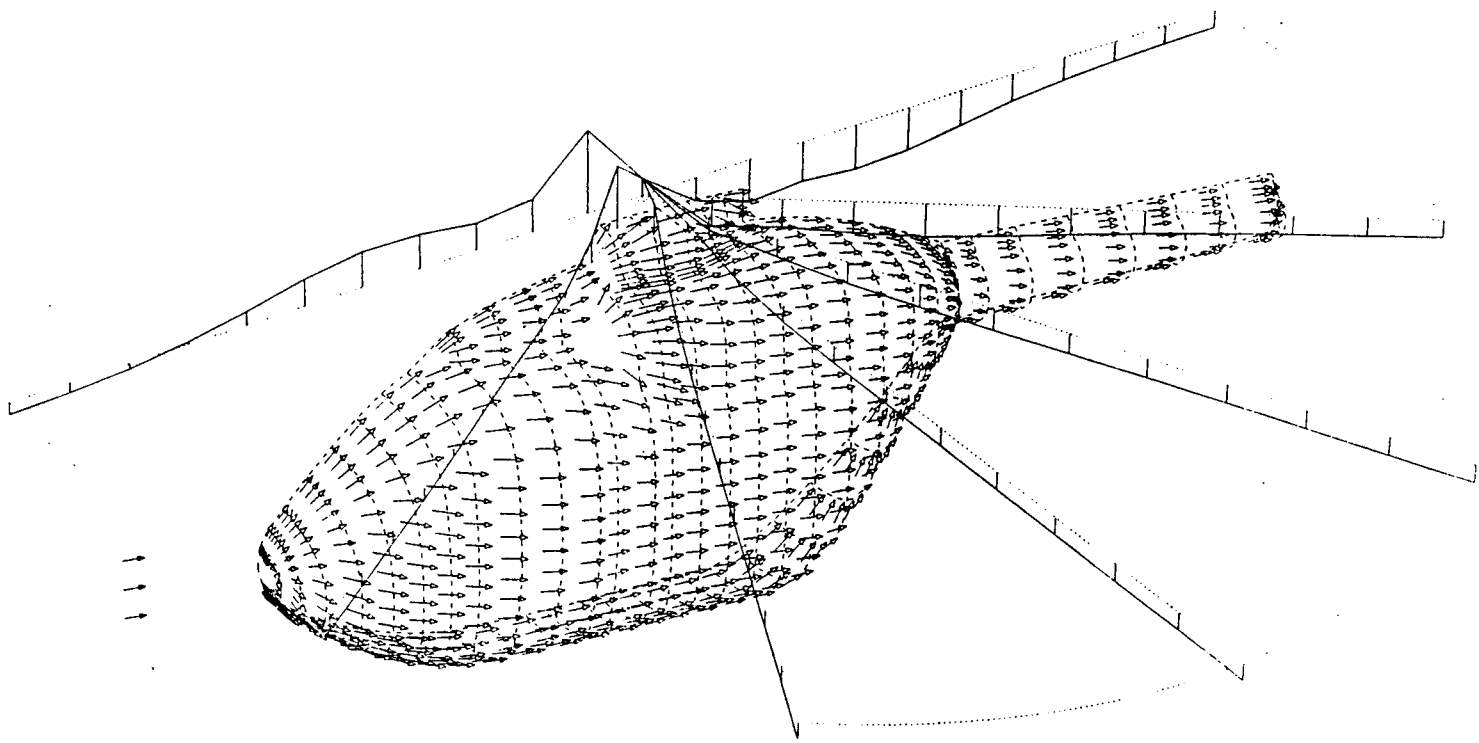


Bild 1: Rumpfverdrängungswirkung

Literatur

- (1) A. Saporiti,
'Guidelines for Wind Tunnel Tests', AG/SCIA/002, June 1990
- (2) P. Renzoni, S.R. Ahmed, A. Desopper,
'Critical Analysis of Computational Methods', AG/SCIA/003, August 1990

weitere Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler

Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. S. Wagner, Dipl.-Ing. A. Lesching
Dipl.-Ing. D. Palasis

Institution

Adresse Universität der Bundeswehr München
Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 089/6004-2136

Telefax 089/6004-3560

weitere Partner

Thema Theoretische Grundlagen für die Erstellung eines Entwurfsdiagramms für Drehflügler neuer Technologie

Ausgangssituation

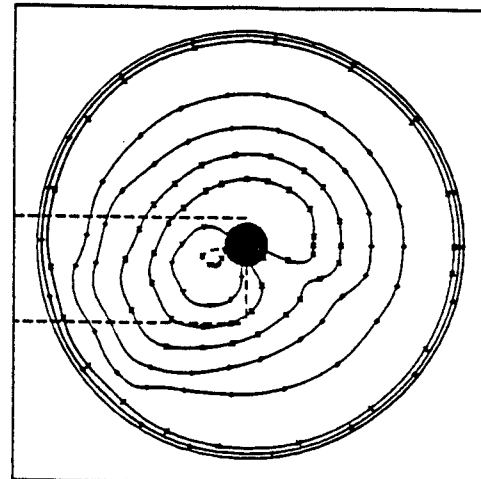
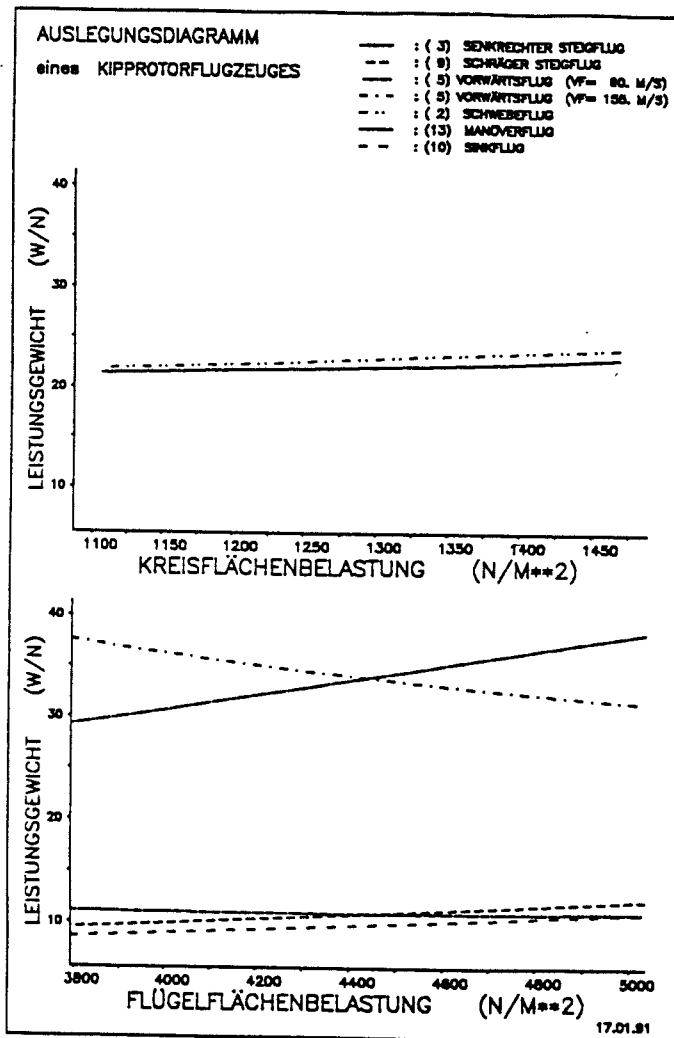
Grundlage bildet ein Hubschrauberauslegungsprogramm, mit dem einzelne Missionsabschnitte untersucht werden können.

Ziel Erstellung eines Programms, mit dem Vorentwurfsuntersuchungen zur Konfigurationsauswahl eines Kipprotorflugzeuges durchgeführt werden können.

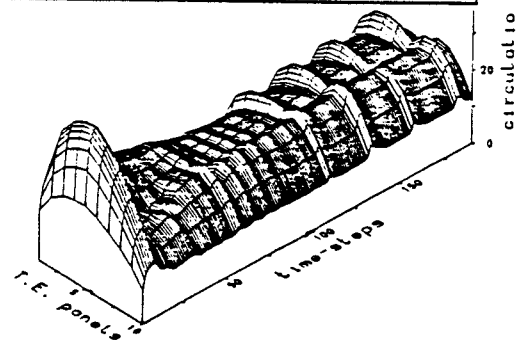
Lösungsweg

Durch die Erstellung eines Auslegungsdiagramms für eine bestimmte Anzahl von Punktleistungen wird der zulässige Entwurfsbereich ermittelt. Dabei wird die erforderliche Leistung auf der Grundlage algebraischer Gleichungen ermittelt. Die Abschätzung der Widerstände erfolgt über Handbuchmethoden. Die Gewichte werden auf der Grundlage statistischer Methoden erfaßt. Die verfügbare Triebwerksleistung und der spez. Kraftstoffverbrauch wird mit Hilfe eines Simulationsprogramms ermittelt. Weiterhin wird durch die die Anwendung der Carpet-Plot Darstellungsweise der Einfluß von zwei und mehr Parametern auf den Entwurf gleichzeitig untersucht. Bezüglich der Verifikation der Rotorleistung wird die Interferenz zwischen Rotor und Tragflügel mittels eines Wirbelgitterverfahrens untersucht. Im Flügelbereich wird aufgrund der lokal existierenden Strömungsgeschwindigkeit der Nachlauf tangential zur Flügelkontur geführt.

Ergebnis



x = 18.33391
y = 14.70052
z = 13.08712
w = 11.43373
u = 9.80034
v = 8.16695
x = 6.53356
y = 4.30017



ANGLE OF ATTACK AND
ROTOR CIRCULATION

Literatur

1. B.W. Mc Cormick, Aerodynamics of VISTOL Flight
Academic Press Inc., New-York 1967
2. D.C. Raymer, Aircraft Design: a conceptual Approach
AIAA, Washington D.C., 1989

weiteres Vorgehen

Untersuchungen einzelner Missionsabschnitte sollen durch Parametervariation die Auswirkung auf die spezifischen Kenngrößen zeigen.

Förderung durch BMVg-RüFo 4

Datum 21.01.1991

Mitteilung

Projektgruppe/ EG BRITE/EURAM Project DACRO
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.Ing. S. Wagner, Dipl.Ing. R. Stangl

Institution Universität der Bundeswehr München
Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 089 / 6004 - 2136
Telefax 089 / 6004 - 3560

weitere Partner

Thema Berechnung der 3 dimensionalen Rotorumströmung mit Hilfe eines Eulerverfahrens.
Erweiterung auf instationäre Anwendungen.

Ausgangssituation

Ein 3-D finite Volumenverfahren zur Berechnung des stationären Flugzustandes steht zur Verfügung.

Ziel Reduzierung der benötigten Zeit für eine stationäre Berechnung.
Implementierung eines instationären Programmes.

Lösungsweg

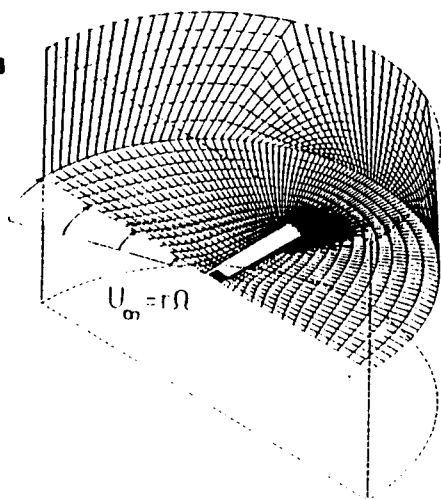
Der Algorithmus basiert auf den dreidimensionalen konservativen Eulergleichungen in der differentiellen Form. Diese werden durch ein finite Volumen Schema gelöst, das mit einem Charakteristikenverfahren nach Godunov arbeitet.

Für die Netzgenerierung stehen zwei Möglichkeiten zur Verfügung. Ein H-Netz und ein O-O Netz.

Ein erster Schritt auf die instationäre Lösung ist die Anwendung eines impliziten Relaxationsverfahrens, das den Einsatz von größeren Zeitschritten erlaubt.

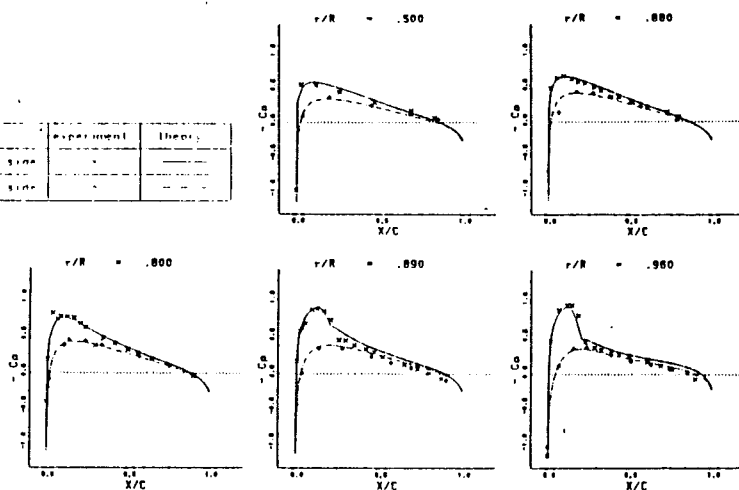
Es wurde nachgewiesen, daß das Programm in der Lage ist, so komplexe Strömungsvorgänge wie Verdichtungsstöße, Blattspitzenwirbel und Anfahrvorgänge mit guter Genauigkeit zu berechnen.

Ergebnis

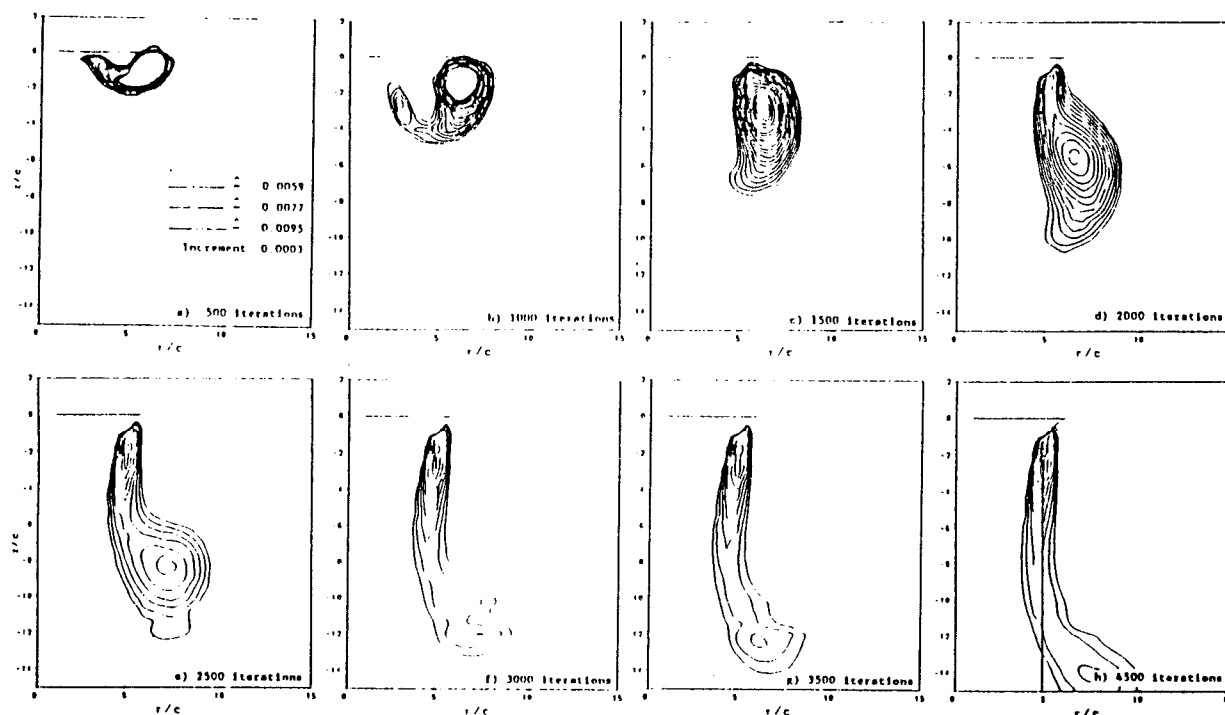


Closed computational domain, one symmetry-half, 0-D-type grid

	Experiment	Theory
Upper side	x	---
Lower side	x	---



Pressure distribution. Final result after 17000 iterations. Experimental data from Gatzert¹⁾



Temporal evolution of the Euler-calculated starting process in terms of the total pressure loss

Literatur

Hertel, J.; Krämer, E.; Wagner, S.: Complete Euler Solution for a Hovering Rotor and a Propeller in Forward Flight. 16th European Rotorcraft Forum, Glasgow, U.K., 1990, Paper-No. I.4.2

Wagner, S.; Krämer, E.; Hertel, J.: Anwendung der Eulergleichungen zur Berechnung stationärer Rotorströmungen unter Berücksichtigung des Nachlaufes auf das nachfolgende Blatt. Jahrbuch 1988 I der DGLR, S. 333-344.

weitere Vorgehen

Verbesserung der Netzgenerierung
Implementierung von effizienteren Algorithmen
Erweiterung auf ein instationäres Verfahren

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Drehflügler

Ansprechpartner

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

Institution

Universität der Bundeswehr München

Adresse

Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 089/6004-2136

Telefax 089/6004-3560

weitere Partner

Projektbeteiligte bei: BRITE EURAM AERO 0011 -C(A)

Thema

Strömungstechnische Untersuchung von Rotor - Rumpf Interferenzen
unter Einsatz eines Wirbelgitter - Panelverfahrens

Ausgangssituation

Ein Wirbelgitterverfahren für Tragflügel wurde zur Berechnung des aerodynamischen Nachlaufs freier Mehrblattrotoren erweitert.

Ziel

Erweiterung des obengenannten Verfahrens zur Einbeziehung von Verdrängungskörpern im Rotornachlauf, um strömungstechnische Kenntnisse zu Minderung von Lärmentwicklung und vibrationsbedingter Lasten zu gewinnen.

Lösungsweg

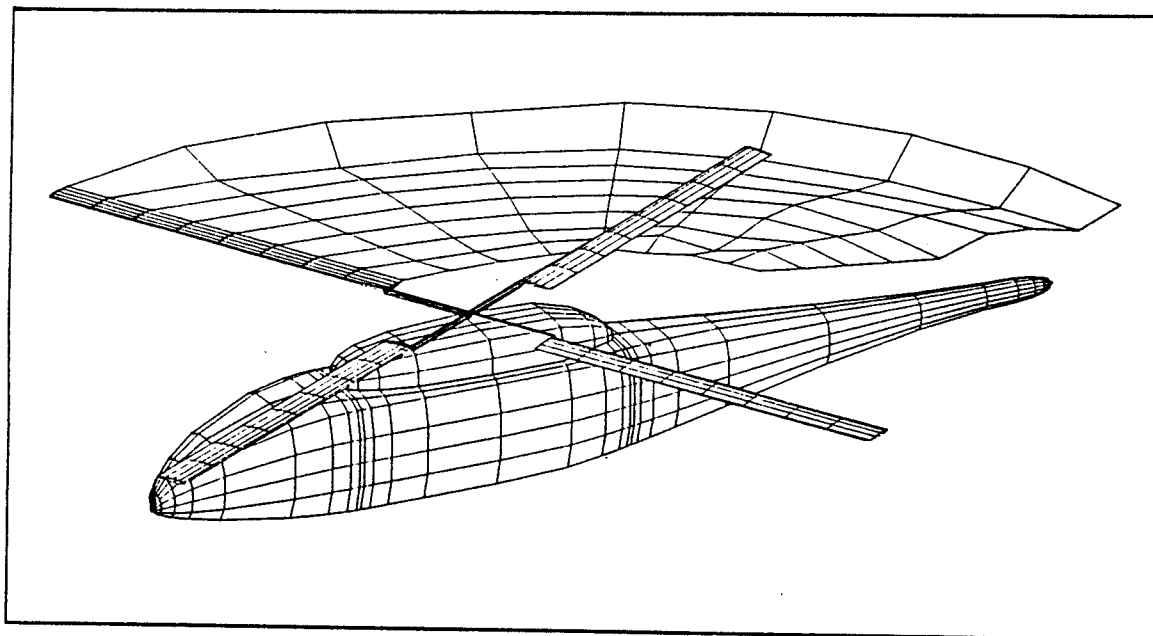
Durch getrennte Behandlung des freien Rotors und des freien Rumpfes werden die Einflüsse im räumlichen Bereich der jeweils anderen Komponente untersucht. Der Rotor produziert einen Nachlauf, bestehend aus einem Wirbelsystem, welches zu jedem Zeitschritt durch die vom Rotorblatt abstömende Wirbelreihe erweitert wird. Zur Bestimmung der an jedem Blattpanel vorhandenen gebundenen, Auftrieb erzeugenden Zirkulationen werden lokale Anströmgeschwindigkeit und induzierte Geschwindigkeiten aller vorhandenen Singularitäten herangezogen.

Rumpffähnliche Verdrängungskörper werden mit Quell- Senken- Panels belegt und unter verschiedenen Anströmungen berechnet, um die Wirkung der Rumpfsingularitäten, z.B. im vorgesehenen Rotorkreisbereich, zu ermitteln. Aus Rechenzeitgründen sind niedrige Panelzahlen von Bedeutung. Dazu werden spezielle Vergleiche mit potentialtheoretisch exakt lösbaren, rotationssymmetrischen Körpern (welche durch 3-D Punktsingularitäten erzeugt werden) angestellt.

Ergebnis

- 1) Simulationsrechnung der Entwicklung freier Wirbelschichten am Hubschrauberrotor in speziellen Flugfällen.
- 2) Bestimmung von Rumpfeinflüssen auf den Bereich der Rotorkreisscheibe.

Eine typische Wirbelschichtentwicklung im Vorwärtsflug skizziert das folgende Bild. Verformungen des Wirbelgitters unter dem Einfluss der Singularitäten sind deutlich erkennbar.



Literatur

RÖTTGERMANN A.

Ein Singularitätenverfahren zur Nachlaufberechnung von Mehrblattrotoren
Diplomarbeit, Universität der Bundeswehr München

MASKEW

Subvortex Technique for the Close Approach to a Discretized Vortex Sheet
Journal of Aircraft Vol. 14 No. 2 Feb. 1977

weitere Vorgehen

- Verfahrensoptimierung betreffend Panel- und Gitterdichte
- Ermittlung zulässiger Verfahrensvereinfachungen zwecks Rechenzeitverringerung
- Untersuchung von Kopplungsmöglichkeiten
- Grundlagensammlung zum Verhalten von Einzelwirbeln / Wirbelschichten beim Auftreffen auf Hindernisse.

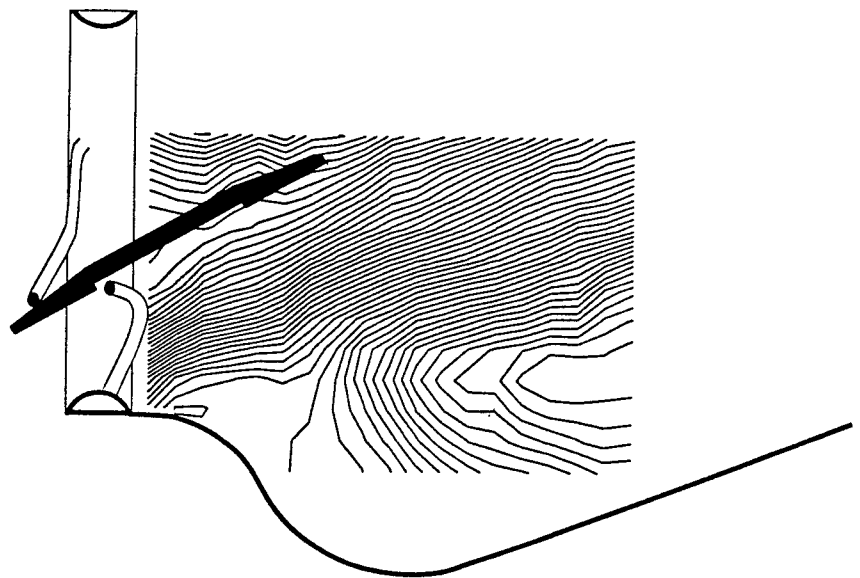
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. K. Affeld, Dipl.-Ing. K. Schichl
Institution	Technische Universität Berlin Hermann-Föttinger-Institut für Thermo- und Fluidodynamik
Adresse	Straße des 17. Juni 135 1000 Berlin 12
	Telefon 030/3035-2021 Telefax 030/3024403
weitere Partner	
Thema	Strömungsablösungen an Künstlichen Herzklappen
Ausgangssituation	Bei mechanischen künstlichen Herzklappen kommt es immer wieder zu thromboembolischen Komplikationen, die auf das körperfremde Material und die unphysiologische Blutströmung durch die Klappen zurückzuführen sind. An der Grenzfläche Blut/Implantat werden gerinnungsaktive Substanzen gebildet, so daß ab einer bestimmten Konzentration Thromben entstehen, die das Öffnen und Schließen der Klappe beeinträchtigen oder gar vollkommen unmöglich machen.
Ziel	Eine solche Konzentrationserhöhung findet man nach Strömungsablösungen - in Rezirkulationsgebieten. Der Zusammenhang zwischen Wandschubspannung und Thrombenbildung ist experimentell nur im Prinzip nachgewiesen. Mit Hilfe der Laser Doppler Velocimetrie lassen sich die Ablösevorgänge nur unvollkommen erfassen. Mit der Sichtbarmachung der Strömung kann man die Ablösungen zwar erfassen, aber nicht quantifizieren, weil die Strömungsgeschwindigkeiten zu hoch sind - etwa 1 m/s.
Lösungsweg	Mit der Anwendung der Ähnlichkeitsgesetze auf eine geometrisch zehnfach vergrößerte Modellströmung können die Strömungsgeschwindigkeiten auf 0,03 m/s herabgesetzt werden. Damit können die Sichtbarmachungsverfahren angewendet werden, mit der einzelne Strömungsablösungen untersucht werden können. Der Vorteil gegenüber Messungen mit einem Laser-Doppler-System besteht darin, daß die Geschwindigkeiten und Wandschubspannungen nun in ihrer zeitlichen Entwicklung erfaßt werden können. Dies ist deshalb von großer Bedeutung, weil die Strömung den Bereich laminar - turbulent - laminar bei jedem Zyklus durchläuft und dadurch große Unterschiede zwischen den einzelnen Zyklen auftreten. Am Klappenring konnten Ablösungen nachgewiesen werden, die während des ganzen Zyklus erhalten bleiben. Diese Bereiche stimmen mit den Gebieten überein, in denen sich auch bei den klinisch eingesetzten künstlichen Herzklappen die Thromben bevorzugt zuerst bilden. Damit ist erstmalig bei künstlichen Herzklappen - wenn auch indirekt über eine Modellstudie - die Zuordnung vom Ort der Strömungsablösung zu dem der Thrombenbildung gelungen. Bisher wurden Untersuchungen an drei verschiedenen Klappentypen durchgeführt. Mit dem zuletzt entwickelten Verfahren zur Quantifizierung der Verweilzeiten in Ablösegebieten können nunmehr auch verschiedene Herzklappen in Bezug auf die Wahrscheinlichkeit der Thrombenbildung vergli-

Ergebnis

chen werden.

Das Klappenmodell und das Modell der Aortenwurzel wurden im Maßstab 10:1 nachgebildet. Zusammen mit dem Viskositätsverhältnis 1:3.5 (Wasser/Blut) ergibt sich ein Geschwindigkeitsverhältnis von 1:35 und ein Zeitverhältnis von 350:1. Der Strömungsvorgang ist somit vergrößert und zeitlupenhaft gedehnt und kann mit vorher nicht bekannter Genauigkeit beobachtet werden: die räumliche Auflösung der Strömung ist verglichen mit der Laser-Doppler-Technik um den Faktor 20 feiner. Zur Grenzschichtbeobachtung wurde ein elektrolytisches Verfahren eingesetzt, bei dem in der Grenzschicht selbst ein Zinnsalz abgeschieden wird und als weißer "Rauch" sichtbar wird. Die Geschwindigkeitsprofile innerhalb der Grenzschicht konnten mithilfe der Wasserstoffblasenmethode erzeugt und daraus Wandschubspannungsprofile errechnet werden. Um ein Gesamtbild der Strömung zu gewinnen, wurden Partikel beigemischt. Die entsprechenden Videoaufnahmen wurden in den Rechner eingelesen und mit speziellen Programmen zur Bildverarbeitung Geschwindigkeitsprofile errechnet. Aus diesen wiederum wurden die Stromlinien berechnet, die im nebenstehenden Bild dargestellt sind. Durch eine Beimischung von Farbfäden kann sehr gut die Wirbelentstehung demonstriert werden. Videoaufnahmen mit zuge-mischten fluoreszierenden Farbstoffen ließen über eine Analyse der Grauwertverteilung auf die Verweilzeiten des Blutes im Bereich der Klappe schließen.



Literatur

- Affeld, K., Walker, P., Schichl, K.: A ten times enlarged model of artificial heart valve flow. Proceedings 2nd International Symposium on Biofluidmechanics and Biorheology. Munich 1989
- Affeld, K., Walker, P., Schichl, K.: The Use of Image Processing in the Investigation of Artificial Heart Valve Flow. Transactions ASAIO 1989, p. 294 - 298
- Walker, P., Affeld, K., Schichl, K.: Bildverarbeitung bei der Strömung durch künstliche Herzklappen. Biomedizinische Technik, Ergänzungsband 1989, Kiel

weiteres Vorgehen

Mit einem neuen Modell der Aorta, das der natürlichen Geometrie stärker angepaßt ist, sollen die Verweilzeiten in Ablöseblasen bei verschiedenen Klappentypen erfaßt werden. Des weiteren soll die Ursache für das Versagen der künstlichen Herzklappe bei hohen Frequenzen gefunden werden, wofür durch eine veränderte Regelung eine Tachycardie simuliert werden soll. Schließlich sollen an einem Modell einer Starr-Edwards-Kugelklappe die Möglichkeiten für eine Minimierung der Ablösung durch eine Veränderung der Aortenform untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner

Jesus Arasti

Institution

MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse

Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089) 607-22716

Telefax (089) 607-25764

weitere Partner

Dr. P.Hennig, D.Nikolitsch

Thema

Bestimmung der Geometrie eines Flugkörpers bei aeroelastischem Verhalten infolge extremer Querbeschleunigung

Ausgangssituation

Für Flugkörper hoher Manövrierfähigkeit (speziell bei sehr hohen Geschwindigkeiten) können gekoppelte aerodynamische und flugmechanische Effekte zu extremen strukturmechanischen Belastungen führen. Bereits in frühen Entwicklungsphasen werden daher Verfahren benötigt, um diese Fragestellungen in den Auslegungsprozeß einzubeziehen. Dabei ist eine strikte Trennung von strukturmechanischen, dynamischen und aeroelastischen Effekten häufig nicht mehr möglich. Um die beschriebenen Probleme bearbeiten zu können, mußten zunächst einfache aerodynamische und flugmechanische Programme aufbereitet und mit elastischen Programmen gekoppelt werden. Später sollen die Einzelteile verbessert und zu einer aeroelastischen Gesamtsituation zusammengefaßt werden.

Ziel

Berechnung der Biegelinie, der Biegemomente und der Querkraftverteilung sowie der Eigenfrequenzen und der Schwingungsformen eines Flugkörpers bei Querbeschleunigung.

Lösungsweg

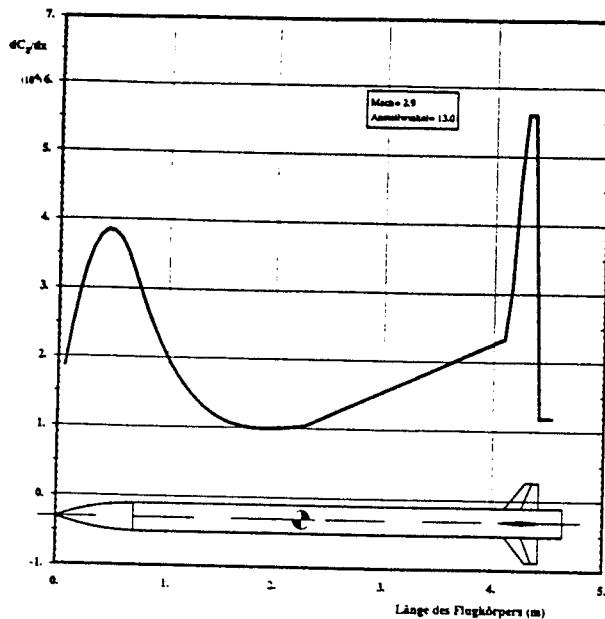
Die ausgewählte Methode besteht in der Integration der Differentialgleichung vierter Ordnung der Elastischen Linie. Dabei wird vorausgesetzt, daß der Elastizitätsmodul, das Flächenträgheitsmoment und die aufgeprägte aerodynamische Normalkraftverteilung entlang der Flugkörperachse beliebig variieren können. Die Normalkraftverteilung wird mit Hilfe eines nichtlinearen Strömungsmodells (Mehrwirbelmodell) ermittelt.

Als Randbedingung wird zunächst angenommen, daß der Flugkörper rechts und links frei gelagert ist. Fallen der Druckpunkt und der Angriffspunkt zusammen, dann verschwinden die Lagerkräfte am rechten und linken Ende. Dieses Kriterium dient auch als Kontrolle für die Numerische Lösung. Die Numerische Lösung erfolgt mit Hilfe eines Differenzenverfahrens. Da das entstehende Bandmatrixsystem schlecht konditioniert ist, muß mit doppelter Genauigkeit gearbeitet werden. Das Biegemoment und die Querkraftverteilung werden durch Numerische Differentiation aus der elastischen Linie gewonnen.

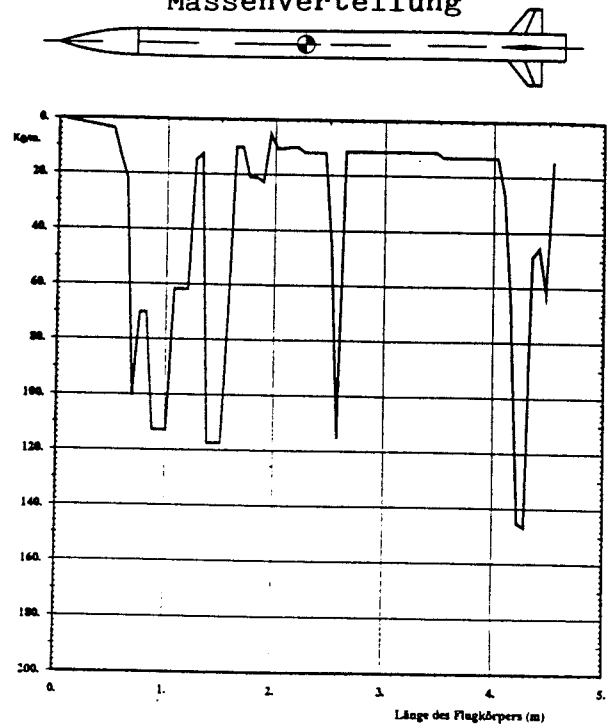
AG STAB

Ergebnis Die Bilder zeigen die Verformung eines Flugkörpers, der einer Querbeschleunigung von $n_y \approx 55 \cdot g$ bei $\alpha = 13^\circ$ und $Ma_\infty = 2.9$ ausgesetzt ist.

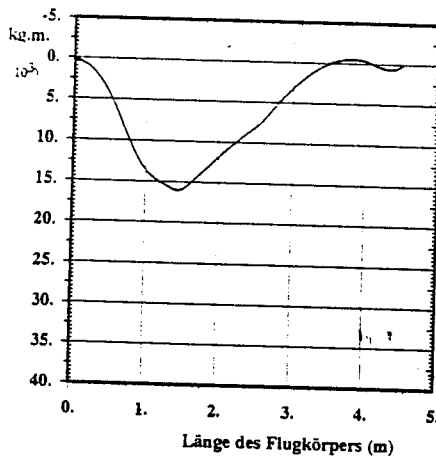
Rumpfkontur und Normalkraftverteilung.



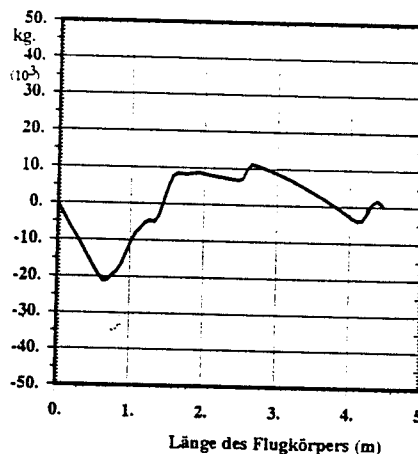
Massenverteilung



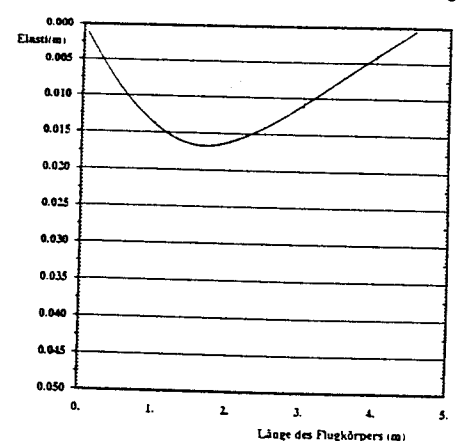
.BIEGEMOMENT.



.SCHERBEANSPRUCHUNG.



Achse der Flugkörper nach elastischer Verformung.



Literatur

- [1] D.Nikolitsch Forschungsbericht aus der Wehrtechnik
Berechnungsverfahren für schlanke Flügel
im Überschall bei hohen Anstellwinkeln
BMVg-FBWT 76-10
- [2] Fernando Rodriguez-Avial
Resistencia de materials
Editorial Bellisco (1989)

Weiteres Vorgehen

Berechnung der Eigenfrequenzen und Schwingungsformen
des Flugkörpers

Förderung durch

Datum 15.1.1991

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Dipl.-Ing. S. Becker
Technische Universität Dresden

Institution Institut für Strömungsmechanik

Adresse Mommsenstr. 13 **Telefon** 0051/4579297
Dresden 8027 **Telefax** 3751470294

weitere Partner Doz. Dr.sc. Ihlenfeld

Thema Untersuchung der Strömungsstruktur in Gebäudenähe mittels
Lasermesstechnik im Windkanal

Ausgangssituation Genaue Kenntnisse der Strömungsverhältnisse um quaderförmige Körper sind wichtig für die Klärung von Fragen, die bei der Schadstoffausbreitung im Umfeld von Gebäuden oder Bauwerksbelastung auftreten. Von großer Bedeutung ist die Nachbildung des natürlichen Windfeldes.

Ziel Neben zeitgemittelten Größen der Geschwindigkeit oder des Turbulenzgrades kommt es darauf an, instationäre Strömungsvorgänge zu beobachten, um daraus kausale Zusammenhänge verschiedener Wirbelgebiete erklären zu können. Die experimentell gewonnenen Ergebnisse sind außerdem Grundlage und Kontrolle numerischer Berechnungsverfahren.

Lösungsweg Die Nachbildung des natürlichen Windfeldes erfolgt mittels horizontal angeordneter Turbulenzstäbe unterschiedlicher Größe und zusätzlicher Rauigkeiten auf der Bodenfläche. Untersuchungsgegenstand sind quaderförmige Gebäudemodelle unterschiedlicher Streckung. Damit soll die Umströmung mehrgeschossiger Neubauten simuliert werden. Für die Erfassung instationärer Vorgänge wird das Laserlichtschnittverfahren angewandt. Die Zerlegung des dreidimensionalen Strömungsfeldes in zweidimensionale Lichtschnitte geschieht in allen drei Ebenen des kartesischen Koordinatensystems. Bei den Laser-Doppler-Geschwindigkeitsmessungen wurde eine spezielle LDA-Konfiguration auf der Basis von Lichtwellenleitern entwickelt und erprobt. Ergänzt werden die Untersuchungen durch Öl-Ruß-Anstriche und Messungen mit einem Doppelpitotrohr.

Ergebnis Mit der simulierten Grenzschicht wird ein Windprofil nachgebildet, welches dem in Gebieten lockerer Bebauung entspricht. Laserlichtschnittaufnahmen belegen, daß sich die seitlich am Gebäude ablösenden Wirbel mit dem über der Dachkante sich ablösenden vereinen und mit ihm abtransportiert werden. Aus der Frequenz dieser abschwimmenden Wirbel ist die Strouhalzahl bestimmbar. Bezogen auf die Anströmgeschwindigkeit in Dachhöhe ergab sich im Reynoldszahlbereich $10^4 \dots 7 \cdot 10^4$ eine Größe für die Strouhalzahl zwischen 0.14 und 0.15. Weiter können Aussagen über das Strömungsverhalten im luvseitigen Gebäudebereich getroffen werden. So bewirkt die erhöhte Turbulenz der nachgebildeten Grenzschicht, daß der charakteristische, hufeisenförmige Schraubenwirbel ständig zerfällt und sich wieder aufbaut. Außerdem verkürzt sich die mittlere Länge des Nachlaufgebietes. Ursache dafür ist ebenfalls die erhöhte Turbulenz der Anströmung, wodurch sich der turbulente Austausch zwischen dem Rezirkulationsgebiet und der Umgebung vergrößert.

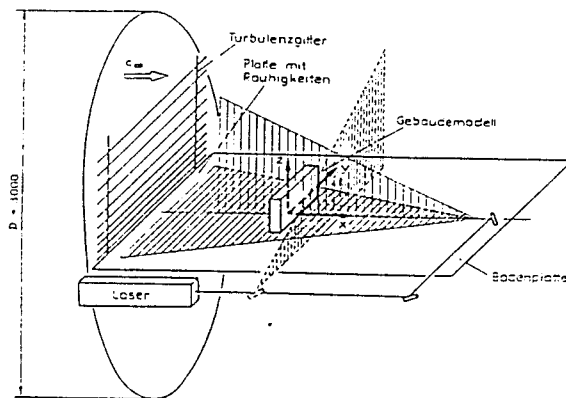


Bild 1 Skizze des Versuchsaufbaus

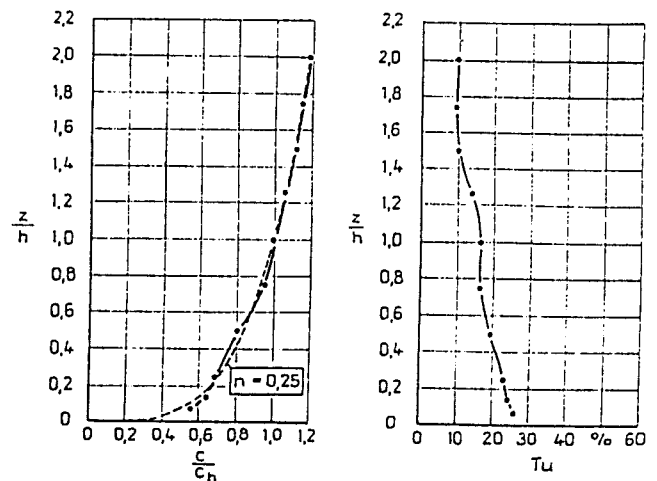


Bild 2 Geschwindigkeits- und Turbulenzgradverteilung der modellierten Grenzschicht

- Literatur** /1/ Sockel, H.: Aerodynamik der Bauwerke.
Friedrich Vieweg & Sohn
Braunschweig/Wiesbaden, 1984
- /2/ Counihan, J.: Adiabatic atmospheric boundary layer a review
of data from period 1880-1972.
Atm. Environment 9.1975

weiteres Vorgehen Anwendung des Laserlichtschnittverfahrens mit Grauwertanalyse zur Bestimmung von Konzentrationsverteilungen.

16.01. 1991

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner H. Esch

Institution DLR

Adresse Linder Höhe
5000 Köln 90

Telefon 02203 601 2345

Telefax 02203 601 2085

weitere Partner

Thema Das Auftreten von Verdichtungsstößen im Luvgebiet von
angestellten kreiszylindrischen Rümpfen

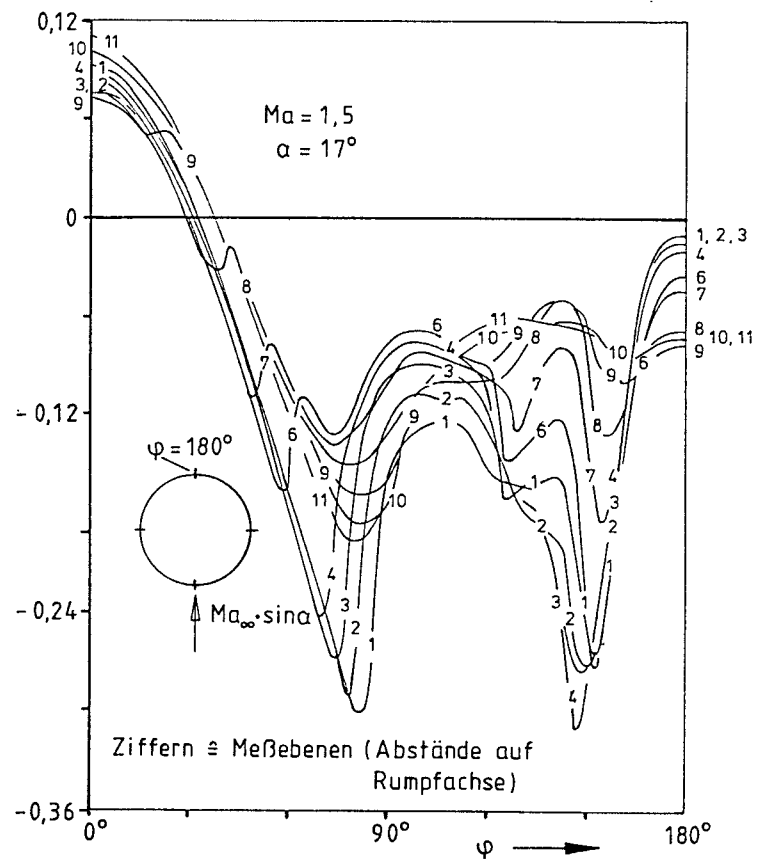
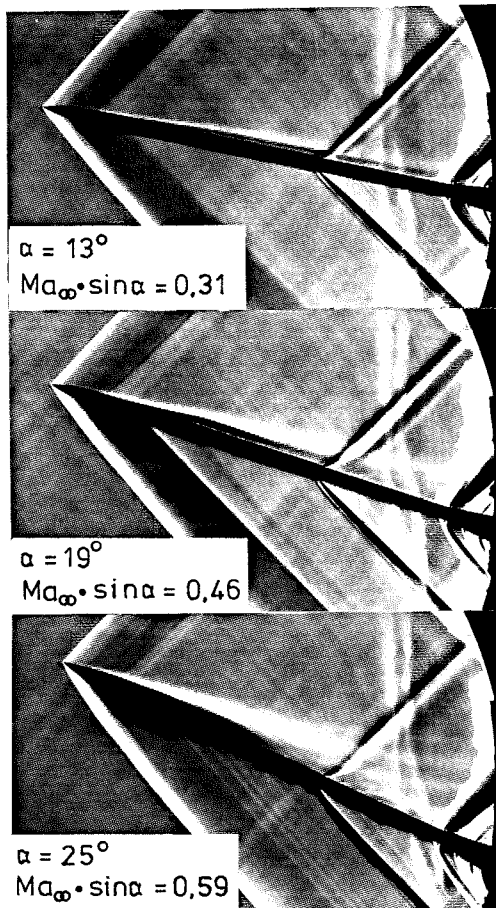
Ausgangssituation

Ziel Qualitative Beschreibung der Ursachen, die zum Auftre-
ten der Stöße führen.
Bestimmung der Bedingungen, bei denen der eingebettete
Stoß an der primären Ablöselinie ins Luvgebiet abbiegen
kann.

Lösungsweg Windkanaluntersuchungen
Schlierenaufnahmen
Ölfilmbilder
Druckverteilungsmessungen

Ergebnis

Die erwähnten Verdichtungsstöße treten im Querströmbe-
reich $0,32 \leq Ma_\infty \cdot \sin \alpha \leq 0,56$ auf. Sie stammen vom ein-
gebetteten Stoß, der sich an der primären Ablöselinie
bildet, bei niedrigen lokalen Machzahlen ablöst und
dann ins Luvgebiet abbiegen kann. Die Stöße sind auf
Schlierenaufnahmen und auf Ölfilmbildern zu erkennen.
Sie wandern im Gegensatz zum Ursprung der abgelösten
Rumpfwirbel mit wachsendem Anstellwinkel stromab.



Druckverteilung $C_p(\phi)$ bei $Ma = 1,5$ und $\alpha = 17^\circ$
($Ma_\infty \cdot \sin \alpha = 0,44$), $l_N/D = 3,5$, verschiedene
Meßebeenen $5,2 \leq x/D \leq 8,2$

Literatur

Esch, H. Windkanaluntersuchungen zum Auftreten von
Verdichtungsstößen im Luvgebiet von ange-
stellten kreiszylindrischen Rumpfen.
DLR-FB 90-15 (April 1990).

weitere Vorgehen

Erweiterung des untersuchten Machzahlbereichs
in den Transschall hinein.
Untersuchung des Einflusses der Rumpfgeometrie.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Interferenzeffekte im Zylindernachlauf mit Längswirbelerzeuger

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. M. Fiebig, Priv. Doz. Dr. N.K. Mitra, M. Sanchez

Institution Institut für Thermo- und Fluidodynamik

Adresse Lehrstuhl für Wärme- und Stoffübertragung
Ruhr-Universität Bochum
Postfach 10 21 48
4630 Bochum 1

Telefon 0234/700-6444

Telefax 0234/700-2001

weitere Partner

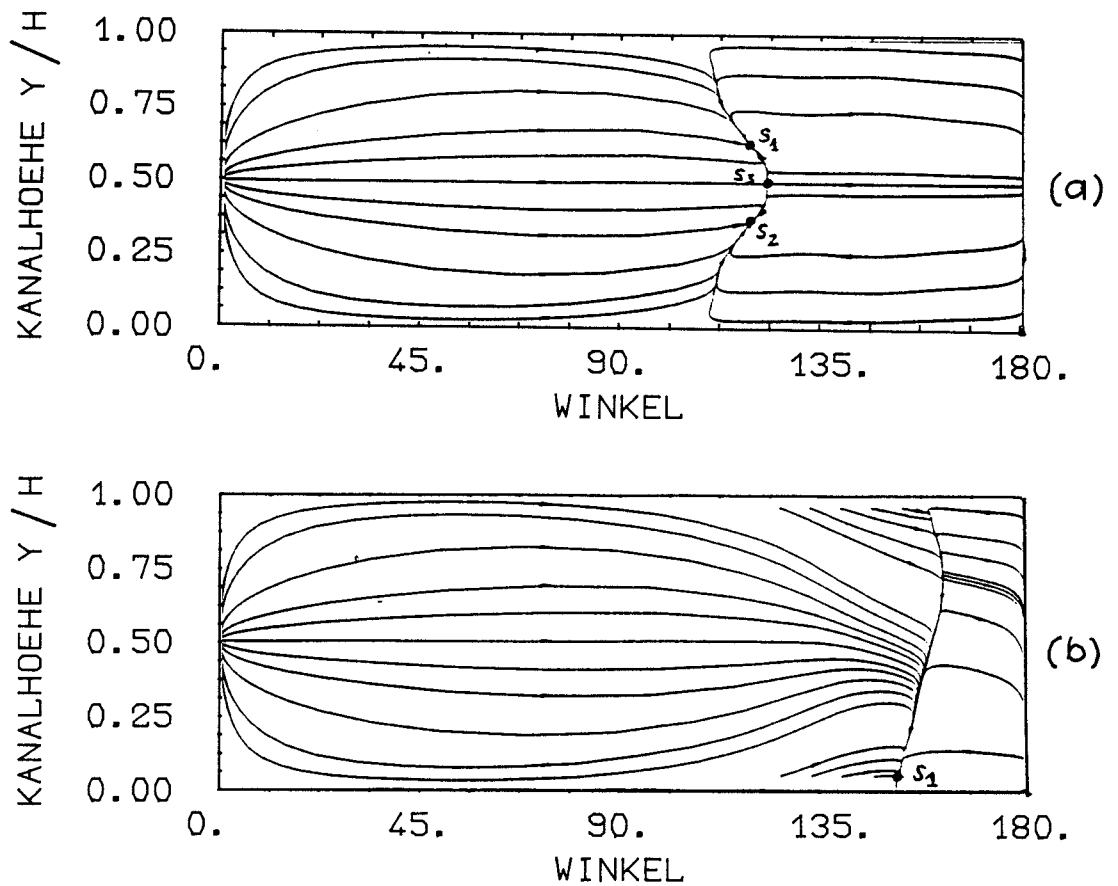
Thema Numerische Untersuchungen von dreidimensionalen Strömungen im Kanal mit eingebautem Zylinder und Längswirbelerzeuger

Ausgangssituation 3 D-Navier-Stokes-Löser basierend auf dem Marker-And-Cell Verfahren

Ziel Bestimmung von Geschwindigkeits- und Temperaturfeldern
Wärmeübergangsverbesserung im Lamellenwärmetauscher mittels
Längswirbelerzeuger

Lösungsweg Diskretisierung des Lösungsgebietes mit kartesischem Gitter
Berechnung der Strömungs- und Temperaturfelder mit einem Finiten-
Differenzen-Algorithmus
Stichworte:
- Sola-Verfahren
- Second upwind + zentrale Differenzen für konvektive Terme
- Zentrale Differenzen für diffusive Terme
- Anlaufströmung
- Berechnung der Wärmeleitung an den Wänden mittels eines Finiten-
-Elementen Programmsystems

Ergebnis



Oberflächenstromlinien am Zylinder für $Re = 600$ und (a) ohne winglets, (b) mit winglets

S_1 und S_2 sind Ablösepunkte, S_3 ist ein Sattelpunkt. Die Ablösung findet in (a) um 110° , in (b) erst um 160° statt.

Literatur

Sanchez, M., N.K. Mitra, M. Fiebig, "Numerical Investigation of Three Dimensional Laminar Flows in a Channel with a Built-in Cylinder and Wing-Type Vortex Generators", Proc. of the 8th GAMM Conference on Numerical Methods in Fluids, pp 484-492, Delft, (1989).

Sanchez, M., Mitra, N.K., Fiebig, M., Influence of Longitudinal Vortices on the Structure of the three Dimensional Wake of a Partially Enclosed Body, Proc. of the Int. Conf. on N.M. in Fluids, Oxford, UK, 1990

weitere Vorgehen

Untersuchung der Strömungsverluste der Einzelkomponenten (Lamellen, Winglet, Zylinder), eingeteilt in Reibungskräfte und Druckkräfte

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Stumpfe Körper / Rumpfe

Ansprechpartner

Gürgey, E. , Ms.C.

Institution

HFI, Hermann-Föttinger-Institut für Thermo- und Fluidodynamik, TU-Berlin

Adresse

Sekr. HF1, Str. des 17. Juni 135, 1000 Berlin 12

Telefon (030)31424339

Telefax (030)31421101

weitere Partner

Prof. Dr. F. Thiele, DLR

Thema

Berechnung instationärer, abgelöster Strömungen

Ausgangssituation

Bei der Umströmung eines Körpers bei mittleren Reynoldszahlen entsteht im Nachlauf eine periodische Wirbelablösung, die den zeitlichen Verlauf der aerodynamischen Kräfte bestimmt. Es gibt wenige Verfahren, die die zeitgenaue Entwicklung der Strömung und dieser Kräfte berechnen können.

Ziel

Zielsetzung des Projektes ist die Berechnung von 2-D instationären Außenströmungen mit Ablösegebieten. Ein Rechenverfahren wurde entwickelt, mit dem die physikalischen Vorgänge sehr genau simuliert werden können [1]. Die Untersuchungen konzentrieren sich auf die Umströmungen realistischer Tragflügelkonfigurationen. Die zeitlichen Verläufe der aerodynamischen Kräfte und der Druckverteilung auf dem Tragflügel sind von besonderem Interesse.

Lösungsweg

Der Lösungsalgorithmus beruht auf der Stromfunktionsformulierung der vollen 2-D instationären Navier-Stokes-Gleichungen. Die räumliche Diskretisierung erfolgt durch Hermitesche Differenzenapproximationen. Dabei werden die ersten Ableitungen der Stromfunktion auch als Unbekannte ins Gleichungssystem eingeführt. Zwei Mehrstellenformeln für die Ableitungen schließen das System. Das daraus resultierende block-tridiagonale Gleichungssystem wird in jeder Zeitstufe mit einer an die Matrixstruktur speziell angepaßten L-U Zerlegung direkt gelöst. Die Nichtlinearität wird mittels Newton-Chord-Verfahrens auskonvergiert, so daß sich ein zeitechtes Verfahren ergibt. Die Methode ermöglicht die exakte Einarbeitung der Randbedingungen auf dem Körper und die Einführung der konvektiven Randbedingungen am Außenrand, die aus rein physikalischen Betrachtungen hergeleitet worden sind. Die Rechengitter sind körperangepaßt und die Metrikgrößen werden analytisch exakt berechnet, so daß die gitterbedingten Ungenauigkeiten vermieden werden. Die vierte Ordnung Approximation der konvektiven Terme ermöglicht ohne weitere Probleme die Berechnung der Strömungen bei mittleren bis höheren Reynoldszahlen.

Ergebnis

Ergebnisse liegen aus Berechnungen: a) Strömung an einer nach hinten gerichteten Stufe b) Kreiszylinderumströmung und c) Tragflügelumströmung [2] für verschiedene Reynoldszahlen vor. Die sehr hohe Genauigkeit der Rechnungen wurde durch Vergleiche mit den Experimenten und den früheren numerischen Arbeiten bestätigt. Eine filmische Darstellung der Umströmung eines Tragflügelprofils mit einem Anstellwinkel von 15° wurde gefertigt.

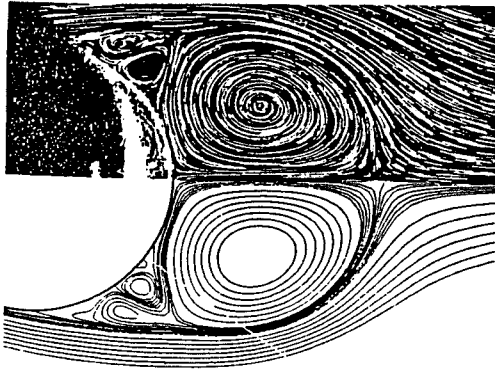


Abb. 1.: Stromlinienverlauf für $Re=3000$, $t=5.0$ der instationären Kreiszylinderumströmung, oben: Strömungssichtbarmachung - Coutanceau & Bouard (1980), unten: Eigene Rechnung.

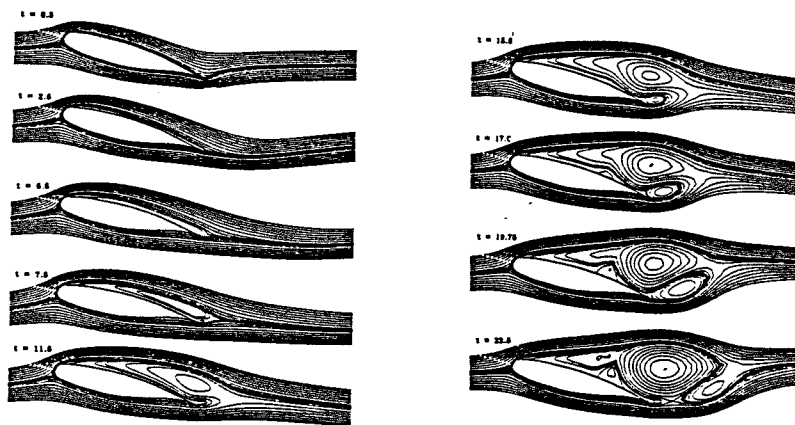


Abb. 2.: Zeitliche Entwicklung der Umströmung eines NLR 7301-Profiles, $\alpha = 15^\circ$, $Re = 10^3$.

Literatur

- [1] Schütz, H.; " Ein direktes Lösungsverfahren der Navier-Stokes Gleichungen in reiner Stromfunktionsformulierung zur Simulation instationärer inkompressibler Strömungen in zweidimensionalen Geometrien. ", Diss. TU-Berlin, (1990)
- [2] Schütz, H. , Thiele, F.; " Computation of Unsteady Incompressible Viscous Flow around Airfoils", Notes on Numerical Fluid Mechanics, 25, (Vieweg, Braunschweig), S. 366-380, (1989)

weiterees Vorgehen

- a) Weiterentwicklung der Methode für die Multi-Komponenten-Tragflügelumströmungen.
- b) Anwendung auf turbulente Strömungen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner K. Hartmann

Institution DLR; SM-ES, 22216

Adresse Bunsenstraße 10, D-3400 Göttingen
Telefon (0551) 7092255
Telefax (0551) 7092101

weitere Partner D. Nikolitsch, MBB

Thema Systematische Untersuchungen zur Flügel-Rumpf-Leitwerkinterferenz bei hohen Anstellwinkeln

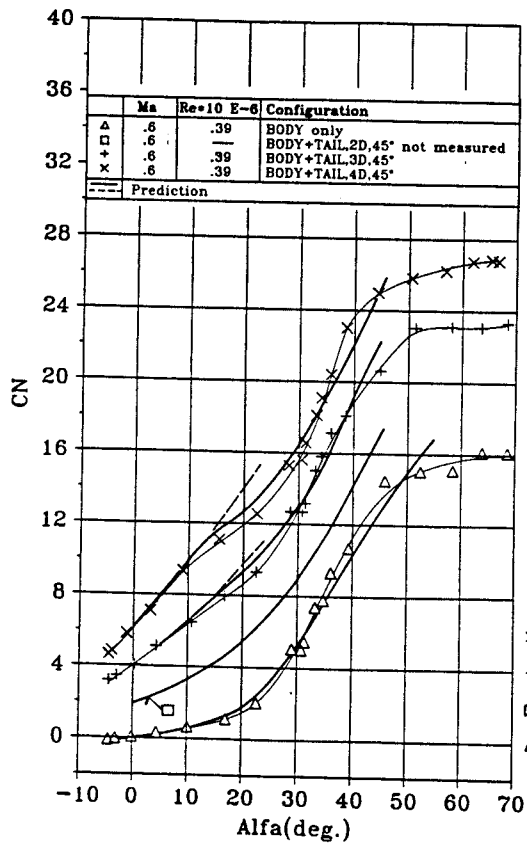
Ausgangssituation Fehlen einer kritischen Gegenüberstellung von umfangreichem Datenmaterial aus Windkanalmessungen und Rechenergebnissen halbempirischer Rechenverfahren.

Ziel Systematisch durchgeführte Messungen aller Kraft- und Momentenbeiwerte an schlanken Flügel-Rumpf-Leitwerk-kombinationen sollen dazu beitragen, typische strömungsphysikalische Phänomene zu klären, eine Datenbasis zu schaffen sowie die Überprüfung und ggf. verbesserte Strömungsmodellierung von Auslegungsverfahren für derartige Konfigurationen zu ermöglichen.

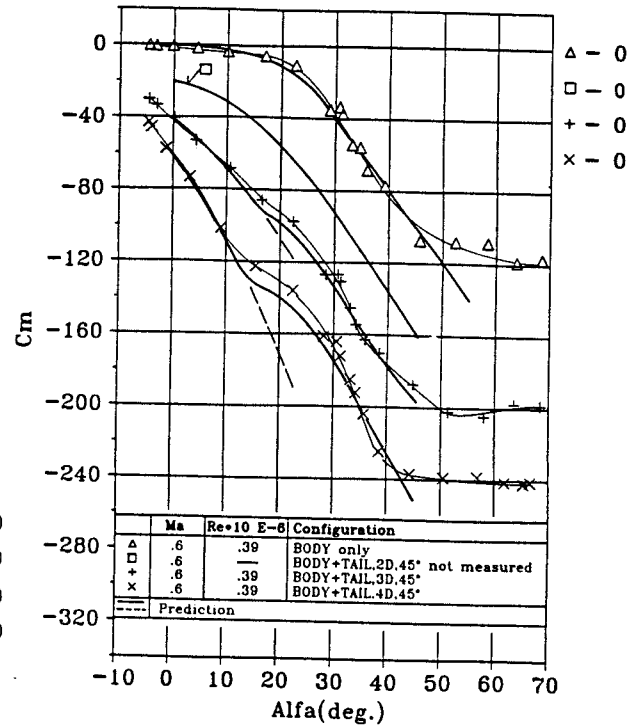
Lösungsweg 6-Komponenten-Messungen wurden an zylindrischen Rümpfen mit Ogivalnase allein und in Kombination mit scharfkantigen Rechteckflügeln im Unterschall bei verschiedenen Reynoldszahlen durchgeführt. Der untersuchte Anstellwinkelbereich war $0^\circ \leq \alpha \leq 70^\circ$. Strömungssichtbarmachung mittels Rauch und Laser-Lichtschnitt ergänzten die Untersuchungen. Zur Nachrechnung der experimentellen Ergebnisse wurde ein auf dem Prinzip der Beiwert-synthese aufgebautes Rechenverfahren benutzt. Es ist im einzelnen gekennzeichnet durch die Anwendung der "equivalent-angle of attack" Methode, der Mehrwirbelmethode für den Rumpf und eines nichtlinearen Wirbelleiterverfahrens für die Flügel in Kombination mit einer empirischen Datenbasis.

Ergebnis

Beiwertcharakteristiken für Normalkraft, Seitenkraft, Nickmoment und Giermoment sowie Wirbeltrajektorien



Normal force coefficient versus angle of attack. All lifting surfaces in $\times$ position. Calculation with (—) and without (---) corrections beyond α_{crit} .



Pitching moment coefficient versus angle of attack. All lifting surfaces in $\times$ position. Calculation with (—) and without (---) corrections beyond α_{crit} .

Literatur

Systematic Investigations of Body-Wing-Tail Interference at High Angle of Attack
K. Hartmann, D. Nikolitsch
AGARD-CP-493 "Missile Aerodynamics" (1990)

weitere Vorgehen

Ausdehnung der Untersuchungen auf Überschall

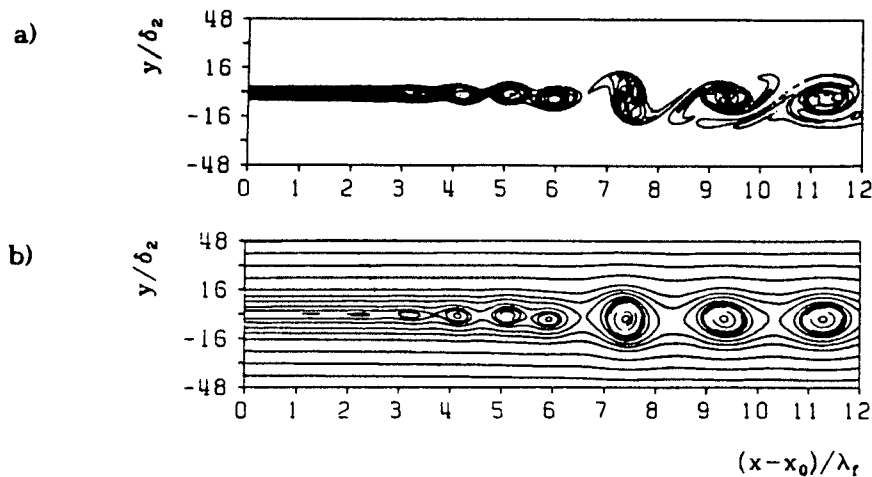
Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. C. Hipp-Kalthoff, Dr. H. Bestek, Prof. H. Fasel		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21	Telefon	(0711) 685-3430
	7000 Stuttgart 80	Telefax	(0711) 685-3438
weitere Partner			
Thema	Numerische Untersuchung des laminar-turbulenten Umschlags in freien Scherschichtströmungen		
Ausgangssituation	Bei numerischen Untersuchungen freier Scherschichten werden vornehmlich Simulationsverfahren verwendet, mit welchen die zeitliche Entwicklung räumlich periodischer Strömungen beschrieben werden können. In Experimenten werden jedoch freie Scherschichten erforscht, die sich räumlich in Stromrichtung entwickeln. Es kann nicht erwartet werden, daß die sich zeitlich entwickelnde freie Scherschichten alle wesentlichen Aspekte der räumlichen Entwicklung physikalischer freier Scherschichten erfassen.		
Ziel	Ziel ist es, die numerische Untersuchung der anfänglichen, instationären Entwicklung einer ebenen freien Scherschicht zu untersuchen, die mit zwei Wellenanteilen, einem fundamentalen und einem subharmonischen, periodisch erregt wird. Die Ergebnisse aus Simulationsrechnungen der sich zeitlich und der sich räumlich entwickelnden Scherschicht werden gegenübergestellt.		
Lösungsweg	Es werden direkte numerische Simulation mit Finite-Differenzenverfahren zur Lösung der instationären, inkompressiblen, zweidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen durchgeführt. Unterschiedliche Randbedingungen am Einström- und am Ausströmrand ermöglichen die Simulation der Scherschicht als sich zeitlich und als sich räumlich entwickelnde Scherschicht.		

Ergebnis

Es wurden deutliche Unterschiede zwischen der sich zeitlich und der sich räumlich entwickelnden Scherschicht festgestellt, und zwar in bezug auf das Dickenwachstum der Scherschicht, den Einfluß einer Phasenverschiebung zwischen den zwei erregten Wellenanteilen und das Anfachungsverhalten des subharmonischen Wellenanteils.



Die sich räumlich entwickelnde freie Scherschicht; a) Linien konstanter Wirbelstärke; b) Stromlinien in einem Koordinatensystem, welches sich mit der mittleren Geschwindigkeit stromab bewegt.

Literatur

C. Hipp-Kalthoff, H. Fasel: "Numerical Simulation of Two-Dimensional Temporal and Spatial Free Shear Layers: A Comparison." Proc. IUTAM Symposium on Separated Flows and Jets, 9-13 July 1990, Novosibirsk, USSR. Springer-Verlag (1991).

weitere Vorgehen

Das numerische Verfahren soll für die Simulation dreidimensionaler Scherschichtströmungen erweitert werden, um fundamentale und subharmonische Resonanzen zu untersuchen.

Förderung durch die DFG

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Dipl.-Ing. N.Hölscher

Institution Ruhr-Universität Bochum
Institut für Konstruktiven Ingenieurbau
Aerodynamik im Bauwesen
Adresse Universitätsstr. 150
Postfach 102148
4630 Bochum 1

Telefon 0234/700/2669
Telefax 0234/700/2001

weitere Partner

Thema Aerodynamische Übertragung der Turbulenz atmosphärischer Scherströmungen auf die schwankenden Drücke an kreiszylindrischen Bauwerken

Ausgangssituation

In der turbulenten atmosphärischen Grenzschichtströmung werden Bauwerke durch eine Windlast beansprucht, die in ihrer Struktur als räumlich verteilte, mehrdimensionale stochastische Erregung betrachtet wird. Als Ursachen dieser Lasten müssen neben der Böigkeit des natürlichen Windes lastprägende Einflüsse des Bauwerks berücksichtigt werden. Hier sind Eigenschaften des lokalen Strömungsfeldes wie z.B. die Verdrängungswirkung eines Körpers oder etwa Strömungsablösungen oder -wiederanheftungen zu nennen, aber auch aeroelastische Rückkopplungseffekte wirken sich auf die Last aus.

Ziel

Heutige Modelle des frequenzabhängigen Zusammenhanges zwischen den turbulenten Geschwindigkeitsschwankungen und den daraus resultierenden fluktuierenden Drücken geben die *Aerodynamische Übertragungsfunktion* nur unter stark vereinfachenden Annahmen (linear, quasistationär, skalar) an.

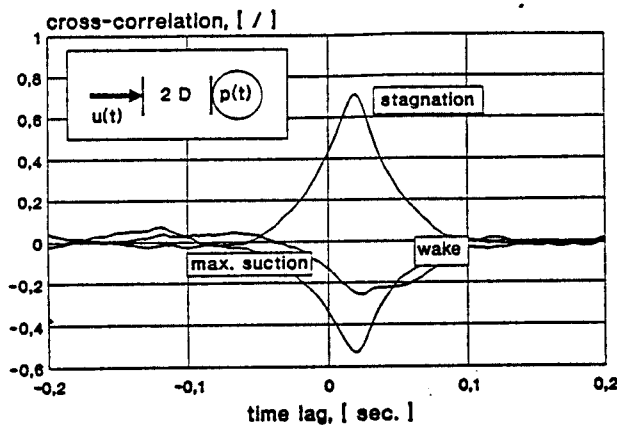
Lösungsweg

Ziel des Vorhabens ist eine nichtparametrische Identifikation der aerodynamischen Übertragungsfunktion. Die Übertragungskette Anströmung-Bauwerk-Windlast soll durch einen linearen stochastischen Prozess abgebildet werden, der durch die Summe aller maßgebenden Geschwindigkeitsschwankungen beaufschlagt wird. Als Systemantwort liefert ein derartiger multipler Ansatz die Windlastschwankungen unter Berücksichtigung der räumlich-zeitlichen Turbulenzstruktur

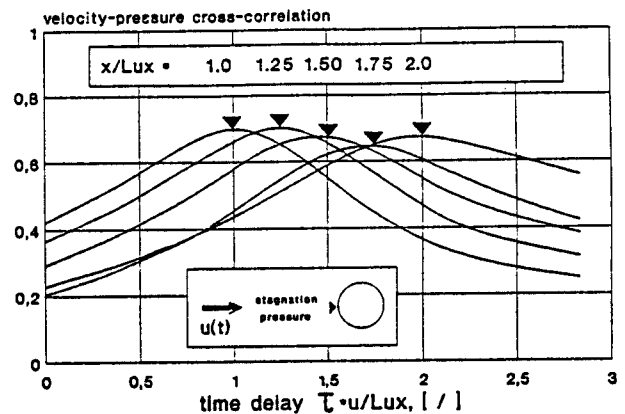
Grundlage der systemtheoretischen Modellentwicklung ist ein Faltungsintegral, das auf die zu untersuchenden stochastischen Druck- bzw. Kraftgrößen zu übertragen ist. Eine derartige Formulierung ist nur unter Berücksichtigung z.B. der Geschwindigkeits-Druckkorrelation möglich. Die aerodynamische Übertragung wird dann nicht durch eine skalare Funktion, sondern im Fall einer resultierenden Einzellast durch einen komplexen Übertragungsvektor angegeben. Völlig analog ergibt sich für die Gesamtheit aller Drücke eine Übertragungsmatrix.

Ergebnis Lastschwankungen, die nicht auf die Anströmturbulenz zurückzuführen sind, werden in dieser Betrachtung als nicht korrelierte "Ausgangsstörungen" aufgefaßt und können somit über bedingte Spektraldichten aus dem Gesamtprozess isoliert werden. Eine Analyse der partiellen bzw. multiplen Kohärenzfunktion wird den für eine konsistente Modellentwicklung notwendigen Systemumfang ergeben. Das abgeleitete Modell soll anhand experimenteller Untersuchungen verifiziert werden. Simultane Messungen der Anströmturbulenz und der resultierenden Wanddrücke werden an einem kurzen zylindrischen Bauwerksmodell durchgeführt. Als Anströmung wird eine simulierte atmosphärische Grenzschichtströmung eingesetzt.

Neben der theoretischen Modellentwicklung konnte ein Teil der experimentellen Arbeiten bereits durchgeführt werden. Den beigefügten Darstellungen, sind typische Geschwindigkeits-Druckkorrelation zu entnehmen. Es zeigt sich, daß Strömungsbereiche mit positiven (negativen) zeitlich gemittelten Wanddrücken auch positiv (negativ) mit der Anströmgeschwindigkeit korreliert sind. Maximale Korrelation tritt zu einem Zeitverzug auf, der mit der mittleren Strömungsgeschwindigkeit und dem Makromaß der Turbulenz gekoppelt ist.



cross-correlations of the circumferential surface pressures and the longitudinal turbulence



velocity-pressure cross-correlation
(measurement height $z/H = 0.6$)

Literatur

Hölscher N., Niemann H.-J.
A new concept for a multiple pressure admittance function
Int. Conf. on Wind Engineering, Canada 1991
(accepted for presentation)

Hölscher N., Niemann H.-J.
Separation induced fluctuations of windloads at circular cylinders in turbulent shear flows
Int. Conf. on Exp. Fluid Mechanics, China 1991
(accepted for presentation)

weiteres Vorgehen

- theoretische Erarbeitung der multivarianten Systemmodelle
- experimentelle Verifikation: Korrelationsmessungen zwischen der Anströmung und den Oberflächendrücken
- Entwicklung halbempirischer Modelle für die aerodynamische Übertragungsmatrix

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner

I. Huber

Institution

MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse

Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089)607-24366

Telefax (089)607-25764

weitere Partner**Thema**

Validation of EULER-Codes for Supersonic Flows

Ausgangssituation

EUFLEX-Code (siehe Literaturhinweis)

Ziel

Genauigkeit, Robustheit und Anwendbarkeit des EUFLEX-Codes herauszufinden im Vergleich mit anderen internationalen Codes (GARTEUR-AG15)

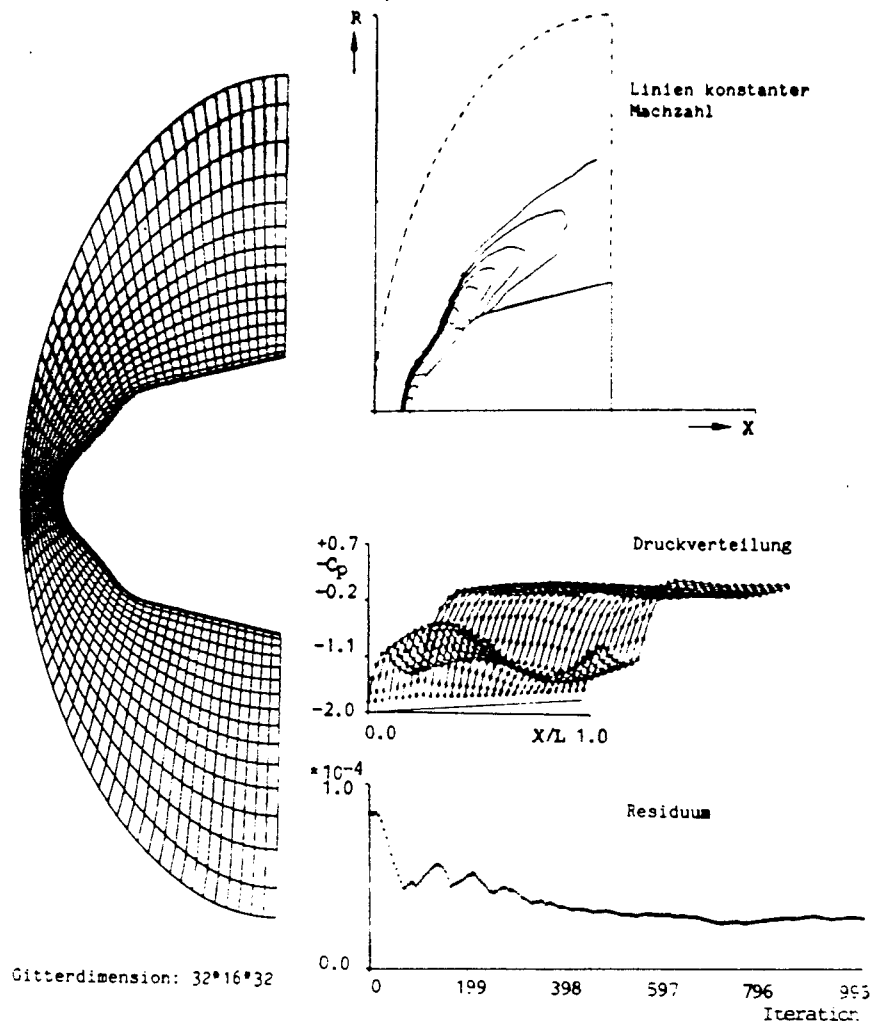
Lösungsweg

Von den fünf verschiedenen Testbeispielen sollen mit EUFLEX zwei (Testcase Nr. 4 und Nr. 5) berechnet werden. Dabei wird auch die Feinheit des Gitters variiert. Der Vergleich mit Meßergebnissen soll zu einer Beurteilung des Euler-Codes führen. Bei Testcase Nr. 4 soll vor allem die Lage des Schocks und die Druckverteilung auf der Oberfläche verglichen werden.

AG STAB

Ergebnis

Zunächst wurde der Testcase Nr. 4 mit einem groben Gitter berechnet.



Flugkörperrase (GARTEUR-TEST CASE) bei $Ma_\infty = 2.96$,
Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$ und Idealgas-Bedingungen gerechnet

Literatur

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

Weiteres Vorgehen

Weitere Testrechnungen mit den feineren Gittern stehen noch aus. Der Vergleich in der GARTEUR-Gruppe mit anderen Euler-Codes und der Vergleich mit den Meßergebnissen ist noch nicht abgeschlossen.

Förderung durch

Datum 15.1.1991

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Klaus Hünecke

Institution Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF14

Adresse Hünefeldstr. 1-5
2800 Bremen 1

Telefon 0421-538-2649
Telefax 0421-538-4486

weitere Partner CEAT, Toulouse
Aviation Marcel Dassault, Paris

Thema Niedergeschwindigkeits-Windkanalmessung der HERMES-Konfigurationen 0.0 und 0.1 im Bodeneffekt

Ausgangssituation Erstellung einer Datenbasis für Wiedereintrittsgeräte HERMES Konfigurationen 0.0 und 0.1

Ziel Bestimmung der Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung mit und ohne Klappenausschlag in Bodennähe, Fahrwerk ausgefahren.

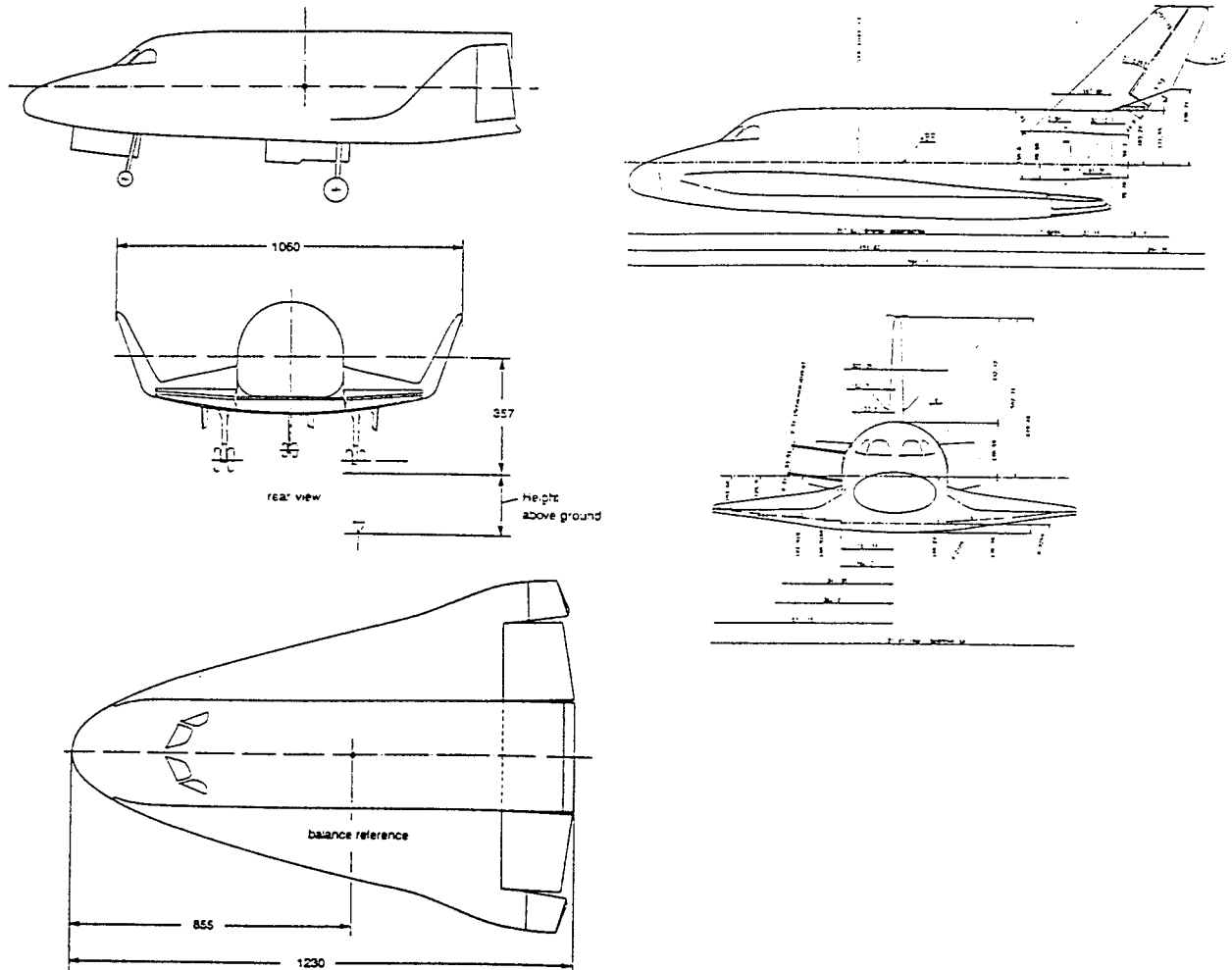
Lösungsweg Je ein Modell der HERMES-Konfiguration 0.0 (Flügel-Seitenleitwerke) und 0.1 (zentrales Seitenleitwerk), Maßstab 1:8.5, wurden im Hydrodynamischen Kanal des CEAT-Forschungsinstitutes Toulouse, Frankreich, untersucht. Die Untersuchungen fanden in der Zeit vom 26.9.89 - 15.11.89 statt.

Die Versuche wurden als 6-Komponenten-Kraftmessungen durchgeführt, wobei der Anstellwinkel von -4° bis $+16^\circ$ durchfahren wurde. Ausgewählte Konfigurationen wurden bei feststehendem Schiebewinkel von -5° und -10° untersucht.

Im Gegensatz zur üblichen Windkanaltechnik wurde das Modell durch ruhende Luft bewegt. Als Boden diente die Wasseroberfläche des Kanals. Die Meßstrecke betrug 900 m.

Ergebnis

Im Auftriebs- und Längsmomentenverhalten stimmen beide Konfigurationen überein mit vergleichbaren Messungen im Emmener Windkanal (ohne Bodeneffekt). Erhebliche Unterschiede ergeben sich im Widerstand, weil das Modell auf einem Wagen bewegt wird und die Störgrößen von der Größenordnung der Meßwerte sind. Bezüglich der Seitenbewegung ist die Konfiguration 0.0 (Winglet) instabil, während die Konfiguration 0.1 (mit zentralem Seitenleitwerk) richtungsstabil ist.



Literatur

K. Hünecke	HERMES Experimental Aerodynamics, Low-Speed Wind Tunnel Test, Model 2001, Shape 0.0 MBB-Report H-NT-1-0059-MBB, 15.6.1990
K. Hünecke	HERMES Experimental Aerodynamics, Low-Speed Wind Tunnel Test, Model 2002, Shape 0.1 MBB-Report H-NT-1-0060-MBB, 29.6.1990

weiterees Vorgehen

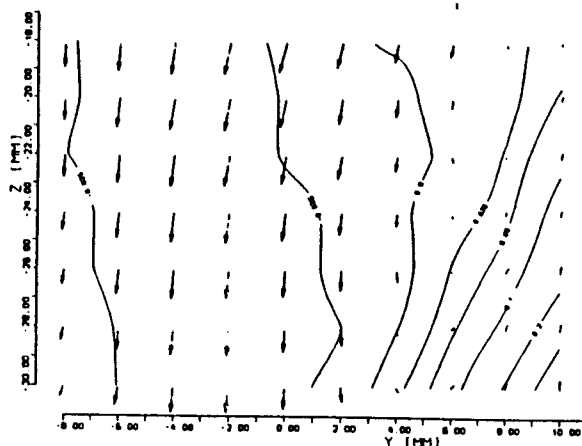
Fortführung mit optimierter Konfiguration 1992 geplant.

Mitteilung

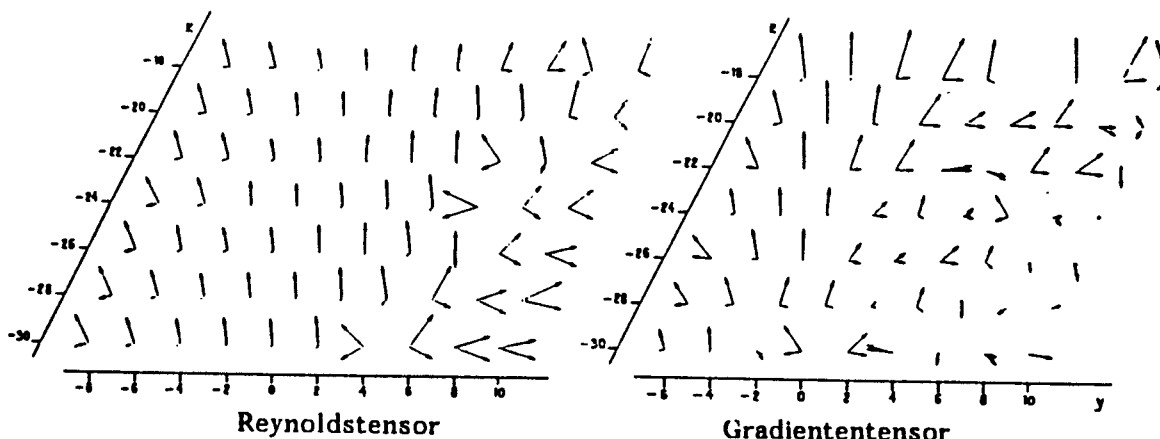
Projektgruppe/ Fachkreis	"Stumpfe Körper / Rümpfe"		
Ansprechpartner	T. Knaack, Dr. J. Kux		
Institution	Institut für Schiffbau, Universität Hamburg		
Adresse	Lämmersleth 90, 2000 Hamburg 60	Telefon	(040)29 84 - 3100
		Telefax	- 3199
weitere Partner			
Thema	Experimentelle Untersuchung von Grundlagen der Turbulenzmodellierung		
Ausgangssituation	Die Entwicklung eines numerischen Verfahrens zur Berechnung von Strömungsfeldern aus den Grundlagen der Strömungsmechanik erfordert Näherungsparameter in unterschiedlichen Entwicklungsstufen - wie Näherung der Grundgleichungen, Turbulenzmodellierung und Diskretisierung des Strömungsfeldes. Eine Verifikation der Parameterwahl in den einzelnen Stufen erfolgt bisher zumeist nicht, sondern nur ein Vergleich der Endergebnisse - der Strömungsfelder - der Berechnungen mit denen der Experimente.		
Ziel	Eine direkte Prüfung der Turbulenzmodellierung kann durch experimentelle Daten erfolgen, wenn die mittleren Geschwindigkeit, deren Ableitungen und der Reynoldstensor bestimmt werden.		
Lösungsweg	Die Messungen werden mit einem Laser-Velocimeter an einem Doppelmodell eines Schiffes im Windkanal durchgeführt. Gebiete mit unterschiedlichem Strömungscharakter wie zwei- oder dreidimensionale Strömungsgebiete, voll entwickelte anliegende oder abgelöste Grenzschichten werden detailliert untersucht. Das Strömungsfeld wird in diesen Gebieten so fein aufgelöst, daß die Ergebnisse räumlich differenziert werden können.		

Ergebnis

Für den Nachlauf des Doppelmodells liegen Ergebnisse aus einem Totwassergebiet vor. Alle Ableitungen der mittleren Geschwindigkeit, welche den Gradiententensor bilden, wurden aus den Ergebnissen berechnet. Der Gradiententensor und der Reynoldstensor wurden auf Hauptachsen transformiert. Die Darstellungen zeigen für beide Tensoren an jedem Meßpunkt je einen der drei Eigenvektoren



Feld der mittleren Geschwindigkeit



Eigenvektoren

Literatur

V. G. Patel, "Ship Stern and Wake Flows: Status of Experiment and Theory", 17th Symposium on Naval Hydrodynamics, Den Haag, 1988

T. Knaack, J. Kux, K. Wieghardt, "Theoretical Analysis of the Detaching Turbulent Three-Dimensional Flow in the Stern Region of a hull", Tenth Australasian Fluid Mechanics Conference, Melbourne, 1989

weiteres Vorgehen

Fortsetzung der Messungen, Analyse der Daten, Direkte Prüfung verschiedener Turbulenzmodelle durch die experimentellen Daten

Förderung durch

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. H.-P. Kreplin, R. Stäger

Institution DLR, SM-ES

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

weitere Partner

Thema Bestimmung des 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 dreidimensionalen Grenzschicht für den Modellanstellwinkel $\alpha = 10^\circ$ (Testfall der AGARD-FDP WG 10).

Lösungsweg

Für die geplanten Turbulenzmessungen wird die Hitzdrahtmeßtechnik eingesetzt. Der Einfluß der Sondengeometrie auf die Meßergebnisse für die Komponenten des Reynoldsschen Spannungstensors ist von Rosemann [1] für verschiedene Mehrdrahtsonden untersucht. Hierbei zeigte sich, daß eine Vierdrahtsonde vom Kovasznay-Typ, die man sich aus zwei X-Drahtsonden zusammengesetzt denken kann, die geringsten Fehler bei Turbulenzmessungen erwarten läßt.

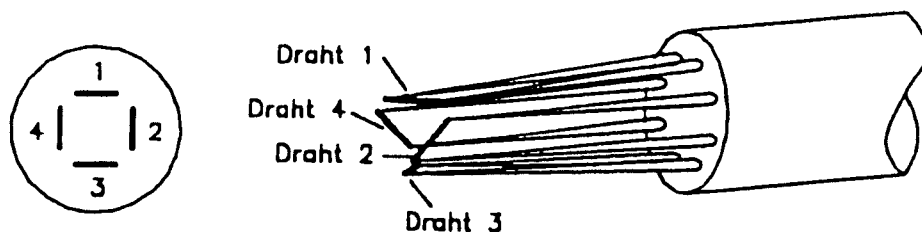
Ergebnis

Das für Dreidrahtsonden von Rosemann entwickelte Kalibrier- und Auswerteverfahren wurde auf Vierdrahtsonden erweitert und in ersten Testmessungen überprüft.

Die Kalibrierung der Hitzdrahtsonde besteht aus einer Geschwindigkeits- sowie einer Richtungskalibrierung. Die Geschwindigkeitskalibrierung erfolgt bei axialer Anströmung der Sonde, wobei für verschiedene Anströmgeschwindigkeiten die vier Anemometerausgangsspannungen gemessen werden. Bei der Richtungskalibrierung werden bei konstanter Anströmgeschwindigkeit Anstell- und Schiebewinkel der Sonde variiert, d.h. verschiedene Geschwindigkeitskomponenten U, V, W vorgegeben und die jeweiligen Spannungen für die einzelnen Drähte gemessen.

Bei der Auswertung von Messungen erhält man aus den vier digitalisierten elektrischen Spannungen für die vier Drähte die drei momentanen Geschwindigkeitskomponenten. Hieraus können dann die zeitlichen Mittelwerte, die Reynoldsschen Spannungen und auch höhere Momente der Geschwindigkeitsschwankungen berechnet werden.

Testmessungen mit dem dargestellten Sondentyp sind bislang in der freien Anströmung und hinter einem Turbulenzgitter durchgeführt worden. Inzwischen wurde außerdem eine erste Erprobung der Vierdrahtsonde in der dreidimensionalen Grenzschicht am Rotationsellipsoid vorgenommen.



Schematische Darstellung der Vierdrahtsonde

Literatur

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

weitere Vorgehen

Weitere Erprobung der Vierdrahtsonde, Bestimmung der Genauigkeit des Verfahrens, Einsatz der Sonde am Rotationsellipsoid zur Messung des Reynoldsschen Spannungstensors in der dreidimensionalen turbulenten Grenzschicht.

Mitteilung

Projektgruppe/ "Stumpfe Körper / Rumpfe"

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Jürgen Kux

Institution Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse Lämmersieth 90, 2000 Hamburg 60

Telefon (040)29 84 31 49
" " 31 00

Telefax (040)29843199

weitere Partner Thomas Knaack

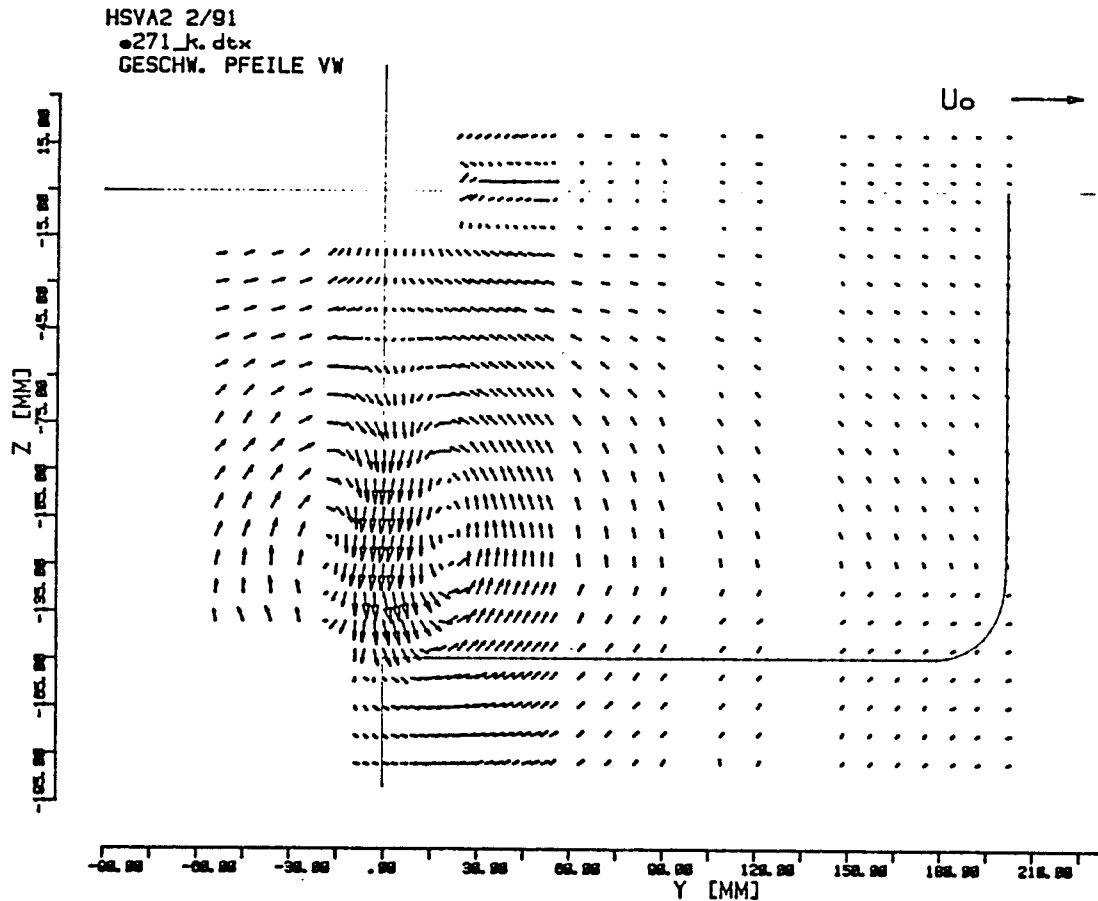
Thema "Messungen des Geschwindigkeitsfeldes im Hinterschiffsbereich einer stark ablösungsgefährdeten Rumpfform"

Ausgangssituation In internationaler Absprache wurde 1988 beschlossen verschiedene rechnende Gruppen in einem Workshop zusammenzuführen und an zwei vorgegebenen Beispielen von Schiffsrümpfen die Leistungsfähigkeit ihrer Rechenverfahren vergleichend zu prüfen. Eine Rumpfform mit Hinterschiffsspanten, die verstärkt Ablösung erwarten lassen, wurde erdacht und wird z. Z. als Doppelmodell im Windkanal des Instituts untersucht.

Ziel Das Ziel ist die Ausmessung des Strömungsfeldes im Hinterschiffsbereich, so daß ein experimenteller Datensatz vorliegt als Vergleich für die Ergebnisse der rechnenden Gruppen. Die Ergebnisse beschränken sich nicht nur auf den mittleren Geschwindigkeitsvektor sondern schließen die Messung von Komponenten des Reynoldstensors ein und werden in eigener Regie ausgewertet werden.

Lösungsweg Mit einem dreikomponenten Laser-Doppler-Velocimetrie (LDV) System werden im Windkanal die Komponenten des Vektors der mittleren Geschwindigkeit und des Tensors der turbulenten Reynolds-Spannungen bestimmt. Das Modell stellt den an der ruhenden Wasseroberfläche gespiegelten Unterwasser-Rumpfteil dar, wobei alle Anhänge wie Ruder, Schlingerkiele, usw. und die Schraube nicht vorhanden sind. Man mißt den sog. nominellen Nachstrom aus und hat die Effekte, die durch die freie Wasseroberfläche bedingt werden, unterdrückt.

Ergebnis Es wird detaillierte Information gewonnen über das dreidimensionale Feld der mittleren Geschwindigkeit und auch der Komponenten des Reynolds-Tensors. Da ein äußerst feines Raster für die Meßpunkte gewählt wurde (teilweise 2 mm in jeder Koordinatenrichtung), sind die räumlichen Ableitungen numerisch ausreichend genau zu berechnen, und so Felder wie die Rotation der mittleren Geschwindigkeit, oder die Kraft, die durch die Turbulenz erzeugt wird, usw., zu bestimmen.



Literatur Larsson, L., Patel, V.C. : 1990 SSPA-CTH-IIHR Workshop on Ship Viscous Flow, Göteborg 1990, Proceedings, in Vorbereitung

weitere Vorgehen Weitere theoretische Analyse der Ergebnisse, Kontrolle der experimentellen Ergebnisse nach Differentiation an Hand theoretischer Beziehungen.

Förderung durch DFG

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner D. Nikolitsch

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

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

weitere Partner

Thema Aerodynamische Interferenzen mehrerer Flugkörper

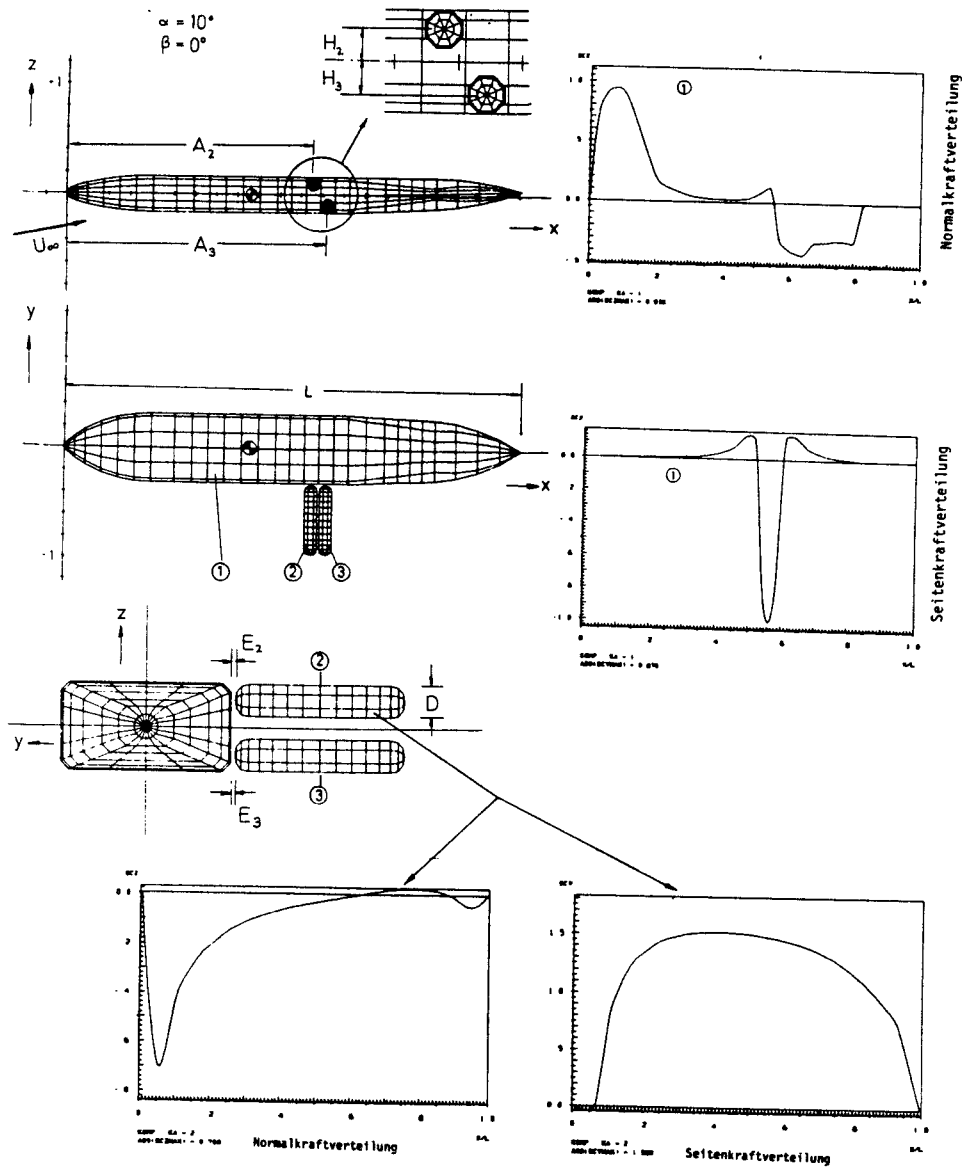
Ausgangssituation Neuartige Problemstellungen der Projektaerodynamik machen es erforderlich, einen aus mehreren Flugkörpern einschließlich Trägersystem bestehenden Verband als aerodynamische Einheit rechnerisch zu erfassen.

Ziel Verknüpfung von Flugmechanik und Aerodynamik zu einem umfassenden Simulationsprogramm

Lösungsweg Panelverfahren in Kombination mit 3D-Wirbelverfahren zur Simulation der Wirbeldynamik im Nachlauf der Körper.

Ergebnis

Druckverteilungen, Lastverteilungen, Kräfte und Momente



Normal- und Seitenkraftverteilungen aller Körper entlang ihrer Längsachsen

Literatur

MBB-Bericht UA-1178/90

weiteres Vorgehen

Einbau in bahnmechanischer Rechenverfahren

Förderung durch

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner D. Nikolitsch

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

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

weitere Partner

Thema 2D-Nachlaufsimulation an stumpfen Körpern

Ausgangssituation Bei der Analyse des Ausstoßvorganges von Submunition ergibt sich u.a. auch die Fragestellung, wie man das Kollisionsrisiko der Flugkörper untereinander abschätzen kann.

Ziel Erfassung des dynamischen Verhaltens eines quer angeblasenen Flugkörperverbandes

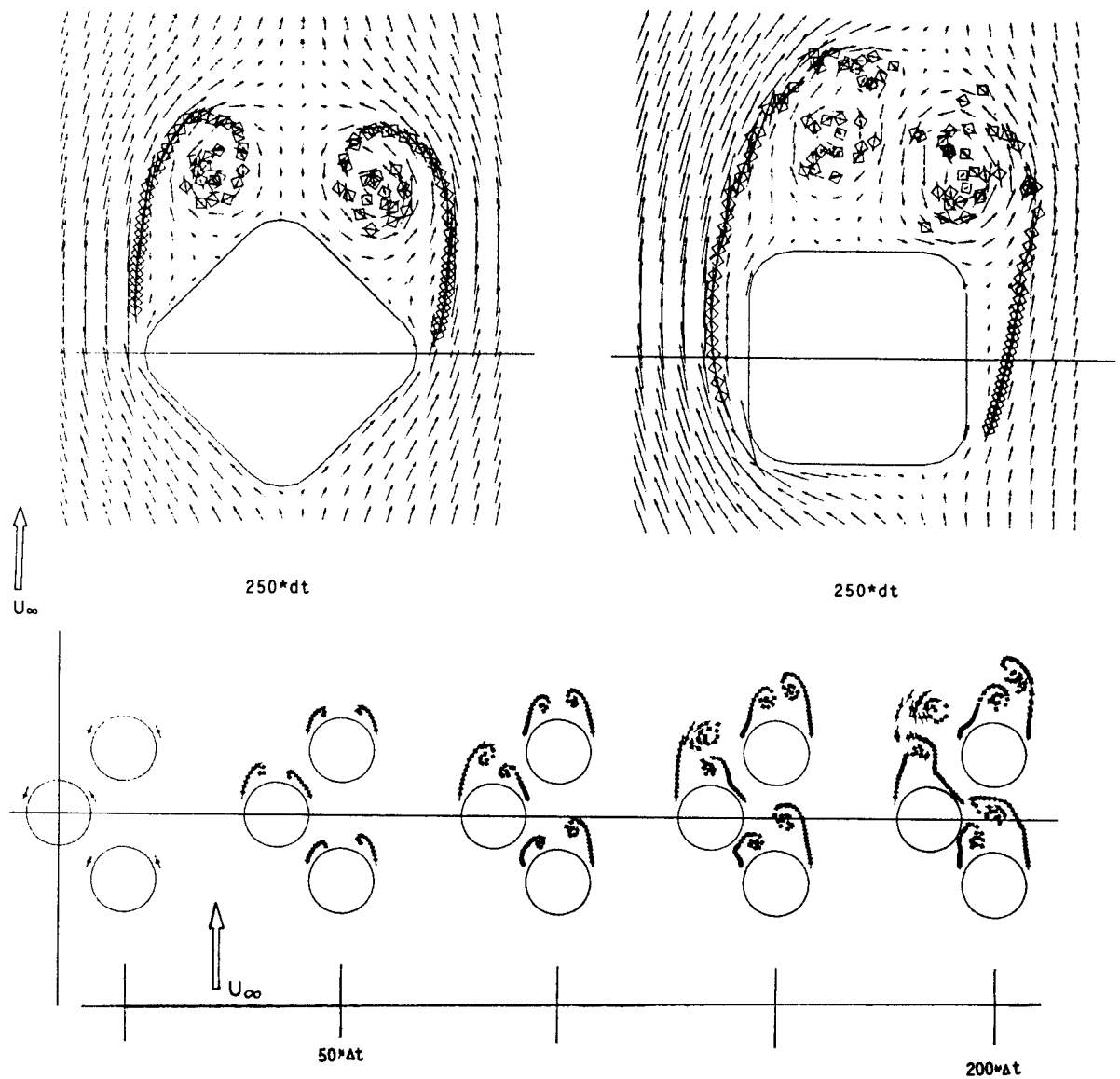
Lösungsweg

Im vorliegenden Strömungsmodell wird vereinfachend angenommen, daß mit Ausnahme endlicher Bereiche die wirkliche Strömung um Körper durch eine Potentialströmung beschrieben werden kann. In dieser Strömung eingebettet mögen sich durch fortlaufende Ablösungsprozesse gespeiste, endliche Wirbelgebiete befinden, deren Dynamik mit Hilfe von Wirbeltransportgleichungen beschrieben werden. Es wird das Ziel verfolgt, die abgelöste Strömung an der Leeseite aller Körper durch eine möglichst große Anzahl von Wirbelgebilden zu simulieren, so daß schließlich durch flächendeckende Wirbelanordnungen ein Nachlaufgebiet entsteht, das annähernd die Merkmale einer realen Nachlaufströmung wiederzugeben vermag. Es werden drei miteinander eng verknüpfte Aufgaben in bestimmter Reihenfolge gelöst:

1. Berechnung einer Singularitätenverteilung auf der festen Körperkontur
2. Berechnung der Bewegung von Wirbelstrukturen, insbesondere ihrer Berandungen (Konturdynamik, vorläufig durch Rediskretisierung starr). Die Wirbelkonturen umschließen dabei Gebiete konstanter Drehung.
3. Bestimmung der vom Körpertrand (Grenzschicht) in die freie Strömung abschwimmenden Wirbelraten.

Ergebnis

Zeitliche Entwicklung von Nachlaufströmungen (Geschwindigkeitsfelder, Druckverteilungen, Kräfte, Momente an einem oder mehreren Körpern)



Literatur

MBB-Bericht UA-1178/90

weitere Vorgehen

Berücksichtigung der Konturdynamik der Wirbelelemente, Prüfen der Druckverteilungen und globalen Kraftwirkungen an Hand von experimentellen Ergebnissen, besonders bei Mehrkörperanordnungen.

Förderung durch

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 Postfach 102148, D-4630 Bochum 1	Telefon (0234) 7003790 Telefax 7002541	
weitere Partner	Prof. Dr.-Ing. K. Gersten Ruhr-Universität Bochum Institut für Thermo- und Fluidodynamik		
Thema	Die Berechnung dreidimensionaler abgelöster Strömungen um Kraftfahrzeuge mit Hilfe der Zonenmethode.		
Ausgangssituation	Am Institut für Thermo- und Fluidodynamik der Ruhr-Universität Bochum war ein zweidimensionales Berechnungsverfahren auf der Basis der Zonenmethode entwickelt worden, das die Berechnung der Umströmung von Kraftfahrzeugen mit massiver Ablösung ermöglicht. Das Konzept wurde erweitert und auf dreidimensionale auftriebslose Körper in freier Anströmung angewendet.		
Ziel	Ziel des Projektes ist die Entwicklung eines Verfahrens zur Berechnung der dreidimensionalen Umströmung von Kraftfahrzeugen unter Berücksichtigung der Relativbewegung zum Boden. Das Verfahren soll uneingeschränkt für Voll-, Stufen- und Fließheckmodelle eingesetzt werden und die quantitative Berechnung des Widerstands- und Auftriebsbeiwertes als Funktion der Reynolds-Zahl ermöglichen.		
Lösungsweg	Als Berechnungsverfahren wird die Zonenmethode eingesetzt, die die Tatsache ausnutzt, daß das Strömungsfeld um Kraftfahrzeuge ($Re \approx 10^6$) strukturiert ist. Bei den Zonen handelt es sich um die reibungslose Außenströmung, den Nachlauf mit eingebettetem Totwasser und die Grenzschichten an Körper und Boden. Für die genannten Zonen können jeweils unterschiedliche asymptotische Grenzfälle der Navier-Stokes-Gleichungen angegeben werden. Die Verknüpfung der Zonen erfolgt auf iterativem Wege über das Konzept des Ersatzkörpers, der die Verdrängungswirkung von Körper und Nachlauf auf die Außenströmung simulieren soll. Experimentelle Befunde beim ebenen Problem zeigen, daß die Gleichung des Nachlaufverdrängungskörpers universell ist, wenn sie mit Hilfe geeigneter Parameter entdimensioniert wird. Die Bestimmung dieser Parameter erfolgt iterativ über eine integrale Impulsbilanz und eine universelle Gleichung, die den Basisdruck mit dem Druck im Wiederanlegepunkt in Beziehung setzt. Als Berechnungsverfahren für die reibungslose Außenströmung wird ein Quell-Dipol-Panelverfahren eingesetzt. Für die Körpergrenzschicht sollen ein Integralverfahren, für die Bodengrenzschicht ein Differenzenverfahren angewendet werden.		

Ergebnis

Als Testgeometrien wurden dreiachsige Halbellipsoide (zwei Symmetrieebenen) und aus zwei Viertelellipsoiden unterschiedlicher Halbachsenverhältnisse zusammengesetzte dreidimensionale Körper (eine Symmetrieebene) gewählt. Letztere wurden so ausgelegt, daß eine flache Unterseite ähnlich der bei Kraftfahrzeugen entstand. Die Berechnungen wurden zunächst für $Re \rightarrow \infty$ (ohne Grenzschichten) durchgeführt. Bild 1 zeigt den Ersatzkörper eines zusammengesetzten Körpers in Bodennähe. Für diesen Körper wurde eine Untersuchung durchgeführt, die den Einfluß des relativen Bodenabstandes h/L auf den Widerstandsbeiwert c_w und den Auftriebsbeiwert c_A verdeutlicht. Das Ergebnis der Rechnungen (Bild 2) zeigt, daß der Auftriebsbeiwert bei Annäherung an den Boden abnimmt, während der Widerstandsbeiwert um bis zu 10% zunimmt.

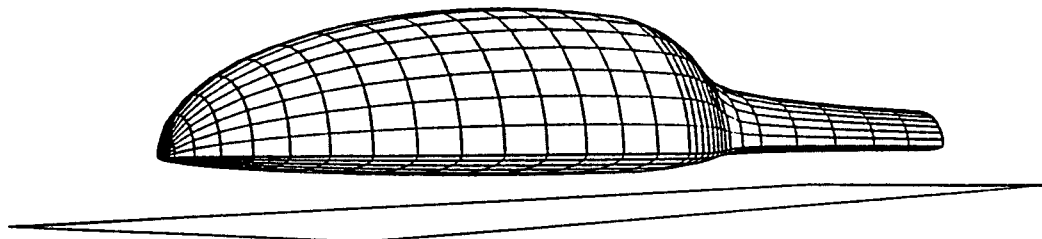


Bild 1: Ersatzkörper des aus zwei Viertelellipsoiden zusammengesetzten Körpers

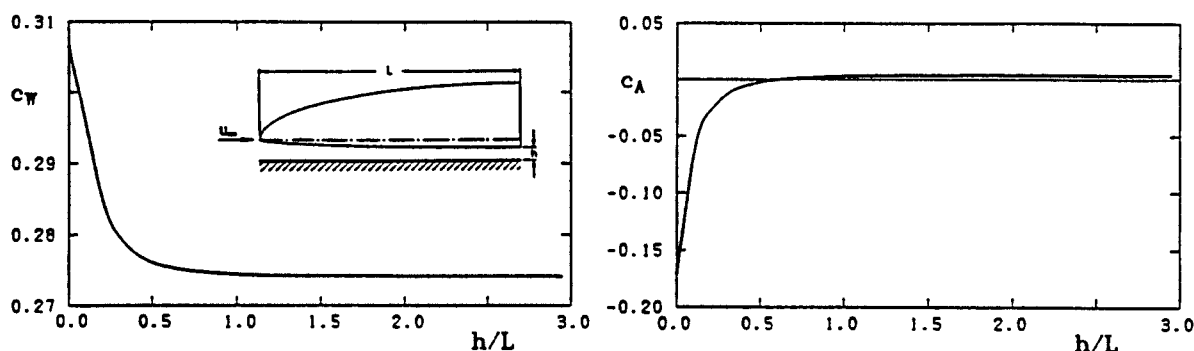


Bild 2: Einfluß des relativen Bodenabstandes auf den Widerstands- und Auftriebsbeiwert

Literatur

- [1] Gersten, K. und Papenfuß, H.-D. (1988): Experimentelle und numerische Untersuchungen der Aerodynamik bodengebundener Fahrzeuge. Abschlußbericht, Teilprojekt II/1 im Rahmen des Verbundforschungsvorhabens der Stiftung Volkswagenwerk, Ruhr-Universität Bochum, Inst. Thermo- und Fluidodynamik.
- [2] Dilgen, P., Papenfuß, H.-D. (1990): Die dreidimensionale abgelöste Strömung um Kraftfahrzeuge. DFG-Zwischenbericht. Ruhr-Universität Bochum, Inst. Thermo- und Fluidodynamik.

weitere Vorgehen

Das derzeit auf Vollheckversionen begrenzte Verfahren soll auf Schräg- und Stufenheckvarianten erweitert werden. Der Einfluß der Reynolds-Zahl soll mit Hilfe der in den numerischen Code zu integrierenden Grenzschichtverfahren untersucht werden. Die zur Zeit noch fehlenden Informationen über die Form des dreidimensionalen Nachlaufs sollen mit Hilfe von Experimenten an standardisierten Heckgeometrien gewonnen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner H. Pauer, Prof. G.E.A. Meier, Dr. F.-R. Grosche

Institution DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2177/2253

Telefax 0551/709-2101

weitere Partner G.K. Suryanarayana

Thema Beeinflussung der Strömungsablösung an einer Kugel mittels
Wirbelgeneratoren

Ausgangssituation

Durch Erzeugung von Längswirbeln mit Hilfe geeigneter Wirbelgeneratoren läßt sich die Ablösung von laminaren und turbulenten Grenzschichten verschieben.

Ziel

Es wird eine Reduzierung des Druckwiderstandes durch Druckrückgewinnung an stumpfen Körpern, bei denen die Ablösung nicht durch Kanten fixiert ist, erwartet.

Lösungsweg

Widerstandsmessung und Infrarotfotografie an Kugeln von 20 cm Durchmesser, bestückt mit verschiedenen Wirbelgeneratoren, in einem 1m-Freistrahlskanal.

Ergebnis

Ergebnisse liegen noch nicht vor.

Literatur

- [1] J.C. Lin, F.G. Howard, D.M. Bushnell, G.V. Selby: Comparative Study of Control Techniques for Two-Dimensional Low-Speed Turbulent Flow Separation; IUTAM Symp. on Separated Flows and Jets, Novosibirsk, UDSSR, 9.-13.07.1990.

weiteres Vorgehen

Datum 15.01.1991

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner

Peralta, Francisco

Institution

MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse

Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089) 607-28429

Telefax (089) 607-25764

weitere Partner**Thema**

Rechnerische Behandlung unsymmetrischer
Flugkörpernasen

Ausgangssituation**Ziel**

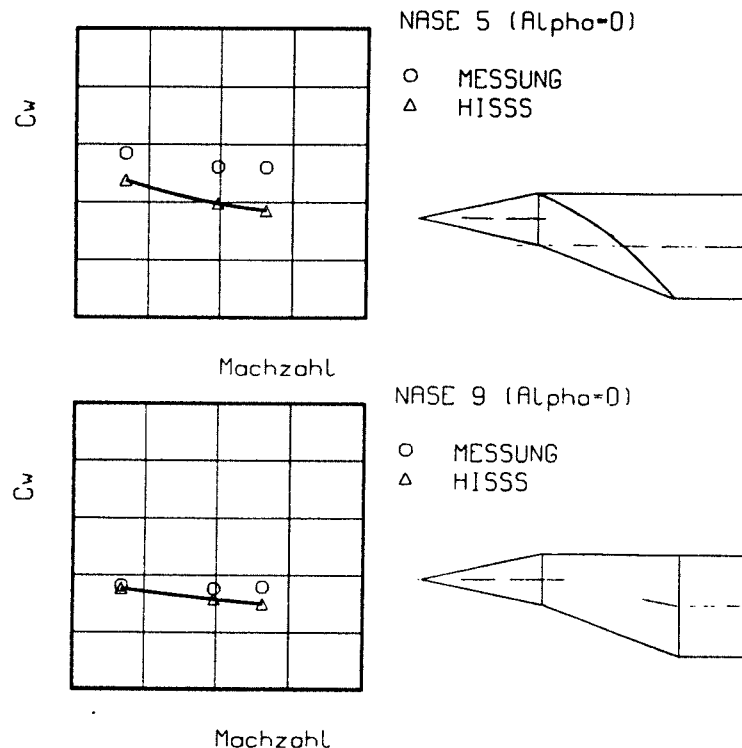
Vergleich von HISSS-Rechenergebnissen mit Kraftmessungen an
unsymmetrischen Flugkörpernasen

Lösungsweg

HISS (Higher-Order Supersonic/Subsonic Singularity
method for calculating linearized potential flow)
[MBB, Fornasier]

Ergebnis

- Nase 5: ist zusammengesetzt aus einer Kegelspitze mit 12° halben Öffnungswinkel und einem exzentrischen Ausschnitt aus einem zweiten Kegel mit 20° halben Öffnungswinkel
- Nase 9: ist zusammengesetzt aus einer 12° -Kegelspitze und einem anschließenden schiefen Kegel mit 10° halben Öffnungswinkel



Da Nase 5 trotz kongruentem Längsschnitt völliger ist als Nase 9, ist nicht nur das Widerstandsniveau höher, sondern auch die Übereinstimmung Rechnung/Messung schlechter wegen des größeren Linearisierungsfehlers

Literatur

"HISSS - A higher-order panel method for subsonic and supersonic attached flow about arbitrary configurations"
Verfasser: L. Fornarsier
MBB-Bericht Nr. LKE 122/S/PUB/319

Weiteres Vorgehen

Förderung durch

Datum 14.1.1991

Mitteilung

Projektgruppe/	Stumpfe Körper/Rümpfe	
Fachkreis	Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. I. Riehl, Prof. Dr. P. Költzsch	
Institution	Bergakademie Freiberg Fachbereich Maschinenbau u. Energietechnik	
Adresse	Institut für Fluidmechanik u. Thermodynamik Akademiestraße 6 0 - 9200 Freiberg/Sachs.	Telefon 51 3318 Telefax 2195
weitere Partner	Dr.-Ing. V. Weise	
Thema	Numerische Simulation der Staub-/Ascheablagerung am quer- angeströmten Kreiszylinder	
Ausgangssituation	Partikelbeladene Strömungen führen bei der Umströmung stumpfer Körper zu Ablagerungen, wobei in Abhängigkeit von der Form des Körpers, der Konsistenz, Konzentration, Größenverteilung und Haftfähigkeit der Partikeln sowie den Strömungsverhältnissen der Belag am umströmten Körper u. U. schnell anwächst. Das führt zur Veränderung der Strömungsverhältnisse sowie, bei speziellen Anwendungen, zur Verschlechterung des Wärmeüberganges zwischen Fluid und Rohr (Wärmetauscher).	
Ziel	Nach experimentellen Ergebnissen beurteilt erfolgt die Ablagerung vorwiegend im Anströmbereich (Bild 1). Deshalb soll für die Zylindervorderseite bei variabler Partikelgrößenverteilung das Belagwachstum berechnet werden.	
Lösungsweg	Die Strömung an der Zylinderanströmseite wird als einfache Potentialströmung behandelt. Mit dieser Grundströmung kann das gekoppelte und nichtlineare System der Partikelbewegungs-Differentialgleichungen numerisch gelöst werden. Von besonderer Bedeutung für die Lage der Partikeltrajektorien ist die sogenannte BARTH-Zahl, die als Ähnlichkeitskennzahl in der Form $Ba = \frac{18}{\frac{c_{\infty} D_P \rho_P D_P}{\nu \rho_F l}}$ definiert ist (Index P: Partikel, Index F: Fluid), siehe dazu: VOLLHEIM, R.: Pneumatischer Transport. Leipzig: VEB Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie 1971.	

Ergebnis Umfangreiche Berechnungen lieferten Ergebnisse zu folgenden Problemen:

- Partikelbahnen am Kreiszyylinder für verschiedene Ba-Zahlen
- Grenzpartikelbahnen für streifende Berührung der Zylinderoberfläche
- Auftreffgrad, -winkel und -geschwindigkeit der Partikeln auf die Zylinderoberfläche in Abhängigkeit von der Ba-Zahl, Re-Zahl, Startkoordinate
- Partikelgeschwindigkeit auf der Zylinderstaupunktstromlinie
- zeitliche Entwicklung der Belagsbildung für polydisperse Flugasche

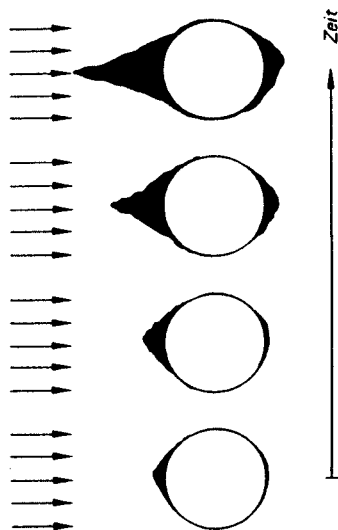


Bild 1: Belagsbildung an einem rauchgasumströmten Dampferzeugerrohr (Beobachtung)

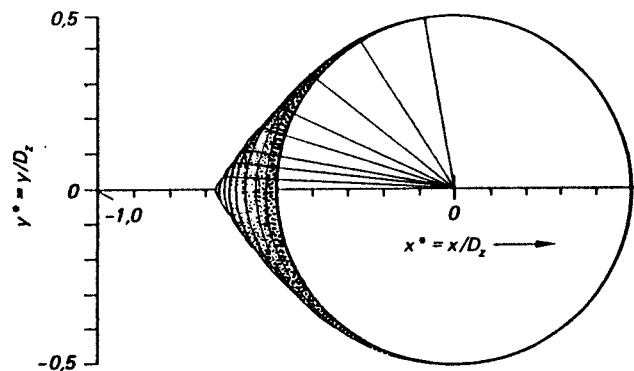


Bild 2: Belagsbildung für polydisperse Flugasche am querangeströmten Kreiszyylinder (Rechnung); Anströmung von links, D_z Zylinderdurchmesser

Literatur Riehl, I.: Partikelbewegung in stationären und instationären Fluidströmungen. Freiburger Forschungsheft A 808, Bergakademie Freiberg. Leipzig: VEB Deutscher Verlag für Grundstoffindustrie 1990
auch: Riehl, I.: Dissertation, Bergakademie Freiberg 1990.

weiteres Vorgehen Berücksichtigung der Probleme: Haftwahrscheinlichkeit, Zylinder-"verformung" durch Belag, Grenzbelagsform

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Rodi

Institution Sonderforschungsbereich 210, Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1

Telefon (0721) 608-3535

Telefax (0721) 608-4290

weitere Partner

Thema Berechnung instationärer Vorgänge bei der Umströmung von zylindrischen Körpern

Ausgangssituation

Numerische Berechnungen der Karmanschen Wirbelstraße hinter Zylindern wurden bisher vor allem mit Verfahren zur Berechnung stationärer Strömungen bzw. bei Berücksichtigung der Instationarität nur für niedrige Reynolds-Zahlen durchgeführt.

Ziel

Entwicklung eines Berechnungsverfahrens, mit dem sich sowohl für niedrige Reynoldszahlen (laminare Strömung) wie auch für hohe Reynoldszahlen (turbulente Strömung) die instationären Belastungen von umströmten Körpern vorhersagen lassen. In der derzeitigen Entwicklungsphase steht die Umströmung schwingender Zylinder im Vordergrund.

Lösungsweg

Auf der Grundlage des Rechenverfahrens TEACH, das die Navier-Stokes-Gleichung mittels einer Finiten-Volumen-Methode in primitiven Variablen auf einem versetzten Gitter löst, wurde ein Computerprogramm zur Berechnung der instationären, laminaren Wirbelablösung hinter Zylindern entwickelt (räumliche Diskretisierung: 3. Ordnung, zeitliche Diskretisierung: implizit 1. Ordnung). Dieses Berechnungsverfahren wurde durch den Einbau von Turbulenzmodellen erweitert, um auch turbulente Strömungen berechnen zu können. Zur Simulation der turbulenten Effekte wurden das k- ϵ Modell und das Reynoldsspannungsmodell nach Launder, Reece und Rodi getestet. Diese Modelle werden sowohl in ihrer Standardform mit Wandfunktionen als auch in Verbindung mit dem low-Re-Eingleichungsmodell im sogenannten Zwei-Schichten-Ansatz verwendet.

Ergebnis

Die Ergebnisse von Berechnungen für laminare Wirbelablösung hinter quadratischen und Kreiszylindern wurden inzwischen veröffentlicht [1]. Auch die Arbeiten zur Berechnung der turbulenten Umströmung dieser Zylinder bei hohen Reynoldszahlen mit verschiedenen Turbulenzmodellen sind inzwischen abgeschlossen [2]. Es ergab sich, daß das Modell, welches Transportdifferentialgleichungen für die einzelnen Reynoldsspannungen verwendet, dem Wirbelviskositätsansatz deutlich überlegen ist. Allerdings werden nicht alle Details der Wirbelablöseströmung bei hohen Reynoldszahlen zufriedenstellend berechnet. Weiterhin wurden Berechnungen der laminaren Umströmung eines in Strömungsrichtung schwingenden quadratischen Zylinders durchgeführt [3]. Dabei wurde die Wechselwirkung zwischen Zylinderbewegung und Wirbelablösung untersucht. In Abhängigkeit der Schwingungsfrequenz (vgl. Abb. 1) und der Schwingungsamplitude wurden in einer Parameterstudie die Voraussetzungen für das Auftreten des lock-in Effekts ermittelt, wobei als lock-in die Synchronisation von Wirbelablösung und Zylinderbewegung bezeichnet wird. Abb. 2) zeigt einen charakteristischen Stromlinienverlauf bei Vorliegen von lock-in.

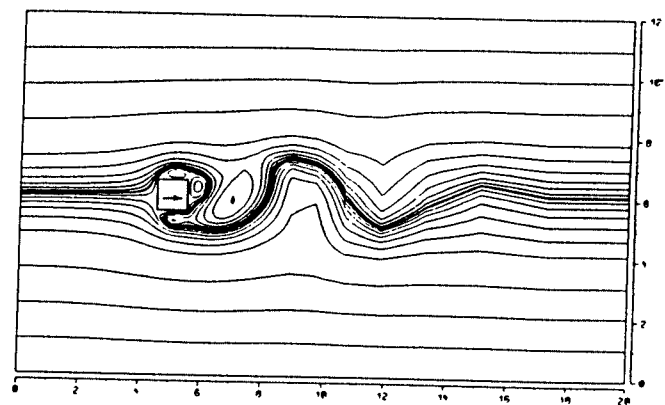
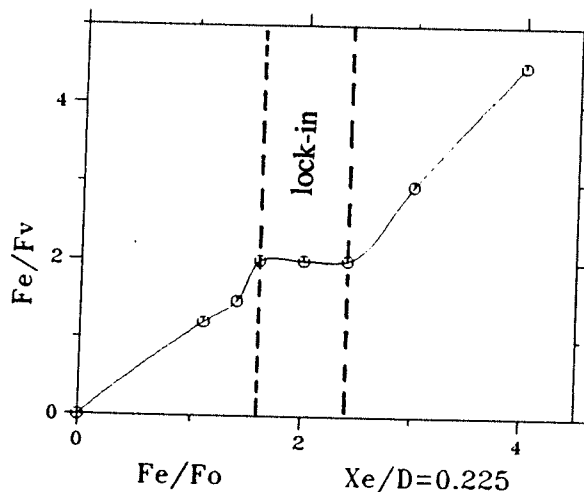


Bild 1: Bestimmung des Frequenzbereiches, bei dem lock-in auftritt anhand der Auftragung f_e/f_v über f_e/f_0 .
 f_e = Frequenz der Zylinderschwingung
 x_e = Amplitude der Zylinderschwingung
 f_v = Wirbelablösefrequenz bei $x_e/D = .225$
 f_0 = Wirbelablösefrequenz bei $x_e/D = 0$

Bild 2: Stromlinienverlauf zum Zeitpunkt der Vorwärtsbewegung des Zylinders bei lock-in ($f_e/f_v \approx 2$, $x_e/D = .25$)

Literatur

1. Franke, R., Rodi, W., Schöning, B., 1990: "Numerical calculation of laminar vortex-shedding flow past cylinders". J. of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics, Vol. 35, pp. 237-257.
2. Franke, R., 1991: "Numerische Berechnung der instationären Wirbelablösung hinter zylindrischen Körpern". Dissertation, Universität Karlsruhe.
3. Minewitsch, S., Franke, R., 1990: "Die numerische Untersuchung der laminaren Umströmung eines in Längsrichtung schwingenden quadratischen Zylinders". Bericht SFB 210/T/69, Sonderforschungsbereich 210, Universität Karlsruhe.

Weiteres Vorgehen:

Berechnung von Mehrkörperkonfigurationen, oszillierende Anströmung mit Richtungswechsel.

Förderung durch:

DFG - SFB 210 Teilprojekt C7

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner

Rodi

Institution

Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe

Adresse

Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1

Telefon (0721) 608-3535

Telefax (0721) 608-4290

weitere Partner

Thema

Entwicklung effizienter numerischer Berechnungsverfahren für dreidimensionale, inkompressible Strömungen mit komplexen Berandungen

Ausgangssituation

Bei den meisten der üblicherweise eingesetzten Finite-Volumen-Verfahren lassen sich keine allgemeinen randangepaßten numerischen Gitter verwenden, und diese Verfahren konvergieren in allgemeinen auch relativ langsam, so daß vor allem bei der Berechnung dreidimensionaler Probleme die Rechenzeiten für praktische Zwecke zu hoch sind.

Ziel

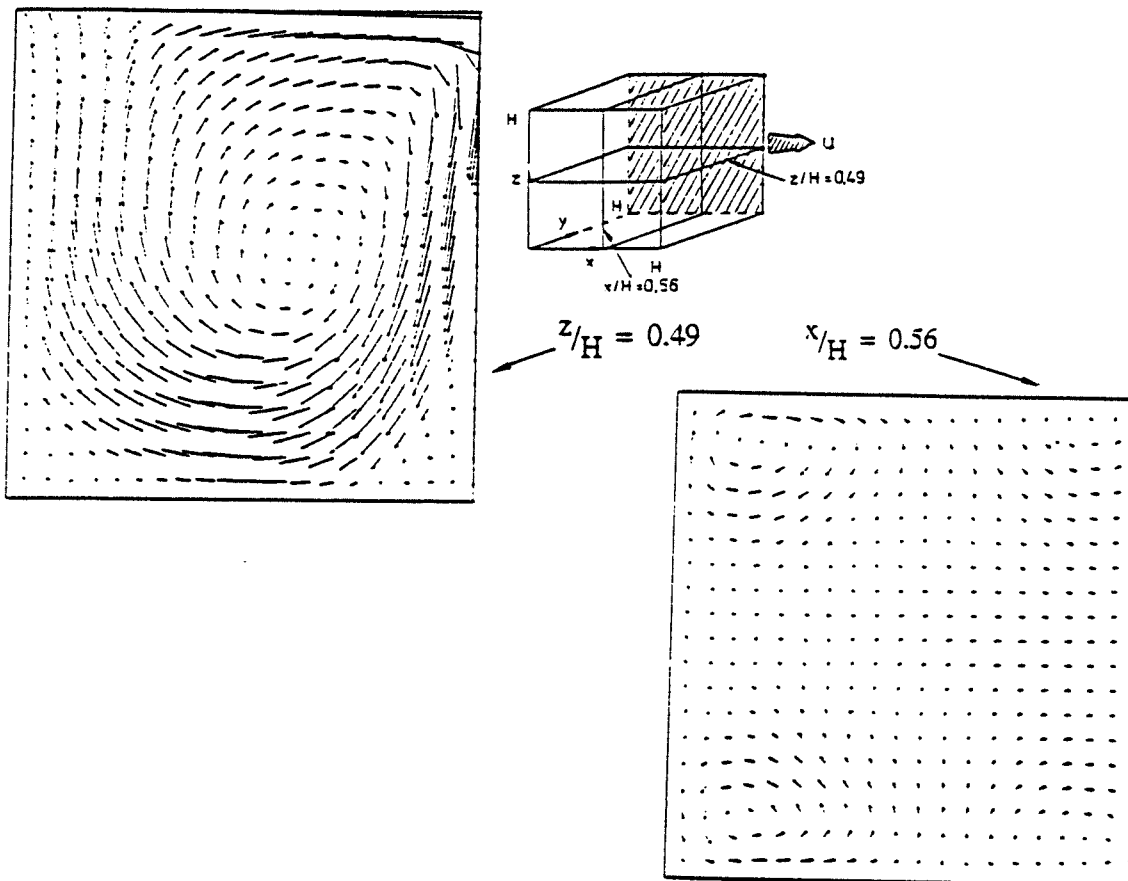
Entwicklung eines Computerprogramms, mit dem sich allgemeine dreidimensionale inkompressible Strömungen ausreichend genau und doch mit vertretbarem Rechenaufwand simulieren lassen.

Lösungsweg

Lösung der statistisch gemittelten 3D Navier-Stokes-Gleichung mit einem effizienten Finite-Volumen-Verfahren, das beliebige krummlinige körperangepaßte Gitter verwenden kann. Das entwickelte Verfahren ist durch folgende Hauptmerkmale gekennzeichnet: Es verwendet nicht-versetzte Variablenanordnung in Verbindung mit einer besonderen Interpolation der Massenflüsse an den Kontrollvolumenflächen zur Vermeidung von Druckoszillationen, ein entkoppeltes Lösungsverfahren, kartesische Geschwindigkeitskomponenten, ein Mehrgitterverfahren zur Beschleunigung der Konvergenz bei der iterativen Lösung, ein neuentwickeltes räumliches Diskretisierungsverfahren SOUCOUP mit geringer numerischer Diffusion und ein auf der unvollständigen LU-Zerlegung basierendes Verfahren von Stone zur Lösung der resultierenden Differenzengleichungen. Bei der Programmierung wurde besonders auf gute Vektorisierbarkeit geachtet. Die Simulation der turbulenten Austauschvorgänge erfolgt mit dem k- ϵ Turbulenzmodell.

Ergebnis

Das 3D Rechenprogramm wurde für eine Reihe von laminaren Strömungen sowohl als Eingitter-Verfahren [1] wie auch unter Verwendung des Mehrgitter-Verfahrens [2] getestet. Die Konvergenzbeschleunigung durch das Mehrgitterverfahren nimmt stark mit der Gitterfeinheit zu und ist bei höheren Reynoldszahlen geringer als bei niedrigen. Im nachfolgenden Bild werden berechnete Geschwindigkeitsvektoren für eine 3D Hohlraumströmung vorgestellt. Die Rechnungen wurden auf einem $82 \times 82 \times 82$ Gitter (550.000 Gitterpunkte) mit dem Mehrgitterverfahren erzielt und benötigten 4,6 Minuten CPU-Zeit auf der Siemens VP 400/10 Anlage. Das Mehrgitterverfahren hat auch bei der Berechnung komplexerer Strömungen mit krummlinigen Berandungen und von turbulenten Strömungen bei Verwendung des k- ϵ Modells beträchtliche Beschleunigungsfaktoren ergeben [2].



Literatur

1. Majumdar, S, Rodi, W., Zhu, J.: "Three-dimensional finite-volume method for incompressible flows with complex boundaries". in Proc. ASME Symp. on Recent Advances and Applications in Computational Fluid Dynamics, Dallas, November 1990.
2. Orth, A.: "Entwicklung eines Mehrgitterverfahrens zur Berechnung inkompressibler Strömungen in komplexen Berandungen". Dissertation Universität Karlsruhe 1991.

weitere Vorgehen

Weiteres Austesten des Rechenverfahrens für turbulente Umströmung von Körpern.

Förderung durch:

DFG Schwerpunktprogramm "Finite Approximation in der Strömungsmechanik" und Stiftung Volkswagenwerk.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Stumpfe Körper / Rumpfe

Ansprechpartner

Rodi, Cordes

Institution

Institut für Hydroemchanik, Universität Karlsruhe

Adresse

Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1

Telefon (0721) 608-3535

Telefax (0721) 608-4290

weitere Partner

Thema

Berechnung abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen

Ausgangssituation

Es gibt noch kein Rechenverfahren, mit dem sich abgelöste Strömungen an Tragflügelprofilen, insbesondere beim Auftreten größerer Ablösezone, mit ausreichender Sicherheit vorhersagen lassen.

Ziel

Es soll ein Computerprogramm entwickelt werden, mit dem sich Strömungen um Tragflügel bei Auftreten von Ablösung für die praktisch interessierenden Parameterbereiche von Profilen, Anstellwinkel und Reynolds-Zahl zuverlässig und ausreichend genau berechnen lassen. Die Untersuchungen konzentrieren sich auf die Verbesserung von Turbulenzmodellen und werden an 2D inkompressiblen Strömungen durchgeführt.

Lösungsweg

Lösen der vollen 2D Navier-Stokes Gleichungen mit Hilfe eines iterativen numerischen Verfahrens

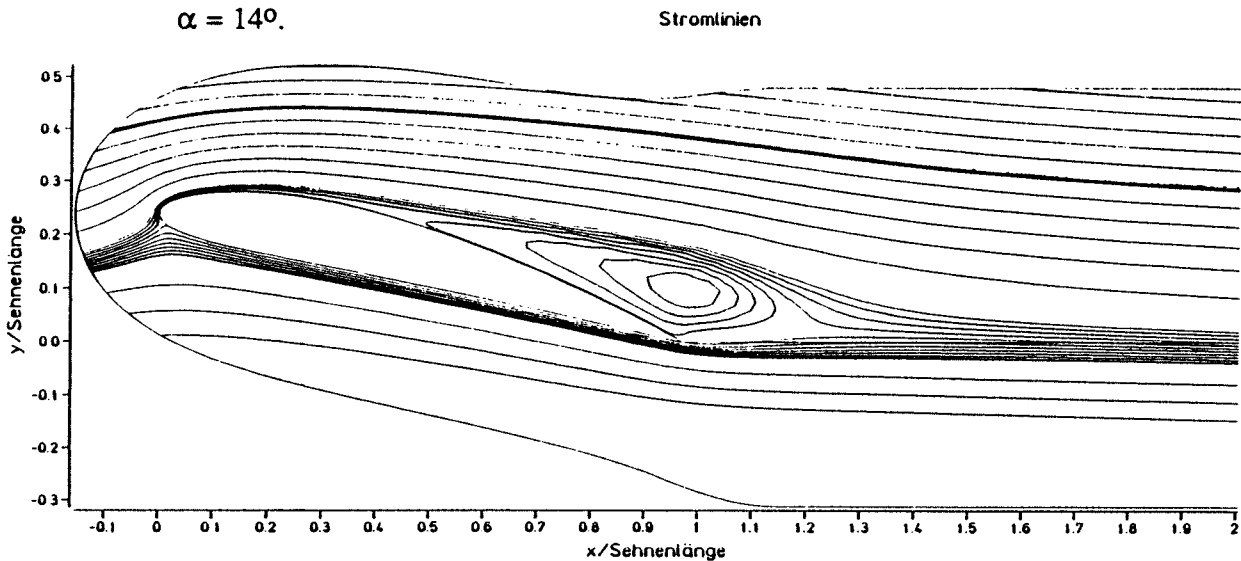
- o Verwendung von körperangepaßten Gittern
- o Finites-Volumen-Verfahren
- o Verwendung von nichtgestaffelten Gittern
- o zeitunabhängiges Verfahren
- Verwendung eines Zweischichten-Turbulenzmodells, das im Außenbereich das Standard-k- ϵ Modell verwendet und im viskositätsbeeinflussten, wandnahen Bereich das Gleichungsmodell von Norris und Reynolds.

Ergebnis

Zusätzlich zu den in Jahresbericht 1989 aufgeführten Beispielen wurden folgende Strömungen berechnet:

1. Laminare Umströmung eines NACA-0012-Tragflügels bei $Re_s = 5 \times 10^3$ und den Anstellwinkeln $\alpha = 0^\circ$ und $\alpha = 4^\circ$.
2. Turbulente Umströmung eines NACA-0012-Tragflügels bei $Re_s = 1,8 \times 10^6$ und $\alpha = 0^\circ$ und $\alpha = 4^\circ$ mit dem Standard k- ϵ Modell.
3. Turbulente Umströmung eines NACA-4412-Tragflügels bei $\alpha = 14^\circ$ (experimentell untersucht von Coles und Wadcock 1979: Flying-hot-wire study of the flow past an NACA-4412 airfoil at maximum lift, AIAA J., Vol. 17, No. 4, pp. 321-329).

Beispiel: Mit dem Standard k- ϵ Modell simulierte Stromlinien für das NACA-4412 Profil bei $\alpha = 14^\circ$.



Literatur

weitere Vorgehen

Abschließende Rechnungen für die oben genannten NACA-Profile auch mit dem Zweischichten-Turbulenzmodell.

Förderung durch:

DFG, Schwerpunktprogramm "Physik abgelöster Strömungen"

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Stumpfe Körper, Rümpfe

Ansprechpartner Rodi, Zhu

Institution

Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe

Telefon: (0721) 608-3535

Adresse

Kaiserstraße 12, 7500 Karlsruhe 1

Telefax: (0721) 608-4290

weitere Partner

Dr. S. Majumdar, National Aeronautical Laboratory, Bangalore, Indien

Thema

Berechnung der dreidimensionalen Umströmung von Schiffskörpern

Ausgangssituation

Die numerische Berechnung der Umströmung von Schiffen unter Auflösung der reibungsbeeinflussten Gebiete war bisher schwierig und nicht mit vertretbarem Rechenaufwand durchführbar.

Ziel

Ziel des Vorhabens ist die Entwicklung und das Austesten eines Berechnungsverfahrens zur Berechnung der Strömung um Schiffe, das auf der Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen basiert.

Lösungsweg

Grundlage ist das von Rodi in der Mitteilung "Entwicklung effizienter numerischer Berechnungsverfahren für dreidimensionale inkompressible Strömungen mit komplexen Berandungen" kurz beschriebene 3D Finite-Volumen-Verfahren. Die turbulenten Spannungen werden mit dem k- ϵ Modell berechnet. Zunächst kommt das Standard k- ϵ Modell unter Verwendung von Wandfunktionen zum Einsatz; später sollen auch Rechnungen mit einem Zweischichten-Modell durchgeführt werden, bei dem die wandnahen, viskositätsbeeinflussten Zonen mit einem Eingleichungs-Modell aufgelöst werden sollen.

Ergebnis

Als Beitrag für den SSPA-CTH-IIHR Workshop (Göteborg, September 1990) wurde die Strömung um den HSVA-Tanker berechnet, die experimentell an einem Doppelmodell im Windkanal an der Universität Hamburg untersucht wurde. Die Heckpartie des Tankers ist geometrisch relativ komplex und erforderte besondere Aufmerksamkeit bei der Erzeugung des Rechengitters (Bild 2). Das Rechenggebiet ist in Bild 1 dargestellt. Die Rechnungen wurden für Teil 1 (Buggebiet) und Teil 2 (Heckgebiet) separat durchgeführt, um in jedem Gebiet mehr Gitterpunkte verwenden zu können. Das Buggebiet wurde mit $40 \times 44 \times 32$ Gitterpunkten aufgelöst und benötigte 3,1 CPU-Minuten Rechenzeit auf einem Siemens VP 400 EX Vektorrechner; das Heckgebiet wurde mit $84 \times 44 \times 32$ Punkten aufgelöst und benötigte 7,6 Minuten Rechenzeit. Bild 2 vergleicht berechnete und gemessene Verteilungen der Druck- und Widerstandsbeiwerte entlang einer Spantlinie im Heckbereich. Weitere Ergebnisse, insbesondere auch bezüglich der sich einstellenden Sekundärströmung, sind in [1] zu finden.

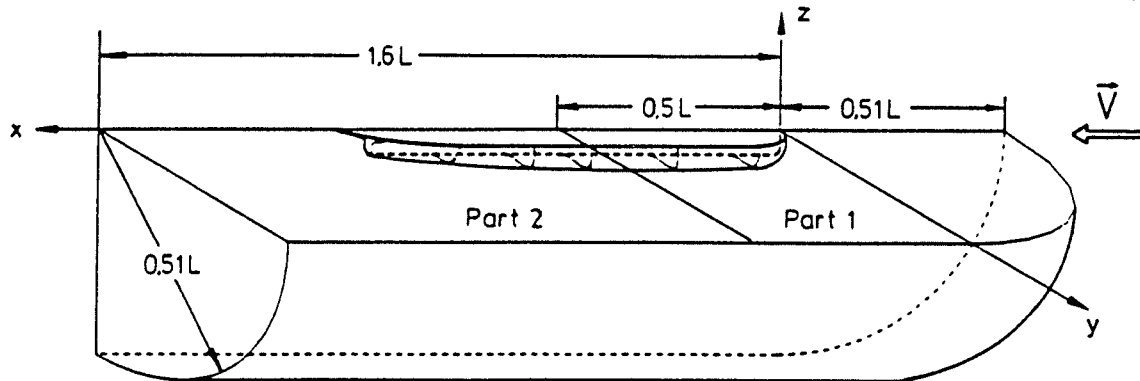


Bild 1: Strömungskonfiguration und Rechengebiete

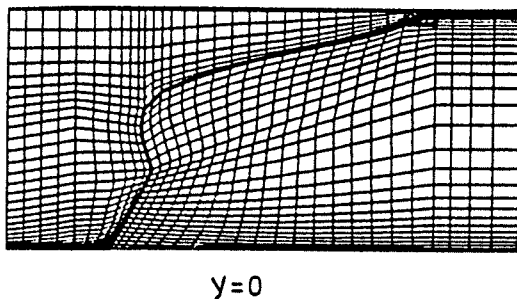


Bild 2: Rechengnetz im Heckbereich

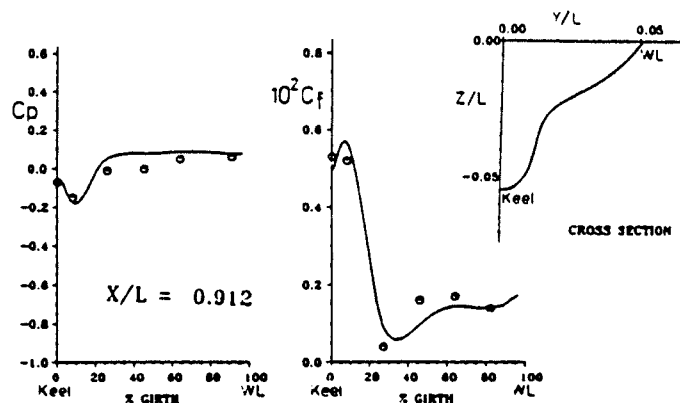


Bild 3: Verteilung von Druck- und Widerstandsbeiwerten im Heckbereich

Literatur

1. Majumdar, S., Zhu, J., Rodi, W., 1990: "Calculation of three-dimensional turbulent flow around ship structures". Bericht SFB 210/T/62, Universität Karlsruhe.

weiteres Vorgehen

Verwendung des Zweischichten-Turbulenzmodells bei der Berechnung der Strömung um Schiffe sowie Austesten des Rechenverfahrens für andere Schiffskörper.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Dr.-Ing. Jürgen Schöne

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik
Flughafen

Adresse D-3300 Braunschweig

Telefon 0531 / 395 - 2439

Telefax 0531 / 395 - 2320

weitere Partner Dipl.-Ing., Dipl.-Math. Th. Sonar, Universität Stuttgart

Thema Aerodynamische Berechnungen für eine Wiedereintrittskonfiguration bei Überschallanströmung durch Lösung der Eulergleichungen

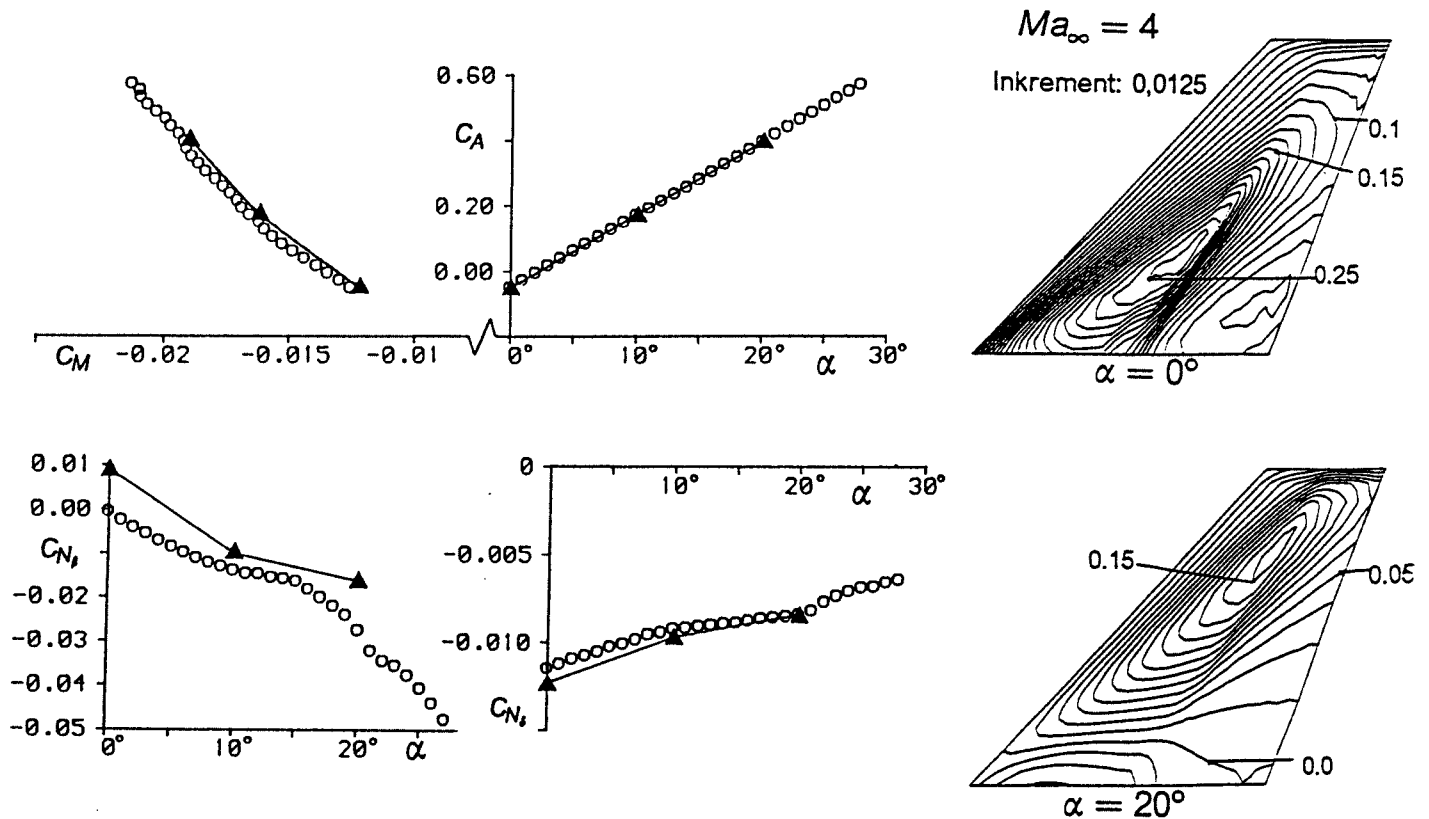
Ausgangssituation - Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen [1]
- Verschiedene Ansätze zur Netzgenerierung, siehe z.B. [2]

Ziel Es soll untersucht werden, welche Fragestellungen für eine Wiedereintrittskonfiguration bei Überschallanströmung mit einem Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen behandelt werden können. Insbesondere soll geklärt werden, mit welcher Genauigkeit flugmechanische Derivativa berechnet werden, ob die Wirkung von Ruderausschlägen bestimmt werden kann und wie die numerische Lösung des Strömungsfeld zur Verbesserung der Konfiguration genutzt werden kann.

Lösungsweg Für eine HERMES Studienkonfiguration mit senkrechtem Seitenleitwerk und eingestakter Kabinenhaube sind Rechnungen mit dem DLR Euler-Code durchgeführt worden. Dazu werden zunächst Rechennetze für die symmetrische und für die Konfiguration mit ausgeschlagenem Seitenruder generiert. Die Anströmmachzahlen für die Rechnungen liegen zwischen 2 und 4, der Anstellwinkel zwischen 0° und 20° und der Schiebewinkel zwischen 0° und -5° . Berechnete flugmechanische Derivativa werden mit experimentellen Ergebnisse [3] verglichen. Um die Wirksamkeit des Seitenleitwerks und des -ruders zu verbessern, ist das Strömungsfeld im Bereich des Leitwerks bei verschiedenen Anströmbedingungen untersucht worden.

Ergebnis

Einige Resultate für ein Netz mit 72 Zellen in Strömungsrichtung, 32 Zellen normal zum Körper und 144 Zellen in Umfangsrichtung (bzw. 72 Zellen in Umfangsrichtung um die halbe Konfiguration) sind in den Diagrammen dargestellt. Gezeigt werden Auftriebs- und Nickmomentenbeiwert c_A und c_M über dem Anstellwinkel α bei symmetrischer Anströmung; des weiteren werden die Derivativa des Giermoments bezüglich Schräganströmung und bezüglich Seitenruderausschlag c_{N_β} und c_{N_δ} gezeigt. Die Übereinstimmung mit den experimentellen Ergebnissen [3] ist sehr gut. Im Bild rechts ist die Δc_p -Verteilung auf dem Seitenleitwerk (Differenz des c_p -Wertes zwische Luv- und Leeseite) bei Schräganströmung $\beta = -5^\circ$ dargestellt. Man erkennt deutlich die abnehmende Wirksamkeit des Seitenleitwerks im unteren Bereich mit zunehmendem Anstellwinkel; eine Verbesserung der Wirksamkeit läßt sich also z.B. durch eine Vergrößerung des Leitwerks im oberen Bereich erzielen. Weitere Ergebnisse sind in [4] beschrieben.



Literatur

- [1] Rossow, C., Kroll, N., Radespiel, R., Scherr, S.: Investigation of the Accuracy of Finite Volume Methods for 2- and 3-Dimensional Flows. AGARD-CPP-437, P17.1-11, 1988.
- [2] Sonar, Th.: Grid Generation Using Elliptic Partial Differential Equations. DFVLR-FB 89-15, 1989.
- [3] Esch, H.: Force measurements on four 1:100 HERMES shape derivatives at subsonic and supersonic Mach numbers. DLR-IB 39112-89-C-21, 1989.
- [4] Schöne, J.: Aerodynamische Berechnungen für eine HERMES Studienkonfiguration bei Überschallanströmung durch Lösung der Euler-Gleichungen. Tagungsband der DGLR Jahrestagung, 1.-4. Oktober 1990, Friedrichshafen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner G.K. Suryanarayana, Prof. G.E.A. Meier, Dr. F.-R. Grosche

Institution DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen
Telefon 0551/709-2370
Telefax 0551/709-2101

weitere Partner H. Pauer

Thema Widerstandssenkung stumpfer Körper mittels Ventilation

Ausgangssituation

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

Ziel

Senkung des Strömungswiderstandes durch Druckausgleich und Veränderung der Strömungsgeometrie des Nachlaufes.

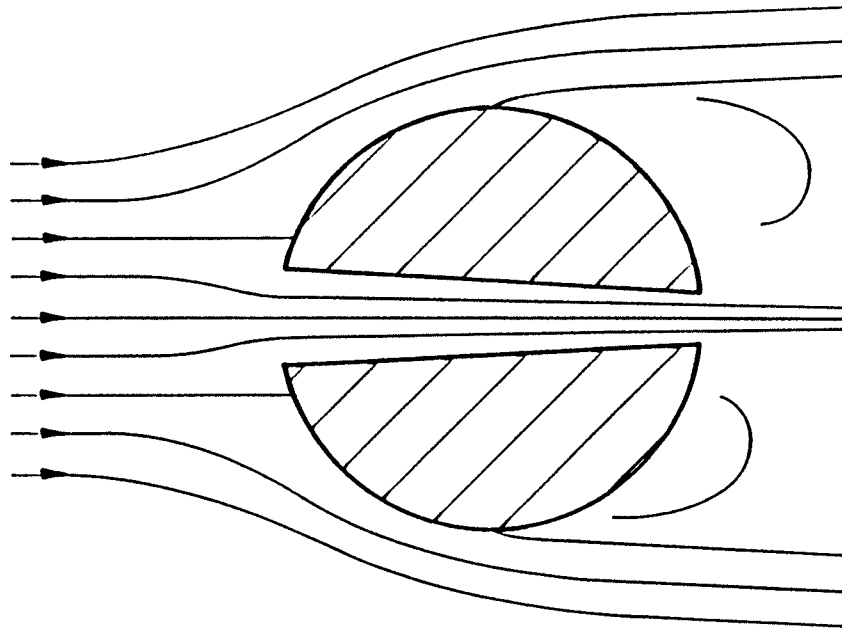
Lösungsweg

Es werden zwei repräsentative Arten stumpfer Körper untersucht: Zylinder (2-D-Strömung) und Kugeln (axialsymmetrische Strömung).

Voruntersuchungen mit einer freifallenden ventilierten Kugel erbrachten Widerstandsverminderungen in der Größenordnung von 10 % bei einer Fallgeschwindigkeit von 6 m/s und 20 cm Durchmesser. Es wurden Mach-Zehnder-Interferogramme von geschlitzten Zylindern in einem transsonischen Windkanal und Kraftmessungen an ventilierten Kugeln in einem 1m-Freistrahlskanal gemacht.

Ergebnis

Die Interferogramme zeigen eine starke Beeinflussung des Nachlaufes aufgrund der Massenzufuhr durch den Schlitz in Abhängigkeit von der Reynoldszahl und der Schlitzgeometrie. Die Kraftmessungen im 1m-Kanal ergeben eine Widerstandsverminderung, die größer ist als 10 % im transkritischen Reynoldszahlbereich, wobei die Rauigkeit der Oberfläche eine große Rolle spielt.



Literatur

G.E.A. Meier, G.K. Suryanarayana, H. Paucr: *Widerstandsverminderung durch Ventilation*. presented at the DGLR-STAB Symposium, Nov 6-9, 1990, Aachen, FRG

P.W. Bearman: *The effect of base bleed on the flow behind a two-dimensional model with a blunt trailing edge*. The Aeronautical Quarterly, Vol. XVIII, Aug. 1967

C.J. Wood: *The effect of base bleed on a periodic wake*. J. Royal Aero. Society, Vol.68, July 1964

weiterees Vorgehen

Verbesserung des experimentellen Aufbaus zur Absicherung der Ergebnisse und eine Quantisierung der Vorgänge im Nachlauf finden zur Zeit statt.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe.

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. M. Tanner

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2297
Telefax (0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Thema

Basisdruckmessungen an einem Kegel bei $M_\infty = 5$ bis 7.

Ausgangssituation

Es besteht ein Bedarf an experimentellen Basisdrücken bei hohen Überschall-Machzahlen.

Ziel

Beschaffung von experimentellen Werten, die auch zum Vergleich mit Theorie benutzt werden können.

Lösungsweg

Messung des Basisdruckes eines schlanken Kegels im Rohrwindkanal Göttingen bei den Machzahlen $M_\infty = 5, 6$ und 7, mittels eines Kulite Miniatur-Druckaufnehmers.

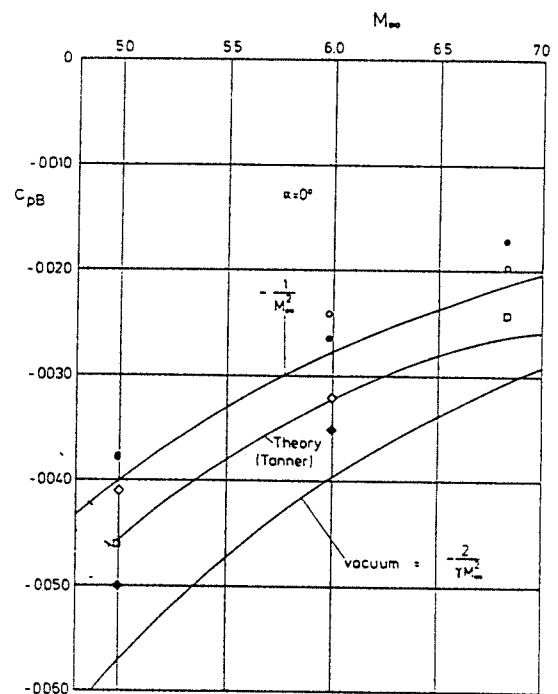
Ergebnis

Der Basisdruck wurde zuerst mit Stolperdraht am Kegel gemessen um sicherzustellen, daß die Grenzschicht vor der Basis turbulent war. Vergleichsmessungen, die ohne Stolperdraht durchgeführt wurden zeigten aber, daß der Basisdruck ohne Ring praktisch gleich groß war wie mit Turbulenzring. Daraus ist zu schließen, daß die Grenzschicht an der Basis auch ohne Ring turbulent gewesen ist.

Es zeigte sich, daß der Anstellwinkel praktisch ohne Einfluß auf den c_{pB} -Wert in dem untersuchten Anstellwinkelbereich von $\alpha = 0^\circ$ bis 15° war. Dies stimmt überein mit Ergebnissen aus früheren Untersuchungen von Pick. Der Basisdruckbeiwert wird mit zunehmender Machzahl kleiner. Die gemessenen c_{pB} -Werte liegen erheblich oberhalb des Vacuums. Die Benutzung des c_p -Wertes fürs Vacuum, $c_{pB} = -2 / \gamma M_\infty^2$ überschätzt den Basiswiderstand um etwa 50 %.

Der Basisdruckbeiwert als Funktion der Machzahl bei $\alpha = 0^\circ$

- Eigene Messungen an einem $6,8^\circ$ - Kegel ohne Turbulenzring mit $r_N/R = 0,15$.
- Eigene Messungen an einem $6,8^\circ$ - Kegel mit Turbulenzring mit $r_N/R = 0,15$.
- ◇ Messungen mit Turbulenzring von Zarin an einem 18° - Kegel mit $r_N/R = 0,286$.
- ◆ Messungen mit Turbulenzring von Zarin an einem 18° - Kegel mit $r_N/R = 0$.
- Messungen ohne Turbulenzring von Esch an einem Kegelzylinder mit $r_N/R = 0$.



Literatur

- [1] Tanner, M. Base pressure measurements on a cone at Mach numbers from $M_\infty = 5$ to 7. DLR-IB 221-90 A 16, 1990.

weiteres Vorgehen

Es folgen Messungen bei den Machzahlen 9,3 und 10,3.

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/ Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. I. Teipel, Dr.-Ing. M. Gottschlich

Institution Institut für Mechanik, Universität Hannover

Adresse Appelstr. 11, 3000 Hannover 1

Telefon 0511 762-4113

Telefax

weitere Partner --

Thema Das Strömungsfeld in der Nähe eines quer zur Anströmung oszillierenden Kreiszylinders.

Ausgangssituation / Ziel

Das Ziel der Arbeit ist es, mit einem genügend genauen und nicht zu aufwendigen Rechenverfahren Parameterstudien für die Umströmung eines transversal zur Anströmung oszillierenden Zylinders zu betreiben.

Lösungsweg

Es wurde eine numerische Simulation der Strömung in der Nähe des transversal zur Anströmung oszillierenden Kreiszylinders für unterkritische Reynoldszahlen durchgeführt. Das Fernfeld wurde durch die Methode der diskreten Wirbel approximiert, die darauf basiert, daß für große Reynoldszahlen dort die Reibungsterme vernachlässigt werden. Das Wirbelfeld wird dann durch eine endliche Anzahl von Wirbeln diskretisiert.

Durch eine vorgeschaltete Grenzschichtrechnung wird der Prozeß der Wirbelerzeugung dicht bei der Zylinderwand gesteuert. Kopplungsbedingungen werden für beide Gebiete angegeben.

Ergebnis

Als Kontrollrechnung für die Güte des Verfahrens wurde der Anfahrvorgang beim Zylinder gerechnet. Ergebnisse für die Strouhalzahl sind in Bild 1 dargestellt worden. Als Vergleich wurden Versuchsergebnisse herangezogen(1).

Parameterstudien für den schwingenden Zylinder sind in einem breiten Spektrum der Oszillationsfrequenz und der Wegamplitude durchgeführt worden. Dabei sind der lock-in oder der Synchronisationsbereich durchfahren worden. Der Vergleich mit den zur Verfügung stehenden experimentell ermittelten Daten zeigt, daß das numerische Verfahren die Zusammenhänge gut abbilden kann.

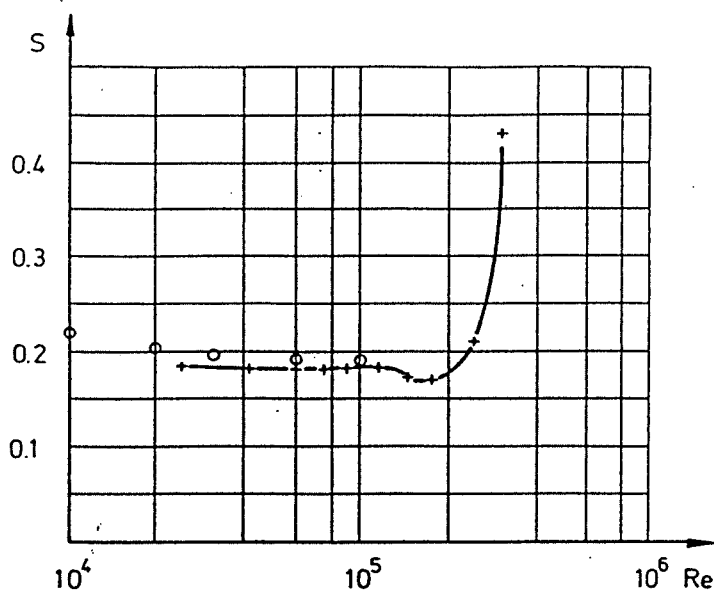


Bild 1: Strouhal-Zahl des nichtschwingenden Zylinders über der Reynolds-Zahl, o eigene Rechnungen, + Staubli (1).

Literatur

- (1) Staubli T.: Untersuchung der oszillierenden Kräfte am querangeströmten schwingenden Kreiszyylinder.

Diss. ETH Zürich 1983

- (2) Gottschlich, M.: Das Strömungsfeld in der Nähe eines quer zur Anströmrichtung oszillierenden Kreiszyinders.

Diss. Uni Hannover 1990

weitere Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner

Dr.-Ing. C. Tropea

Institution

Lehrstuhl für Strömungsmechanik (LSTM)

AdresseUniversität Erlangen-Nürnberg
Cauerstr. 4, 8520 Erlangen**Telefon**

09131-85 9501

Telefax

09131-85 9503

weitere Partner

R. Martinuzzi (LSTM)

Thema

Die Umströmung dreidimensionaler Hindernisse in einem Plattenkanal

Ausgangssituation

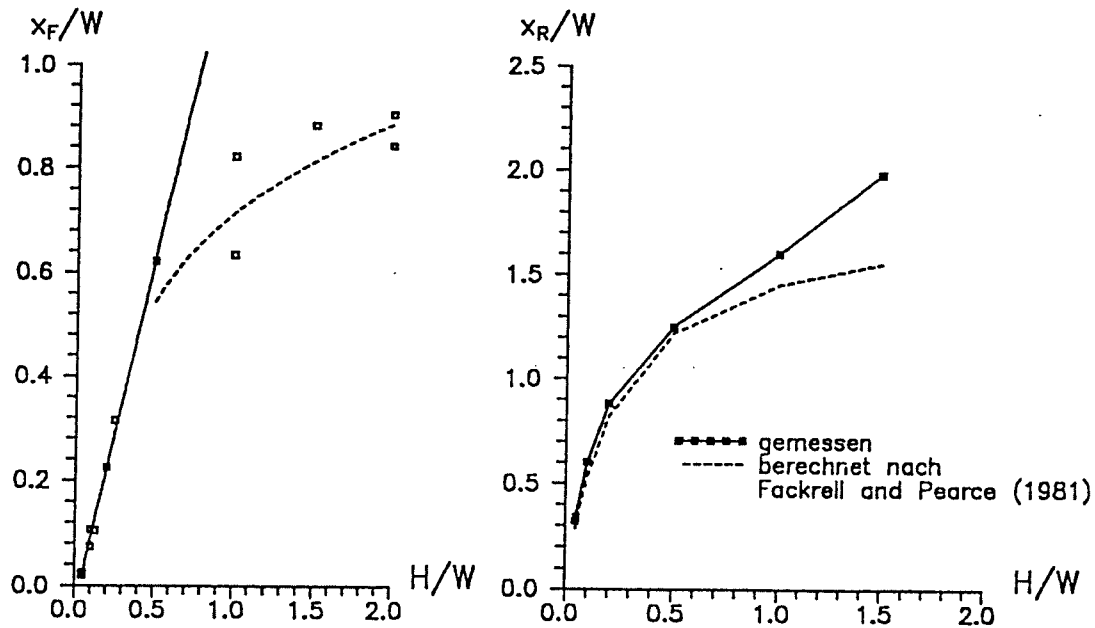
Bisherige Untersuchungen der Umströmung eines Hindernisses in entweder einer Grenzschicht oder einem Plattenkanal haben sich wegen der experimentellen und numerischen Vereinfachung auf die zweidimensionale Geometrie beschränkt. Auch dann, wenn die Geometrie zweidimensional ausgelegt ist, treten insbesondere im Staubereich vor wandgebundenen Hindernissen regelmäßige Strukturen der Strömung auf, die sich z.B. als Knoten- und Sattelpunkte an der vorderen Hindernisfläche nachweisen lassen (König et al. 1990). Es erhebt sich deshalb die Frage, unter welcher Bedingung eine Hindernisströmung als zweidimensional zu betrachten ist. Dies ist insbesondere auf das Verhältnis Hindernishöhe zu Hindernisbreite zu beziehen.

Ziel

Ziel der experimentellen Untersuchungen ist es, die globale Struktur der Hindernisströmung anhand zeitgemittelter und zeitabhängiger Strömungsgrößen und in Abhängigkeit der Hindernisbreite aufzuzeigen. Die wichtigsten Unterscheidungsmerkmale einer zweidimensionalen Hindernisströmung gegenüber dem dreidimensionalen Fall sollen identifiziert werden.

Lösungsweg

Experimente werden in einer vollentwickelten Kanalströmung (50x550mm) bei einer Reynoldszahl von 80.000 durchgeführt. Hindernismodelle verschiedener Höhe und Breite werden eingebaut und mittels des Kristallviolettverfahrens sowie der Laser-Doppler-Anemometrie untersucht. Die Ausdehnung der Ablösezone sowohl in Strömungsrichtung als auch in der Kanalbreite ist in den Kristallviolettbildern erkennbar. Genauere Angaben können von direkten Geschwindigkeitsmessungen erhalten werden. Auch das zeitabhängige Verhalten der Geschwindigkeitsschwankung im vorderen Ablösebereich wurde mittels LDA eingehend untersucht.



Im Bild sind gemessene Längen der vorderen (x_F) und hinteren (x_R) Ablösezone aufgetragen. Ein breitenunabhängiger Wert dieser zwei Größen wird erst bei W/H -Verhältnissen von etwa 4 erreicht. Danach ist nur die Hindernishöhe von Bedeutung, während die Strömung in der Kanalmitte quasi zweidimensional bleibt.

Literatur

Dimaczek, G., Eh, C., Tropea, C. (1988) Sichtbarmachung von Wasserströmungen mit Hilfe des Kristallviolettverfahrens, DGLR Workshop 2D-Meßtechnik, Marktdorf, DGLR-Bericht 88-04

König, J. (1990) Anwendung des Kristallviolettverfahrens zur Untersuchung der dreidimensionalen Hindernisströmung, Studienarbeit LSTM-Erlangen

König, J., Martinuzzi, R., Tropea, C. (1990) Die Umströmung dreidimensionaler Hindernisse, 7. DGLR-Fachsymposium, Strömungen mit Ablösung, Aachen

Theisinger, J. (1990) Untersuchung der Dreidimensionalität einer Rippenströmung im Flachkanal mittels LDA, Diplomarbeit, Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen-Nürnberg

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner

E. Waxweiler

Institution

MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse

Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089) 607-26520

Telefax (089) 607-25764

weitere Partner

D. Nikolitsch, D. Cosnard

Thema

Berechnung von Flügel-Rumpf-Interferenzfaktoren

Ausgangssituation

Bedarf an universell einsetzbaren Auslegungsverfahren, die dem Entwurfsaerodynamiker eine schnelle und kostengünstige Berechnung von Flugkörperkonfigurationen ermöglichen.

Ziel

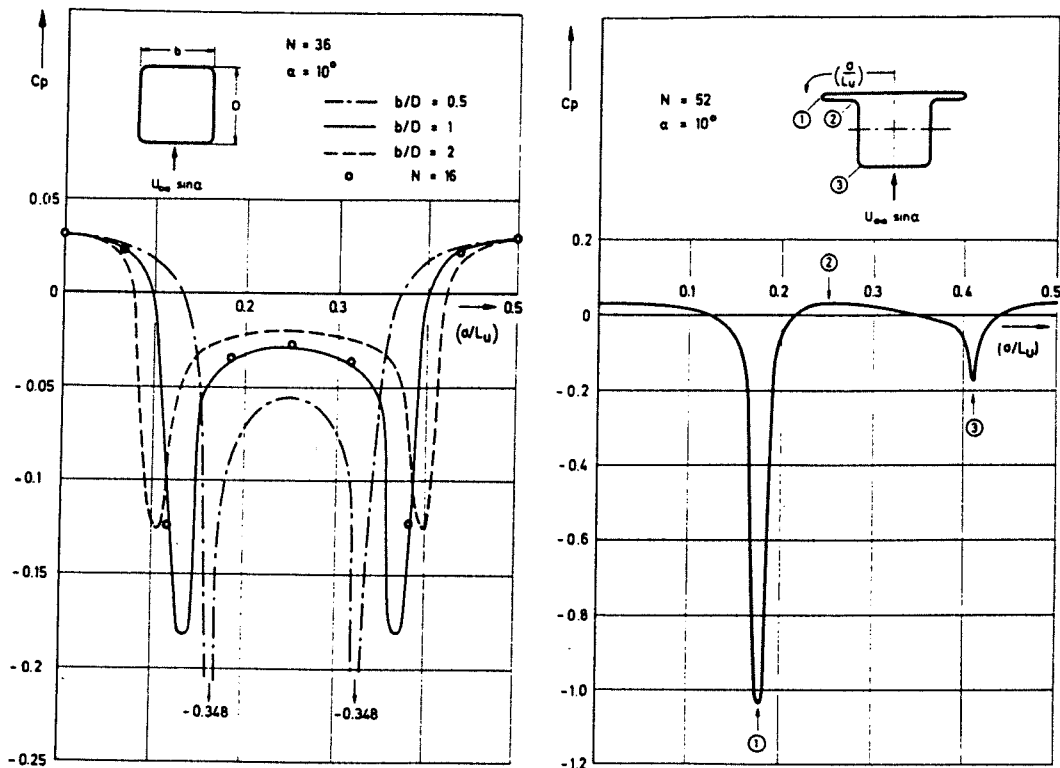
Erstellung eines umfassenden, menuegesteuerten, interaktiven Auslegungsverfahrens auf der Grundlage der Beiwertsynthese für Flugkörperkonfigurationen mit beliebigen Rumpfquerschnitten und Auftriebshilfen in verschiedenen Positionen, anwendbar bis zu hohen Anstellwinkeln im Unter- und Überschall.

Lösungsweg

Verknüpfung von Rumpf- und Flügelbeiwerten, gewonnen mit Hilfe theoretischer Verfahren verschiedenen Linearisierungsgrades oder aus Datenbanken, im linearen und nichtlinearen Anstellwinkelbereich durch Beiwertsynthese. Berechnung der Flügel-Rumpf-Interferenzfaktoren mittels klassischer Methode oder konformer Abbildung oder 2D-Panelverfahren. Anwendung der "equivalent-angle-of-attack"-Methode. Wirbelverfolgung mit halbempirischen Verfahren.

Ergebnis

Teilergebnis bei der Berechnung von
Flügel-Rumpf-Interferenzfaktoren



Literatur

- D.Cosnard;
Methode de calcul des coefficients d'interférence d'un
missile élané. Diplomarbeit (MBB, 1990)
- E.Waxweiler;
Introduction to Concept and Application of the Equivalent
Angle-of-Attack Method. MBB-Bericht UA/AS522 (1988)

Weiteres Vorgehen

Systematische Testrechnungen.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Dr. H. Bieler		
Institution	Deutsche Airbus GmbH		
Adresse	EF 113 Postfach 10 78 45 2800 Bremen 1	Telefon	0421 538 3232
		Telefax	0421 538 4486
weitere Partner	DLR-Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig A. Seitz		
Thema	Entwicklung von Transitionskriterien an Hand der ATTAS Freiflug- und Windkanalexperimente		
Ausgangssituation	Die Vorhersage von Flugleistungen und die Übertragung von Windkanalergebnissen auf die Großausführung erfordern zuverlässige Transitionskriterien.		
Ziel	Die ATTAS-Handschuhversuche lieferten eine umfangreiche Datenbasis, die hier dazu verwandt wird, den Einfluß der Kompressibilität und der Oberflächenbeschaffenheit auf die Störungsentwicklung abzuschätzen.		
Lösungsweg	Bei den bereits durchgeführten Stabilitätsanalysen der ATTAS-Freiflugversuche wurde die Kompressibilität vernachlässigt (siehe STAB-Mitteilung 1989; Beitrag Dr. G. Redeker). Mit Hilfe des kompressiblen Eigenwertlösers COSAL werden N-Faktoren für die Tollmien-Schlichting und für die Querströmungsinstabilität ermittelt und mit inkompressiblen verglichen. Außerdem werden Flugpunkte mit künstlichen Störungen zur Simulation einer Konturungenauigkeit betrachtet. Die Deutung der Umschlagsverlagerungen erfolgt über eine geeignete Korrelation von Grenzschichtparametern.		

Ergebnis

Fig. 1 zeigt das Ergebnis der kompressiblen Stabilitätsanalyse. Im Vergleich zur inkompressiblen Stabilitätsanalyse (siehe STAB-Mitteilungen 1989) läßt sich festhalten: während sich die Kompressibilität kaum auf die N_{CF} -Faktoren auswirkt, zeigt sich ein deutlich dämpfender Einfluß auf die N_{TS} -Faktoren. In Fig. 2 zeigt im Vergleich mit den gemessenen Umschlagsorten, daß die Reynoldszahldifferenz zwischen Neutral-Punkt und Stufenposition bei der Deutung eine wichtige Rolle spielt.

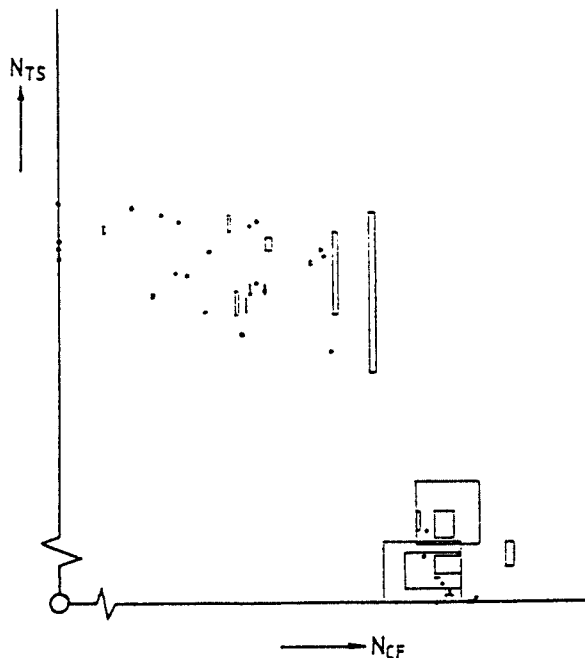


Fig. 1: Ergebnis der COSAL-Analyse

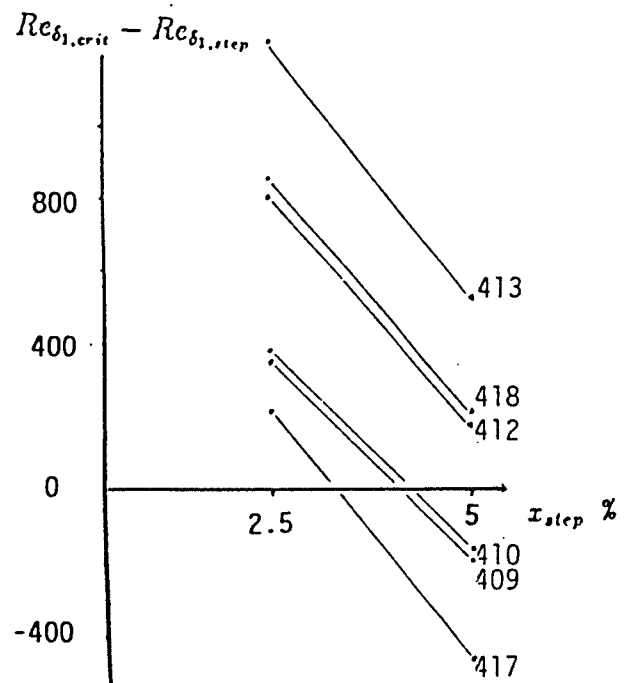


Fig. 2: Reynoldszahldifferenzen über Stufenposition

Literatur

- Tani, I. Effect of two-dimensional and isolated roughness on laminar flow. In: Boundary layer and flow control; Vol. 2; Ed.: Lachmann. Pergamon Press, Oxford (1961).
- Malik, M.R. COSAL-a black box compressible stability analysis code for transition prediction in three-dimensional boundary layers. NASA-CR 165925 (1982).

weitere Vorgehen

Zur weiteren Stützung obiger Ergebnisse ist es erforderlich Flugversuche in einem größeren Machzahlbereich zu analysieren. Die Deutung von Konturen-genauigkeiten wie insgesamt die receptivity-Problematik bedarf systematischer Forschung.

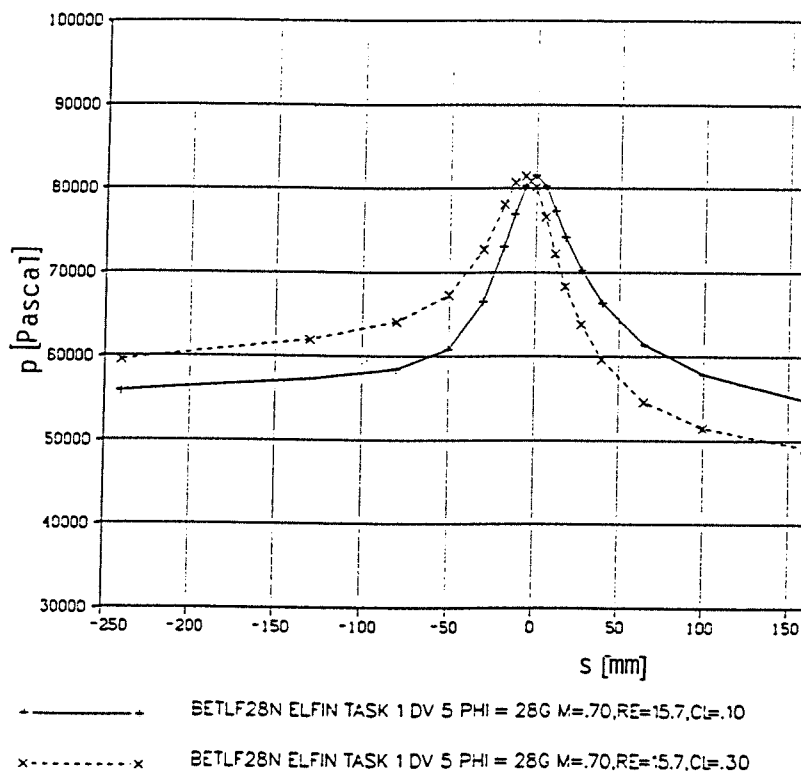
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Dr. H. Bieler		
Institution	Deutsche Airbus GmbH		
Adresse	EF 11 Postfach 10 78 45 2800 Bremen 1	Telefon	0421 538 3232
		Telefax	0421 538 4486
weitere Partner	Institutionen, die im BRITE/EURAM Programm ELFIN mitarbeiten		
Thema	Laminarhaltung dreidimensionaler Grenzschichtströmungen durch lokale Absaugung (Hybrid-Technologie)		
Ausgangssituation	Bei größeren Verkehrsflugzeugen (z.B. vom Airbus-Typ) läßt sich eine Laminarhaltung der Flügelströmung durch Formgebung allein schwer sta- bilisieren. Wirkungsvoller ist hier eine lokale Absaugung nahe der Vor- derkante.		
Ziel	Verringerung des Gesamtwiderstandes unter Berücksichtigung der aufzubrin- genden Leistung für das Absaugesystem.		
Lösungsweg	Im Rahmen des BRITE/EURAM Programmes ELFIN wird zunächst durch ein Wind- kanalexperiment mit einem modifizierten ATTAS-Handschuh der Effekt der Vorderkantenabsaugung untersucht. Für unterschiedliche Absaugeverteilungen und unterschiedliche Anströmbedingungen wird die Umschlagsverlagerung an Hand von N-Faktor Berechnungen ermittelt. Außerdem werden in Zusammen- arbeit mit den europäischen Partnern die Massenströme durch Elektronen- strahl bzw. Laserstrahl gebohrten Löchern analysiert.		

Ergebnis

Eine schiebende Rechnung mit dem DA-Entwurfscode zeigt, daß im gewünschten Auftriebsbereich bei der hohen Pfeilung von 28° dicht an der Vorderkante (d.h. $s = 0$) abgesaugt werden muß. Dort und in unmittelbarer Umgebung sind die Gradienten (Fig. 1) so groß, daß dort Kammerlängen von ca. 10 mm angestrebt werden müssen. Jedes Symbol in Fig. 1 markiert ein Kammerende.

ELFIN TASK 1 FINAL GEO DV 5 PHI = 28 DEG
(XLS6 CALCULATION) ABSOLUTE PRESSURES



Literatur

Pfenninger, W.

Laminar flow control.
AGARD-R-654 (1977).

Hefner, J.N.

Research in NLF and LFC.
NASA-CR 2487 (1987).

Sabo, F.E.

weitere Vorgehen

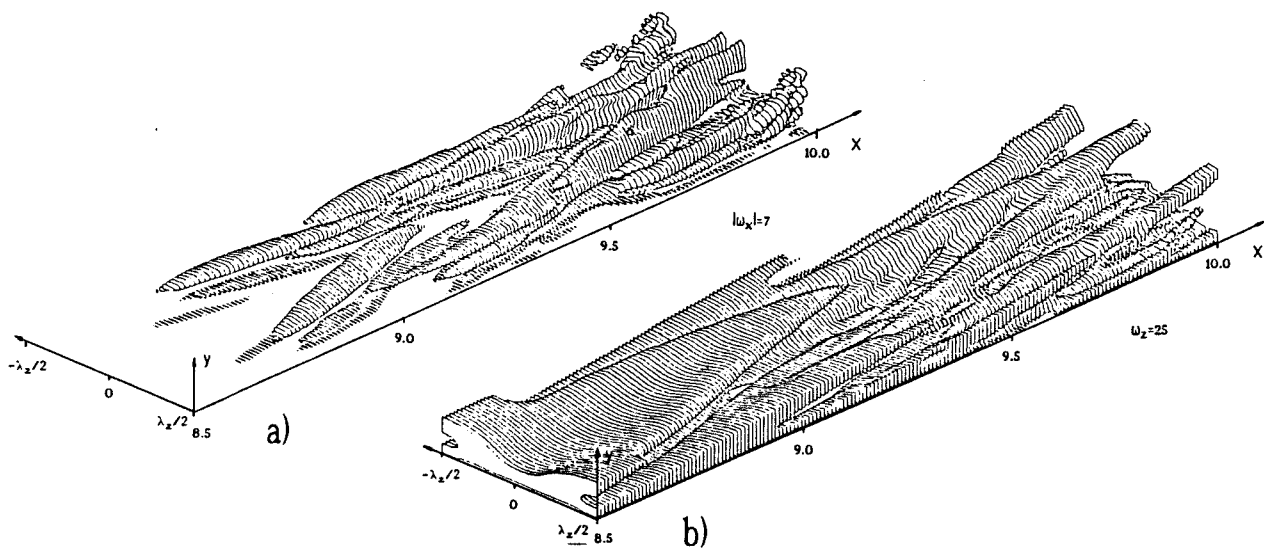
Weitere Stabilitätsanalysen und physikalische Abschätzungen beim Entwurf eines Absaugesystems mit gelochter Oberfläche.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Prof. R. Eppler (IAM), Dipl. Ing. A. Thumm (IAG), Dr. H. Bestek (IAG)		
Institution	Institut A für Mechanik, Universität Stuttgart Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 9 bzw. Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon	(0711) 685-3405 Telefax (0711) 685-3438
weitere Partner			
Thema	Laminar-turbulenter Grenzschichtumschlag bei kompressibler Strömung im Bereich von Unterschall und schallnahe Überschall.		
Ausgangssituation	Über den laminar-turbulenten Strömungsumschlag in kompressiblen Grenzschichten ist noch wenig bekannt. Für kompressible Grenzschichten lassen sich mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie bisher nur über den Beginn und die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die Anfachung linearer Störungen, gewisse Aussagen machen. Über die weitere Umschlagsentwicklung bis hin zur turbulenten Grenzschicht ist dagegen so gut wie nichts bekannt.		
Ziel	Erforschung der nichtlinearen, zwei- und dreidimensionalen Stadien des Umschlagprozesses in zweidimensionalen, kompressiblen Grenzschichten im Bereich transsonischer Machzahlen mit dem Ziel, zu einem möglichst guten Verständnis des Umschlagprozesses zu gelangen. Dieses Verständnis ist eine wichtige Voraussetzung für die Erstellung verbesserter empirischer Umschlagkriterien sowie für alle Maßnahmen zur Umschlagbeeinflussung.		
Lösungsweg	Direkte numerische Simulation der Umschlagvorgänge mit Hilfe von numerischen Lösungen der Navier-Stokes-Gleichungen und der Energiegleichung für instationäre, kompressible, dreidimensionale Strömungen. Simulation der zwei- und dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in einer ebenen Plattengrenzschicht ohne und mit Druckgradient in Strömungsrichtung.		

Ergebnis

Bei einer Machzahl von $M=1.6$ wurde die räumliche, nichtlineare Entwicklung zwei- und/oder dreidimensionaler Störwellen numerisch simuliert. Hierbei wurde eine Vorgehensweise gewählt, wie sie traditionell bei inkompressiblen Grenzschichtströmungen praktiziert wird: Der ungestörten Grenzschichtströmung wird eine zweidimensionale Störwelle endlicher und eine dreidimensionale Störwelle sehr kleiner Amplitude überlagert. An diesem Modell wurden sowohl Untersuchungen zur Sekundärinstabilität als auch Untersuchungen zur weiteren Umschlagentwicklung durchgeführt. Dabei hat sich gezeigt, daß die subharmonische/fundamentale Resonanz bei hohen transsonischen Machzahlen schwächer als im Fall der inkompressiblen Strömung ist. Anhand von Schnittbildern konnte demonstriert werden, daß sich zunächst eine ähnliche Sekundärströmung einstellt, wie sie bereits bei inkompressiblen Grenzschichtströmungen beobachtet werden konnte. Die perspektivische Darstellung der Wirbelstärke ω_x zeigt dabei den charakteristischen Λ -förmigen Verlauf, und die räumliche Anordnung der Wirbelstärke ω_z erstreckte sich in zungenförmigen Strukturen.



Perspektivische Darstellung (Ansicht schräg auf die Platte) von Flächen konstanter Wirbelstärke der a) x-Komponente (ω_x) b) z-Komponente (ω_z)

Literatur

A. Thumm, W. Wolz, H. Fasel, Numerische Untersuchungen des laminar- turbulenten Strömungsumschlags in kompressiblen transsonischen Grenzschichten. Proc. DGLR-Jahrestagung, 2.-5. Oktober 1990, Friedrichshafen.

weitere Vorgehen

Erweiterung des bestehenden Verfahrens zur Berechnung von Störwellen in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen mit Druckgradient.

Förderung durch BMFT Laminarflügelprogramm

Mitteilung

Projektgruppe/	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. T. Fischer, Dr. U. Dallmann		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	Telefon	(0551)-709-2294/2442
		Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

Dr. H. Bippes, DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Thema

Primäre und sekundäre Stabilitätsanalyse
einer dreidimensionalen Grenzschichtströmung

Ausgangssituation

Eine dreidimensionale, inkompressible Grenzschicht wurde hinsichtlich primärer und sekundärer Instabilität untersucht. Diese Untersuchungen begleiteten ein Transitionsexperiment [1] [2] [3], welches bei der DLR in Göttingen durchgeführt wurde. Dabei handelte es sich um eine schiebende, ebene Platte mit einem darüberliegenden Verdrängungskörper, der auf der Platte eine dreidimensionale Strömung erzeugte. Die Messungen zeigten ein breites Frequenzband angefachter Störungen, wobei sowohl 0-Hz-Störungen als auch laufende Wellen große Amplituden erreichten. Die rms-Werte der Fluktuationen zeigten räumliche Periodizitäten, wie sie die klassische, primäre, lineare Stabilitätstheorie nicht erklären kann.

Ziel

Erklärung dieser räumlichen rms-Verteilungen der Störungen innerhalb der 3D-Grenzschicht.

Lösungsweg

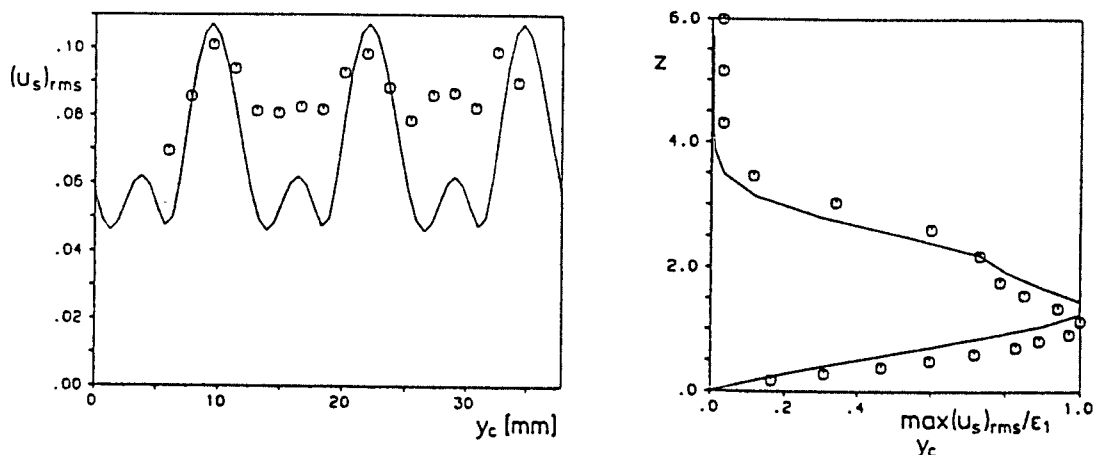
Das theoretische Modell verwendete primäre, stationäre und sekundäre, instationäre Störungen zur Beschreibung der gemessenen, mittleren Strömung bzw. Geschwindigkeitsschwankungen. Die ungestörte Strömung wurde durch Falkner-Skan-Cooke-Ähnlichkeitsprofile approximiert.

Ergebnis

Die stationären, sogenannten Querströmungswirbel veränderten die Stabilitätscharakteristiken der betrachteten, dreidimensionalen Grenzschicht. Während die Wellenvektoren sowohl der primären als auch der sekundären Störungen quer zur Richtung der äußeren Potentialströmung verliefen, entwickelte sich auf Grund sekundärer Instabilitäten ein zweites Maximum angefachter, laufender Wellen. Der Vergleich mit dem Experiment zeigte insbesondere eine gute Übereinstimmung der maximal angefachten, sekundären Störungen mit den Geschwindigkeitsschwankungen eines frühen Transitionsstadiums. Dabei hatten die stationären Wirbel bereits einen Sättigungszustand hinreichend großer Amplitude erreicht. Bei kleinen Amplituden der vorgegebenen, primären Störungen wurden - im Gegensatz zu den Ergebnissen für zweidimensionale Grenzschichten - keine starken, sekundären Resonanzphänomene beobachtet.

Die primäre Stabilitätsanalyse lieferte lediglich für die stationären Querströmungswirbel eine gute Übereinstimmung mit dem Experiment. Der Vergleich mit dem Experiment zeigte weiter, daß die Fluktuationen als ein Ergebnis sekundärer Instabilität [4] [5] der räumlich periodischen, durch Querströmungswirbel stationär gestörten Grundströmung aufgefaßt werden können (Bild).

Daher ist zu vermuten, daß in dreidimensionalen Grenzschichten nichtlineare Vorgänge und Einflüsse von Anfangsbedingungen eine wesentlich größere Rolle spielen, als dies in zweidimensionalen Grenzschichten der Fall ist. Auch neuere Experimente [3] zeigen unterschiedliche Störungsanfächung in unterschiedlichen Windkanälen.



Sekundäre Stabilitätstheorie beschreibt die räumliche Verteilung der instationären Fluktuationen (Störungswellen), die im Transitionsgebiet durch Wechselwirkung mit Querströmungswirbeln entstanden sind.

Literatur

- [1] P. Nitschke-Kowsky and H. Bippes, Phys. Fluids 31, 786 (1988).
- [2] B. Müller, DLR-FB 90-09 (1990).
- [3] B. Müller, in Proc. of the 3rd IUTAM Symp. on *Laminar-Turbulent Transition*, Sept. 11-15, 1989, Toulouse, France (Springer-Verlag).
- [4] T.M. Fischer and U. Dallmann, in *Fluid Dynamics of Three-Dimensional Turbulent Shear Flows and Transition*, AGARD Conf. Proc. No.438 (1989), Ref. 15.
- [5] T.M. Fischer and U. Dallmann, Primary and secondary stability analysis of a three-dimensional boundary-layer flow (1990 zur Veröffentlichung eingereicht).

weiteres Vorgehen

Weitere Vergleiche zwischen Ergebnissen des DLR-Prinzipexperiments und der Theorie bzgl. einer nicht-linearen Entwicklung der Querströmungsinstabilität.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner H. Hoheisel/H. Riedel

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse	Flughafen	Telefon	0531 395 2410
	3300 Braunschweig	Telefax	0531 395 2320

weitere Partner Rolls-Royce, Derby (RR)
 MTU - München

Thema Entwicklung einer Laminar-Triebwerksgondel

Ausgangssituation

Zukünftige Triebwerke für Verkehrsflugzeuge werden gegenüber heutigen Fantriebwerken mit größeren Nebstromverhältnissen arbeiten. Dies führt zu größeren Gondeldurchmessern, wodurch die umspülte Oberfläche und damit der Reibungswiderstand vergrößert wird.

Ziel

Durch teilweise Laminarhaltung der Grenzschicht auf der Gondeloberfläche soll der Reibungswiderstand vermindert werden. Zu berücksichtigen sind dabei die Interferenzeffekte hervorgerufen durch die Wechselwirkung zwischen Zelle/Flügel und Triebwerksaerodynamik. Insgesamt soll der Widerstandsanteil des installierten Triebwerkes gegenüber heutigen Fantriebwerken möglichst vermindert werden.

Lösungsweg

Im Rahmen einer DLR/MTU/RR-Gemeinschaftsaufgabe "Laminargondel" ist die Zielsetzung die Anwendung von natürlicher Laminarhaltung der Grenzschichtströmung (Natural Laminar Flow = NLF) bei der aerodynamischen Triebwerksgondelauslegung. Die Bestätigung der Güte des Gondelentwurfs soll durch den Flugversuch an einem realen Triebwerk erfolgen. Als Flugversuchsträger dient dazu das DLR-Forschungsflugzeug ATTAS, dessen Mantelstromverkleidung aus Metall nacheinander durch zwei Kohlefaserverbundwerkstoff-Gondeln ersetzt werden. Gondel 1 entspricht der Original- bzw. Bezugsgondel, Gondel 2 der neu ausgelegten Laminargondel.

AG STAB

Ergebnis

Die bisherigen Arbeiten konzentrierten sich auf folgende wesentliche Einzelheiten.

1. Auslegung der Laminargondel unter Berücksichtigung der Erkenntnisse, die aus dem DLR-Laminarflügel-Experiment gewonnen wurden.
2. Anpassung und Anwendung eines Euler-Codes zur Berechnung der Gondelumströmung am installierten Flugzeug ATTAS
3. Definieren und Festlegung der vorgesehenen Meßtechnik für die Flugversuche.

Literatur

R. Radespiel, K. Horstmann, G. Redeker
Feasibility Study on the Design of a Laminar Flow Nacelle
AIAA Paper 89-0640

weiteres Vorgehen

- Vorbereitung der Flugversuche mit der Bezugsgondel
- Aufbau und Bodenerprobung der gesamten Meßtechnik

Datum 21.2.1991

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dr.-Ing. K.H. Horstmann

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse	Flughafen	Telefon	0531 395 2437
	3300 Braunschweig	Telefax	0531 395 2320

weitere Partner Dr.-Ing. G. Redeker, DLR Inst. f. Entwurfsaerodynamik
Prof. S.J. Miley

Thema Untersuchung von Tollmien-Schlichting-Wellen im Flug an
der LFU 205.

Ausgangssituation

Spärliche Meßdatenbasis über laminare Grenzschichten im Flugversuch

Ziel

Stützung der linearen Stabilitätstheorie zur Transitionsvorhersage durch Messung von Druckverteilung, Umschlagslage und Hitzdrahtsignalen in der Grenzschicht an einem Laminarhandschuh am Flügel des DLR-Experimentalflugzeuges LFU 205 im Freiflug und im Windkanal (DNW).

Lösungsweg

1. Vollständig rechnergesteuerter Versuchsablauf zur Messung von Druckverteilung, Transitionslage und Hitzdrahtsignalen an 3 Positionen auf dem Handschuh mit jeweils 4 Sonden und bis zu 30 Punkten in der Grenzschicht.
2. Ermittlung von TS-Frequenzen, Wellenlängen, Amplitudenverhältnissen, Geschwindigkeitsprofilen und Eigenfunktionen aus den Grenzschicht-Meßdaten im Freiflug und im Windkanal.
3. Stabilitätsanalyse auf Basis der gemessenen Druckverteilungen.
4. Vergleich von 2. und 3.

Ergebnis

Mit Hilfe weiterer Meßflüge wurden die bisher vorhandenen Flugmeßdaten vervollständigt und in ihrer Qualität verbessert. Diese Daten wurden einer weitergehenden Analyse unterzogen. Bild 1 zeigt eine rechnerisch ermittelte Eigenfunktion (COSAL) im Vergleich zu den RMS-Werten der gemessenen Geschwindigkeitsschwankungen. Kennzeichnend sind der größere Wandabstand des gemessenen Maximums sowie das Auftreten eines zweiten Maximums dicht an der Wand. Beide Abweichungen sind Hinweise auf schräg verlaufende Wellenfronten.

Zur Durchführung von Windkanaluntersuchungen wurde der Flügel der LFU 205 demontiert und in die 6x8 m² Meßstrecke des DNW eingerüstet. Unter Anströmbedingungen, wie sie im Flug auftreten, wurden Druckverteilungen, Transitionslage und Hitzdrahtsignale gemessen. Im Unterschied zu den Flugmessungen treten im Windkanal zusätzlich zu den TS-Schwingungen wieder frequentere Störungen auf, deren Eigenfunktionen von denen der TS-Schwankungen deutlich abweichen. Diese Messungen werden z.Z. ausgewertet.

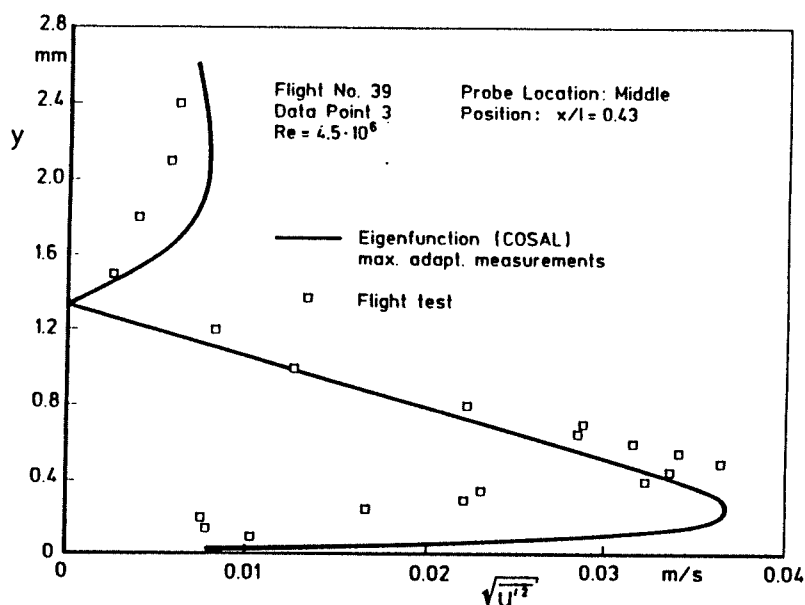


Bild 1: RMS-Werte der gemessenen Geschwindigkeitsschwankungen im Vergleich mit rechnerisch ermittelter Eigenfunktion (COSAL).

Literatur

K.H. Horstmann; G. Redeker; S.J. Miley:
Flight Investigations of Tollmien-Schlichting Waves on
an Aircraft Wing
ICAS Proceedings 1990, pp. 186 - 192.

weiteres Vorgehen

- weitergehende Analyse der Flug- und Windkanalmeßdaten
- Vergleich Freiflug, Windkanal, Theorie

Mitteilung

Projektgruppe/	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Fachkreis	Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. L. Kleiser, M. Wagner		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	Telefon	(0551) - 709 - 2295
		Telefax	(0551) - 709 - 2446

weitere Partner

Dr. H. Bippes, H. Deyhle, DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Thema

Numerische Simulation von Instabilität und Transition in dreidimensionalen Grenzschichten

Ausgangssituation

Die Vorgänge beim laminar-turbulenten Übergang in 3D Grenzschichten sind nicht ausreichend geklärt. Theoretische Modelle zur quantitativen Beschreibung der nichtlinearen Störungsentwicklung fehlen. Halbempirische Verfahren zur Vorhersage der Transitionslage sind physikalisch wenig fundiert und mit großen Unsicherheiten behaftet.

Ziel

Aufklärung von Phänomenen und Mechanismen der Transition in dreidimensionalen Grenzschichten und Ableitung vereinfachter Modelle für die Berechnung des Transitionsbereichs. Untersucht wird die durch Querströmungsinstabilität verursachte Transition und die Wechselwirkung verschiedener Instabilitätsmoden.

Lösungsweg

Numerische Simulation der nichtlinearen Störungsentwicklung auf der Basis der Navier-Stokes-Gleichungen. Es wird die zeitliche Entwicklung von in den wandparallelen Richtungen periodischen Störungen untersucht. Die numerische Simulation ermöglicht insbesondere die Erfassung der späteren, stark nichtlinearen Stadien der Transition. Das Simulationsmodell wird durch Vergleich mit Feldmessungen des DLR-Transitions-Prinzipexperiments überprüft.

Ergebnis

Die Grenzschichtströmung auf einer schiebend angeordneten ebenen Platte mit aufgeprägtem Druckgradienten, gemäß dem Aufbau im DLR-Prinzipexperiment, wurde für eine Vielzahl von Parameterkombinationen hinsichtlich ihrer Stabilitätseigenschaften untersucht. Die ausgewählten Strömungsfälle beziehen sich auf Experimente unter Bedingungen natürlicher Transition sowie mit künstlich aufgeprägten Störungen zur Schaffung gleicher Anfangsbedingungen in Theorie und Experiment. Die Einflüsse der wesentlichen das Transitionsexperiment bestimmenden Größen Anströmgeschwindigkeit und Schiebewinkel auf das angefachte Frequenzspektrum, die Stabilitätsgrenze, die Frequenz der am stärksten angefachten Störung sowie die mittlere Wellenlänge der maximal angefachten stationären Mode wurden aufgezeigt. Die Parameterauswahl, vor allem hinsichtlich der Festlegung der Wellenlängen der aufgeprägten Störungen und der Anordnung der Störungserreger auf der Platte, konnte als sinnvoll bestätigt werden [1] .

Stabilitätsrechnungen zu gemittelten Profilen aus einer numerischen Simulation der Grenzschichtströmung durch Integration der Navier-Stokes-Gleichungen [2] geben einen Eindruck von den Auswirkungen der nichtlinearen Verformung der Grundströmung auf die primären Stabilitätseigenschaften. In einem begrenzten Gebiet im hinteren Plattenbereich werden hier in der sonst nur querströmungsinstabilen Grenzschicht auch in Hauptströmungsrichtung laufende Störungen angefacht. Insbesondere das Wachstum instationärer Störungen bleibt in der verformten mittleren Strömung hinter dem in der laminaren Grenzschicht zurück.

Vergleiche von Simulationsergebnissen mit Resultaten einer schwach nichtlinearen Theorie wurden zur Sättigung von Querströmungswirbeln und zur Wechselwirkung zwischen laufenden und stationären Störungen durchgeführt. Die Übereinstimmung war i. a. sowohl in der anfänglichen transienten Phase der Störungsentwicklung als auch im Sättigungsbereich gut [3] .

Erste Untersuchungen des Einflusses der Anfangsamplitude laufender Störungen auf den Transitionsprozeß wurden durchgeführt. Die Simulationen zeigten in qualitativer Übereinstimmung mit dem Experiment, daß je nach dem Verhältnis der Anfangsamplituden stationärer und laufender Störungen zueinander der Transitionsverlauf von dem einen oder dem anderen Störungstyp vorherrschend bestimmt wird.

Literatur

- [1] M. Wagner: Lineare Stabilitätsanalyse zum DLR-Transitionsexperiment in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen. Interner Bericht, DLR-IB 221-90 A 04, Göttingen, 1990.
- [2] F. Meyer, K. Kleiser: Numerical simulation of transition due to crossflow instability. Proc. Third IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Toulouse, Sept. 11-15, 1989.
- [3] B.A. Singer, F. Meyer, L. Kleiser: Nonlinear development of crossflow vortices. In *Instability and Transition*, Vol. II (ed. M.Y. Hussaini & R.G. Voigt), Springer 1990, pp.300-312.

weiteres Vorgehen

Erprobung eines verfeinerten Simulationsmodells, weiteres Vordringen im Transitionsprozeß und Untersuchung des Einflusses verschiedener Anfangsstörungen auf die Transitionsentwicklung.

Förderung durch

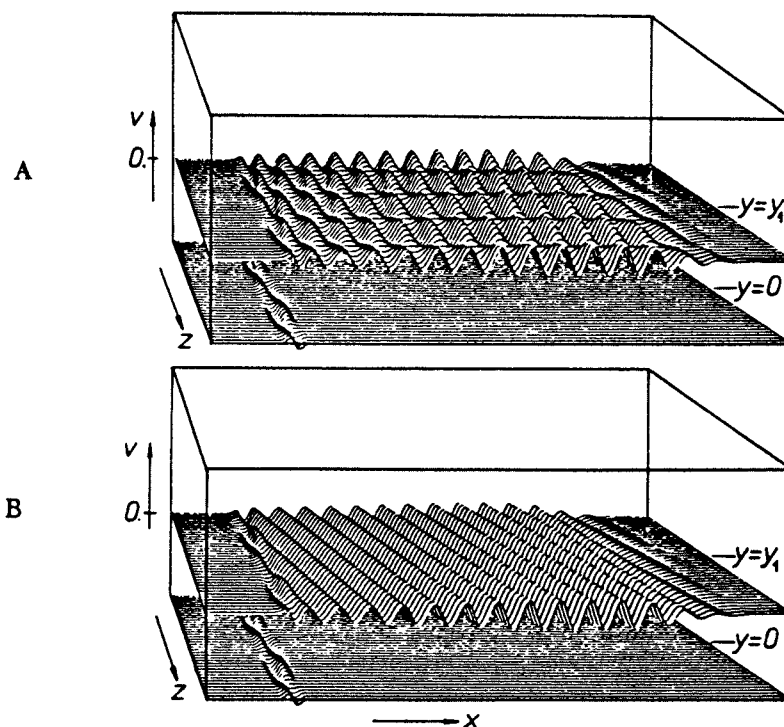
Grundfinanzierung, BRITE/EURAM

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	M. Kloker, W. Müller, Dr. H. Bestek		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon	(0711) 685-3405
		Telefax	(0711) 685-3438
weitere Partner			
Thema	Laminarhaltung von Grenzschichten		
Ausgangssituation	Das Verständnis der Strömungsvorgänge beim laminar-turbulenten Umschlag in praktisch wichtigen Grenzschichtströmungen mit Druckgradient in Strömungsrichtung ist noch sehr unvollständig. Ein besseres Verständnis der ablaufenden Vorgänge und Mechanismen ist jedoch eine wichtige Voraussetzung für alle Methoden der Laminarhaltung durch Formgebung und/oder durch passive und aktive Grenzschichtbeeinflussung.		
Ziel	Untersuchung der Umschlagvorgänge in praktisch wichtigen inkompressiblen Grenzschichtströmungen am unendlich langen geraden oder schiebenden Flügel mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen der räumlichen Störungsentwicklung in Grenzschichten mit Druckgradient in Strömungsrichtung. Untersuchung der Möglichkeit der Umschlagbeeinflussung durch lokale Absaugung.		
Lösungsweg	Numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in zweidimensionalen Grenzschichten mit Druckgradient in der Außenströmung und/oder mit lokaler Absaugung an der Plattenoberfläche. Dazu soll ein vorhandenes und erprobtes kombiniertes Differenzen-Spektralverfahren zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für eine inkompressible, dreidimensionale Strömung entsprechend modifiziert und erweitert werden.		

Ergebnis

Die Modifikationen des Programms zur Berechnung der stationären Grundströmung mit und ohne Druckgradient und konstanter Querströmung (unendlich schiebender Tragflügel) sind weitgehend abgeschlossen. Die dadurch erforderlich gewordenen Änderungen im Verfahren zur Berechnung der instationären 3D-Strömung konnten ebenfalls abgeschlossen werden. Zunächst soll die Stromabwärtsentwicklung einzelner, schräglaufer Störwellen in 2D- dann in 3D- Grundströmungen untersucht werden und die Ergebnisse mit der linearen Stabilitätstheorie verglichen werden.



Schrägbilddarstellung von einem Paar schräglaufer Störwellen (A) sowie einer einzelnen schräglaufer Störwelle (B) kleiner Amplitude. Dargestellt ist die momentane wandnormale Geschwindigkeitskomponente v in einem konstanten Wandabstand als Reaktion der Grenzschicht auf die Störung durch zeitlich periodisches Absaugen/Ausblasen innerhalb des Störstreifens.

Literatur

M. Kloker, W. Müller, H. Fasel: Numerische Simulation von zwei- und dreidimensionalen Störwellen in einer ebenen Plattengrenzschichtströmung mit Druckgradient in Strömungsrichtung, erscheint in ZAMM 71 (1991).

weitere Vorgehen

Untersuchung der passiven Umschlagsbeeinflussung durch Absaugung in 3D-Grenzschichtströmungen mit Druckgradient. Untersuchung der nichtlinearen Störwellenentwicklung in 3D- Grundströmungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner H. Köster, Dr.-Ing. K.H. Horstmann

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse	Flughafen	Telefon 0531 395 2437
	3300 Braunschweig	Telefax 0531 395 2320

weitere Partner Dornier Luftfahrt GmbH

Thema Entwicklung eines Laminarprofils für den Flügel eines
Commuterflugzeuges

Ausgangssituation

Die Widerstandsverminderung von Tragflügeln durch Laminarhaltung der Grenzschicht ist eine gute Möglichkeit zur Erhöhung der Wirtschaftlichkeit von Flugzeugen. Für nicht gepfeilte Tragflügel bei nicht zu hohen Reynoldszahlen verspricht die passive Laminarhaltung durch Formgebung gute Erfolge und sie vermeidet den konstruktiven und finanziellen Aufwand, der bei aktiver Laminarhaltung notwendig ist.

Ziel

Ausgehend von Entwurfsforderungen der Fa. Dornier sollte für den Flügel eines Commuterflugzeuges ein Laminarprofil zur Laminarhaltung der Grenzschicht durch Formgebung entwickelt werden. Da ein Commuterflugzeug neben dem Reiseflug einen nicht unwesentlichen Teil im Steigflug verbringt, sollte das Profil so entworfen werden, daß beide Betriebsbereiche innerhalb der Laminardellen für die entsprechenden Machzahlen liegen.

Lösungsweg

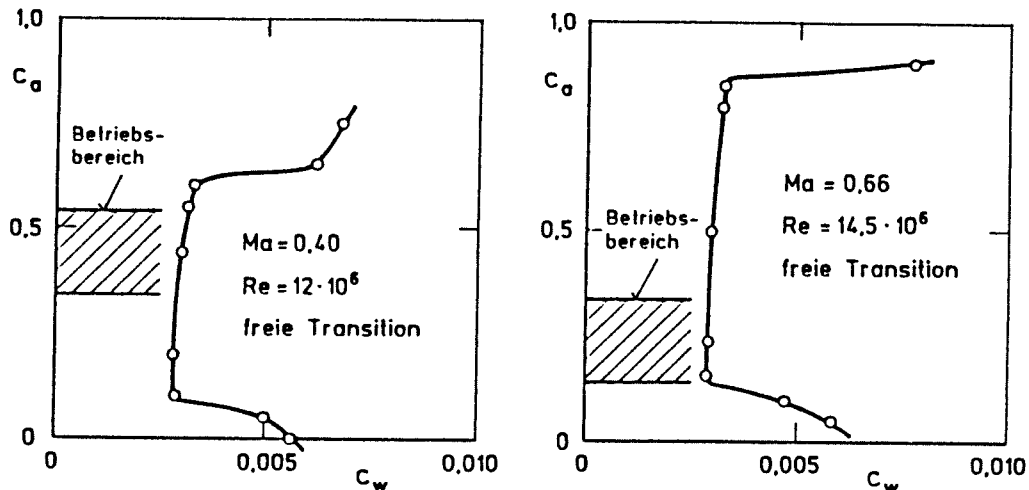
Zum Entwurf wurde das Verfahren von Eppler/Somers [1], das auf einer konformen Abbildung basiert, benutzt. Es gestattet die Berücksichtigung mehrerer Entwurfsunkte. Zur Nachrechnung wurde das Potentialverfahren von Bauer/Garabedian/Korn/Jameson [2] verwendet, das mit einem Grenzschichtintegralverfahren von Walz gekoppelt ist. Darin erfolgt die notwendige Bestimmung des Grenzschichtumschlages nach einer leicht modifizierten Methode von Granville.

AG STAB

Ergebnis

Das Profil ist so entworfen worden, daß mit dem gewählten Gradienten der Druckverteilung auf der Oberseite für den Steigflugfall bei einer c_a -Erhöhung um $\Delta c_a \approx 0.15$ gerade noch laminare Grenzschicht bis ca. 60% der Profiltiefe aufrecht erhalten werden kann. Beim Reiseflugfall läßt der Gradient der Druckverteilung auf der Unterseite noch eine Verminderung des c_a -Wertes um $\Delta c_a \approx 0,1$ zu, ehe der untere Laminardellenrand erreicht wird. Die errechneten Widerstandspolaren für beide Fälle sind im Bild angegeben. Bei diesem Entwurf wurde versucht, einen möglichst geringen Widerstand zu erhalten und ohne Hinterkantenklappen beide Betriebsbereiche in den Laminardellen zu erfassen.

Profil DLR-LC2



Gerechnete Widerstandspolaren für das Profil DLR-LC2 bei $Ma = 0.40$ und 0.66
(Theorie BGKJ III)

Von dem Profil wurde ein Windkanalmodell hergestellt, das im Transsonischen Windkanal Braunschweig (TWB) vermessen wurde. Die Meßwerte wurden mit Rechenergebnissen aus verschiedenen Theorien verglichen [3].

Literatur

- [1] Eppler, R.; Somers, D.M.: A Computer Program for the Design and Analysis of Low Speed Airfoils. NASA TM 80210 (1979).
- [2] Bauer, F.; Garabedian, P.; Korn, D.; Jameson, A.: Supercritical Wing Sections II/III. Lecture Notes in Economics and Math. Systems, Vol. 108/150 (1975/1977). Springer-Verlag Berlin, Heidelberg, New York.
- [3] Köster, H.; Horstmann, K.H.; Rohardt, C.H.: Entwicklung eines Laminarprofils für den Flügel eines Commuterflugzeuges und experimentelle Untersuchungen im Windkanal. Vortrag auf dem 7. DGLR- Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung", 7.-9. Nov. 1990, Aachen.

weiteres Vorgehen

Zusätzliche Versuche zur Sichtbarmachung des laminar-turbulenten Umschlags mit Hilfe der Infrarottechnik im TWB sind geplant.

Datum 12.2.1991

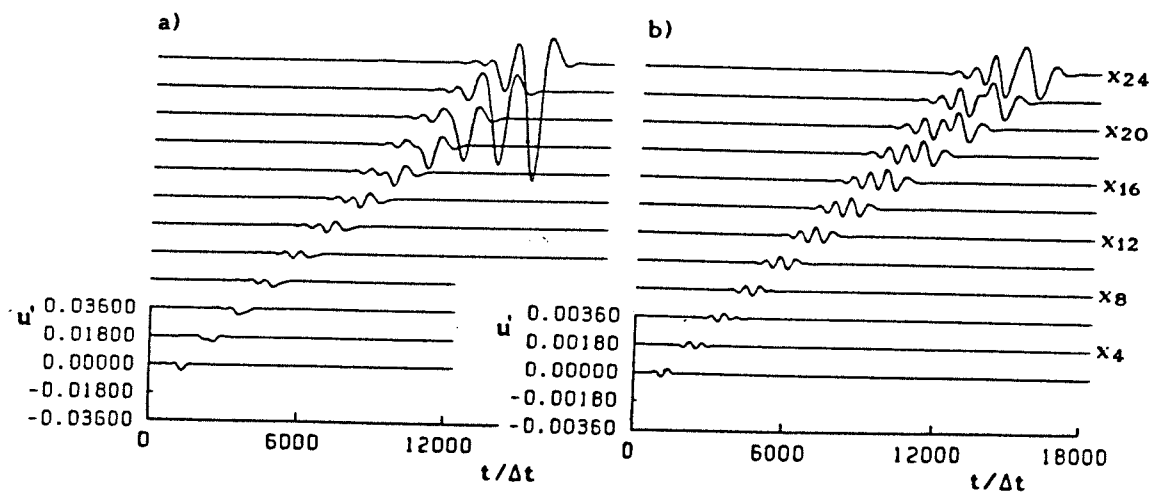
AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. U. Konzelmann, Dr. H. Bestek		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon (0711) 685-3431	Telefax
weitere Partner			
Thema	Untersuchung des laminar-turbulenten Strömungsumschlags bei puls- förmig gestörten Grenzschichten		
Ausgangssituation	Der natürliche Strömungsumschlag in Grenzschichtströmungen ist durch lokale Störungserzeugung und durch breite Störfrequenzspektren charakterisiert. Pulsartig gestörte Grenzschichten stellen, im Vergleich zur Untersuchung von zeitlich periodischen Störungen, ein wesentlich realistischeres Modell des natürlichen Strömungsumschlags dar.		
Ziel	Untersuchung der Stromabwärtsentwicklung einer pulsförmigen (d.h. zeitlich und räumlich diskreten), dreidimensionalen Störung in einer ebenen Plattengrenzschichtströmung. Bestimmung der dominierenden nichtlinearen Effekte.		
Lösungsweg	Numerische Simulation einer pulsförmigen, dreidimensionalen Störung in zweidimensionalen Grenzschichten ohne Druckgradient in der Außen- strömung. Es wird ein kombiniertes Differenzen-Spektralverfahren zur Lösung der inkompressiblen, dreidimensionalen Navier-Stokes-Glei- chungen verwendet, das zur Eingabe einer pulsförmigen Störung modifiziert wurde.		

Ergebnis

Eine pulsförmig gestörte Grenzschichtströmung wurde numerisch simuliert und das sich aus dieser Störung ergebende Wellenpaket über einen weiten Bereich stromabwärts verfolgt. Die Übereinstimmung mit einem Experiment von Gaster und Grant (1975), wo, bei vergleichbaren Strömungsparametern, die Störungsentwicklung außerhalb der Grenzschicht gemessen wurde, ist sehr gut. Im Gegensatz zum Experiment von Gaster und Grant steht in der numerischen Simulation das vollständige Strömungsfeld mit Geschwindigkeitswerten auch innerhalb der Grenzschicht ohne weiteren Aufwand zur Verfügung.



Zeitlich-räumliche Entwicklung der Längsgeschwindigkeitsstörung u' in der Mitte des Wellenpakets gemessen an einem konstanten Wandabstand (a) innerhalb und (b) außerhalb der Grenzschicht.

Literatur

Gaster, M., Grant, I.: An experimental investigation of the formation and development of a wave packet in a laminar boundary layer. Proc. R. Soc. Lond. A347, 1975.

Konzelmann, U.: Numerische Untersuchungen zur räumlichen Entwicklung dreidimensionaler Wellenpakete in einer Plattengrenzschichtströmung. Diss. Universität Stuttgart, 1990.

weiteres Vorgehen

Untersuchung des Zusammenbruchs eines Wellenpakets; d.h. Entstehung eines Turbulenzflecks.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarflügel

Ansprechpartner

Dr. H.-P. Kreplin, Dr. G. Höhler

Institution

DLR, SM-ES

Adresse

Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2259/2408

Telefax 0551/709-2101

weitere Partner

DLR, SM-EA; Deutsche Airbus GmbH;
Inst. f. Luft- u. Raumfahrt der TU Berlin

Thema

Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügel-
untersuchungen

Ausgangssituation

Im Rahmen der Gemeinschaftsaufgabe Laminarflügel sind Freiflugmessungen mit dem ATTAS-Versuchsträger sowie Windkanalmessungen an einem 1:2 Modell des ATTAS-Flügels mit Laminarhandschuh (TLF-Modell) im DNW und S1-Windkanal der ONERA durchgeführt worden.

Ziel

Bestimmung des Grenzschichtumschlages am gepfeilten Laminarflügel bei Machzahlen bis zu $Ma = 0,8$. Vergleich zwischen Freiflug- und Windkanalversuchen. Untersuchung der lokalen, instationären Ereignisse beim Grenzschichtübergang.

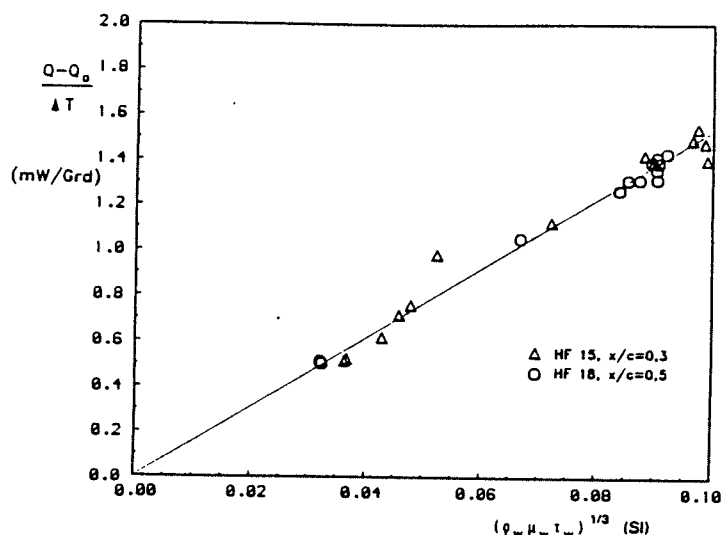
Lösungsweg

Die Lage des Grenzschichtumschlages wurde mit Hilfe der Infrarotthermographie (DLR/SM-EA) bestimmt, die als Feldmethode die Beobachtung der gesamten Handschuhoberseite ermöglichte. Als Ergänzung hierzu wurden Oberflächenheißfilmsensoren eingesetzt, die mit hoher zeitlicher Auflösung lokale Informationen über die 3d-Grenzschichtströmung insbesondere beim laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag liefern.

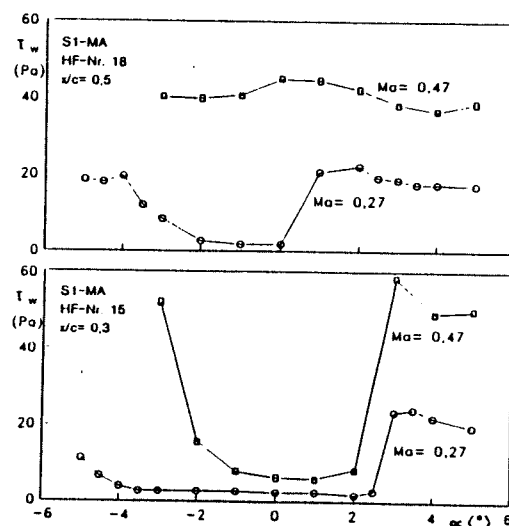
Ergebnis

Die Ergebnisse der Heißfilmmessungen erlauben eine eindeutige Klassifizierung der unterschiedlichen Grenzschichtzustände (laminar, transitionell, turbulent). Außerdem zeigen sich Unterschiede in den Schwankungen bei den verschiedenen Instabilitätstypen in der laminaren Grenzschicht.

Außer den Schwankungen der Heißfilmsignale wurden auch zeitliche Mittelwerte gemessen. Eine quantitative Bestimmung der Wandschubspannung ist jedoch nur mit einer Kalibrierung der Heißfilmsensoren möglich. Eine Kalibrierung bezüglich des Beitrages der Wandschubspannung konnte quasi on-line am Modell für zwei Heißfilmsensoren erfolgen, neben denen bei gleicher Flügeltiefenposition jeweils eine CPM-Sonde spannweitig um 40 mm versetzt angeordnet war. Die mit der "Computational Preston Tube Method" (CPM, Weiser et al.) bestimmten Werte der lokalen Wandschubspannung wurden für die Heißfilmkalibrierung herangezogen. Die Meßwerte aus dem S1-Kanal für beide Heißfilmsonden und verschiedene Machzahlen zwischen 0,27 und 0,78 fallen recht gut auf eine Kalibrierkurve. Als Beispiel einer Auswertung mit dieser Heißfilmkalibrierung ist für zwei Machzahlen die lokale Wandschubspannung über dem geometrischen Anstellwinkel des Modells gezeigt.



Heißfilmkalibrierkurve; S1-MA; τ_w aus CPM (TU Berlin).



Lokale Wandschubspannung über dem geometrischen Modellanstellwinkel.

Literatur

N. Weiser, P. Mirow, W. Nitsche: Statische und dynamische Meßverfahren zur Transitionsbestimmung an Laminarprofilen. DGLR-Jb. I (1989) S. 427-434.

H.-P. Kreplin, G. Höhler: Oberflächenheißfilmmessungen am ATTAS-Laminarhandschuh im Freiflug und Windkanal. DGLR-Jb. 1989-II (1990) S. 903-910.

G. Höhler, H.-P. Kreplin, D. Baumgarten, W. Oelze: Oberflächenheißfilmmessungen am ATTAS-Laminarhandschuh im Freiflug. DLK-IB 222-90 A 22, 1990.

H.-P. Kreplin, G. Höhler: Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik an einem Laminarflügelmodell in Großwindkanälen. 7. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung", 7.-9.11.1990 in Aachen

weitere Vorgehen

Nach Abschluß dieser Untersuchungen mit der detaillierten Auswertung der instationären Signale und der zeitlichen Mittelwerte erfolgt eine Fortführung der Arbeiten im Rahmen von BRITE-EURAM bei den Flugversuchen mit der Fokker F100 mit Laminarhandschuh sowie an einem Großmodell mit Grenzschichtabsaugung im S1-Kanal.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr.-Ing. Marek Morzyński

Institution Hermann-Föttinger Institut
für Thermo- und Fluidodynamik
Technische Universität Berlin

Adresse Straße des 17 Juni 135
1000 Berlin 12
Telefon (030)-314 24339
Telefax (030)-314 21101

weitere Partner Prof. Dr.-Ing. Frank Thiele, DLR

Thema Non-parallel two-dimensional linear stability analysis of a viscous flow around cylinders of various shapes

Ausgangssituation

The two-dimensional linear, non-parallel stability analysis was applied for the first time to analyse the onset of instability in the circular cylinder flow by Zebib [1]. Similar results, using the stream function formulation were obtained by the authors [2,3].

Ziel

Determination, to what degree the 2-D linear stability analysis is able to give an insight into the transition phenomena in the wake and separated boundary layer flow via analysis of the higher modes, for the Reynolds number above the critical one.

Lösungsweg

The steady solution is obtained using the incompressible Navier-Stokes equations in the stream function formulation. FDM was used to discretize the equations. A curvilinear coordinate system enables calculations for different geometry of the computational domain. We assume that the stream function is a sum of a steady part and the unsteady disturbance:

$$\psi(x,y,t) = \bar{\psi}(x,y) + \psi'(x,y,t)$$

$$\psi'(x,y,t) = \varphi(x,y) e^{-i\lambda t}, \quad \lambda = \pi(\sigma + St)$$

These expressions are introduced to the Navier Stokes equations. After linearization and discretization the generalized eigenvalue problem has to be solved:

$$(A - \lambda B) \varphi = 0$$

An iterative method was applied for the determination of the complex eigenvalue which has the highest growth rate and the corresponding eigenvectors. We assumed that the stability is governed by the flow in the neighborhood of the body such that the steady solution can be cut and limited. It is assumed also that the steady state solution coincide with the real flow for the higher Reynolds numbers in the direct neighborhood of the body and in the shear layer near the body. Under this assumptions the non-parallel stability analysis is also justified in case of the higher modes.

Ergebnis

The critical Reynolds number for the circular cylinder flow is $Re = 46$ and the corresponding Strouhal number is $St = 0.1345$. In Fig. 1 the real part of the eigenvector is depicted.

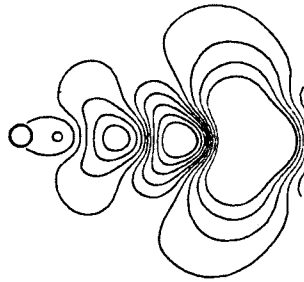


Fig. 1.

The higher mode calculated for the ellipsis flow is shown in Fig. 2.

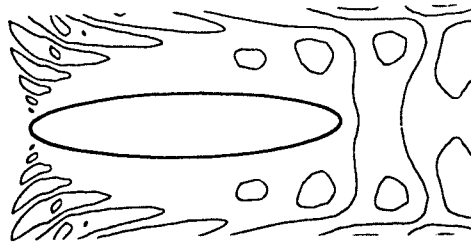


Fig. 2.

Summation of the higher mode disturbance and the steady solution results in the damped Tollmien-Schlichting wave (Fig. 3). Similar results are expected for the mixing layer flow behind the circular cylinder, however some numerical difficulties have to be solved first.

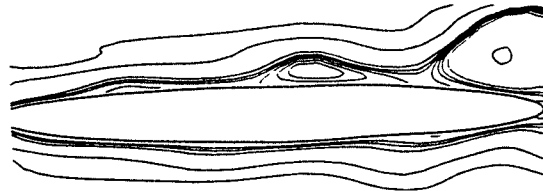


Fig. 3.

Literatur

1. A.Zebib, Stability of viscous flow past a circular cylinder, J. of Eng. Math., 21, (1987), 155-165.
2. D.Wolter, M.Morzyński, H.Schütz, F.Thiele, Numerische Untersuchungen zur Stabilität der Kreiszylinderumströmung, ZAMM 69, (1989), 6, 601-604.
3. M.Morzyński, F.Thiele, Numerical Stability Analysis of a flow about a cylinder, ZAMM 71 (1991); 5, T 424-T 428 (to be published).

weitere Vorgehen

In the future efforts will concentrate on improving the efficiency and reliability of the code. The FDM is relatively sensitive to the mesh spacing so a new solver has to be developed. The efficiency of the solver has to be increased to enable the solution for high Reynolds number requiring very fine meshes. The program will be used for new flow geometries, including an airfoil.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. R. Müller

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2437
Telefax 0531 395 2320

weitere Partner

Thema Optimierung von Turbulenzstreifen für Windkanalversuche

Ausgangssituation

Bisher bei Windkanalversuchen benutzte Transitionsstreifen aus Korundkorn sind schlecht reproduzierbar und nutzen mit laufender Versuchszeit ab. Außerdem sind sie für viele Anwendungen zu dick und erzeugen einen unerwünschten Zusatzwiderstand, der nicht separiert werden kann.

Ziel

Entwicklung eines jederzeit exakt reproduzierbaren Turbulenzstreifens, der über der Versuchszeit seine Eigenschaften behält. Die Streifendicke soll exakt einstellbar sein in Schritten von minimal 10 μm . Die Geometrie der Streifenelemente soll auf maximale Wirkung optimiert werden.

Lösungsweg

Durch Verwendung von 4 μm dicken Aufreibesymbolen (Fa. Letraset) lassen sich Streifenstrukturen erzeugen, deren Dicke durch Übereinanderstapeln in 4 μ -Schritten beliebig (erprobt bis 50 μ) gewählt werden kann. Da das an der Spitze angeströmte Dreieck bekanntermaßen eine gut wirkende Elementgeometrie ist, wurden Streifen aus geschlossenen und hinten offenen Dreiecken verschiedener Größe experimentell untersucht. Die Wirkung auf den laminar-turbulenten Umschlag wurde mit der Infrarot-Technik festgestellt.

Da die Streifenwirksamkeit stark von der lokalen Machzahl am Ort des Streifens abhängt, wurden die Versuche an einem transsonischen Profil bei verschiedenen Anstellwinkeln durchgeführt, so daß sowohl Unter- als auch Überschallgeschwindigkeit am Streifen vorhanden war.

Ergebnis

Die prinzipielle Brauchbarkeit eines Letraset-Transitionsstreifens wurde nachgewiesen. Es konnten problemlos Streifendicken bis $50\text{ }\mu\text{m}$ (12 Schichten) hergestellt werden. Die Haftung der Streifenelemente ist sowohl auf Metall als auch auf Lack sehr gut, d.h. der Streifen ist robust und auf Dauer stabil.

Von den 4 verschiedenen untersuchten Geometrien (Bild 1) ist der Streifen aus den offenen kleinen Dreiecken (präziser: nach hinten offenen Haken mit 60° Spitzenwinkel) bei gegebener Dicke am wirksamsten. Streifen dieser Geometrie benötigen die geringste Dicke bei vorgegebener Wirksamkeit. In Bild 2 ist die auf die Profiltiefe eines Modells bezogene Geometrie angegeben, dabei ist die Streifentiefe wie allgemein üblich, 1% der Profiltiefe.

Sobald am Ort des Streifens die örtliche Machzahl größer 1 wird, läßt die Streifenwirkung sehr stark nach, man muß in derartigen Fällen die Streifendicke erhöhen, z.T. um den Faktor 3. Dieses Problem tritt auf bei Messungen an Transsonischen Profilen der ersten Generation, die eine Roof-Top-Druckverteilung haben. Bei Messungen an Laminarprofilen genügen meist dünne Streifen aus 3 Lagen, um ausreichende Transitionswirkung zu erzeugen.



Bild 1 Untersuchte Streifen-geometrien

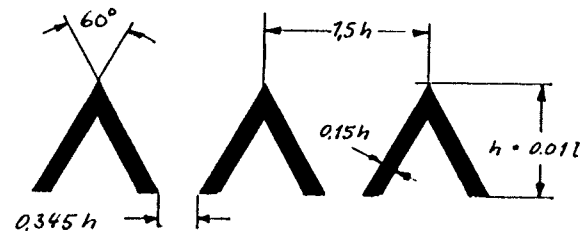


Bild 2 Optimale Streifen-geometrie

Literatur

- R. Müller: Optimierung von Turbulenzstreifen im Windkanalversuch bei Profilmessungen.
Vortrag DGLR-Jahrestagung 1990 in Friedrichshafen
DGLR-Jahrestagung, Band III

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. Quast

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse	Flughafen	Telefon	0531 395 2437
	3300 Braunschweig	Telefax	0531 395 2320

weitere Partner

Thema Umschlagpunktbestimmung mit Hilfe der Infrarot-Technik

Ausgangssituation

Die IR-Technik ist derzeit die einfachste und beste Methode der Umschlagpunktbestimmung.

Eine fotografische Registrierung ist zwar im Flug und Windkanal-Versuch möglich, nicht jedoch in einem Blow-Down-Kanal wie dem TWB. Das liegt an den sehr kurzen Meßzeiten.

Ziel

Registrierung der IR Bilder mit Hilfe elektronischer Bildspeicherung, elektronischer Bildverarbeitung und elektronischer Bildverbesserung.

Lösungsweg

Anschaffung der Bild-Registrier- und -Verarbeitungs-Einheit TIC 8000 der Fa. AGEMA. Damit können bis zu zwei Bilder je Sekunde registriert werden und bestimmte Bildverarbeitungen vorgenommen werden.

Ergebnis

Die nur sehr kurzzeitig anfallenden Bilder des TWB konnten sehr gut registriert werden. Inzwischen wird diese Technik routinemäßig angewandt, sowohl zur Bestimmung des Umschlagpunkts bei Laminarprofilen als auch zur Ermittlung des optimalen Transitionsstreifens an normalen Profilen.

Während die Bildregistrierung gut funktioniert, zeigte sich, daß das System TIC 8000 im Hinblick auf Bildverarbeitung wenig flexibel ist. Die im System vorgesehenen, einfache Bildverbesserungsmatrix bewirkt nur eine geringfügige Verbesserung der IR-Bilder. Bildsubtraktion ist sehr langwierig und bringt auch kaum Verbesserungen.

Eine Rechnerkommunikation mit dem System TIC 8000 ist nicht möglich, so daß noch nicht einmal die Versuchs-Nummer überprüft werden kann.

Auch Eingriffe in die interne Programmstruktur sind derzeit nicht möglich. So kann z.B. die winkelabhängige Abstrahlungscharakteristik eines Flügels im Flugversuch nicht kompensiert werden, obwohl der mathematische Zusammenhang sehr einfach ist. Das Bild könnte dadurch wesentlich deutlicher werden.

Literatur

weiteres Vorgehen

Umstrukturierung/Umbau des Registrierungssystems zu einem speziellen System für die aerodynamische Infrarottechnik im Windkanal und Flugversuch.

Dabei sollen nur noch die Funktionen vorhanden sein, die wirklich für die aerodynamische Versuchstechnik gebraucht werden oder gebraucht werden könnten.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarflügel

Ansprechpartner Dr.-Ing. G. Redeker

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse	Flughafen	Telefon	0531	395	2430
	3300 Braunschweig	Telefax	0531	395	2320

weitere Partner Dornier Luftfahrt GbmH
Dipl.-Ing. B. Moeken

Thema Flugversuche mit Laminarhandschuh an der Dornier DO 228

Ausgangssituation

Fehlen von Leistungsdaten von Laminarprofilen für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt; spärliche Kenntnisse über Propellereinfluß auf laminare Grenzschichten; Fehlen von Kenntnissen über operationelle Gesichtspunkte (Verschmutzung, Insekten).

Ziel

Schaffung von Flugversuchsdaten für Laminarflügel für Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt.

Lösungsweg

Flugversuche mit Laminarhandschuh an einer D0 228.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. G. Redeker

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531 395 2430
Telefax 0531 395 2320

weitere Partner siehe BRITE/EURAM Aufgabe ELFIN

Thema Flugversuche am Laminarhandschuh der Fokker F 100

Ausgangssituation

Fehlende Leistungsdaten von Laminarprofilen bei gepfeilten NLF-Flügeln im transsonischen Bereich.

Ziel

Leistungsnachweis eines Laminarprofils an einem transsonischen NLF-Flügel.

Lösungsweg

Flugversuche an einem Laminarhandschuh der F100 (Beteiligung im Rahmen der BRITE/EURAM-Aufgabe ELFIN).

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. D. Rempfer, Dr. H. Bestek		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon	(0711) 685-3426
		Telefax	(0711) 685-3438
weitere Partner			
Thema	Niedrigdimensionale Modelle turbulenter Strömungen		
Ausgangssituation	Gegenwärtig existieren nur einige wenige Arbeiten zur Untersuchung offener turbulenter Strömungssysteme mit Hilfe von Begriffen aus der Theorie dynamischer Systeme. Die Entwicklung des Strömungsfeldes in kohärente Strukturen führt auf ein Minimalsystem zur Beschreibung der Strömung und erlaubt so die Erstellung niedrigdimensionaler Modelle.		
Ziel	Zunächst sollen kohärente Strukturen aus Daten direkter 3D-Navier-Stokes-Simulationen des Umschlags in der Plattengrenzschicht bestimmt werden. Zusätzlich ist auch die Berechnung charakteristischer Strukturen linearer und nichtlinearer Operatoren wie Wirbelstärke und Turbulenzproduktion geplant. Im Anschluß daran kann das dynamische Verhalten der Strukturen im Hinblick auf ein besseres Verständnis der Vorgänge bei beginnender Turbulenz in der Plattengrenzschicht untersucht werden.		
Lösungsweg	Die kohärenten Strukturen werden nach Lumleys Methode der "proper orthogonal decomposition" (POD) als Karhunen-Loève-Entwicklung des Strömungsfeldes bestimmt. Dazu ist ein Eigenwertproblem für die Autokorrelationsfunktion der gegebenen Geschwindigkeitsfelder zu lösen. Da der Kern dieses Problems symmetrisch und nichtnegativ-definit ist, kann zur Lösung ein Fixpunktprinzip ausgenutzt werden. Über einen Galerkin-Ansatz kann dann durch Einsetzen der Geschwindigkeitseigenfunktionen in die Navier-Stokes-Gleichungen ein System gewöhnlicher Differentialgleichungen hergeleitet werden, welches das zeitliche Verhalten der kohärenten Strukturen beschreibt.		

Ergebnis

Erste Ergebnisse bestehen in der Bestimmung ein- und zweidimensionaler vektorwertiger Eigenfunktionen (Bild 1). Das räumlich-zeitliche Verhalten dieser Strukturen wurde anhand der vorhandenen Daten aus einer direkten Navier-Stokes-Simulation berechnet. Dabei zeigte sich auch eine starke 3D-Kohärenz dieses Verhaltens. Weiter konnte eine dramatische Änderung im Verhalten der Eigenfunktionen der Turbulenzproduktion in einer gewissen Phase des Umschlags festgestellt werden (Bild 2).

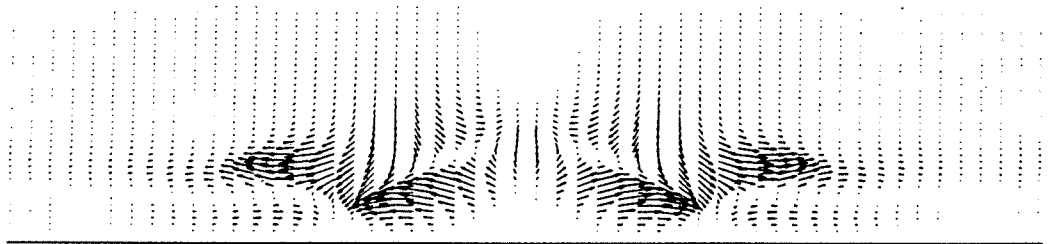


Bild 1: Zweidimensionale vektorwertige Geschwindigkeitseigenfunktion, Ebene senkrecht zur Strömungsrichtung, $Re_s = 860$.

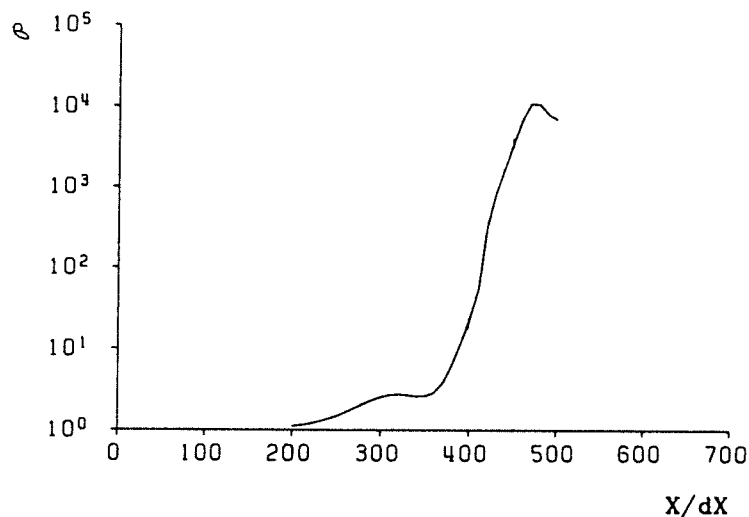


Bild 2: Durchschnittliche Produktion der ersten Turbulenzproduktionseigenfunktion über der Koordinate in Strömungsrichtung.

Literatur

weitere Vorgehen

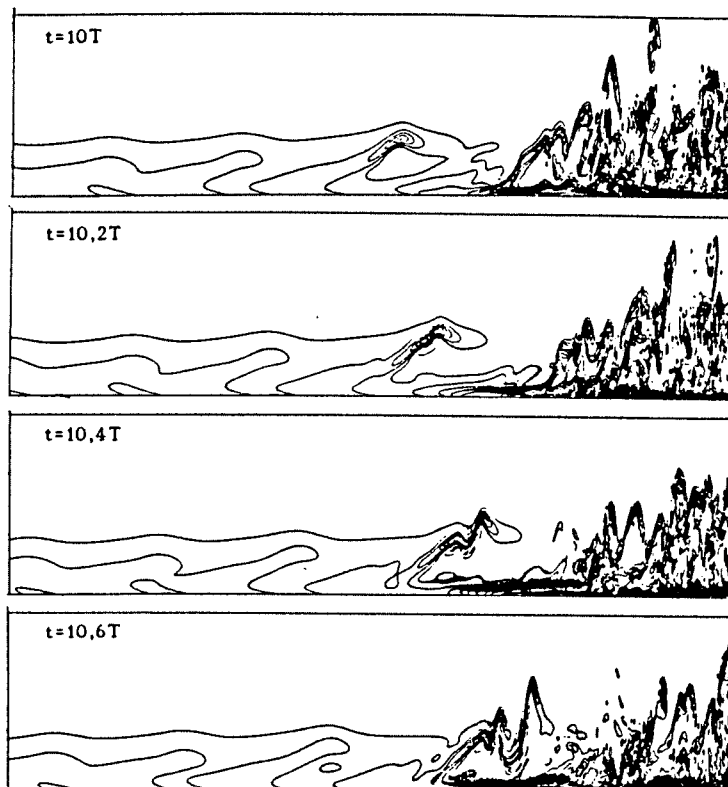
Im nächsten Schritt sollen nun dreidimensionale kohärente Strukturen bestimmt werden. Deren zeitliches Verhalten soll dann sowohl empirisch anhand der vorhandenen Simulationsdaten als auch theoretisch durch Herleitung eines die Dynamik beschreibenden Systems gewöhnlicher Differentialgleichungen beschrieben werden. Dieses System kann dann mit Hilfe der Methoden aus der Theorie dynamischer Systeme untersucht werden. Dabei interessiert man sich insbesondere für globale Größen wie Ljapunov-Spektrum und Attraktordimension.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. U. Rist, Dr. H. Bestek		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon	(0711) 685-3432
		Telefax	(0711) 685-3438
weitere Partner			
Thema	Numerische Untersuchung der räumlichen, dreidimensionalen Störungsentwicklung beim Grenzschichtumschlag		
Ausgangssituation	Die Erforschung der einzelnen Stadien des laminar-turbulenten Strömungsumschlags wird mit zunehmender Störungsentwicklung immer schwieriger. Dies gilt sowohl für Experimente, bei denen die Anforderungen an die Meßtechnik immer mehr steigen, als auch für die Theorie, bei der immer mehr Nichtlinearitäten berücksichtigt werden müssen. Hier bietet die numerischen Simulation entscheidende Vorteile, da bei ihr schädliche Einflüsse durch Meßsonden entfallen und alle nichtlinearen Einflüsse berücksichtigt sind.		
Ziel	Detaillierte numerische Untersuchung der bei turbulenzarmer Anströmung durch die Einleitung periodischer Störungen ausgelösten Mechanismen, deren Dokumentation und Verständnis.		
Lösungsweg	Als Modellproblem wird die ebene Platte ohne Druckgradient verwendet, da für sie eine Reihe wichtiger experimenteller Ergebnisse bekannt sind. Die numerische Simulation erfolgt auf der Grundlage der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Medien. Zwei- und dreidimensionale Störungen werden durch zeitlich periodisches Ausblasen und Absaugen an der Plattenoberfläche erzeugt. Das numerische Verfahren nützt die in Experimenten beobachtete Periodizität der Strömung in Spannweitenrichtung durch einen Spektralansatz aus. In den anderen Richtungen werden finite Differenzen auf einem Gitter mit äquidistanten Schrittweiten verwendet.		

Ergebnis

Unter ständiger, systematischer Verfeinerung der Stützstellenabstände ist es gelungen die neuesten Experimente von Kachanov (JFM 184, 1987) in guter quantitativer Übereinstimmung zu simulieren. Im Gegensatz zum Experiment hat man jedoch nicht nur die Längsgeschwindigkeitskomponente, sondern das gesamte instationäre Strömungsfeld zur weiteren Auswertungen zur Verfügung.



Momentaufnahmen der momentanen Scherschichtentwicklung $\partial u/\partial y$ aus der numerischen Simulation. Die Strömungsrichtung ist von links nach rechts. Gezeigt werden die Vorgänge bei $z=0$, der sogenannten "peak"-Ebene.

Literatur

Y. S. Kachanov: On the resonant nature of the breakdown of a laminar boundary layer. J. Fluid Mech. 184 (1987), S. 43-74

U. Rist: Numerische Untersuchung der räumlichen, dreidimensionalen Störungsentwicklung beim Grenzschichtumschlag. Dissertation, Universität Stuttgart 1990.

U. Rist, H. Fasel: Numerische Untersuchung der räumlichen, dreidimensionalen Störungsentwicklung beim Strömungsumschlag. ZAMM 1991

weiteres Vorgehen

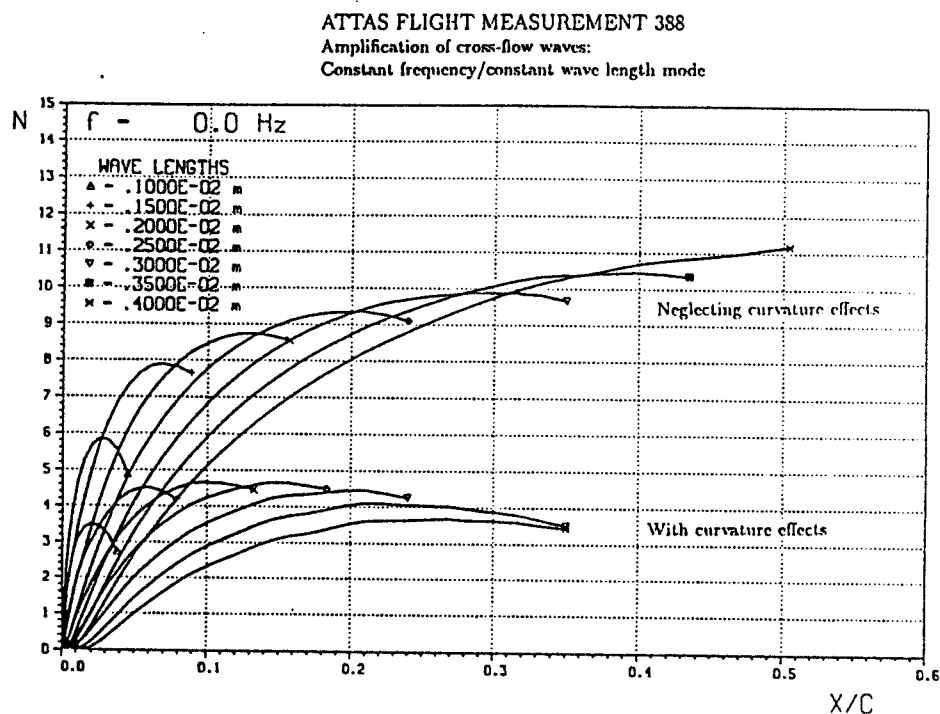
Analyse der Ergebnisse mit Hilfe der Sekundärinstabilitätstheorie. Weitere Verfeinerung der Schrittweiten. Simulation "quasi-turbulenter" Grenzschichtströmungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel	
Ansprechpartner	Dr. G. Schrauf	
Institution	Deutsche Airbus GmbH	
Adresse	DA - EF 113 Postfach 10 78 45 2800 Bremen 1	Telefon 0421 538-3232 Telefax 0421-538-4486
weitere Partner	DLR-Institut für Theoretische Strömungsmechanik, Göttingen DLR-Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig Institut für Mechanik A der Universität Stuttgart	
Thema	Entwicklung eines kompressiblen Stabilitätscodes	
Ausgangssituation	Kompressibilität und Krümmungseffekte dämpfen die Anfachung von Störwellen und müssen daher beim Entwurf von Laminarflügeln berücksichtigt werden.	
Ziel	Berechnung der Anfachungsraten von linearen Störwellen unter Berücksichtigung von Kompressibilitäts- und Krümmungseffekten	
Lösungsweg	(0) Ausgangspunkt: Kompressibler Stabilitätscode COAST (1) Herleitung der kompressiblen Stördifferentialgleichungen mit Krümmungstermen (2) Implementierung der Krümmungsterme in das zu lösende Eigenwertproblem (3) Implementierung der Krümmungsterme in das Verfahren zur Berechnung der Gruppengeschwindigkeit (4) Erstellung eines Preprocessors zur Berechnung der Krümmungsterme	

Ergebnis

Teilschritte (1) - (3) wurden fertiggestellt. Zur endgültigen Fertigstellung von Teilschritt (4) muß geklärt werden wie die Wellenfronten von Querströmungs- und Tollmien-Schlichtig Wellen gekrümmt sind.



N-Factors of cross-flow waves with and without curvature effects.

Literatur

- G. Schrauf COAST - A compressible stability code. User's guide and tutorial. MBB-Report No. TE 2-1751, December 1989, und TLF-Ergebnisbericht Nr. 9, Januar 1990.
- G. Schrauf An inverse Rayleigh iteration for complex band matrices. Erscheint bei ACM TOMS.
- G. Schrauf The three-dimensional, compressible, linear stability equations for boundary-layer flows along curved surfaces. ELFIN Technical Report No. 1, Juli 1990.
- G. Schrauf Stabilitätstheorie für kompressible Strömungen unter Berücksichtigung von Krümmungseffekten. 7. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung", 7.-9. November 1990 Aachen.

weitere Vorgehen

Untersuchungen zur Krümmung der Wellenfronten

Mitteilung

Projektgruppe/	Hyperschall		
Fachkreis			
Ansprechpartner	Gunther Brenner		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	Telefon	(0551) - 709 - 2124
		Telefax	(0551) - 709 - 2446

weitere Partner

U. Prinz, DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Thema

Simulation von chemisch reagierenden Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Die Strömung im Bereich der Steuereinrichtungen von wiederverwendbaren Raumfahrzeugen wird wesentlich von Stoß-Stoß und Stoß-Grenzschichtwechselwirkungen beeinflusst. Um den Einfluß von Realgaseffekten auf die Strömung in diesem Bereich sowie auf die aerodynamischen und thermischen Eigenschaften beurteilen zu können, wurden Navier-Stokes und Euler Simulationen für ideale Gase und Luft im thermochemischen Gleichgewicht durchgeführt.

Ziel

Zielsetzung ist die Untersuchung des Einflusses von chemischen Relaxationsvorgängen auf derartige Stoß-Wechselwirkungen.

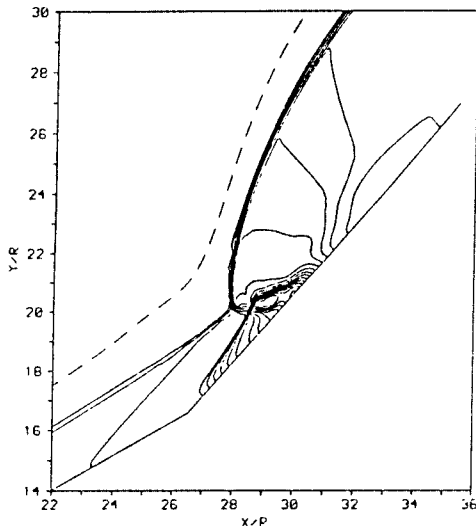
Lösungsweg

Erweiterung eines zentralen shock-fitting und eines Upwind-TVD shock-capturing Verfahrens für chemisches Nichtgleichgewicht.

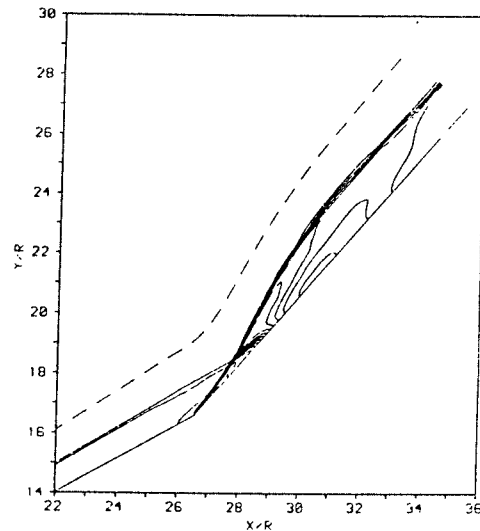
Ergebnis

Die Abbildungen verdeutlichen die unterschiedlichen Stoß-Stoß-Wechselwirkungen, die durch die Umlenkung der Strömung an einem Hyperboloiden mit Rampe entstehen: Druck- und Machzahlverteilung für ideales Gas (links) und Luft im thermochemischen Gleichgewicht (rechts).

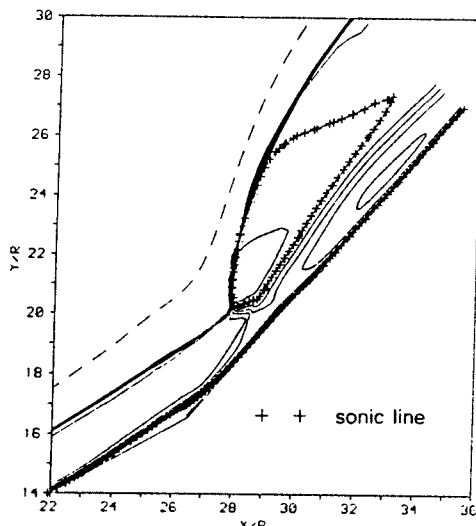
Pressure contours, Navier-Stokes, perfect gas



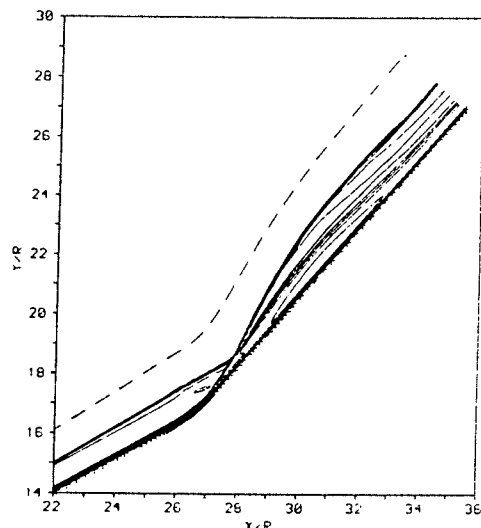
Pressure contours, Navier-Stokes, equilibrium air



Machnumber contours, Navier-Stokes, perfect gas



Machnumber contours, Navier-Stokes, equilibrium air



Literatur

- [1] Brenner, G., Riedelbauch, S., Niederdrenk, P., "The Computation of Laminar, Hypersonic Air Flows over a Hyperboloid-Flare", DLR-IB 221-90 A 06, 1990.
- [2] Brenner, G., Da Costa, J.L., Devezeaux, D., Niederdrenk, P., "Simulation of Viscous Hypersonic Flows past Hyperboloid Configurations with Flare", AIAA 91-0393, 1991.

weiteres Vorgehen

Förderung durch

CNES

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Dr. Ch.-H. Chun

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
 3400 Göttingen

Telefon 0551 - 709-2329

Telefax 0551 - 709-2101

weitere Partner

Thema Deltaflügel im Hyperschall

Ausgangssituation Im Rahmen des R&D Programms für HERMES (AMD-BA/CNES) wurde ein Deltaflügel mit stumpfen Vorderkanten definiert. Die Leeseiten-Strömung bei hohen Anstellwinkeln ist hier von besonderem Interesse.

Ziel Untersuchungen:

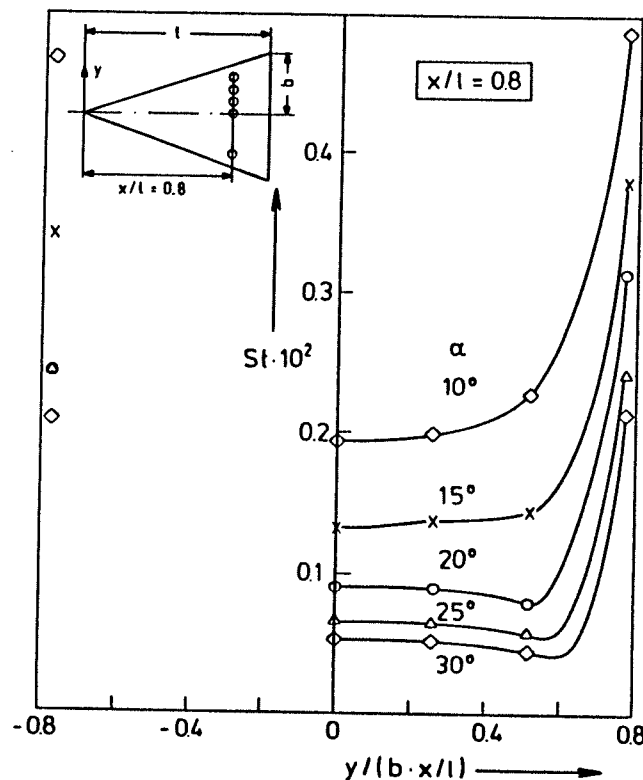
- o Topologie der Wandschubspannungslinie
- o Aerodynamische Beiwerte
- o Lokaler Wärmeübergang

Lösungsweg o Ölanstrichmethode

- o Dreikomponenten-Kraftmessung
- o Instationäre Dünnwandmethode

Ergebnis

Als ein "Test case" für den "Workshop on Hypersonic Flows for Reentry Problems", Jan. 1990 in Antibes/Frankreich, wurden der örtliche Wärmeübergang ($0^\circ \leq \alpha \leq 30^\circ$) auf der Leeseite und Auftrieb, Widerstand und Nickmoment ($0^\circ \leq \alpha \leq 40^\circ$) eines Deltaflügels im V2G bei $Re \approx 2,9 \cdot 10^4$, $\bar{V} = 0,11$ gemessen. Die Ölanstrichbilder zeigen bis $\alpha = 40^\circ$ noch keine Ablösung auf der Leeseite. Die laterale Stantonzahlverteilung an einem Querschnitt von 80 % Flügeltiefe auf der Leeseite weist einen nichtmonotonen Verlauf mit einem lokalen Minimum nahe der Vorderkante auf. Dies könnte mit einem in der dicken Hyperschallgrenzschicht eingebetteten, einrollenden Wirbelzopf in Verbindung stehen. Bei kleineren Anstellwinkeln, $\alpha \leq 15^\circ$ entspricht die Stantonzahlverteilung einem monotonen Grenzschichtverlauf mit einem Maximum auf der Symmetrieachse und mit einer raschen Abnahme der Grenzschichtdicke in der Nähe der Vorderkante.



Laterale Stantonzahlverteilung bei $x/l = 0,8$

Literatur

Ch.-H. Chun,
Experiments on the Heat Transfer and on the Aerodynamic Coefficients of a Delta Wing in Rarefied Hypersonic Flows.
DLR-IB 222-90 A 39.
Wird veröffentlicht in Proceedings of the Workshop on Hypersonic Flows for Reentry Problems, Part I (Antibes/Frankreich, Jan. 22-25, 1990).

weitere Vorgehen

Dichtefeldmessung mit Elektronenstrahltechnik

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Ch.-H. Chun

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon 0551 - 709-2329

Telefax 0551 - 709-2101

weitere Partner

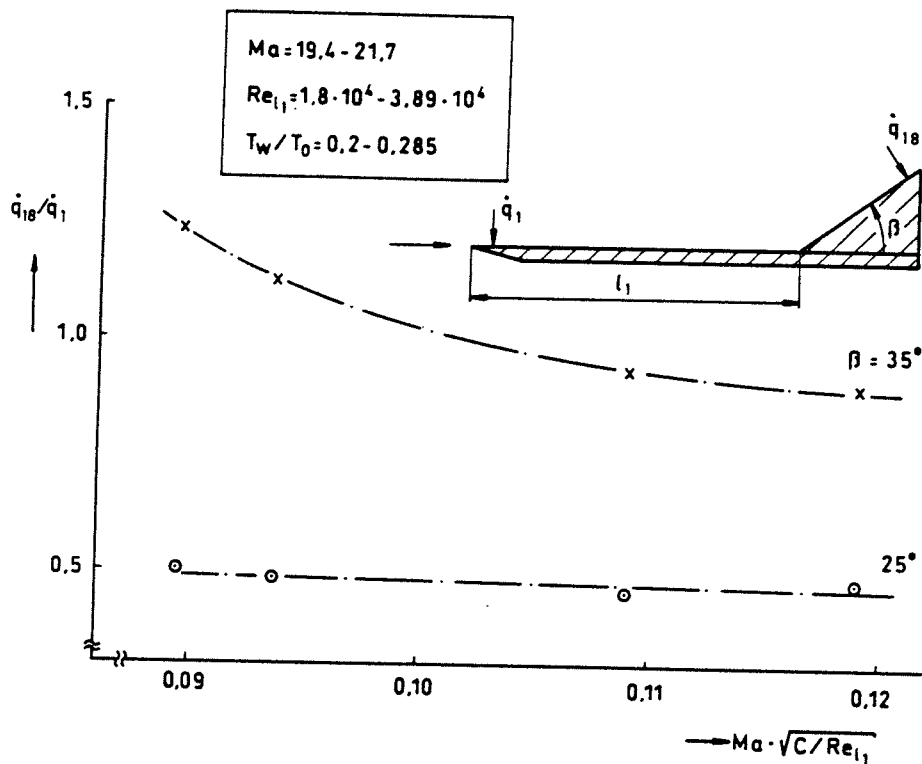
Thema Hyperschall-Stoß-Grenzschichtwechselwirkung

Ausgangssituation Im Rahmen des HERMES-Forschungsprogramms (Dassault/CNES) ist die Ruderwirksamkeit in großer Höhe beim Wiedereintritt von hoher Wichtigkeit. Sie wird durch die Strömungsverhältnisse an der Kompressionsecke mitbestimmt. Untersuchungen an beginnender Ablösung und an der Topologie der dreidimensional abgelösten Strömung sind durchgeführt.

Ziel Wärmeübergangsmessung mit und ohne Ablösung

Lösungsweg Der lokale Wärmeübergang wird mit der instationären Dünnwandmethode bestimmt.

Ergebnis In Weiterführung der Untersuchungen zur Strömungsablösung infolge der Stoß-Grenzschichtwechselwirkung an zweidimensionalen Rampen im sogenannten "merged-layer" und "starkem" Wechselwirkungsgebiet sind die Verteilungen des örtlichen Wärmeübergangs entlang der Symmetrieachse des Rampenmodells mittels der Dünnwandtechnik bestimmt. Für die hier untersuchte Spanne des "viscous parameters", $Ma \sqrt{C/Re}$, zwischen 0,09 und 0,12 steigt bei einem Rampenwinkel von $\beta = 25^\circ$ ohne Ablösung die Stantonzahl gleich am Fuße der Rampe an, während sie bei $\beta = 35^\circ$ mit der Ablösung zunächst absinkt. In beiden Fällen nimmt aber die St-Zahl stromab gegen dem Ende der Rampe wieder zu. Der Wärmeübergang am Ende der Rampe mit Ablösung ist aber etwa doppelt so groß wie derjenige ohne Ablösung. Die Ablösung bewirkt also einen niedrigeren Wärmeübergang am Fuße der Rampe, aber einen steilen Anstieg am Rampenende.



Vergleich der Wärmebelastung mit und ohne Strömungsablösung am Rampenende in Abhängigkeit vom viscous parameter $\bar{V} = Ma \cdot \sqrt{C/Re}$

Literatur

Ch.-H. Chun,
Experiments on Separation at a Compression Corner in Rarefied Hypersonic Flow.
Wird veröffentlicht in Proceedings of the 17th International Symposium on
Rarefied Gas Dynamics, Aachen, 8.-14. Juli 1990.

weitere Vorgehen

Weitere Wärmeübergangsmessungen und Kraftmessungen an 2-D Rampen sind geplant.

Mitteilung

Projektgruppe Hyperschall

Ansprechpartner Michael Fey, Rolf Jeltsch, Peter Karmann

Institution Seminar für Angewandte Mathematik

Adresse ETH Zürich
 CH-8092 Zürich

Telefon 0041 1 256 34 62
Telefax 0041 1 252 34 01

Thema

Numerische Lösung der Eulergleichungen mit chemischen Reaktionen bei hohen Temperaturen

Ausgangssituation

Gegeben ist ein stumpfer Körper (Doppelellipse), der mit Mach 25 angeströmt wird.

Ziel

Es soll das Strömungsfeld um diesen Körper berechnet werden. Dabei ist das Auftreten von Realgaseffekten und chemischen Reaktionen zu berücksichtigen.

Lösungsweg

Existierende „shock capturing“ Verfahren sollen auf die Gegebenheiten des realen Gases angepaßt werden, während der Quellterm der chemischen Reaktionen durch Operator-Splitting in der Rechnung berücksichtigt wird.

Ergebnisse

Das Strömungsfeld wurde in den 2D Rechnungen qualitativ gut wiedergegeben, vor allem konnte eine Reduzierung des Stoßabstandes gezeigt werden. Das Operatorsplitting stellte sich als unkritisch heraus. Auch mit einfachsten Lösern für die gewöhnlichen Differentialgleichungen konnten nahezu die gleichen Ergebnisse wie mit aufwendigeren Codes erzielt werden. Es traten im Stau-punkt allerdings starke Unterschiede der Zustandsgrößen bei Netzverfeinerung auf. In Vergleichsrechnungen zeigte sich ein starker Einfluß der numerischen Diffusion auf die Lösung.

weiteres Vorgehen

Im folgenden sollen genauere Untersuchungen der Randbedingungen angestellt werden, um obiges Verhalten zu erklären und auszuschalten. Außerdem soll die Genauigkeit des Verfahrens über einen MUSCL-Zugang erhöht werden.

Datum 21. 1. 1991

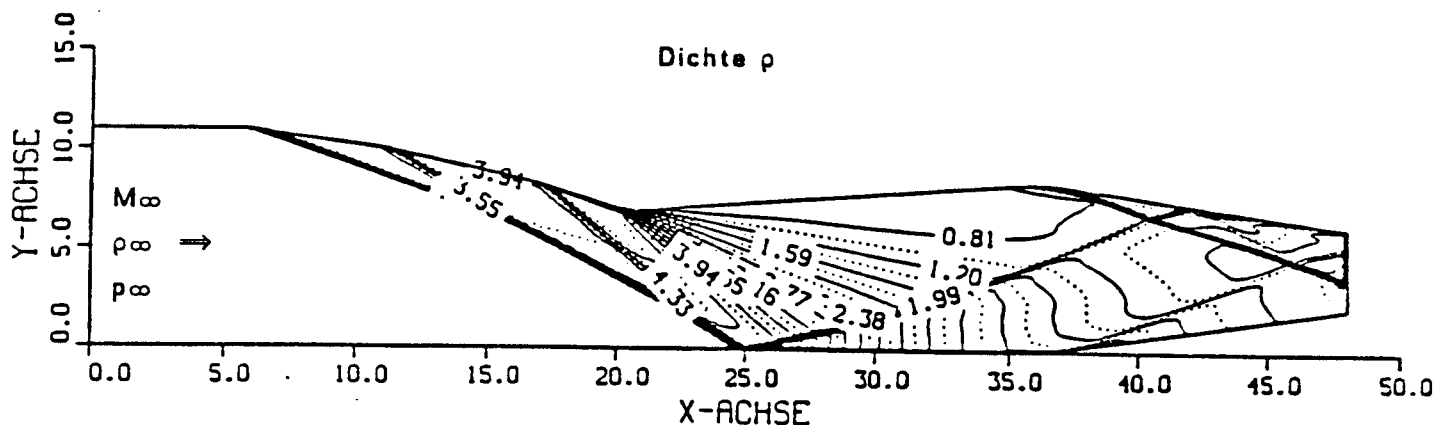
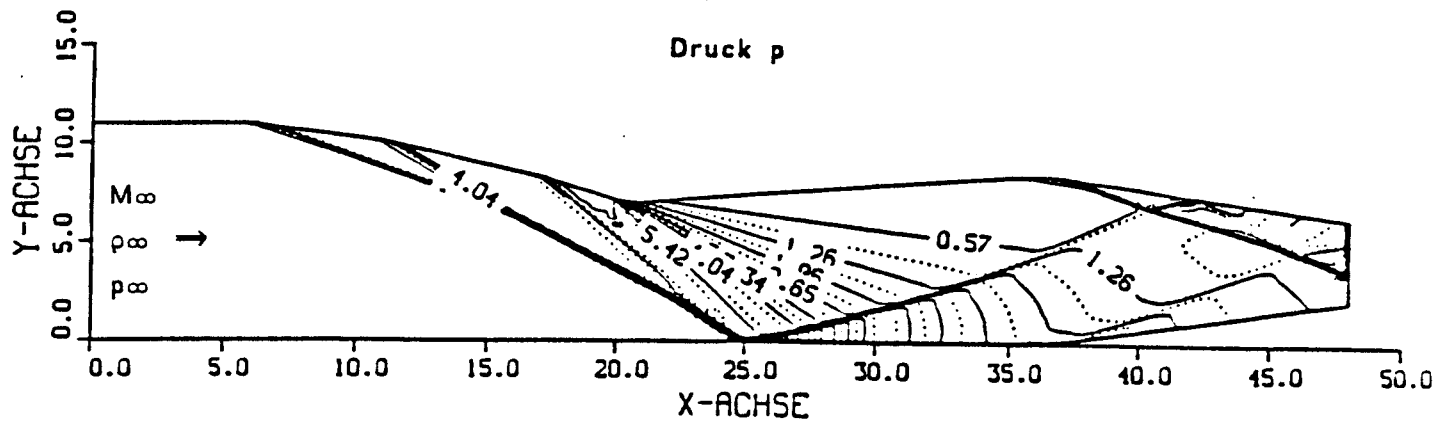
AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	I. Grotowsky, J. Ballmann		
Institution	RWTH Aachen, Lehr-und Forschungsgebiet für Mechanik		
Adresse	Templergraben 64 D - 5100 Aachen	Telefon	0241/804637 Telefax 0241/804635
Thema	Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $M > 1$ (SFB 253, TPC3)		
Ausgangssituation	Berechnung ebener Kanalströmungen eines reibungs und wärmeleitungsfreien thermisch und kalorisch perfekten Gases		
Ziel	Erweiterung des physikalischen Modelles: - Berücksichtigung von Reibung und Wärmeleitung - Berücksichtigung von inneren Freiheitsgraden der Atome und Moleküle (einfaches Luftmodell) Erweiterung des Algorithmus auf drei Raumdimensionen		
Lösungsweg	- Lösung der EULERGleichungen mittels eines GODUNOV- Typ-Verfahrens 2. Ordnung /1/ - Zeitintegration der Gleichungen durch implizite For- mulierung Dabei wird das entstehende Gleichungssystem mit einem Linienrelaxationsverfahren gelöst /2/ - Zur Erlangung hoher Konvergenz ist ein impliziter Randalgorithmus erforderlich		

Ergebnis

Lösung der 2-D EULER-Gleichungen für einen
Überschall-Triebwerkseinlauf bei $M_\infty = 3.5$



Literatur

- 1) Yee, H.C., Klopfer, G.H., and Montagne, J.-L.,
"High Resolution Shock-Capturing Schemes
for Inviscid and Viscous Hypersonic Flows",
Journal of Computational Physics 88, pp. 31-61, 1990
- 2) Van Leer, B., and Mulder, W.A.
"Relaxation Methods for Hyperbolic Equations",
Report of the Department of Mathematics and
Informatics no. 84-20, Delft University of Technology,
1984
- 3) Möllenstädt, W., "Untersuchungen an längsangeström-
ten Eckenkonfigurationen im Hyperschallbereich",
Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumfor-
schung 8, Heft 6, 1984

weiteres Vorgehen

Implementierung der Reibungsterme und des Realgas-
modells (zunächst für Gleichgewichtsströmungen)
Erweiterung auf drei Raumdimensionen
Validierung des Verfahrens durch den Vergleich mit
Experimenten /3/

Datum

11.01.1991

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Aerothermodynamics Section (YPA)

Fachkreis

Ansprechpartner Jochem Häuser

Institution ESTEC/ESA

Adresse P.O. Box 299

Telefon 0031-1719-84782

Telefax 0031-1719-19615

weitere Partner

Thema Solution of 3D Euler and Navier-Stokes Equations for Hypersonic Flow

Surface and Volume Multiblock Grid Generation

Ausgangssituation

- (1) PNS Flow solver for 3D Monoblock Domains is operational
- (2) 3D Euler Code for Monoblock Domains is operational
- (3) 3D Multiblock N-S Code is being tested/developed
- (4) 2D Multiblock Non-equilibrium code is being developed
- (5) 3D Multiblock Grid Generation code is operational

Ziel

Determination of Aerodynamics forces and moments as well as heat flux for three-dimensional vehicles, e.g. Hermes Space Plane, SSTO and TSTO configurations including chemical effects (equilibrium and non-equilibrium).

Lösungsweg

Numerical solution for the flow solver is using a finite volume technique along with a block-structured grid. A mixture of flux-vector and flux difference splitting is used together with corresponding limiter. Surface description (e.g. ATIA file) is blocked interactively, after that a volume grid (algebraic-elliptic) is constructed, from which the metric coefficients are determined. Another module determines the neighbouring information (that is, how grid points on focus of neighbouring blocks are connected), which is input to the flow solvers. 3D visualisation is done on IRIS workstations.

Ergebnis Enclosed are 8 photographs depicting results from the grid generation codes and the Euler and PNS solver. 3D N-S solutions have not yet been obtained.

Fig. 1: Hermes 0-0 Configuration with deflected flaps

Fig. 2: Hermes Navier-Stokes Grid

Fig. 3: Solution adaptive grid for a cone

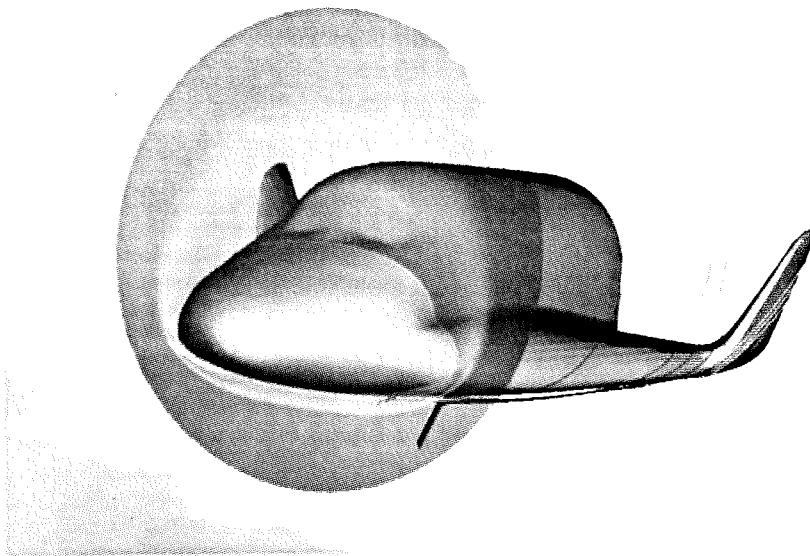
Fig. 4: 3D Euler Solution for Hermes: left perfect gas, right real gas (Ma 21.0)

Fig. 5: Ma number distribution for a Hermes Cross section (Ma 21.0)

Fig. 6: Particle Tracing

Fig. 7: Particle Tracing

Fig. 8: PNS Solution for Shirrocco wind tunnel



Literatur

W. Berry, J. Häuser, 1990: Space Vehicle Aerothermodynamics, ESA Bulletin, No. 64, November 1990, pp. 6-15.

weiterees Vorgehen

- (i) Complete 3D configurations will be calculated.
- (ii) Major work in code validation will be performed.
- (iii) More complex multiblock grids will be generated
- (iv) Additional features will be added to visualisation codes

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

Dr. K. Hannemann

Institution

DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2477

Telefax (0551) 709-2446

weitere Partner

E.-O. Krohn, K. Triesch, DLR WT-WK
Dr. N. Bissinger, MBB

Thema

Numerische Simulation von Überschall-Einlaufströmungen

Ausgangssituation

Entwicklung eines Lufteinlauf-Systems im Hinblick auf das Raumtransporter-Programm "Sänger".

Ziel

Numerische Simulation der zweidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten Strömung in einem Doppel-Rampeneinlauf mit gemischter äußerer und innerer Verdichtung. Durch die anschließende Strömungsfeldanalyse sollen Phenomene wie beispielsweise stoßinduzierte Grenzschichtablösung lokalisiert werden.

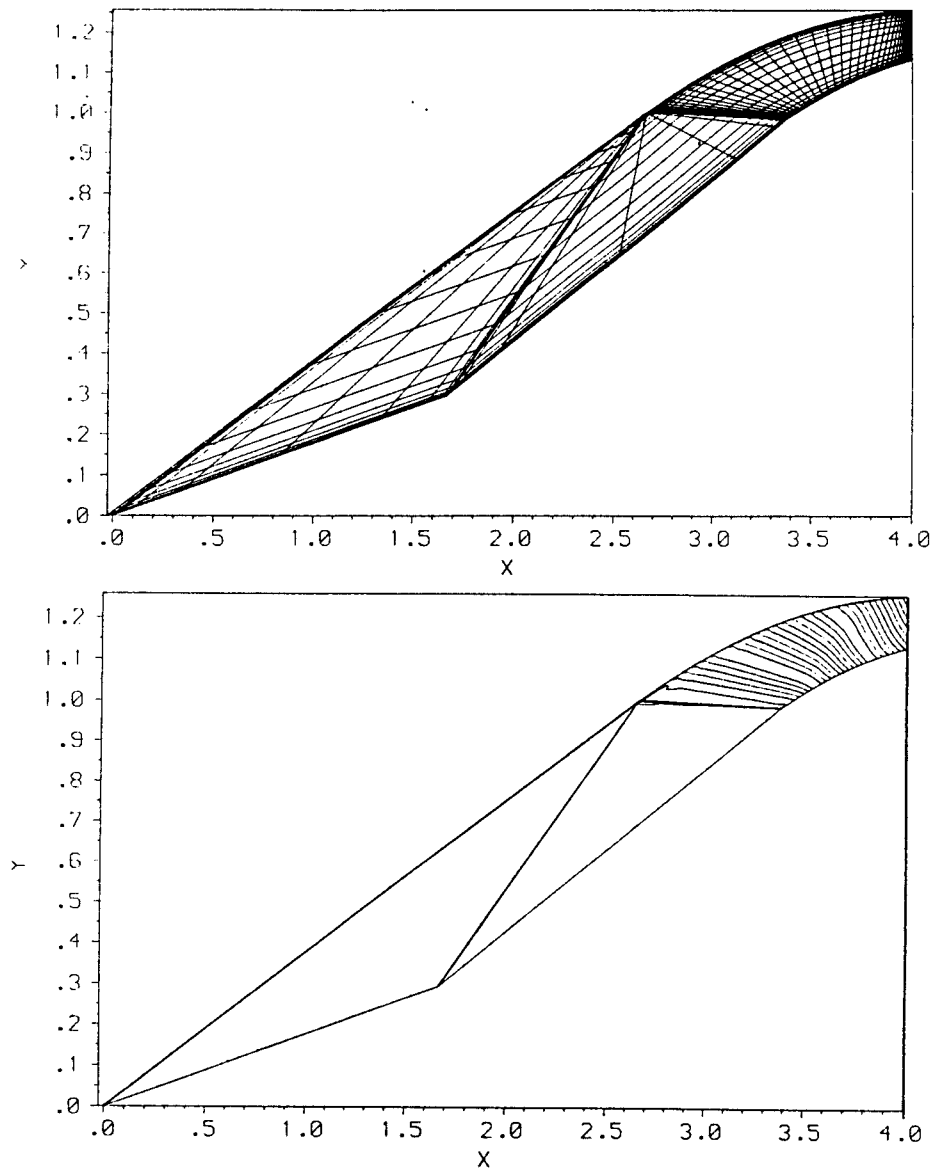
Lösungsweg

Zur Simulation der Einlaufströmung wurde ein implizites upwind total variation diminishing (TVD) finite Differenzenverfahren (1) angewendet.

Nach ersten Rechnungen auf einem einfachen H-Typ Netz, wurde das Rechennetz an das Strömungsfeld adaptiert, um zu einer optimalen Auflösung der auftretenden Stoßkonfiguration zu gelangen.

AG STAB

Ergebnis



Adaptiertes Rechenetz (oben) und Linien konstanter Machzahl (unten)
für eine Euler-Simulation; Anströmmachzahl $M=4.5$

Literatur

- (1) Müller, B. "Simple Improvements of an Upwind TVD Scheme for Hypersonic Flow" AIAA Paper 89-1977, 1989

weiteres Vorgehen

Nach Berechnung der reibungsbehafteten (laminaren und turbulenten) Strömung im Auslegezustand ist geplant auch eine Reihe von "Off-Design" Zuständen zu untersuchen. Weiterhin soll das Integrationsgebiet stromab bis in das angrenzende Unterschallgebiet hinein verlängert werden. Von besonderem Interesse wird hierbei die Wechselwirkung des abschließenden senkrechten Verdichtungsstoßes mit der Rampengrenzschicht sein.

Datum 7.02.91

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Rolf Henke, Josef Mertens

Institution Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF17, EF1

Adresse Hünefeldstr. 1-5
 2800 Bremen 1

Telefon 0421-538-3913, -3802
Telefax 0421-538-4486

weitere Partner VKI, Brüssel
 Aviation Marcel Dassault, Paris

Thema HERMES Hyperschallversuch, Modell 3014, Form 0.0
 6-Komponenten-Kraftmessungen

Ausgangssituation Erste 3- und 6-Komponentenmessungen im Longshot-Stoßrohr des VKI wurden mit einem HERMES-V-Modell durchgeführt. Das Meßprinzip basiert auf einer zentralen 6-Komponentenwaage und 6 Beschleunigungssensoren im Modellrumpf zur Kompensation der Starrkörperschwingungen. Das Meßprinzip ist für Kraftmessungen im Longshot (15-20 ms Meßzeit) brauchbar, für Momentenmessungen ausreichend. Die Eigenfrequenz der Beschleunigungsgeber war unbefriedigend.

Ziel - Verbesserung der Meßtechnik und Auswertung bezüglich Qualität und Produktivität.
 - Vergleich der HERMES-Formen V und 0.0

Lösungsweg Die Versuche wurden im November 1989 und März 1990 im Longshot des VKI in Brüssel durchgeführt. Das Modell ist als Magnesiummonoblock ausgeführt. Gemessen wurde in Stickstoffatmosphäre. Es wurden piezoelektrische Mini-Beschleunigungsgeber verwandt, deren Eigenfrequenz über 100 kHz liegt.

 Die Waage wurde stationär geeicht; jeder Beschleunigungsgeber wurde separat überprüft. Eine Reihe von Eich- und Schwingungsversuchen wurde mit dem instrumentierten Modell mitsamt Waage durchgeführt, um eine Eichmatrix zu erstellen und Eigenfrequenzen zu identifizieren.

 Die aerodynamischen Kräfte werden zu jedem Zeitpunkt aus den gemessenen Waagenlasten (Schnittlasten) und den gemessenen Beschleunigungen bestimmt. Das Modell mitsamt dem modellseitigen Waagenteil ist hier als starr angenommen.

Ergebnis

Die Qualität der Messungen konnte gegenüber vorhergehenden Meßreihen beträchtlich gesteigert werden. Das zeigt sich in der geringeren Streubreite, so z.B. auch in einigen mehrfach durchgeführten Versuchen (Repeatability). Hier wirkt sich besonders der Einsatz von Beschleunigungsgebern hoher Eigenfrequenz aus. Diese Beschleunigungsgeber sind allerdings temperaturempfindlich; brauchbare Genauigkeit wird erst ab Meßfrequenzen von ca. 100 Hz erreicht (Nullpunktinstabilität). Die Installation eines Gebers wurde geändert (Wärmeleitung zur heißen Modellunterseite) und eine Hochpaßfilterung vorgenommen.

Der numerische Genauigkeit bei der Berechnung der Luftkräfte zu jedem Zeitpunkt wurde verbessert. Es ergaben sich verrminderte Streuungen der ausgewerteten Meßwerte.

Die Ergebnisse werden stark von den Eigenschwingungen des Modells verfälscht. Auch ohne eine detaillierte Erfassung dieser Schwingungen läßt sich die Auswertung durch Analyseverfahren im Phasenraum verbessern (Fouriertransformation, Manipulation der transformierten Amplituden, Rücktransformation). Diese Methodik ist allerdings sehr aufwendig, insbesondere die Entwicklung einer adäquaten Filtermaske. Bisher wurde darauf verzichtet.

Die Versuchsauswertung ist noch nicht abgeschlossen. Bisher gibt es erst einen vorläufigen Kurzbericht. Die endgültigen Berichte werden in Kürze erscheinen.

Literatur

R. Henke Hypersonic Force and Moment Measurements on
HERMES 3014, Shape 0.0
DA-Report EF17-184/90, 21.12.1990

weiteres Vorgehen

Die Endberichte von VKI und DA werden in Kürze erscheinen.

Die Vorstellungen zur Erstellung von Filtermasken sind vorhanden. In zukünftigen Versuchen sollen sie realisiert werden. Es wird eine deutliche Reduzierung der Streubreite erwartet.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Dr. Roland K. Höld

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge, FE211

Adresse Postfach 80 11 60
8000 München 80

Telefon (089)607-29364
Telefax (089)607-29766

weitere Partner

Thema Viscous-Shock-Layer-Lösungen
unter Berücksichtigung von Realgaseffekten

Ausgangssituation Zur Berechnung von Hyperschallströmungen bei Wiedereintrittsflugbedingungen wurde ein Viscous-Shock-Layer-Lösungsverfahren entwickelt. Es ermöglicht eine effiziente Berechnung von Strömungen auf Luvseiten von Space-Shuttle ähnlichen Flugkörpern und AOTV's. Der geringe Rechenzeitbedarf erlaubt den Einsatz des Verfahrens zur Durchführung von Parameterstudien. Das Basisverfahren (siehe [1]) wurde für einen Idealgasansatz formuliert.

Ziel Das Ziel dieser Entwicklungsphase ist die Modellierung eines Gleichgewichtsrealgasansatzes im Viscous-Shock-Layer-Lösungsverfahren "VISSLA" und die Verifizierung des Codes mit Hilfe von Navier-Stoke-Lösungen sowie gekoppelten Euler-/Grenzschichtrechnungen.

Lösungsweg Die Modellierung des Gleichgewichtsrealgasansatzes erfolgt mit Hilfe von Zustandsflächen für die thermodynamischen Größen und die Transportgrößen nach [2]. Die Energiegleichung des Viscous-Shock-Layer-Differentialgleichungssystems wird für die innere Energie formuliert und gelöst.

Ergebnis

Das Viscous-Shock-Layer-Lösungsverfahren "VISSLA" wurde um einen Gleichgewichtsrealgasansatz erweitert. Es erlaubt damit die effiziente Berechnung von Strömungsfeldern auf Luvseiten von Flugkörpern bei Wiedereintrittsflugbedingungen unter Berücksichtigung von Gleichgewichtsrealgaseffekten. Vergleiche mit Navier-Stokes-Lösungen (NSFLEX) nach Bild 1 sowie mit gekoppelten Euler-/Grenzschicht-Lösungen zeigen gute Übereinstimmung.

Vergleich VISSLA ↔ NSFLEX

(Hyperboloid $\alpha = 0^\circ$; $\gamma = 45^\circ$; Haftbedingung; Gleichgewichtsrealgas)

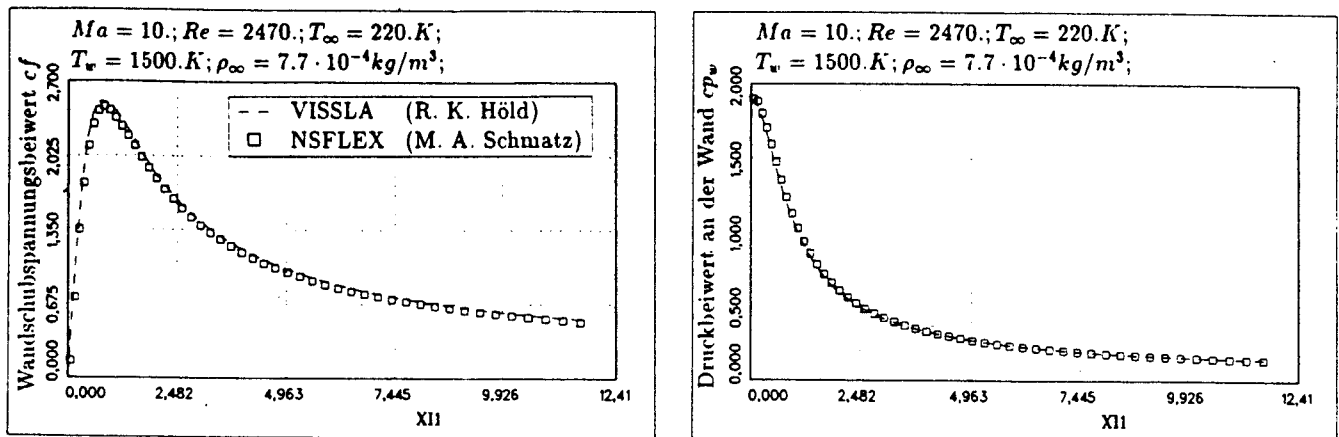


Bild 1: Vergleich von Wand Schubspannungsbeiwerten und Druckbeiwerten an einem Hyperboloid

Literatur

- [1] Höld, R. K.: "Die Berechnung dreidimensionaler Hyperschallströmungen mit Hilfe der Viscous-Shock-Layer-Gleichungen", Fortschr.-Ber. VDI, Reihe 7, Nr. 171, Düsseldorf, 1990.
- [2] Mundt, Ch.; Keraus, R.; Fischer, J.: "New, accurate, vectorized approximations of state surfaces for the thermodynamic and transport properties of equilibrium air", MBB-S-PUB-389.

weiteres Vorgehen

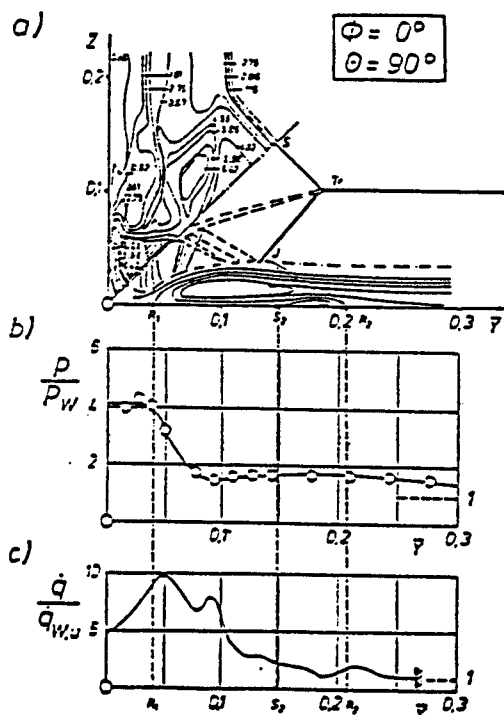
- Anwendung: HERMES-Konfigurationen
- Erweiterung auf Nichtgleichgewichts-Realgasmodell
- Anwendung: Aeroassisted-Orbital-Transfer-Vehicles (AOTV)

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. D. Hummel; Prof. Dr.-Ing. H. Oertel		
Institution	Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig		
Adresse	Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig	Telefon	(0531)391-2972/2971
		Telefax	(0531)391-5952
weitere Partner	Dipl.-Ing. H. Petzel	Telefon	(0531)391-2982
Thema	Validierung an Einbaueckenströmungen		
Ausgangssituation	Die Eckenströmung ist ein wichtiges Detailproblem der Hyperschall-aerodynamik. Für das physikalische Verständnis dieser Strömung besteht ein Interesse an detaillierten experimentellen Untersuchungen. Die numerische Behandlung der Eckenströmung erfordert eine Validierung der Verfahren mit experimentell gewonnenen Daten.		
Ziel	Es sollen neue Erkenntnisse über die Struktur von Eckenströmungen, insbesondere bei unsymmetrischen Modellen, gewonnen werden. Die experimentellen Ergebnisse sollen mit den numerischen Simulationsrechnungen verglichen werden. Damit wird die Fähigkeit des numerischen Verfahrens überprüft, die verzweigte Stoßstruktur der Außenströmung und die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung durch geeignete Netzadaption zu erfassen.		
Lösungsweg	Die experimentellen Untersuchungen werden im Hyperschallwindkanal des Instituts durchgeführt. Sie beinhalten die Messung des Wanddrucks, des Wärmeübergangs, des Pitotdrucks im Strömungsfeld und die Sichtbarmachung von Wandstromlinien. Durch systematische Variation von Eckenwinkel, Keilwinkel und Pfeilwinkel wird der Einfluß dieser Parameter untersucht. Machzahl ($M = 12$) und Re-Zahl ($Re = 0,45 \cdot 10^6$) bleiben bei diesen Untersuchungen konstant.		

Ergebnis

Die Eckenströmung wurde bisher an symmetrischen Modellen untersucht. Keilwinkel, Pfeilwinkel und Eckenwinkel wurden in einem weiten Bereich variiert. Die Pitotdruckmessungen im Strömungsfeld ergaben die Lage des aus Keil-, Ecken- und Sekundärstößen sowie Entropieschichten bestehenden Systems von Verdichtungsstößen. Mit wachsendem Pfeilwinkel verlagert sich dieses System eckeneinwärts. Die Wanddruckmessungen und die Wandstromlinien lassen auf die Strömung in Wandnähe schließen. Es wurden in unmittelbarer Nähe des Eckenzenstrums starke Wirbelströmungen festgestellt, die aus Primär- und Sekundärwirbeln bestehen und deren Intensität mit steigendem Pfeilwinkel abnimmt. Im Bereich der Anlegelinie des Primärwirbels kommt es zu starken Druckanstiegen auf ein hohes Wanddruckniveau im Eckeninneren. Mit dem Anlegen des Primärwirbels ist ferner ein großer Wärmeübergang auf die Wand verbunden, der an 90°-Ecken durch eine Pfeilung von $\phi = 60^\circ$ auf weniger als die Hälfte des ungepfeilten Falles reduziert wird.



Experimentelle Ergebnisse für eine ungepfeilte ($\phi = 0$), rechtwinklige ($\theta = 90^\circ$) Ecke mit dem Keilwinkel $\delta = 8^\circ$ bei der Machzahl $Ma_\infty = 12,8$.

a) Pitotdruckverteilung im Strömungsfeld (Linien $P_{t2}/P_{t2\infty} = \text{const}$)

b) Druckverteilung an der Wand (p_w Bezugswert für 2D Keilströmung)

c) Wärmeübergang an der Wand ($q_{w,u}$ Bezugswert für 2D Keilströmung)

Literatur

D. Hummel: Axial flow in corners at supersonic and hypersonic speeds. AGARD-Report No. 764 (1990), 5-1 to 5-37.

weitere Vorgehen

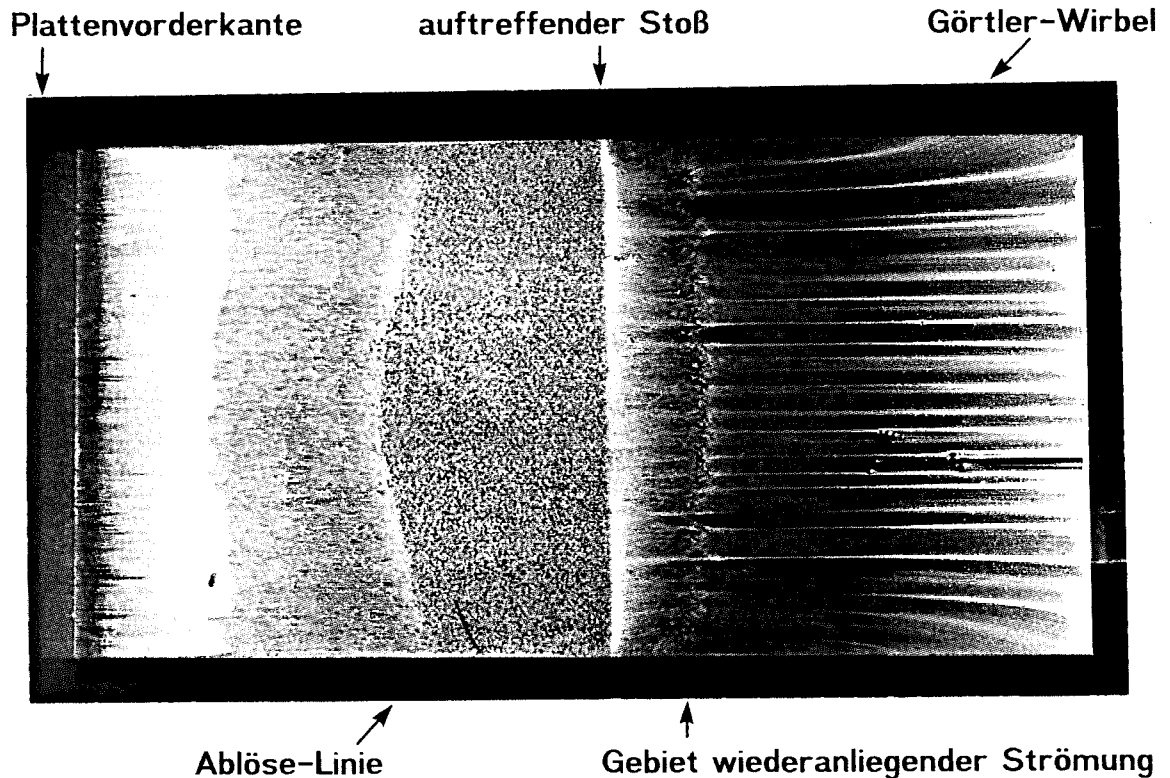
Im weiteren Verlauf der Forschungsarbeiten werden die Untersuchungen auf unsymmetrische Konfigurationen ausgedehnt. Dabei werden Unsymmetrien bezüglich der Keilwinkel, der Pfeilwinkel und beider Parameter zusammen untersucht. Von besonderem Interesse ist hierbei, inwiefern sich anstatt der bisher gefundenen Machreflexion die reguläre Reflexion einstellt. Die Interferenz der Eckenströmung mit einem äußeren Strömungsfeld (Einlaufströmung) wird in einem Prinzipexperiment bestimmt. Die "Thin Skin" Methode der Wärmeübergangsmessung soll um die Flüssigkeitskristalltechnik erweitert werden. Für optische Untersuchungen des Dichtefeldes ist ein Differentialinterferometer aufgebaut worden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Dr. Maurer/ Dr. Henckels	
Institution	DLR	
Adresse	Postfach 90 60 58, 5000 Köln 90	Telefon 02203/601-2363 Telefax 02203/6012085
weitere Partner	Mitarbeit im SFB 253 (RWTH Aachen) der DFG evtl. Auftragsarbeiten für AMD	
Thema	Experimentelle Untersuchungen im Bereich laminar und turbulent ablösender Hyperschallgrenzschichten an Platten und Eckenmodellen	
Ausgangssituation	Das Problem der dreidimensionalen Ablösung laminarer oder turbulenter Hyperschallgrenzschichten unter dem Einfluß von Verdichtungsstößen ist trotz großer Fortschritte im Bereich der CFD nicht als allgemein gelöst anzusehen. Experimentell gewonnene Ergebnisse zeigen, daß insbesondere im Bereich wiederanlegender Grenzschichten lokale Spitzen der Wärmebelastung auftreten, z. B. durch Taylor-Görtler-Wirbel.	
Ziel	Jeder Aufwand für Wärmeschutz geht gewichtsmäßig auf Kosten der Nutzlast und bedarf der Optimierung. Schon in Frühstadium der Projekte ist daher die Kenntnis der lokalen Wärmebelastung erforderlich. Durch einfallende Stöße wird die Grenzschicht an zunächst einfachen Modellen zur Ablösung bzw. zum Wiederanliegen gebracht. Die auftretende Wärmeübergangsverteilung soll ausgemessen werden.	
Lösungsweg	An der tangential angeströmten Platte mit scharfer, bzw. gerundeter Vorderkante und bei laminarer oder (erzwungen) turbulenter Grenzschicht wird durch schräg einfallende Stöße eine Grenzschichtablösung erzeugt. Mit Hilfe der Infrarot-Thermovision wird auf der Modelloberfläche der zeitliche Temperaturverlauf registriert. Mittels anschließender Bildverarbeitung und bekannten Auswerteverfahren werden Linien konstanten Wärmeübergangs gezeichnet. Der Aussagewert der Wärmeübergangsmessungen soll durch Messung der Pitot-Druckverteilung, bzw. des Oberflächendruckverlaufs und durch Oberflächen-Fließbilder gesteigert werden.	

Ergebnis

In einer kombinierten Infrarot- und Ölbildstudie bei $M=6$ wurde die Wechselwirkung zwischen einer Stoßfront und der laminaren Platten-grenzschicht untersucht. Im Bereich hinter der wiederanliegenden Grenzschicht bildeten sich Görtler-Wirbel aus, die zu einem starken Anstieg des Wärmeübergangs auf die Modelloberfläche führten.



Das Ölbild zeigt im hinteren Bereich ein streifenförmiges Muster. Es ist verursacht durch Längswirbel (Görtler-Wirbel) hinter der wieder anliegenden Grenzschicht auf der ebenen Platte.

Literatur

Henckels, A.; Maurer, F.: Applications of Infrared-Thermography in a Hypersonic Bow Down Wind Tunnel, 13th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF'89 Record), pp. 516-524, Göttingen, September 18-21, 1989

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung der Bildverarbeitungssoftware bzw. der anschließenden Datenverarbeitung zur Bestimmung von lokalen Stanton-Zahlen. Weiterentwicklung der UV-Oberflächenströmungstechnik und der Druckmeßtechnik für den Hyperschall. Bestimmung der Temperatur- und Wärmebelastungsverteilung im Wechselwirkungsbereich schräg einfallender Verdichtungsstöße bei Variation von Machzahl, Stoßintensität und Grenzschichtzustand.

August 1990

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Hyperschall

Ansprechpartner

Dr.-Ing. S. Menne

Institution

Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH,
UK-KT 225

Adresse

Telefon (089) 6072-2517

Telefax (089) 6072-9370

weitere Partner

Postfach 80 11 69
W-8000 München 80

Thema

Überschallströmung

Ausgangssituation

Berechnung von reibungsfreien und reibungsbehafteten Überschallströmungen um Flugkörper mit Hilfe der 3-D Euler und Navier-Stokes Gleichungen.

Ziel

Effiziente Lösung mit Hilfe von Blockmarschierverfahren auch für reibungsbehaftete Strömung für überwiegend supersonische Machzahlen.

Lösungsweg

Erstellung eines 3-D zeitabhängigen Navier-Stokes Löser mit Marschieroption und Validierung mittels Vergleich mit anderen numerischen und experimentellen Ergebnissen. In Gebieten mit starker Wechselwirkung werden die vollständigen Erhaltungsgleichungen in entsprechend angepaßten Blöcken gelöst (Zeitintegration - Blockmarschierverfahren).

Ergebnis

Bild 1: Hypersonic flow over TSTV, static temperature distribution T/T_∞ .
 $M_\infty = 6.8$, $\alpha = 6^\circ$, $Re = 1.8 \cdot 10^8$, and $Pr=0.72$.



Bild 1a: Non-radiating adiabatic wall. $T_{\min} = 1.$,
 $T_{\max} = 10.3$, $\Delta = 0.2$.

Bild 1b: Radiating adiabatic wall, $\epsilon = 0.85$. $T_{\min} = 1.$,
 $T_{\max} = 7.7$, $\Delta = 0.2$.

Bild 2: Hypersonic flow over a blunt-nosed delta wing. $M_\infty = 8.7$, $\alpha = 30^\circ$,
 $Re = 5.6 \cdot 10^5$, $T_\infty = 55K$, $T_{wall} = 300K$, $Pr=0.72$.

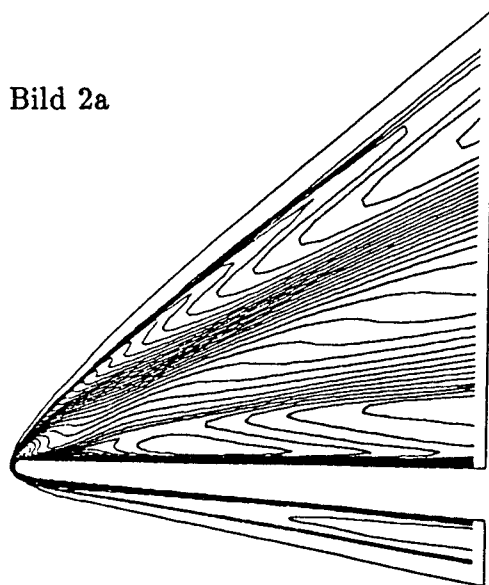


Bild 2b

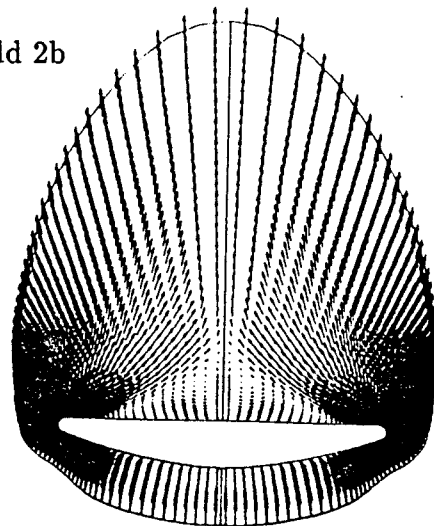


Bild1: Hypersonische Strömung um zweistufigen Hyperschalltransporter (TSTV) für adiabate Wand (Bild 1a) und adiabate Wand mit Strahlung (Bild 1b). Bild2: Hypersonische Strömung um stumpfen Delta-Flügel. Iso-Machlinien in Symmetrieebene (Bild 2a) und Geschwindigkeitsvektoren bei 80% Flügellänge (Bild 2b). Einzelheiten und Referenzen sind in [1,2,3] zu finden.

Literatur

1. Menne, S., Weiland, C.: "Calculation of Three-Dimensional Viscous and Inviscid Hypersonic Flows Using Split-Matrix Marching Methods," AIAA paper 90-3070, AIAA 8th Applied Aerodynamics Conference, Portland, OR, August 20-22, 1990.
2. Menne, S., Weiland, C.: "Split-Matrix Marching Methods for Three-Dimensional Viscous and Inviscid Hypersonic Flows", 8th GAMM Conf. on Num. Meth. in Fluid Dyn., Sept. 27-29, Delft 1989.
3. Pfützner, M., Schröder, W., Menne, S., and Weiland, C.: "Three-Dimensional Simulations of Hypersonic Flows", Int. Conf. on Hypersonic Aerodynamics, Royal Aeronaut. Soc., Sept. 4-6, Manchester 1988.

weiterees Vorgehen

Weitere Validierung des Navier-Stokes Lösers und Berücksichtigung von Realgas-effekten im Gleichgewicht und Turbulenz.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Josef Mertens		
Institution	Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF1		
Adresse	Hünefeldstr. 1-5 2800 Bremen 1	Telefon	0421-538-3802
		Telefax	0421-538-4486
weitere Partner	Stoßwellenlabor, RWTH Aachen Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH, München Aviation Marcel Dassault, Paris		
Thema	HERMES Hyperschallversuch, Modell 3021, Form 0.0 Druck- und Temperaturmessungen		
Ausgangssituation	Die Versuchsanlage des Stoßwellenlabors der RWTH Aachen wurde in vorhergehenden Versuchsreihen geeicht. Erste Messungen zur Grundlagenforschung und für das HERMES-Programm (HERMES Form V) haben stattgefunden. Die Meßeinrichtungen arbeiten mit ausreichender Genauigkeit.		
Ziel	- Verbesserung der Meßtechnik und Auswertung bezüglich Qualität und Produktivität. - Effekt steigender Ruhetemperatur (von 1500K - 4800K) bei nahezu konstanter Reynoldszahl - Vergleich der HERMES-Formen V und 0.0		
Lösungsweg	Die Versuche wurden vom 19.9.89 - 28.12.89 im großen Stoßwellenrohr der RWTH Aachen mit dem HERMES-Modell 3021, Form 0.0, Maßstab 1:55 durchgeführt. Das Modell war mit 24 Drucksonden, 29 Thermoelementen und 8 Dünnfilmsonden ausgestattet. Die vermessenen Anstellwinkel waren 30°, 35° und 40°, Schiebewinkel 0° und -5°. Die Reynoldszahl betrug 1 Million, die Ruhetemperaturen 1500K, 2800K, 3900K und 4800K. Es wurden z.T. neue, robustere Sonden eingesetzt. Zur Bestimmung des Referenzzustandes (Anströmung im Meßquerschnitt) wurde neben der Pitotsonde eine Kugelsonde mit Thermoelement im Staupunkt installiert. Die Auswertesoftware wurde bezüglich Produktivität und Qualität verbessert. Z.T. wurden verbesserte physikalische Vorstellungen realisiert, z.T. die mathematischen Auswertungsprozeduren besser an die Physik und Meßtechnik angepaßt.		

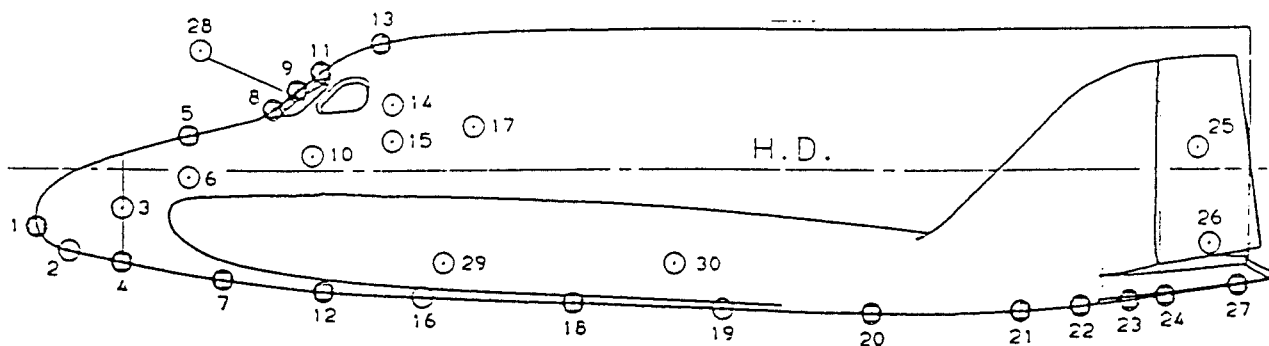
Ergebnis

Die Qualität der Messungen konnte gegenüber vorhergehenden Meßreihen beträchtlich gesteigert werden. Das zeigt sich in der geringeren Streubreite, so z.B. auch in einigen mehrfach durchgeführten Versuchen (Repeatability). Es wurden robustere Sonden gewählt, die Drucksonden in störungsunempfindlicher Richtung eingebaut. Der Referenzzustand wurde aus 2 Signalen im Meßquerschnitt (Pitotdruck und Wärmefluß im Kugelstauunkt) und dem Zustand im Stoßrohr bestimmt. Eine neue Prozedur ermöglicht eine gute Approximation bereits mit den 2 Größen des Meßquerschnitts; zur exakten Bestimmung des Gesamtzustandes wird eine 3. Größe benötigt, hier noch aus dem Stoßrohr (stark eingeschränkte Genauigkeit). Es wird daran gearbeitet, auch die 3. Größe im Meßquerschnitt zu erfassen.

Der Glättungsvorgang wurde optimiert, um Resonanzen der Meßkette (Modellschwingungen, Luftsäulenschwingungen über Drucksonden) besser zu unterdrücken. Für die Wärmeübergangsmessungen wurde die Glättung nicht auf den Verlauf der Temperatur, sondern das Quadrat der Temperatur angewandt.

Der auszuwertende Zeitbereich wurde nach verschiedenen konkurrierenden Kriterien ausgewählt, an oberster Stelle zeitliche Konstanz von angenäherten Cp-Werten und Stantonzahlen für mehrere repräsentative Sonden.

An einigen Sondenpositionen ergaben sich bistabile Zustände: In den verschiedenen Versuchen wurden stark unterschiedliche Werte gefunden, die sich in 2 engen Bereichen gruppierten. Vermutlich wird die Transition laminar-turbulent stark durch eine geometrische Unregelmäßigkeit in diesem Bereich beeinflusst.



Literatur

J. Mertens	HERMES Experimental Aerodynamics, Hypersonic Windtunnel Test, Model 3021 in TH2, Shape 0.0 MBB-Report H-NT-1-0061-MBB, 29.6.1990
H. Olivier,	Tests with HERMES model 3021
M. Vetter,	Final Test Report to order 2534101 H
H. Grönig	Shock Wave Laboratory, RWTH Aachen, May 1990

weiterees Vorgehen

Das Stoßwellenlabor in Aachen verbessert die Meßtechnik weiter. Insbesondere ist eine Massenstromsonde in Entwicklung, die es gestatten wird, den gesamten Referenzzustand im Meßquerschnitt zu bestimmen.

Es werden Möglichkeiten zur Temperaturkonditionierung des Modells erwogen (Modellvorheizung bzw. Modell geringer Wärmekapazität).

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner Josef Mertens, M. Ehrmann, Stefan Rill, Klaus Becker

Institution Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF1, EF10

Adresse Hünefeldstr. 1-5
2800 Bremen 1

Telefon 0421-538-3802, -4499
Telefax 0421-538-4486

weitere Partner MBB-UF, Ottobrunn
DLR-EA, Braunschweig

Thema Hyperschall-Technologieprogramm, Phase Ia
Unter- / Transschall

Ausgangssituation Abschätzverfahren für die aerodynamischen Beiwerte von schlanken Konfigurationen sind teilweise vorhanden, ebenso eine experimentelle Datenbasis vergleichbarer Konfigurationen.

Numerische Verfahren (EULER, Panel) sind vorhanden. Ihre Eignung zur Beschreibung wirbelbehafteter Strömungen ist zu prüfen.

Ziel

- Entwicklung von Abschätzverfahren zur Vorhersage der Längs- und Seitenbewegung schlanker Konfigurationen
- Einsatz und Verbesserung von Eulerverfahren zur Berechnung wirbelbehafteter Strömungen

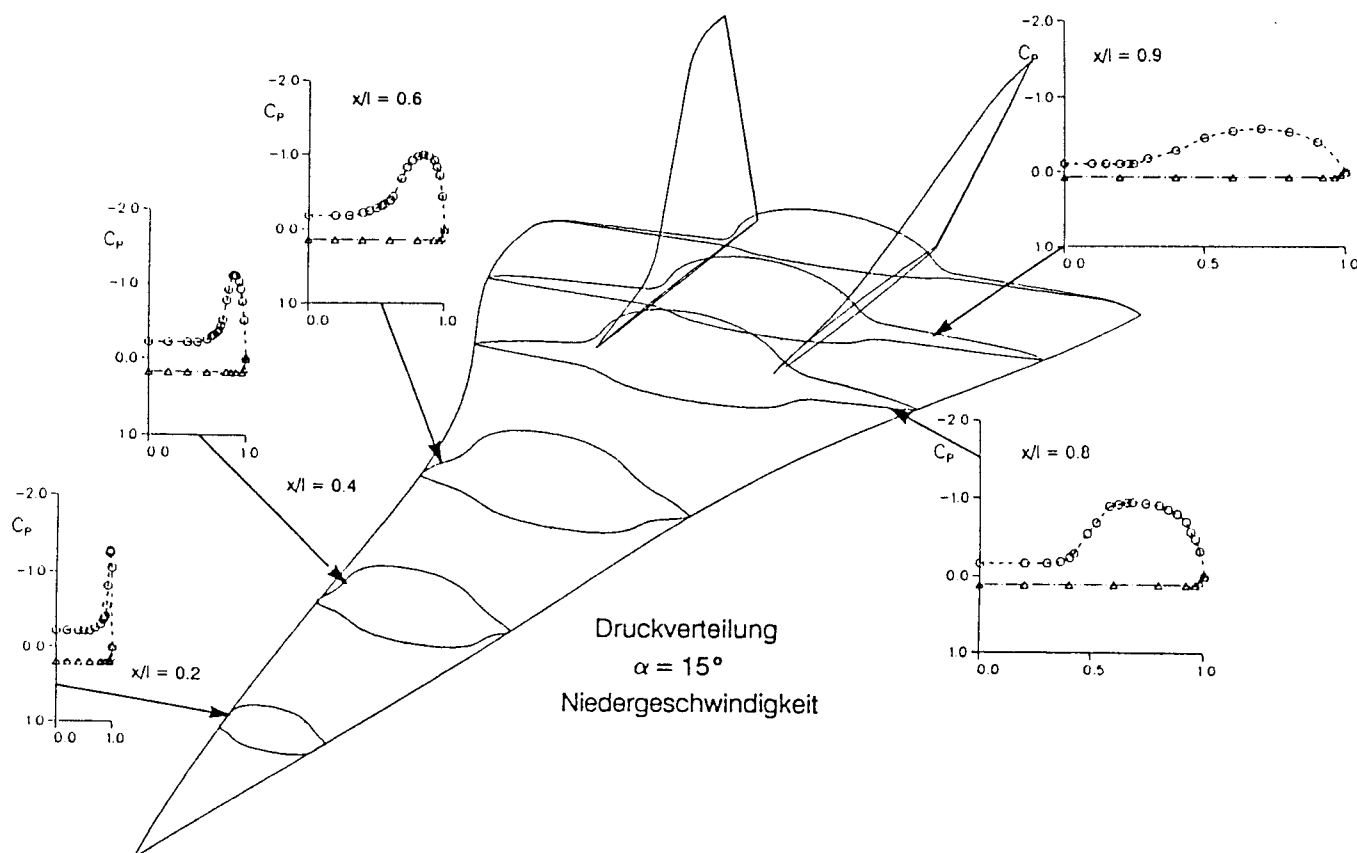
Lösungsweg

- Aufarbeitung und Aktualisierung der vorhandenen Verfahren.
- Überprüfung der Anwendbarkeit
- Gegebenenfalls Modifikation der Verfahren
- Anforderungsprofil für zusätzliche Verfahren
- Einbau der einzelnen Verfahrensbausteine in eine Gesamtstrategie

Ergebnis

Abschätzverfahren für die Längs- und Seitenbewegung schlanker Hyperschallkonfigurationen im Unter- und Transschall wurden überarbeitet bzw. neu erstellt. Die Schwächen einiger Verfahren wurden lokalisiert und Möglichkeiten zur Behebung eingeleitet, z.B. Wirbelmodellierung mit Panelverfahren.

Im DA-EULER-Verfahren MELINA wurden Ansätze zur besseren Beschreibung des Wirbeltransports erprobt. Rechnungen mit zufriedenstellender Wirbelbeschreibung sind möglich.



Literatur

J. Mertens	AP1201: Design Methodology, "Classical" Regime DA-Bericht EF-1825, 17.12.1990
K. Becker S. Rill	AP3203: Improved Vortex Representation in Numerical Schemes, DA-Bericht EF-1804, 15.8.1990

weitere Vorgehen

Das Projekt wird fortgeführt in der Phase Ib des Hyperschall-Technologieprogramms des BMFT. Es wird sich stark auf Beiträge zum Hyperschall-Experimentalflugzeug HYTEX konzentrieren. Vorgehene Arbeitspakete sollen behandeln:

- Erstellung aerodynamischer Daten für HYTEX im Unter-/ Transschallbereich
- Verbesserte Wirbeldarstellung in EULER-Verfahren und Anwendung auf HYTEX
- Bau und Vermessung eines HYTEX-Unterschall-Windkanalmodells (gemeinsam mit Dornier)

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Josef Mertens, Klaus König		
Institution	Deutsche Airbus GmbH, Bremen, Abt. EF1, EF24		
Adresse	Hünefeldstr. 1-5 2800 Bremen 1	Telefon	0421-538-3802, -2459
		Telefax	0421-538-4486
weitere Partner	Stoßwellenlabor, RWTH Aachen DLR-ES, Göttingen		
Thema	Kurzzeit-Kraftmeßsystem (SFS) für Stoßwellenkanäle (<10 ms)		
Ausgangssituation	Konventionelle Windkanalwaagen messen Verformungen (und Beschleunigungen) der Starrkörperbewegung des Windkanalmodells, z.B. des Modellrumpfes. Die Mindestmeßzeit beträgt je nach Modellgröße und Materialwahl 10 - 20 ms, weit mehr als die maximale Meßzeit in den Hochenthalpiekanälen (Aachen 3 ms, HEG 1 ms).		
Ziel	- Entwicklung eines Meßsystems (SFS) zur Erfassung der Luftkräfte bei sehr kurzen Versuchszeiten - Entwicklung einer Eichmethode für dieses Meßsystem (SFS)		
Lösungsweg	Luftkräfte, die an einem Punkt (z.B. am Außenflügel) des Windkanalmodells angreifen, bewirken eine Beschleunigung des Angriffspunktes und in der Folge eine Verformung des Modells (Flügel). Erst durch diese (Flügel-)Verformung wird eine Beschleunigung des Rumpfes bewirkt, die schließlich die Messung einer Waagenverformung gestattet. Dieser Vorgang benötigt erhebliche Zeit. Zur Kraftmessung wird eine Meßzeit von mindestens 2 Schwingungen der niedrigsten Eigenfrequenz benötigt. Hier wird die benötigte Meßzeit dadurch verkürzt, daß die Eigenschwingungen des Modells bestimmt werden und im Versuch ihre Anregung ebenfalls erfaßt und berücksichtigt wird.		

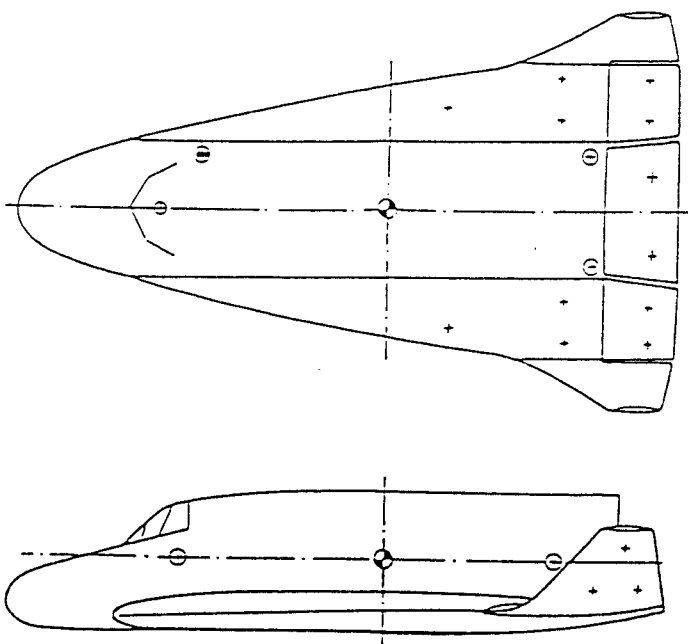
Ergebnis

Eine der kritischsten Phasen von Wiedereintrittsfahrzeugen ist die Phase großen Staudrucks bei hohen Geschwindigkeiten. Hier interessiert neben der Wärmebelastung besonders der Momentenhaushalt. Erfahrungen mit dem Space Shuttle weisen auf einen großen Einfluß von Realgaseffekten hin. Ähnliches gilt für Hyperschalldüsen, z.B. Kräfte an Schubdüsenklappen.

Die relevanten Strömungszustände können am Boden nur in Hochenthalpie-Stoßwellenkanälen simuliert werden. Die europäischen Versuchsanlagen hierfür befinden sich in Aachen (TH2, Meßzeit < 3 ms) und Göttingen (HEG, Meßzeit < 1 ms).

Das Konzept eines Meßsystems zur Kraft- und Momentenmessung bei sehr kurzen Versuchszeiten (SFS) wurde entwickelt, einschließlich der erforderlichen Eichverfahren.

Eine experimentelle Bestimmung von Kräften und Momenten in Hochenthalpieanlagen ist dringend notwendig, bisher aber noch nicht möglich. Hierauf ist das europäische Projekt HERMES, aber ebenso SÄNGER und HYTEX angewiesen. Die Bedeutung der deutschen Versuchsanlagen wird hierdurch gestärkt.



* Main information: acceleration

$$\underline{I} = \underline{M} \ddot{\underline{x}} + \underline{D} \overset{\text{small}}{\dot{\underline{x}}} + \underline{C} \overset{\text{small}}{\underline{x}}$$

very small

* Better resolution of the motion:

+ measurement of the rigid body motion (fuselage): 6 degrees of freedom ⊗

+ additional measurement of a sufficient number of: modal degrees of freedom +

Literatur

J. Mertens
K. König

Kurzzeit-Kraftmeßsystem (SFS) für Stoßwellenkanäle
(< 10 ms)
MBB-Jahrbuch Forschung und Entwicklung 1989,
S. 63-68

weiterea Vorgehen

Es wird eine Finanzierung dieses drängenden Vorhabens gesucht. Das System wird dann innerhalb von 1-1½ Jahren gemeinsam von RWTH Aachen, DLR und DA bis zur Einsatzreife entwickelt. Weitere interessierte Partner sind VKI und ISL. Wegen unterschiedlicher Zielsetzung würden durch ihre Beteiligung die Kosten etwas höher ausfallen, das Einsatzspektrum verbreitert.

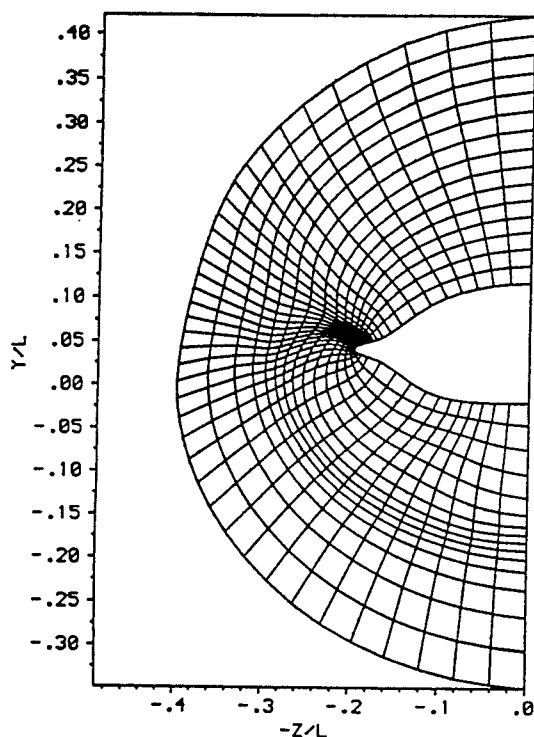
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Dr. B. Müller	
Institution	Institut für Fluidodynamik, ETH Zürich	
Adresse	ETH-Zentrum, CH-8092 Zürich	Telefon 0041-1-256 2211 Telefax 0041-1-261 4251
weitere Partner	Dr. P. Niederdrenk, Dr. H. Sobieczky, DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik	
Thema	Berechnung von Hyperschallströmungen	
Ausgangssituation	Implizites Upwind-Relaxationsverfahren zur Lösung der 3D Euler- und Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen	
Ziel	Aerodynamische Untersuchung von Hyperschallströmungen um Wellenreiter und Sänger	
Lösungsweg	1. Analytische Geometriedefinition (H. Sobieczky) 2. Hyperbolische Netzgenerierung (P. Niederdrenk) 3. Numerische Simulation (Raumschrittverfahren mit vektorisiertem diagonaldominanten ADI-Schema in Querströmungsebenen und mit Unterrelaxation) 4. Netzadaptierung (P. Niederdrenk) 5. Numerische Simulation mit adaptiertem Netz 6. Wiederholung von 4. und 5.	

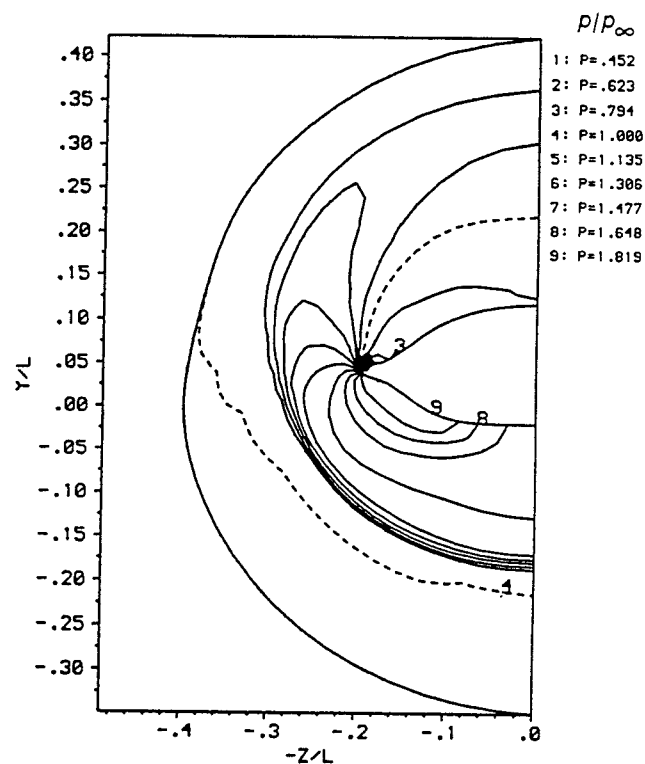
Ergebnis

1. Wellenreiter mit scharfen und runden Vorderkanten
($M_\infty = 5.5$, $\alpha = 0^\circ$, Euler)
2. Sänger-Vorkörper ($M_\infty = 4.5$, $\alpha = 6^\circ$, Euler und $Re_{\infty, L} = 10^7$)

MESH IN OUTFLOW PLANE



PRESSURE CONTOURS IN OUTFLOW PLANE



Saenger forebody, $M_\infty = 4.5$, $\alpha = 6^\circ$, Euler equations, adapted $16 \times 43 \times 16$ mesh

Literatur

B. Müller, P. Niederdrenk, H. Sobieczky:
Simulation of Hypersonic Waverider Flow.
First International Hypersonic Waverider Symposium,
University of Maryland, Oct. 17 - 19, 1990.

weiteres Vorgehen

Anwendung auf vollständigere Sänger-Konfiguration

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Ch. Mundt

Institution MBB-UF, FE 211

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge
Postfach 801160, 8000 München 80

Telefon 089-60729689

Telefax 089-60729766

weitere Partner

Thema Berechnung viskoser Hyperschallströmungen im chemischen Gleichgewicht mit einem Euler-Grenzschichtverfahren

Ausgangssituation Grenzschichttheorie zweiter Ordnung für Idealgas
Eulerverfahren

Ziel Gekoppelte Lösung des Strömungsfeldes für Luft im Nichtgleichgewicht und mit verschiedenen Randbedingungen
(katalytische Wand, Strahlung, etc.) für einfache Körper

Lösungsweg Entwicklung des Nichtgleichgewichts-Grenzschichtverfahrens
Modelle für Chemie, Thermodynamik- und Transportgrößen

Ergebnis

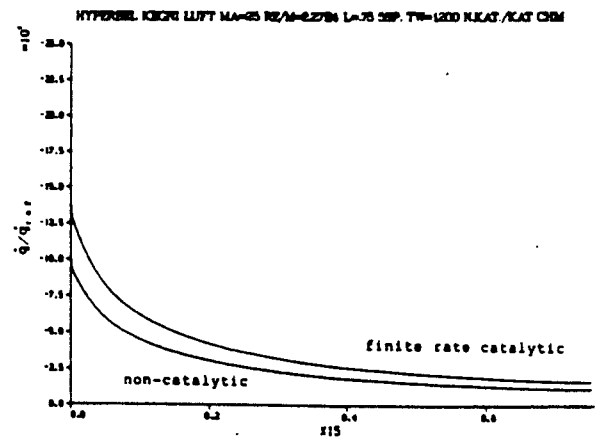
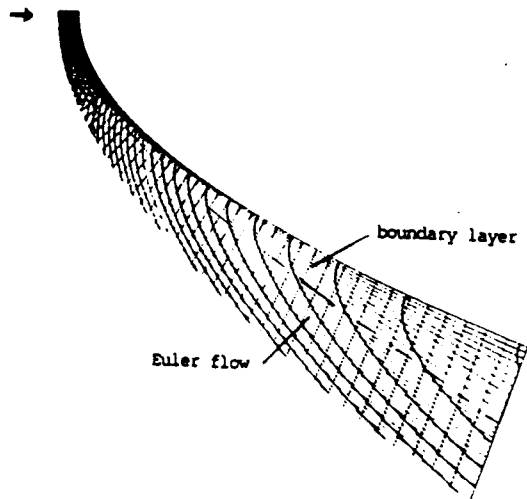


Fig. 3: Isobars and grids at the hyperbola

Fig. 4: Nondimensional heat flux at the wall

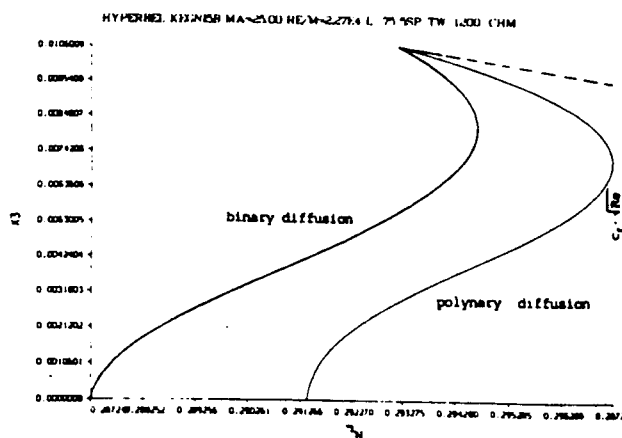


Fig. 5: N mass fraction profiles

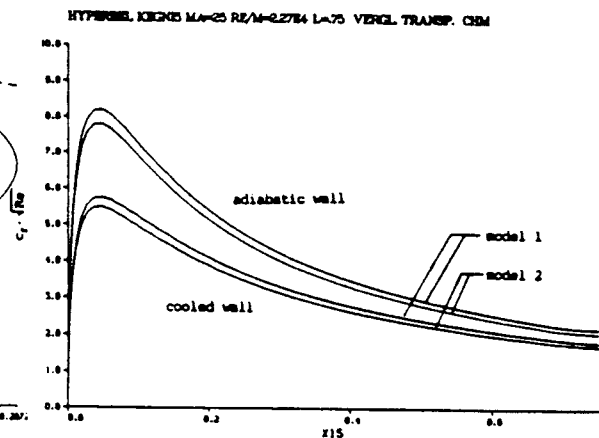


Fig. 6: Skin friction coefficient

Literatur Ch. Mundt, F. Monnnoyer: Calculation of hypersonic non-equilibrium viscous flow using second-order boundary layer theory, International Aerospace Congress, Melbourne, 1991.

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. H. Oertel jr.

Institution Institut für Strömungsmechanik

Adresse Technische Universität Braunschweig
Bienroder Weg 3, 3300 Braunschweig

Telefon (0531) 391-2970/2971

Telefax (0531) 5952

weitere Partner Dr.-Ing. E. Laurien

Thema Aerothermodynamische Entwurfsgrundlagen von Hyperschallflugzeugen und Raumtransportern

Ausgangssituation

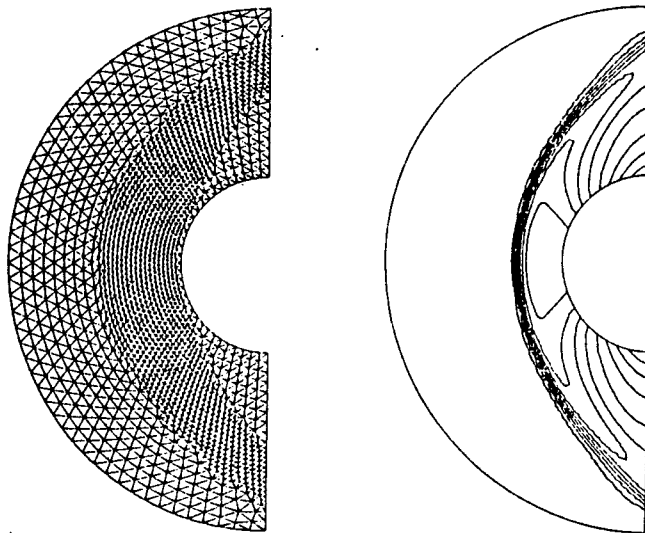
Numerische Rechenverfahren für die aerothermodynamische Optimierung und den Entwurf hinsichtlich Wirtschaftlichkeit und Umweltverträglichkeit horizontal startender und landender Hyperschallflugzeuge und Raumtransporter existieren derzeit nicht bzw. sind nicht validiert

Ziel

Entwicklung und Validierung eines gekoppelten aerothermodynamischen/thermomechanischen Berechnungsverfahrens. Untersuchung der Grundlagen für den Entwurf von Hyperschallflugzeugen und Raumtransportern. Bereitstellung einer Datenbasis für aerothermodynamische und flugmechanische Optimierung und für die Untersuchung der Umweltverträglichkeit innerhalb des Sonderforschungsbereiches 257 in Braunschweig.

Lösungsweg

Es wird ein numerisches Simulationsverfahren auf der Basis des Taylor-Galerkin Finite Element Algorithmus mit Berücksichtigung von Realgaseffekten und chemischen Reaktionen im thermodynamischen Nichtgleichgewicht entwickelt. Das Verfahren arbeitet mit nicht-strukturierten adaptiven Rechnernetzen und approximiert eingebettete Stoßwellen mit Hilfe der Technik des flux-corrected transport (FCT). Das Verfahren wird schrittweise mit Hilfe parallel durchgeführter experimenteller Untersuchungen im Gun-Tunnel und im neu zu errichtenden Stoßrohr des Instituts für Strömungsmechanik validiert. Als Konfigurationen hierfür sind die dreidimensionale Eckenströmung sowie ein Modell-Triebwerkseinlauf vorgesehen. Zur Validierung von Berechnung des Wiedereintritts in die Erdatmosphäre beteiligt sich das Institut an der Planung und Durchführung des Freiflugexperiments EXPRESS.



Netz

Dichtelinien

Rechennetz und Linien konstanter Dichte bei der Hyperschallanströmung mit $Ma=6$ eines ebenen Zylinders. Ideales Gas und reibungslose Strömung wurde vorausgesetzt.

Für das vollständige Problem liegen derzeit noch keine Ergebnisse vor. Es werden derzeit Studien zum Algorithmus und zur physikalischen Modellierung [1, 2, 3] durchgeführt. Erste Ergebnisse mit Realgaseffekten sind in Vorbereitung [4]. Seitens der Experimente werden optische Meßmethoden aufgebaut [5] und ein Stoßrohr neu errichtet.

Literatur

- [1] E. Laurien, M. Böhle, H. Holthoff und M. Odendahl, ZAMM 71 (1990)
- [2] E. Laurien, M. Böhle, H. Holthoff, GAMM-JT, Krakau, 1. - 4.4.1991
- [3] H. Oertel jr., Numerical Simulation in Fluid Mechanics, CERN, Nieuwpoort, Belgien
- [4] E. Laurien, M. Böhle, H. Holthoff und J. Wiesbaum, 13th IMACS Congress, Dublin, 22. - 26.7.1991
- [5] H. Oertel jr., Second World Conf. Exp. Heat Transf., Fluid Mech. and Thermodynamics, Dubrovnik, 22. - 28.6.1991

weitere Vorgehen

Das Simulationsverfahren wird auf Strömungen mit chemischen Reaktionen im Gleichgewicht und Nichtgleichgewicht erweitert. Zunächst ist die Berechnung der Strömung um stumpfe Körper und der Vergleich mit experimentellen Visualisierungen vorgesehen. Später werden die dreidimensionale Eckenströmung und ein Modelleinlauf untersucht. Der Schwerpunkt der Validierungen liegt in der Entwicklung von Wechselwirkungsmodellen mit katalytischen technischen Oberflächen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

Dr. H. Olivier

Institution

RWTH Aachen, Stoßwellenlabor

Adresse

Templergraben 55
5100 Aachen

Telefon

0241/80 6402

Telefax

0241/17 49 80

weitere Partner

Thema

Hyperschallströmungen um Wiedereintrittskörper und Reichweitenfluggeräte

Ausgangssituation

Im Rahmen der HERMES - Aktivitäten wird im Stoßwellenkanal des Stoßwellenlabors die Hyperschallströmung um relativ einfache Körper (Doppel-ellipsoid) als auch um konkrete HERMES - Konfigurationen untersucht. Reichweitenfluggeräte sind Bestandteile des SFB 253 "Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen".

Ziel

Experimentelle Erfassung der Realgaseffekte auf die Hyperschallströmung

- für den Entwurf geplanter Wiedereintrittskörper,
- zur Validierung numerischer Verfahren.

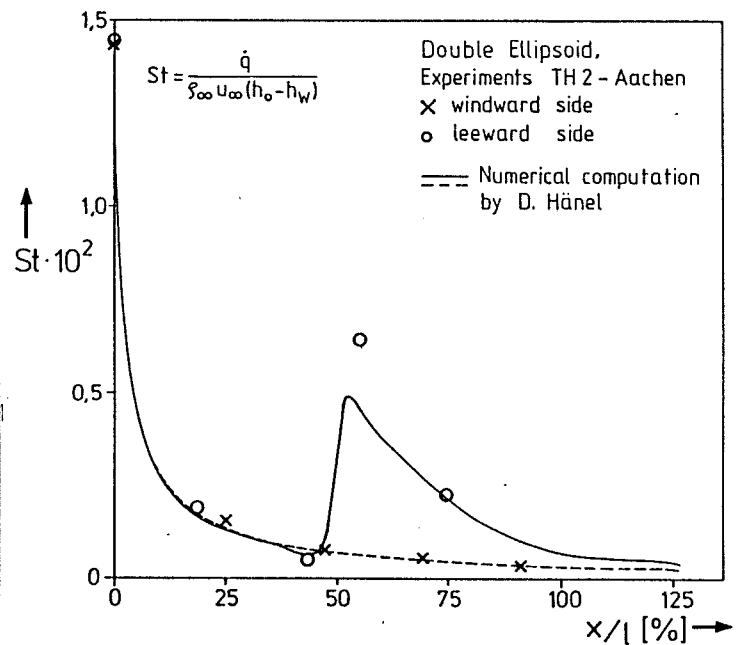
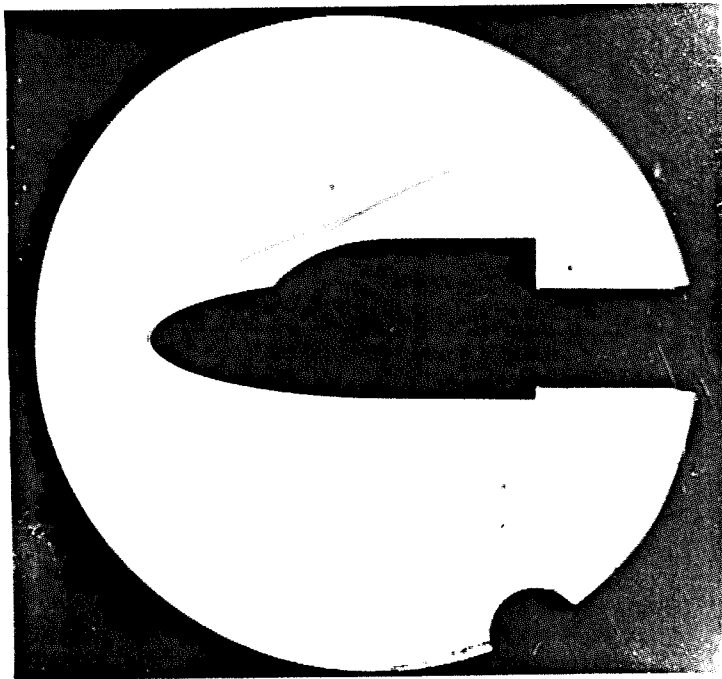
Lösungsweg

An einfachen Körpern (Doppel-ellipsoid usw.) und an einzelnen HERMES - Konfigurationen werden bei möglichst konstanter Mach- und Reynoldszahl Druck- und Wärmestromverteilungsmessungen bei unterschiedlichen Stautemperaturen durchgeführt (z. Zt. $1500 \text{ K} \leq T_{\text{stau}} \leq 4500 \text{ K}$). Auf diese Weise kann der Einfluß der Realgaseffekte auf den Druckbeiwert und auf die Stantonzahl ermittelt werden.

Die Messung der Wärmestromverteilung erfolgt mit Dünnfilmthermometern und Thermoelementen. Für die Strömungssichtbarmachung wird eine Schlierenoptik eingesetzt.

Ergebnis

An zahlreichen Modellen wurden bisher Druck- und Wärmestromverteilungsmessungen durchgeführt, wobei letztere von besonderem Interesse ist, da z. B. die Transition der Grenzschicht oder Strömungsablösungen mit anschließendem Wiederanlegen auf der Leeseite im Kabinenbereich sogenannte "hot spots" erzeugen. Ungeklärt ist bisher, ob das Transitionsverhalten der Grenzschicht außer von den bereits bekannten Parametern auch von der Stautemperatur und den damit verbundenen Realgaseffekten abhängig ist. Die Bilder zeigen eine Schlierenaufnahme des Doppelellipsoids sowie die Stantonzahlverteilung für Ober- und Unterseite ($\alpha = 0^\circ$, $M_\infty = 7$).



Literatur

Olivier, H., Grönig, H.: Shock Wave Tunnel Measurements with a Double Ellipsoid Model. Workshop on Hypersonic Flows for Reentry Problems, January 22 - 25, 1990, Antibes, France.

Esser, B., Grönig, H., Olivier, H.: High-Enthalpy Testing in Hypersonic Shock Tunnels. Second Joint Europe/US Short Course in Hypersonics, January 1989, Colorado Springs, USA.

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung der Meßtechnik zur Bestimmung der örtlichen Beiwerte am Modell und der Anströmdaten,
Einsatz einer konturierten Windkanaldüse,
Erprobung verschiedener Stoßrohtreiber zur Erhöhung der Stautemperatur.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Dr. Michael Pfitzner, Dr. Claus Weiland	
Institution	MBB-UK, Abt. KT225	
Adresse	MESSERSCHMITT-BÜLKOW-BLOHM GmbH, Abt. KT225 Postfach 80 11 69, 8000 München 80	Telefon 089-607-25171 Telefax 089-607-29370
weitere Partner	Prof. Jürgen Warnatz, Institut für technische Verbrennung, Stuttgart	
Thema	Hyperschall-Strömungen von Gasen im chemischen Nichtgleichgewicht	
Ausgangssituation	MBB-KT225 Eulerverfahren EULSPLIT, 2-D-Entwicklungs- version zur Simulation von reibungsfreien Strömungen im chemischen Nichtgleichgewicht mit einfachem chemischen Modell	
Ziel	Entwicklung eines validierten robusten und effizienten 3-D Produktionscodes zur Simulation von reibungsfreien Strömungen im chemischen Nichtgleichgewicht um reale Wiedereintritts- Körper (HERMES).	
Lösungsweg	- Verbesserung der Körper-Randbedingung - Implementierung des Standard-Chemiemodells - Punkt-implizite Behandlung der chemischen Quellterme - Verwendung von "effektiven Rankine-Hugoniot" Sprung- bedingungen in der Shock-fitting Routine - Dreidimensionalisierung des Codes - Implementierung von Produktions-Code-Optionen zur Steigerung der Effizienz und Robustheit - Validierung gegen Experiment und Resultate anderer Codes (Antibes-Workshop)	

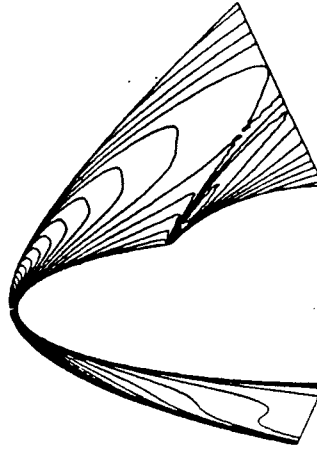


Fig.1: Antibes-Doppelellipse (2-D), $Ma = 25$, $\alpha = 30$, $H = 75$ Km,
Isolinien der statischen Temperatur ($\Delta = 500$ K)

HERMES 1.0, $M = 15$, $\alpha = 40$, $H = 55$ Km
Mach number

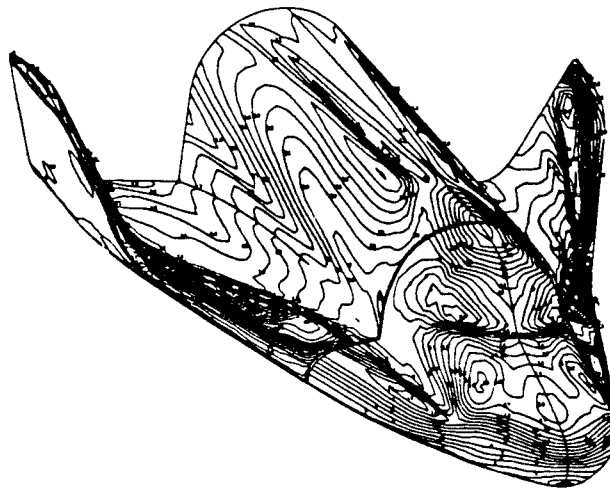


Fig.2: HERMES 1.0, $Ma = 15$, $\alpha = 40$, $H = 55$ Km,
Machzahl-Isolinien auf dem Koerper ($\Delta = 0.25$)

Literatur

- M. Pfitzner: Simulations of Inviscid Equilibrium and Non-Equilibrium Hypersonic Flows, to appear in Lecture Notes in Physics, Springer (1990/91)
- M. Pfitzner: A 3-D Non-Equilibrium Shock-Fitting Algorithm using Effective Rankine-Hugoniot Relations, AIAA paper AIAA-91-1467 (1991)

weiterees Vorgehen

- Kopplung mit Nichtgleichgewichts-Grenzschichtcode
- Implementierung von thermischem Nichtgleichgewicht
- Entwicklung eines Nichtgleichgewichts-Navier-Stokes-Codes

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

R. Radespiel

Institution

Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse

DLR, Am Flughafen, 3300 Braunschweig

Telefon

0531-3952488

Telefax

0531-3952320

weitere Partner

Thema

Effiziente Berechnung von viskosen Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

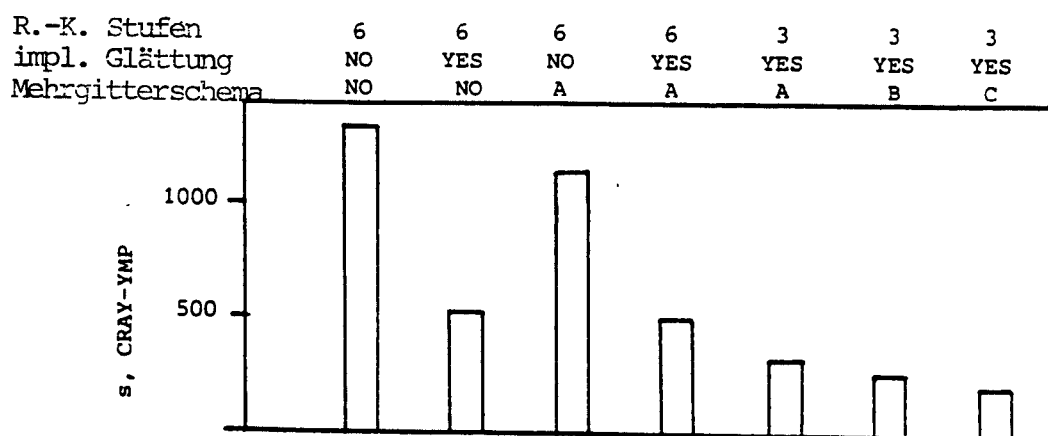
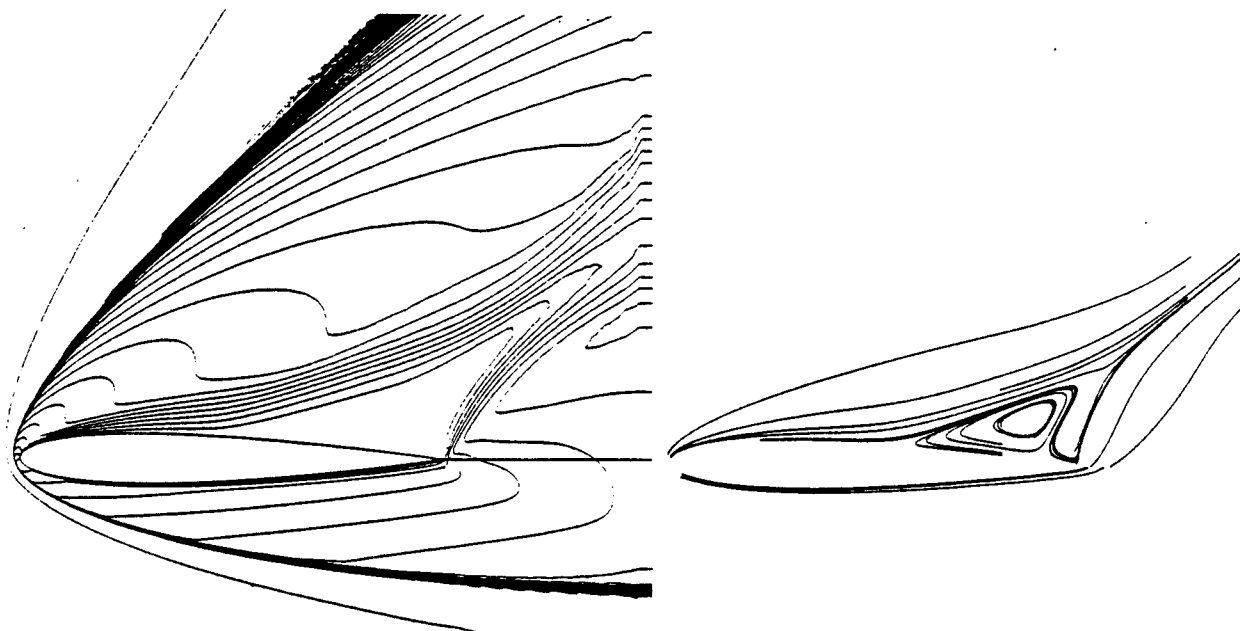
Langsame Konvergenz numerischer Rechenverfahren, große Steifigkeit im diskreten Gleichungssystem

Ziel

Beseitigung der Steifigkeit

Lösungsweg

Kombination von expliziten Runge-Kutta Zeitschrittverfahren, impliziten Glättungsoperatoren und Mehrgittern mit spezieller Vergröberungstechnik



Rechenzeit für Konvergenz der Lösung auf 224 x 80 Netz, NACA 0012,
 $Ma_\infty = 25$, $\alpha = 30^\circ$, $Re = 200000$, $T_w/T_\infty = 100$

Literatur

R. Radespiel, N. Kroll:
 Multigrid Schemes with Semicoarsening for Accurate Computations
 of Hypersonic Viscous Flows.
 Tagungsband 7. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösung",
 7.-9. November 1990, Aachen

weiteres Vorgehen

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner S. Riedelbauch

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

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

weitere Partner

Thema

Numerische Simulation von dreidimensionalen Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

- Validiertes 3-D Upwind Relaxationsverfahren mit TVD-Eigenschaft für die Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen [1]
- Leistungsfähiger 3-D Graphik-Postprozessor [2].

Ziel

Analyse der thermischen Eigenschaften einer Hyperschallströmung um einen Deltaflügel mit strahlungsadiabater Wand.

Lösungsweg

Numerische Simulation des Strömungsfeldes um einen Deltaflügel mit stumpfer Vorderkante mit

- Windkanalanströmbedingungen,
- atmosphärischen Anströmbedingungen bei einer Höhe $h = 30 \text{ km}$,
- reibungsfreier Strömung (Euler-Gleichungen)

Für alle Fälle beträgt die Machzahl $M_\infty = 7.15$, und der Anstellwinkel $\alpha = 15^\circ$. Das algebraisch erzeugte Rechennetz ist an der Kopfwelle adaptiert und enthält bei Annahme einer Symmetrieebene zwischen 300 000 und 1 000 000 Koordinatenpunkte.

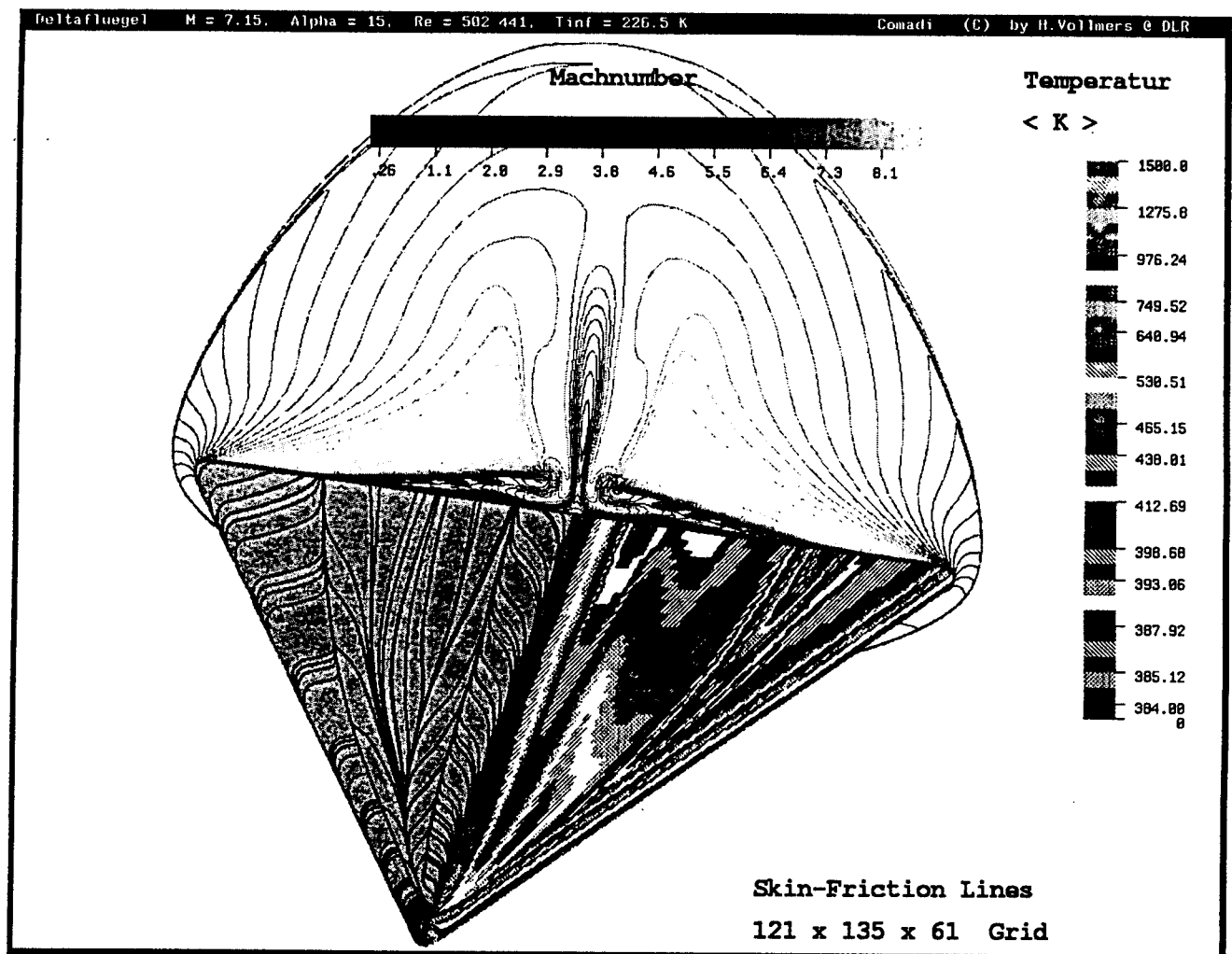


Bild 1. Das Bild zeigt die Temperaturverteilung auf der Leeseite des Flügels bei atmosphärischer Anströmbedingung (strahlungssadiabater Wand). Die Schubspannungslinien zeigen die Fußabdrücke von Primär- und Sekundärwirbeln. Die Konturlinien der Machzahl im Flügelquerschnitt heben das Gebiet abgelöster Strömung hervor und deuten einen Querströmungsstoß über dem Primärwirbel nahe der Symmetrieebene an.

Literatur

- [1] Riedelbauch, S., Brenner, G., "Numerical Simulation of Laminar Hypersonic Flow past Blunt Bodies Including High Temperature Effects", AIAA Paper 90-1492, June 18-20, 1990, Seattle, USA.
- [2] Vollmers, H., "A Concise Introduction to COMADI", DLR-IB 221-89 A22, 1989.

weiteres Vorgehen

Analyse der Strömungsfelder

Mitteilung

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

weitere Partner

Thema

Couette Strömung eines dissoziierenden zweiatomigen Gases

Ausgangssituation

Die numerische Behandlung der komplexen Wechselwirkungen zwischen den vielfältigen physiko-chemischen Mechanismen in Hyperschallströmungen um die anvisierten Leitkonfigurationen bezieht sich z.Zt. auf teilweise ungesicherte Modelle und ungenaue Daten bezüglich thermophysikalischer Größen. Es ist daher notwendig, die Einflüsse solcher Unsicherheiten auf praktisch relevante Größen näher zu untersuchen.

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 in einer einfachen Modellkonfiguration, wie eine Couette Strömung.

Lösungsweg

Siehe hierzu Mitteilung 1990.

Hier werden einige vorläufige Ergebnisse präsentiert für die Couette-Strömung von Sauerstoff im thermischen und chemischen Gleichgewicht zwischen katalytischen, isothermen Wänden. Der Gleichgewichtsfall dient bekanntlich als ein oberer Grenzfall für den Wärmeaustausch. Wie von Clarke [1] gezeigt wurde, können formal exakte Lösungen für das einschlägige nichtlineare Randwertproblem unter der Annahme von konstanter Prandtl-Zahl Pr und konstanter Lewis-Zahl Le erarbeitet werden. Wir benutzen solche Lösungen für die folgende Diskussion. Die Konstanz der Lewis-Zahl ist die gravierendere Annahme, weil Le hier um einen Faktor zwei variieren kann.

Die Ergebnisse im Bild 1(a) für Sauerstoff zeigen, daß der Wärmefluß H zur kalten Wand mit der Mach-Zahl Ma_w ($= U/\text{molekulare Schallgeschwindigkeit an der Wand}$) und mit der Lewis-Zahl zunimmt. Der Reibungswiderstand S dagegen nimmt zwar mit Ma_w zu aber mit Le ab. Dies ist damit zu erklären, daß die Diffusion der Spezies den Wärmetransport erhöht und gleichzeitig einen Impulsausgleich bewirkt, d.h. eine Reduzierung der relativen Geschwindigkeit der Schichten. Diese Unterschiede sind besonders bemerkbar bei hohen Machzahlen. Der Wärmefluß H ist viel empfindlicher gegenüber Le -Veränderungen bei niedrigeren Ma_w , während der Reibungswiderstand S überhaupt nur bei hohen Ma_w reagiert und dann mit Le mäßig abnimmt. Wie in der Einlage im Bild 1(a) angedeutet, entstehen im Hyperschallströmungsfeld bei höheren Ma_w beträchtliche Übertemperaturen $T_{\max}$, d.h. Temperaturen höher als in der "Außenströmung". Im Bild 1(b) sind $T_{\max}$ und $U_{\max}$ (die Geschwindigkeit an der Stelle $Y = Y_{\max}$ wo $T_{\max}$ auftritt), dargestellt als Funktionen von Ma_w . Eine steile (fast lineare bei hohen Ma_w) Zunahme

von $T_{\max}$ bei allen Lewiszahlen ist zu beobachten. Die dabei entstehenden Temperaturen $T_{\max}$ können teilweise so hoch sein, daß im ursprünglichen Modell unbeachtete Effekte wie z. B. Ionisation bedeutsam werden. Das Temperaturmaximum bewegt sich mit zunehmender Mach-Zahl zur Strömungsmitte hin. Es ist weiter anzumerken, daß bei Stickstoff die Übertemperaturen $T_{\max}$ niedriger ausfallen als bei Sauerstoff, aber schon bei niedrigeren Mach-Zahlen einsetzen. Vergleiche in Form relativer Unterschiede von H , S , $T_{\max}$ und $U_{\max}$ zwischen zwei in der Literatur bekannten Modellen für die Gleichgewichtskonstanten zeigen, daß die größten Unterschiede bei $T_{\max}$ und bei dem Wärmefluß H bestehen. Diese betragen allerdings nur einige Prozentpunkte. In diesem Sinne ist das IDG (ideales dissoziierendes Gas) ein nützliches Modell [2, 3].

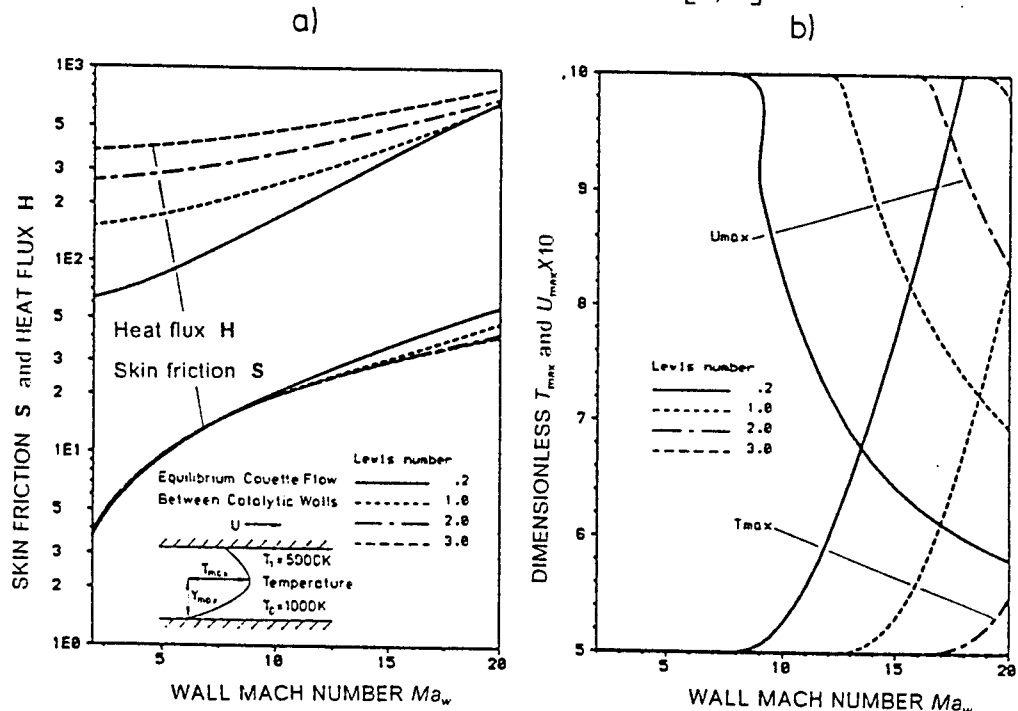


Bild 1. Gleichgewicht-Hyperschall-Couette-Strömung von Sauerstoff zwischen katalytischen isothermen Wänden: (a) Wärmefluß zur kalten Wand H und Reibungswiderstand S ; (b) Temperaturmaxima $T_{\max}$ und entsprechende Geschwindigkeiten $U_{\max}$ ($Pr = 3/4$, adiabatischer Exponent $\gamma = 4/3$, dynamische Viskosität $\mu \propto \sqrt{\text{Temperatur } T}$, Druck = 1 atm)

Literatur

- [1] J.F. CLARKE, "Energy transfer through a dissociated diatomic gas in Couette flow", J. Fluid Mech. 4, S.441-465 (1958).
- [2] G.S.R. SARMA, "Couette flow of a dissociating diatomic gas", Proc. 7. DGLR Fachsymposium (Session: Hyperschall Grundlagen), 7.-9. Nov. 1990, Aachen (erscheint demnächst).
- [3] G.S.R. SARMA, "Zur Couette-Strömung eines dissoziierenden zweiatomigen Gases", Institutsbericht TS 1990, DLR IB 221-90 A 29, S.26-27 (1990), Herausgeber: Dr. W. Kordulla.

Weiteres Vorgehen

Einfluß verschiedener Randbedingungen und Modelle für Transportkoeffizienten bzw. Reaktionskonstanten auf die praktisch relevanten Größen: Wärme- u. Stoffaustausch und Reibungswiderstand wird weiter untersucht.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Manfred A. Schmatz

Institution MBB-UF, FE211

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm-GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge
Postfach 801160, 8000 München 80

Telefon 089/607-26940
Telefax 089/607-29766

weitere Partner

Thema Berechnung viskoser Hyperschallströmungen (Gleichgewichtsrealgas) mit einem Navier-Stokes-Verfahren

Ausgangssituation

Ziel Strömungssimulation für Hyperschall-Konfigurationen

Lösungsweg

Das MBB-NSFLEX-Verfahren wurde erweitert zu einer allgemeinen 2D/3D Version zur Anwendung auf beliebigen Multiblocknetzen. Gleichzeitig wurde das Verfahren bezüglich der Rechenzeit optimiert. Merkmale des Finite-Volumen-Verfahrens sind jetzt:

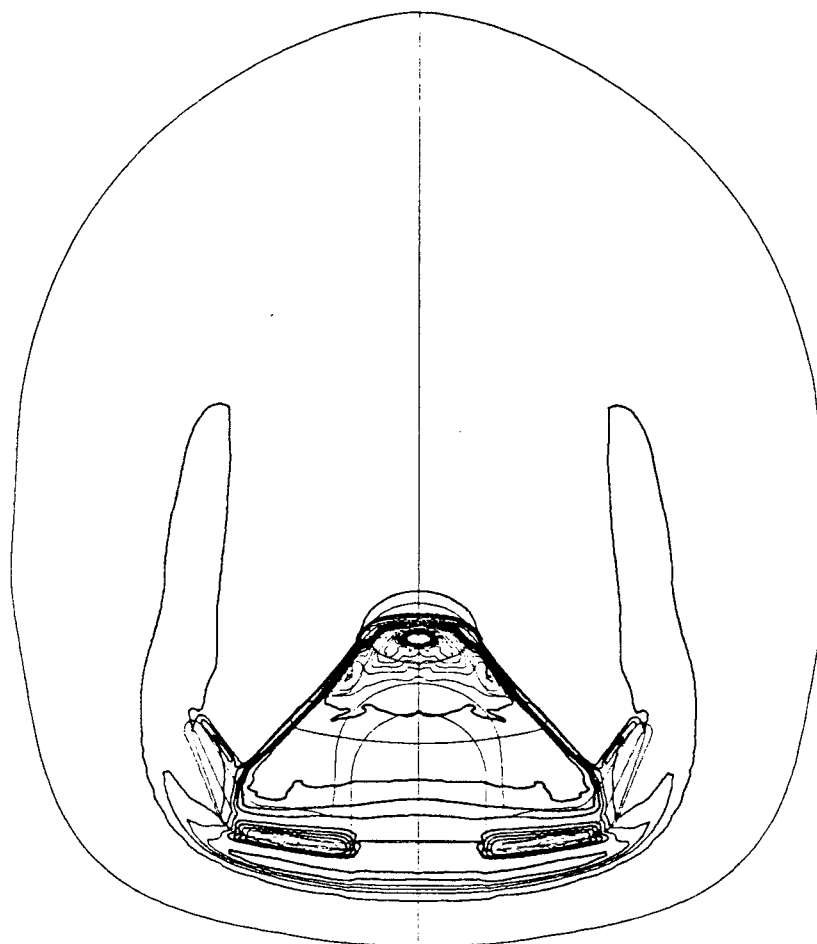
Implizite Zeitintegration: Punkt-Gauß-Seidel-Relaxation der nicht-faktorierten Gleichungen.

Reibungsfreie Flußberechnung: lokal eindimensionale Riemannlösung an den Zellflächen, Kombination des "lokal-Charakteristiken-Theorie-Flusses von EBERLE (flux difference splitting) und eines modifizierten STEGER-WARMING-Flusses (flux vector splitting).

Gleichgewichts-Realgas: Vollvektorierte Splinerepräsentation für $\gamma=\gamma(p,r)$
 $\mu=\mu(p,\rho)$, $k=k(p,\rho)$, $T=T(p,\rho)$.

Beliebige Randbedingungen an allen Blockgrenzen, Multiblocknetze.

CP



NAVIER-STOKES SOLUTION:
 $M=20$, $\alpha=30$, $\beta=0$, ALTITUDE = 75KM, LAMINAR
 EQUILIBRIUM REAL GAS, $T_{wall}=1500K$

Literatur

- [1] Schmatz, M.A.: NSFLEX - An implicit relaxation method for the Navier-Stokes equations for a wide range of Mach numbers. Hackbusch, W., Rannacher, R. (eds): Proc. 5th GAMM-Seminar 'Numerical treatment of the Navier-Stokes equations', NNFM, Vol. 30, Vieweg, 1989.
- [2] Schmatz, M.A.: Hypersonic three-dimensional Navier-Stokes calculations for equilibrium air. AIAA-paper 89-2183, 1989.
- [3] Eberle, A., Schmatz, M.A., Bissinger, N.: Generalized fluxvectors for hypersonic shock capturing. AIAA-paper 90-0390, 1990.
- [4] Wanie, K.M., Schmatz, M.A.: Numerical analysis of viscous hypersonic flow past a generic forebody. ICAS-paper 90-6.7.2, 1990.
- [5] Schmatz, M.A.: Implementation and application of the multiblock NSFLEX Navier-Stokes solver. 2nd Int. Conf. ASE 1991, Boston, 1991.
- [6] Schmatz, M.A., Wanie, K.M., Brenneis, A.: Verification and application of the NSFLEX method for hypersonic flow conditions. 1st European Symposium Aerothermodynamics, ESTEC, 1991.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Wolfgang Schröder, Claus Weiland

Institution MBB - UK, Abt. KT 225

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Abt. KT 225, Postfach 801169
8000 - München 80

Telefon 089-607-24340

Telefax 089-607-29370

weitere Partner

Thema Verfahren zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes Gleichungen

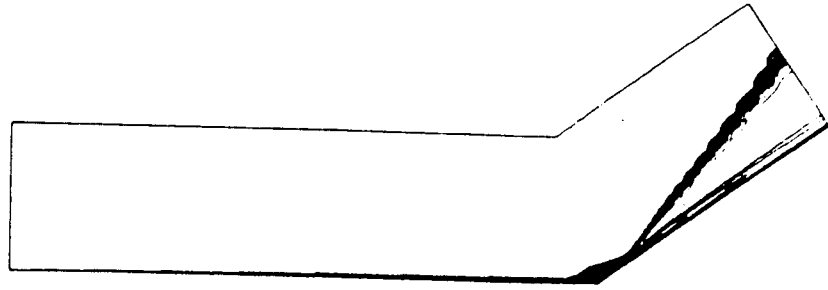
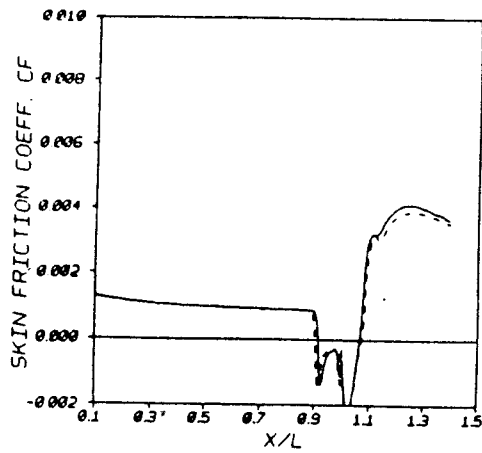
Ausgangssituation Explizite, voll- konservative Integrationsmethode der räumlich zweidimensional formulierten reibungsfreien Erhaltungsgleichungen

Ziel Entwicklung eines Verfahrens zur numerischen Simulation von dreidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten Hyperschallströmungen

Lösungsweg

- Verallgemeinerung des 2D-Codes auf drei Raumdimensionen
- Berücksichtigung der Reibungssysteme
- Anpassung der Randbedingungen auf viskose Strömungen
- Entwicklung einer impliziten Lösungsstruktur
- Einbau eines algebraischen Turbulenzmodells
- Verifizieren des Codes

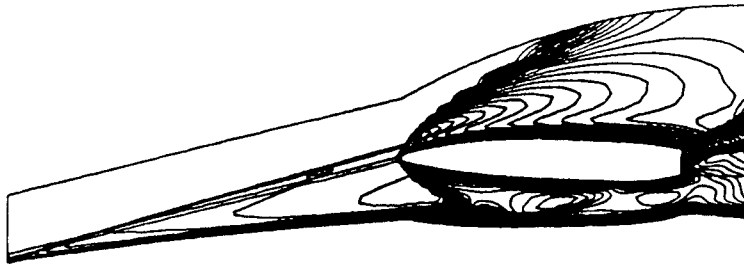
Ergebnis



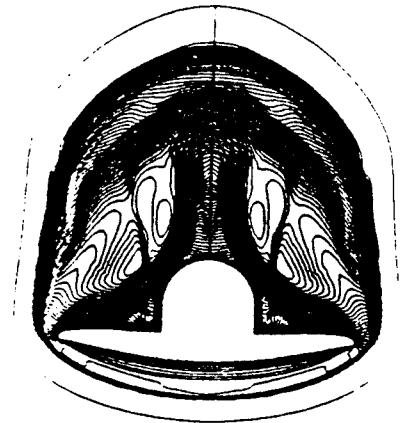
Reibungsbeiwert = $f(X/L)$

Zweidimensionale turbulente Strömung über eine Rampe (Umlenkwinkel $\beta = 15^\circ$). $Ma = 5.7$
 $Re = 10^7$

Isomachlinien



Isomachlinien der turbulenten hypersonischen Strömung über ein zweistufiges Transportfahrzeug.
 $Ma = 6$, $Re = 1,15 \cdot 10^6$.



Isomachlinien der Strömung über eine HERMES Konfiguration in der Querschnittsebene $x = 11.8$ m.
 $Ma = 12$, $Re = 10^6/m$.

- Literatur**
- W. Schröder, D. Hänel, An unfactored implicit scheme with multigrid acceleration for the solution of the Navier-Stokes equations. *Comp. & Fluids* 15 (3), 313-336 (1989).
 - W. Schröder, G. Hartmann, Implicit Solutions of three-dimensional viscous hypersonic flows. Submitted for publication.

- weitere Vorgehen**
- Validieren des Codes
 - Prüfung der Anwendbarkeit des Turbulenzmodells für Hyperschallströmungen
 - Anwendung auf dreidimensionale Strömungen

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Hyperschall

Ansprechpartner

Dr. T. Streit

Institution

DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse

D-3300 Braunschweig

Telefon 0531 395-2832

Telefax 0531 352695

weitere Partner

Dr. R. Radespiel,

Thema

Implementierung eines zentralen Diskretisierungssterns in den DLR Euler- Code zur Berechnung von Strömungen mit starken Stößen

Ausgangssituation

1. Vorhandenes Finite-Volumen Verfahren der DLR zur Lösung der 3-d Euler und Navier-Stokes Gleichungen mit Mehrblock-Struktur und Mehrgitter Beschleunigungstechnik [1]
2. Untersuchungen zur Verbesserung der Robustheit des 2-d und 3-d Eulercode durch Veränderung des Diskretisierungssterns der Flußbilanz für Fälle mit hoher Anströmmachzahl [2] [3]

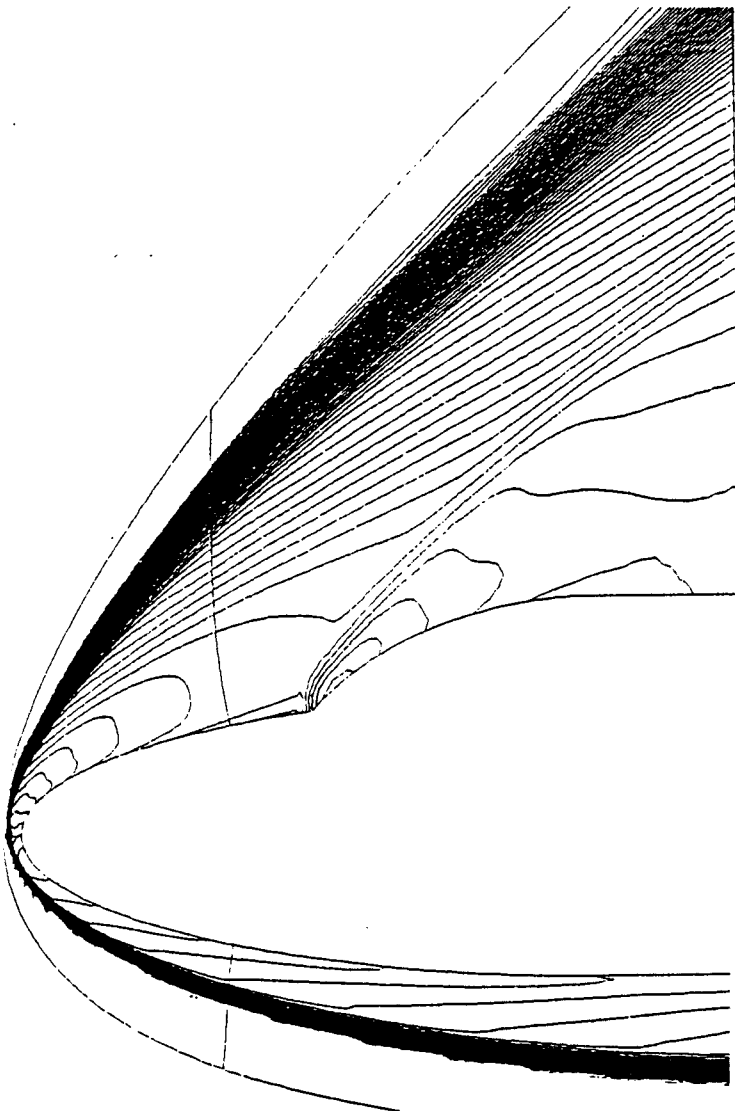
Ziel

Verbesserung der Robustheit des Verfahrens zur Lösung der Euler-Gleichungen bei der Berechnung von Strömungslösungen mit starken Stößen

Lösungsweg

Der konvektiven Anteil der Flußbilanz wird durch folgende Diskretisierungsvorschrift bestimmt: Die Strömungsgrößen sind den Zelleckpunkten zugeordnet. Die Kontrollvolumina sind um die Netzpunkte angeordnet, so daß die Randflächen dieser Kontrollvolumina sich auf einem Untergitter befinden, dessen Eckpunkte durch die Mittelpunkte der Zellen des ursprünglichen Gitters gegeben sind. Für die Bestimmung des Flusses durch eine Randfläche werden die Strömungsgrößen der Eckpunkte rechts und links von der Randfläche gemittelt. Der Diskretisierungsstern für den konvektiven Fluß beinhaltet somit nur solche Netzpunkte die auch in der Bestimmung der künstlichen Dissipation eingehen.

Die Diskretisierung der Flußbilanz an Wänden und an Verschneidungen von 2 Wänden muß speziell behandelt werden damit bei Verfeinerung von glatt gestreckten Netzen der räumliche Diskretisierungsfehler 2. Ordnung ist.



- Die Figur zeigt die Iso-Machlinien in der Symmetrieebene eines Doppelellipsoids bei einer Anström-machzahl von $M_\infty = 25$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 30^\circ$. Das benutzte Gitter besitzt 146 Zellen in Längsrichtung, 36 Zellen in Fernfeldrichtung und 48 Zellen in Umlaufrichtung. Für die Rechnung wurde das Gitter in zwei Blöcke aufgeteilt. Die thermodynamischen Größen sind durch die Zustandsgleichung eines idealen Gases verknüpft mit $\gamma = 1,4$. Die Lösung wurde mit dem oben erwähnten Diskretisierungsschema gewonnen. Als Anfangsbedingung wurde freie Anströmung gewählt. Mit dem Diskretisierungsschema des ursprünglichen Euler-Verfahrens kann für diese Machzahl keine konvergente Lösung erzielt werden.
- Für die theoretische Untersuchung der räumlichen Diskretisierungsgenauigkeit, sind die Strömungsgrößen bis 3. Ordnung Taylor entwickelt worden und hiermit wurden Ausdrücke für die Flußbilanz gewonnen, für Kontrollvolumina im Feld und an Rändern, aus denen der Diskretisierungsfehler der Flußbilanz bis 2. Ordnung genau bestimmt werden kann.

Literatur

- [1] H. Atkins. A Multi-Block Multigrid Method for the Euler and Navier-Stokes Equations for Three-Dimensional Flows. AIAA Paper No 91-101, 1991.
- [2] R. Radespiel, U. Hermann and J.M.A.Longo. Computations of flows over 2d Ramps. Proceedings of the Workshop on Hypersonic Flows for Reentry Problems, January 22-25, Antibes (France). Oxford, UK, 1990.
- [3] N. Kroll and C. Rossow. A high Resolution Cell Vertex TVD Scheme for the Solution of the Two and Three Dimensional Euler Equations. 12th International Conference on numerical Methods in fluids Dynamics, Oxford, UK, 1990.

weitere Vorgehen

Erweiterung der Modifikationen für das Euler-Verfahren auf das Navier-Stokes Verfahren.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschallaerodynamik

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. S. Wagner, Dipl.-Ing. R. Lösch, Dipl.-Ing. R. Wirtz

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

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 6004-2136
Telefax 6004-3560

weitere Partner

Thema Vorentwurfsverfahren für Hyperschallflugkörper

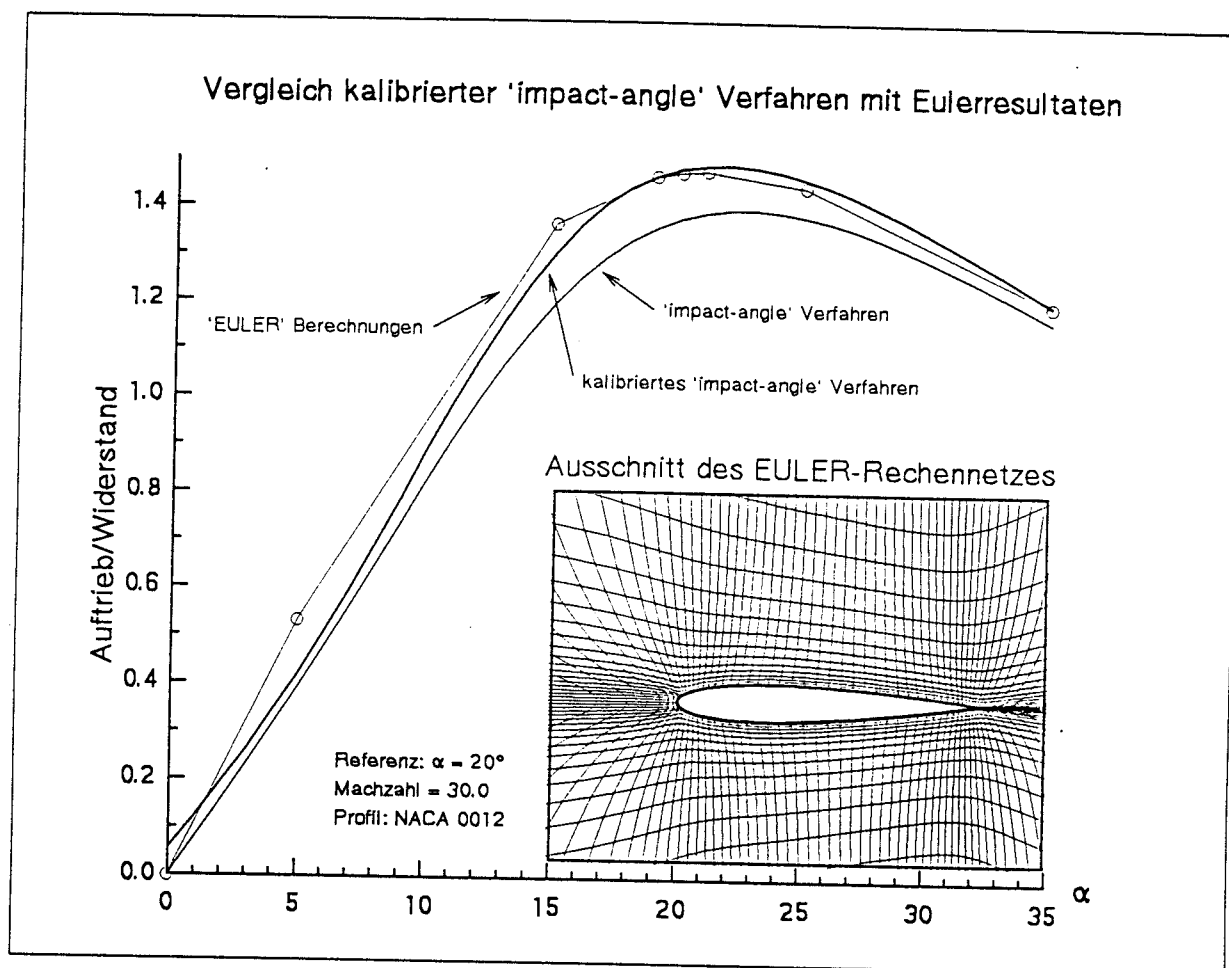
Ausgangssituation

Ziel Bereitstellung eines Programmpaketes mit verbesserten numerischen Verfahren kurzer Rechenzeit zur Vorentwurfsberechnung aerodynamischer Beiwerte im Hyperschall.

Lösungsweg Programmierung von herkömmlichen approximativen Hyperschallverfahren für beliebige panelierte Geometrien. Programmierung von vereinfachten Eulerverfahren unter Berücksichtigung der besonderen Form der Strömungsgleichungen im Überschall. Kombination der approximativen Verfahren mit der Lösung der numerischen Berechnung.

Ergebnis

Erste Ergebnisse für die Kopplung zweidimensionaler Lösungen der Euler-Gleichungen mit differentiell kalibrierten 'impact-angle'-Verfahren.



Literatur

weiteres Vorgehen

Einbeziehung viskoser Reibungsterme durch approximative Berechnung entlang von Stromlinien auf der Körperoberfläche.

Förderung durch

DFG SFB 255

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ **Hyperschall**
Fachkreis

Ansprechpartner **Dr. K.M. Wanie**

Institution **MBB-UF, FE211**

Adresse **Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH**
 Unternehmensbereich Flugzeuge
 Postfach 80 11 60
 8000 München 80

Telefon **089/607-20384**
Telefax **089/607-29766**

weitere Partner

Thema **Numerische Analyse viskoser Hyperschallströmungen**

Ausgangssituation Mit NSFLEX [1], EUFLEX [2] und SOBOL [3] stehen bei MBB drei Verfahren zur Lösung der Navier-Stokes-, der Euler- und der Grenzschichtgleichungen für hypersonische Strömungen zur Verfügung. Diese Verfahren sollen zur detaillierten Analyse viskoser Hyperschallströmungen eingesetzt werden.

Ziel Besseres Verständnis der physikalischen Grundlagen hypersonischer Strömungen. Genaue Vorhersage von thermischen Lasten, lokalen Strömungseigenschaften, Strömungstopologie. Abschätzung der Unsicherheiten in der Modellierung hypersonischer Strömungen (Transition laminar-turbulent, Turbulenz, Realgaseffekte, Strahlung) durch Parametervariation. Verbesserung der Modellierung. Optimierung der Geometrie zur Minimierung der thermischen Lasten und zur gezielten Beeinflussung der lokalen Strömungseigenschaften.

Lösungsweg Untersuchung grundlegender physikalischer Effekte anhand von vereinfachten Prinzipkonfigurationen [4] (Isolierung der Effekte, Kosteneinsparung). Übertragung der gefundenen Erkenntnisse auf die Berechnung vollständiger Fluggerätekongfigurationen.

Ergebnis

Bild 1 zeigt als Beispiel die Ergebnisse zweidimensionaler Rechnungen [5] an einer generischen Konfiguration (Bild 1a) ähnlich dem Vorkörper eines hypersonischen Reichweitenfluggerätes. Untersucht wurde hier der Einfluß von Strömungszustand (laminar/turbulent), Realgaseffekten und Strahlung auf die Wandtemperatur und die Wandschubspannung. Eine detaillierte Beschreibung der Ergebnisse sowie dreidimensionaler Rechnungen finden sich in [5].

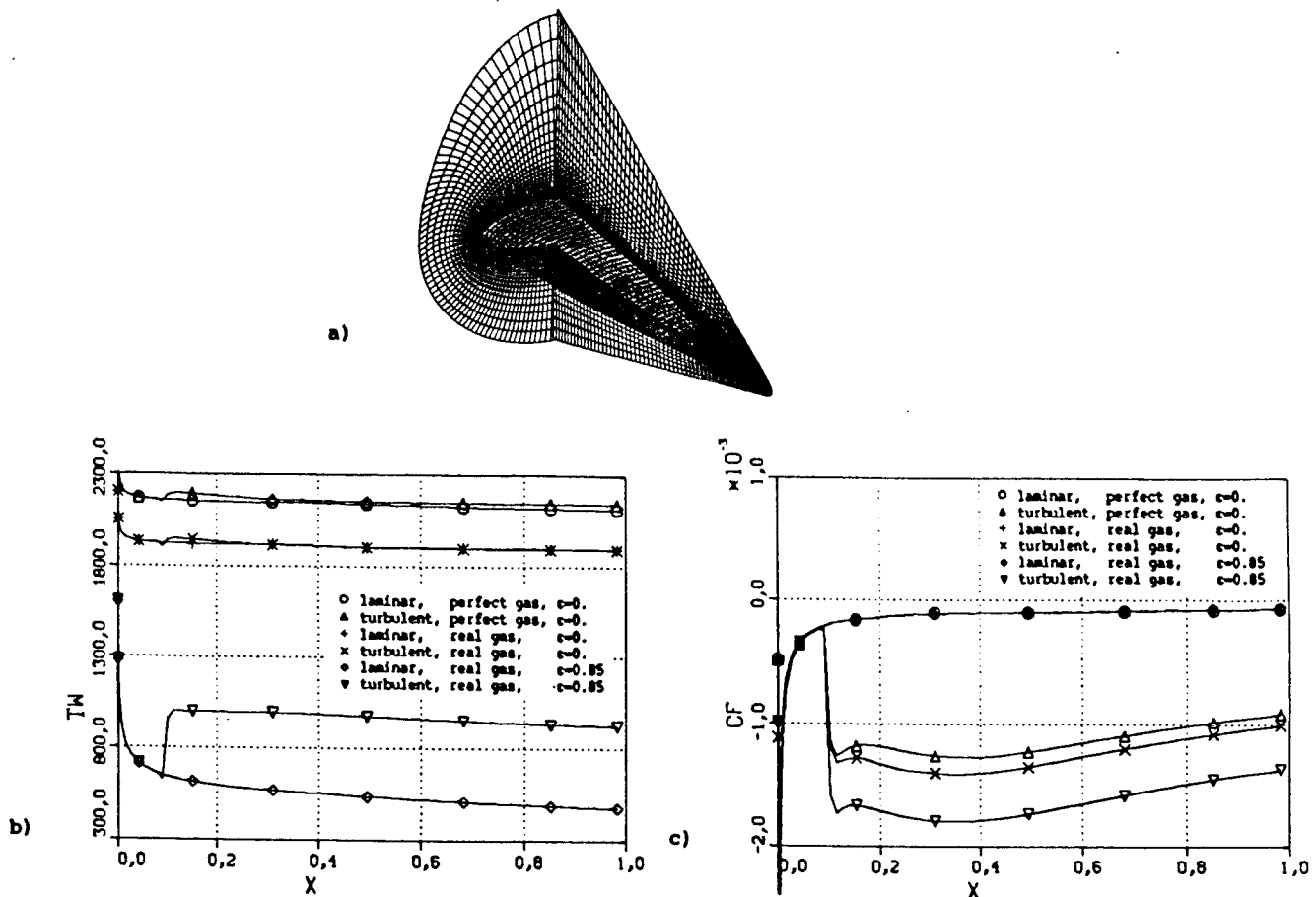


Bild 1: Generic hypersonic forebody ($M_\infty=6.8$, $\alpha=6^\circ$, $Re=122\,000\,000$)
a) computational grid for 3D calculation; b) temperature distribution (2D calculation in symmetry plane); c) c_f -distribution (2D calculation)

Literatur

- [1] Schmatz, M.A.: Hypersonic three-dimensional Navier-Stokes calculations for equilibrium air. AIAA-Paper 89-2183, 1989.
- [2] Eberle, A., Schmatz, M.A., Bissinger, N.: Generalized flux-vectors for hypersonic shock-capturing. AIAA-Paper 90-0390, 1990.
- [3] Monnoyer, F: Calculation of three-dimensional attached viscous flow on general configurations using second-order boundary-layer theory. ZFW, Vol. 14, 1990, pp.95-108.
- [4] Wanie, K.M., Hirschel, E.H.: Hypersonic model configurations. MBB-FE122-S-PUB-411, 1990.
- [5] Wanie, K.M., Schmatz, M.A.: Numerical analysis of viscous hypersonic flow past a generic forebody. ICAS-Paper 90-6.7.2, 1990.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Universität Stuttgart: SFB 259

Ansprechpartner Prof. Dr. J. Warnatz

Institution Univ. Stuttgart, Inst. f. Technische Verbrennung

Adresse 7000 Stuttgart 80
Pfaffenwaldring 12

Telefon 0711-685-5634

Telefax 0711-685-5653

weitere Partner

Thema Entwicklung von detaillierten Reaktionsmechanismen von zustands-selektierten Spezies zur Behandlung thermischer Nichtgleichgewichts-Effekte

Ausgangssituation

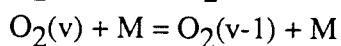
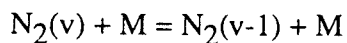
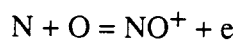
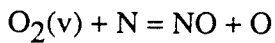
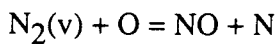
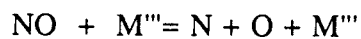
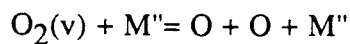
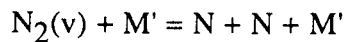
Zur realistischen Beschreibung hypersonischer Probleme ist es notwendig, die Luftchemie in Form eines detaillierten Reaktionsmechanismus einzubeziehen.

Ziel Entwicklung eines detaillierten Reaktionsmechanismus für die Luftchemie mit zustands-selektierten Spezies

Lösungsweg

Die Reaktionsgleichungen unter Berücksichtigung des Schwingungszustands der Moleküle sind aufzustellen.

Die detaillierten Geschwindigkeitskoeffizienten für die einbezogenen Prozesse Dissoziation, bimolekulare Austauschreaktionen und Schwingungs-Translations-Energietransfer müssen bereitgestellt werden. Sie werden mit Hilfe in der Literatur diskutierter physikalisch-chemischer Modelle berechnet.

Das Reaktionsschema der nicht-thermischen Luftchemie

enthält eine sehr große Anzahl v-abhängiger Elementarreaktionen. Die zeitliche Entwicklung der Konzentrationen der beteiligten Spezies wie auch der Temperatur des Systems wird unter homogenen Bedingungen berechnet. Im Vergleich mit dem entsprechenden thermischen Reaktionsmechanismus ergeben sich deutliche Unterschiede, wie z.B. der verzögerte Abbau von O_2 und N_2 .

Literatur

J.Warnatz: Air Dissociation Thermochemistry and Problems Resulting from the Coupling of Flow and Chemistry, in:
J.Bertin, R.Glowinski, J.Periaux (Eds): Hypersonics, Birkhäuser Boston, 1989

weiterees Vorgehen

Angestrebt werden

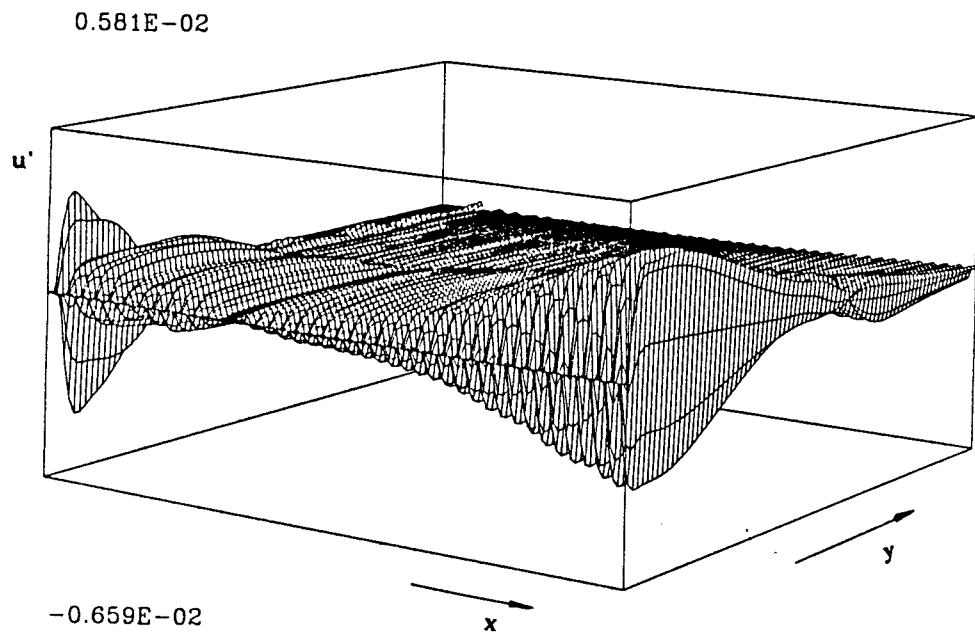
- die Berechnung verbesserter Geschwindigkeitskoeffizienten, insbesondere für die Austauschreaktionen
- Rechnungen im Rahmen eines 2D-Modells.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. W. Wolz, Dr. H. Bestek		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon	(0711) 685-3405
		Telefax	(0711) 685-3438
weitere Partner			
Thema	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung		
Ausgangssituation	Der laminar-turbulente Umschlagprozeß in kompressiblen Überschall- und Hyperschall-Grenzschichten ist noch weitgehend unbekannt. Dies gilt sowohl für den Problemkreis der Störerzeugung (Rezeptivität) als auch für die Entwicklung der dann in der Grenzschicht vorhandenen Störungen. Bisher lassen sich nur für die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die Anfachung linearer Störungen, gewisse Aussagen mit Hilfe der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie machen.		
Ziel	Erforschung der nichtlinearen, zwei- und dreidimensionalen Stadien des Umschlagprozesses in Überschallgrenzschichten zunächst für Machzahlen bis ungefähr $Mach=5$. Ziel ist es, die physikalisch relevanten Umschlagvorgänge in Überschallgrenzschichten zu verstehen. Dieses Verständnis ist eine Voraussetzung für die Erstellung verbesserter Umschlagkriterien, die für Entwurfszwecke benötigt werden.		
Lösungsweg	Direkte numerische Simulation der Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in 2D Plattengrenzschichten bei Überschallaußenströmung. Dabei kann auf einem Differenzenverfahren zur Lösung der instationären kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen (ergänzt durch die Energiegleichung, die Kontinuitätsgleichung und die thermische Zustandsgleichung) aufgebaut werden, das zur Untersuchung der räumlichen Ausbreitung von zwei- und dreidimensionalen Störwellen in kompressiblen Plattengrenzschichten bei transsonischen Machzahlen entwickelt und erfolgreich eingesetzt wurde. Dieses Verfahren soll für höhere Machzahlen entsprechend modifiziert und erweitert werden.		

Ergebnis

Mit der Modifikation des vorhandenen kompressiblen Navier-Stokes-Verfahrens zur Berechnung der räumlichen Entwicklung von Störwellen in Überschallgrenzschichten wurde begonnen. Zunächst wird die Stromabwärtsentwicklung von zweidimensionalen linearen Störungen in ebenen Plattengrenzschichten bei verschiedenen Machzahlen simuliert, um anhand detaillierter Vergleiche mit der linearen Stabilitätstheorie die Eignung des numerischen Verfahrens zu überprüfen.



Ausbreitung und Anfachung einer 2D linearen Störwelle in einer Plattengrenzschicht bei Mach=4.5. Momentanwerte der u' -Störung im Integrationsgebiet.

Literatur

weitere Vorgehen

Erweiterung des Navier-Stokes-Verfahrens zur Berechnung von 3D linearen schräglaufenden Störwellen in 2D Überschallgrenzschichten. Vergleiche mit der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie.

Förderung durch: DFG, SFB 259

Mitteilung

Ansprechpartner: Dr. T. Bemmerl, P. Luksch

Institution: Lehrstuhl für Rechnertechnik und Rechnerorganisation (Prof. Dr. A. Bode), Institut für Informatik der Technischen Universität München

Adresse: Arcisstr. 21, 8000 München 2; **Tel.:** (089)2105-8247 oder -8164, **Telefax:** (089)2800529

e-mail: bemmerl@lan.informatik.tu-muenchen.de

weitere Partner: Udo Graf, Gesellschaft für Reaktorsicherheit (GRS), Forschungsgelände, 8046 Garching

Thema:

Parallelisierung eines CFD-Algorithmus auf einem Multiprozessorsystem mit verteiltem Speicher

Ausgangssituation:

Ein bei der Gesellschaft für Reaktorsicherheit (GRS) implementierter CFD-Algorithmus sollte auf einen Parallelrechner mit verteiltem Speicher (Intel iPSC/2) portiert werden. Der FLUBOX-Algorithmus löst ein System partieller Differentialgleichungen mittels FEBE (forward Euler, backward Euler). Um dabei eine höhere Genauigkeit zu erzielen wird dafür ein Extrapolationstableau benutzt. Das Programm ist in FORTRAN geschrieben.

Der am Lehrstuhl für Rechnertechnik und Rechnerorganisation vorhandene iPSC/2 hat 32 Knoten mit jeweils einer 80386 CPU und einem Arithmetik-Coprozessor 80387. Als Programmierumgebung und -werkzeuge stehen der objektorientierte Multiprozessorbetriebssystemkern MMK und die integrierte Werkzeugumgebung TOPSYS zur Verfügung. Beide wurden in der Parallelrechnergruppe des Lehrstuhls entwickelt. Ein MMK-Programm besteht aus aktiven Objekten (Tasks), die über Mailboxen Nachrichten austauschen können. Als weiteres Synchronisationsmittel stehen zählende Semaphore zur Verfügung. TOPSYS (TOOLS for Parallel SYStems) besteht aus einem Debugger für parallele Programme (DETOP), einem Visualisierer (VISTOP) und einem Performance Analyser (PATOP). Die interaktiven Werkzeuge bieten eine graphische Benutzeroberfläche.

Ziel:

Das existierende Programm sollte durch Zerlegung in kommunizierende Tasks an den message passing Mechanismus des MMK angepaßt werden. Dabei sollten die notwendigen Änderungen möglichst gering ausfallen. Zur Verifizierung des parallelen Programms sollte die Werkzeugumgebung TOPSYS eingesetzt werden.

Lösungsweg:

Aufgrund der Analyse des Programmcodes wurde das Programm in kommunizierende Tasks zerlegt, um eine optimale Auslastung der Betriebsmittel des Multiprozessorsystems zu ermöglichen. Im vorhandenen Algorithmus können die Berechnungen der einzelnen Bereiche des Extrapolationstableaus, der Anfangswertprobleme sowie der dafür benötigten Jacobimatrix parallelisiert werden. Die Parallelisierung ergab den in Abb. 1 dargestellten Prozeßgraph. Parallel auszuführende Prozeduren wurden durch mehrere Inkarnationen der abgebildeten Tasks ersetzt.

Da bei Parallelrechnern mit verteiltem Speicher der mögliche Speedup in der Regel durch den Kommunikationsoverhead begrenzt wird, muß die Menge der übertragenen Daten möglichst klein gehalten

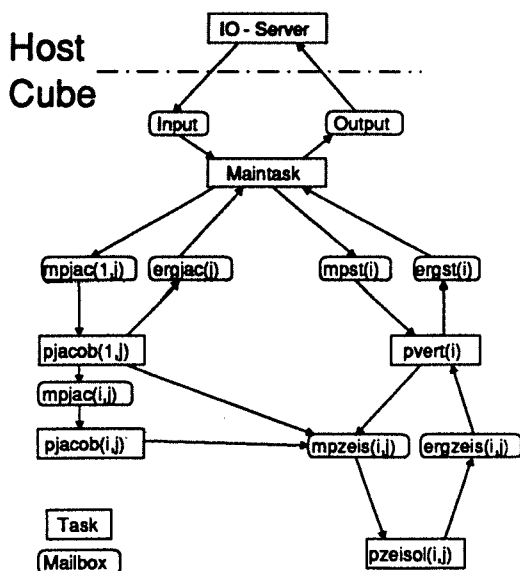


Abbildung 1: Prozessgraph von FLUBOX

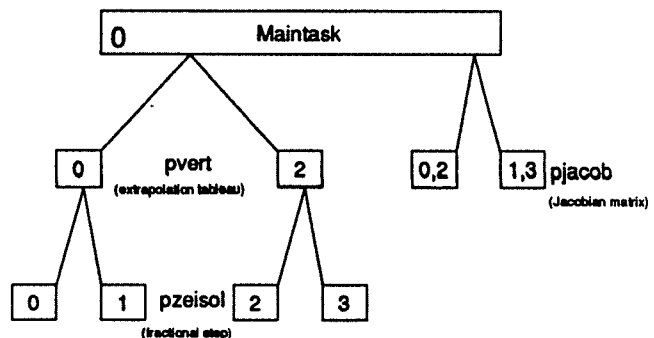


Abbildung 2: Verteilung der Tasks auf die Prozessoren

werden. Diese Forderung wurde durch geeignete Datenkonvertierungen und ein geeignetes Mapping der Tasks erfüllt. Bei der Verteilung der Tasks auf die Prozessoren mußte außerdem auf eine gleichmäßige Verteilung der Last geachtet werden. In Abb. 2 wird das verwendete Mapping für 4 Prozessoren dargestellt. Da zu einem Zeitpunkt stets nur einer der 3 oben beschriebenen Teile des Algorithmus aktiv ist, werden diese Tasks von einem Prozessor bearbeitet.

Ergebnisse:

Der überwiegende Teil der Rechenzeit des Algorithmus wird für die Berechnung der Anfangswertprobleme (task *pzeiso*) verbraucht. Deshalb hat dieser Teil den größten Einfluß auf den Speedup des gesamten Programms. Der gemessene Speedup für verschiedene Prozessorzahlen n ist in Abb. 3a, 3b dargestellt. Er wird lediglich durch die nicht parallelisierten Teile bei der Lösung der Anfangswertprobleme limitiert. Eine weitere Begrenzung durch Engpässe bei der Kommunikation innerhalb des nachrichtengekoppelten Multiprozessor-systems oder einer ungeeigneten Lastverteilung ist nicht feststellbar. Bei einer möglichen Parallelisierung der verbleibenden sequentiellen Teile wäre der erreichbare Speedup linear.

Abb. 4 zeigt die Analyse des parallelisierten Programms mit dem Performance Analyzer PATOP. Es wurde eine Konfiguration mit vier Knoten untersucht. Die Abbildung der Tasks auf die Knoten entspricht der in Abb. 2 dargestellten. Knoten 1 und 3 zeigen eine idle time von 31%. Diese wird durch die sequentiellen Teile bei der Berechnung der Anfangswertprobleme verursacht.

Literatur:

[1] Bemmerl, T.; Graf, U.; Knödlseider, R.: Experiences in parallelizing an existing CFD algorithm; EDMCC2, April 1991, München.

[2] Bemmerl, T.; Ludwig, T.: MMK - A Distributed Operating System Kernel with integrated dynamic loadbalancing; CONPAR 90 / VAPP IV, Sept. 1990 Zürich

[3] Graf, T: Survey of a numerical procedure for the solution of hyperbolic systems of threedimensional fluid flow; Atomenergie - Kernenergie Vol.49 (1986) pp. 79 - 83

Weiteres Vorgehen:

Parallelisierung weiterer existierender CFD - Algorithmen auf Parallelrechner mit verteiltem Speicher.

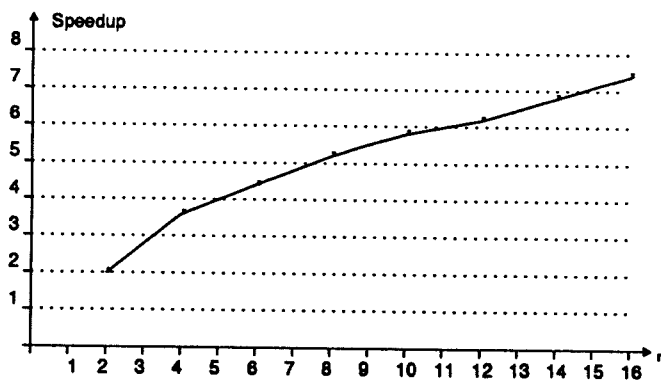


Abb 3a: Speedup für 2 Tasks beim Extrapolationstableau

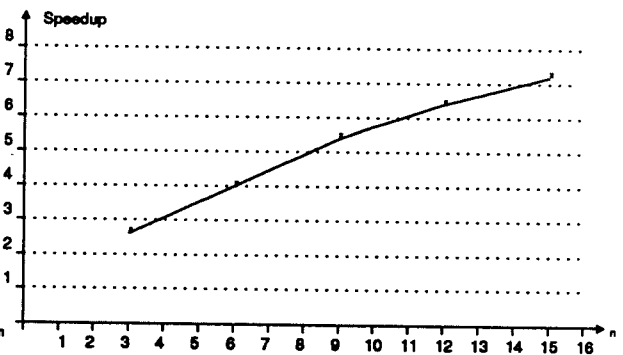


Abb 3b: Speedup für 3 Tasks beim Extrapolationstableau

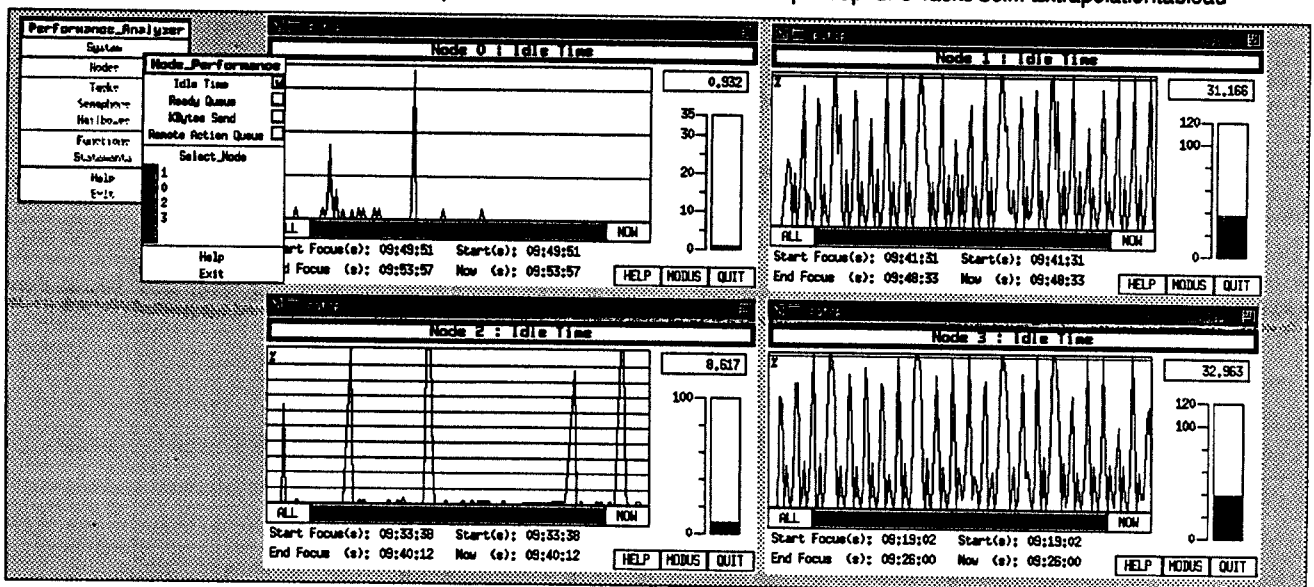


Abbildung 4: PATOP - Analyse der Prozessorauslastung

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Ansprechpartner H.-R. Berger

Institution Institut für Mechanik, Abteilung Rheologische Strömungen

Adresse PSF 408
0 - 9010 Chemnitz

Telefon (071) 561 4639
Telefax (071) 55589

weitere Partner

Thema Stabilitätsverhalten viskoser elastischer Strömungen

Ausgangssituation Bei Strömungsprozessen viskoelastischer Fluide werden Instabilitäten beobachtet, die weit unterhalb der kritischen Parameter liegen die bei rein viskosen Strömungen ermittelt werden. Als Erklärung für dieses Phänomen werden u.a. Randeffekte (z.B. Rauigkeiten), Einflüsse der Geometrie oder auch Instabilitäten infolge der zusätzlichen Nichtlinearitäten der viskoelastischen Konstitutivgleichungen herangezogen.

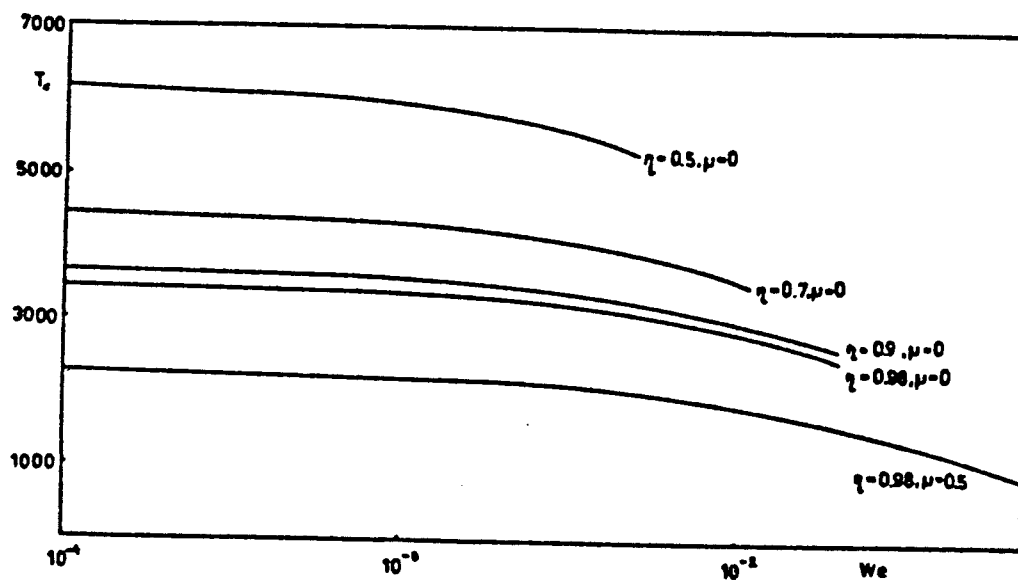
Ziel Es soll geklärt werden, welchen Einfluß die zusätzlichen Nichtlinearitäten der Konstitutivgleichungen auf das Stabilitätsverhalten viskoelastischer Strömungen hat. Literaturresultate dazu sind widersprüchlich.

Lösungsweg

Auf der Basis der linearen Stabilitätstheorie werden aus den Bewegungsgleichungen (Navier-Stokes-Gleichungen) und den viskoelastischen Konstitutivgleichungen (Fluid zweiter Ordnung, Maxwell-Modell) die Differentialgleichungen für die Störungen abgeleitet und die entstehenden (i.a. nichtlinearen) Eigenwertprobleme gelöst. Untersucht werden die ebene und die zylindrische Couette- sowie die ebene Poiseuille-Strömung.

Ergebnis

1. Bei allen untersuchten Strömungen wird eine deutliche Verringerung der Stabilität der Strömungen mit wachsendem Elastizitätseinfluß berechnet (s. Abb.).
2. Im unteren Reynolds- (Taylor-) zahlbereich werden keine Instabilitäten beobachtet, die auf den zusätzlichen Einfluß der Elastizität der Fluids zurückzuführen wären.
3. Chaotische Zustände infolge axialsymmetrischer Störungen sind für die zylindrische Couette-Strömung eines Fluids zweiter Ordnung nicht nachweisbar.



Verringerung der minimalen kritischen Taylorzahl mit wachsendem Elastizitätseinfluß

Literatur

Berger, H.-R., Charakterisierung des strömungsmechanisch-thermischen Materialverhaltens..., G4-Bericht, Inst.f.Mech. Chemnitz 1990

weitere Vorgehen

1. Stabilitätsuntersuchungen zur Klärung des Einflusses viskoelastischer Nichtlinearitäten auf das Konvergenzverhalten bei numerischen Strömungsberechnungen
2. Untersuchung des Einflusses endlicher Amplituden

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Ansprechpartner

A. Eppler, H. Strobel

Institution

Institut für Mechanik, Bereich Strömungsmechanik

Adresse

Reichenhainer Str. 88

Telefon (071)-5614707

D-0-9022 Chemnitz

Telefax

555 89

weitere Partner

J. Reichenbach, IMech Chemnitz

M. A. Goldshtik, V. I. Golovichev, Institut Teplofiziki (ITF), Novosibirsk

Thema

Halbempirische Turbulenzmodellierung
für 2D- und 3D-Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Die simultane Vorhersage der mittleren Geschwindigkeiten und Reynoldsspannungen von 3D-Scherströmungen in Wandgrenzschichten mit vorgegebenen äußeren Druckgradienten stellt nach wie vor eine Herausforderung für die empirische Turbulenzmodellierung dar. Es ergeben sich Abweichungen berechneter und gemessener Größen durch wenig allgemeingültige Modellansätze oder inadequat vorgegebene Randbedingungen.

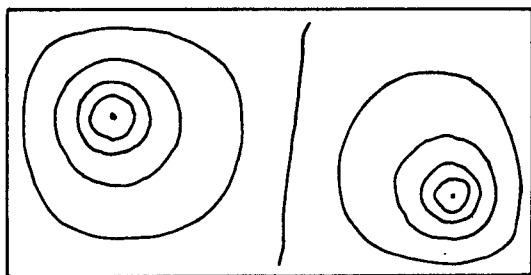
Ziel

Test verschiedener Turbulenzmodelle für Fälle der durch Experimente zu realisierenden Grenzschichtströmungen mit Bereichen von Ablösung oder Anlegung (vgl. vorausgehende Mitteilung). Erweiterung und Einbindung der für Grenzschichten am besten geeigneten Ansätze in Mehrschicht-Berechnungsverfahren.

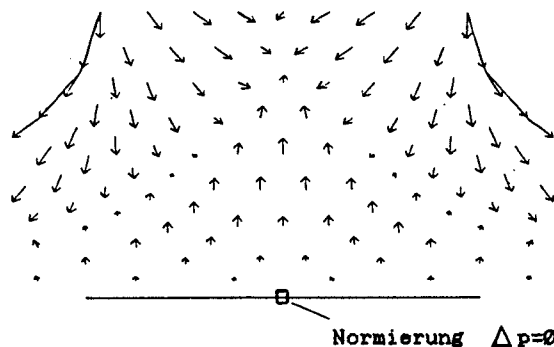
Lösungsweg

1. Näherungen der Hauptgeschwindigkeitsfelder der Gesamtströmungen der Versuche am "Wassertank mit rotierendem Walzenpaar" und am ITPM-Windkanal mit einem rotierenden, längs angeströmten Zylinder durch numerische Lösung a) der Potentialgleichungen, b) der Navier-Stokes-Gleichungen.
2. Turbulente Näherung der Gesamtströmungen mit dem Standard $k\epsilon$ -Modell in der Version HAUPT nach M. Peric, Diss. Universität London 1987.
3. Modellierung der turbulenten Grenzschichtströmungen an den ebenen Wandflächen im Bereich unterhalb der rotierenden Zylinder. Dazu Verwendung von Reynolds-Spannungs-Modellen mit Berücksichtigung von Anschlußbedingungen an die äußere Strömung gemäß obiger Berechnungen oder experimenteller Resultate.

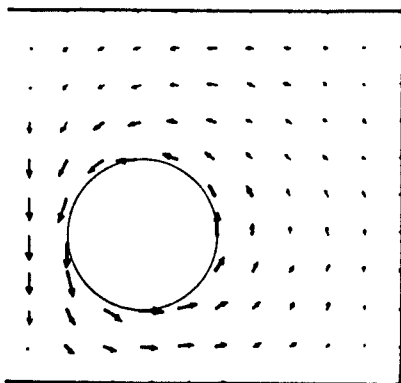
Ergebnis ad 1: Numerische Simulation der 2D-Querströmung in horizontalen Ebenen des Versuchsstandes "Wassertank"
 a) als Potentialströmung, b) als stationäre viskose Strömung
 ad 2: Erprobung von Testbeispielen für das Programm HAUPT



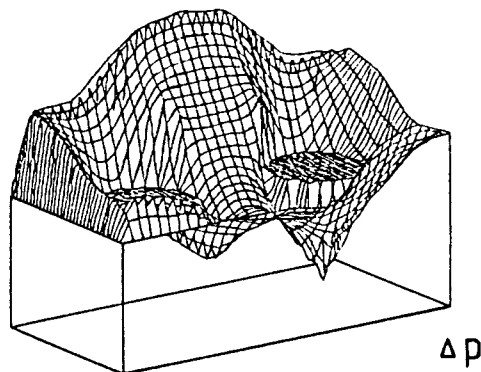
Stromlinien gemäß 1a) bei unsymmetrischer Lage der Walzenachsen in Wirbelfeldnäherung



Geschwindigkeitsfeld als Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen gemäß 1b) für $Re = u_0 d / \nu = 102.4$ bei zweifacher Symmetrie der Lage der Walzen; d Walzendurchmesser, u_0 Umfangsgeschwindigkeit



Geschwindigkeitsfeld gemäß 1a) bei einfacher Symmetrie der Anordnung der Walzen bezüglich der Kastenmitte



Druckdifferenz Δp für $Re = 51.2$

Literatur

S. K. Hebbar, D. M. Driver, AIAA Journal 25 (1987) 521
 D. M. Driver, S. K. Hebbar, AIAA-85-1610, 1985
 Ch. G. Speziale, Phys. Fluids A 2 (1990) 1678
 D. B. Taulbee, in: W. K. George, R. Arnt, Advances in Turbulence, Hemisphere Publ. Corp., New York 1989, p.75-125

weiteres Vorgehen

Simulation der 2D-Querströmung am Versuchsstand "Wassertank" mit Navier-Stokes-Solvern für höhere Reynoldszahlen und feinere Vernetzungen. Abschluß der Rechnungen mit dem Programm HAUPT zum gleichen 2D-Problem. Vorbereitung der Grenzschichtsimulation durch Zugang zu Software.

15.01.1991

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/

VORDERKANTEN - ABLÖSUNG

Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. M. Fiebig, Priv. Doz. Dr. N.K. Mitra
Dipl.-Ing. Th. Güntermann, J. Zhu

Institution Institut für Thermo- und Fluidodynamik, RUB

Adresse Institut für Thermo- und Fluidodynamik
Lehrstuhl für Wärme- und Stoffübertragung
Ruhr-Universität Bochum, Postfach 12 21 48
4630 Bochum

Telefon 0234/700 6444

Telefax 0234/700 2001

weitere Partner

Thema Numerische Untersuchung der Strömungs- und Temperaturfelder in Kanälen mit 'Wing Type' Wirbelerzeugern

Ausgangssituation

3-D Navier-Stokes Löser basierend auf dem Marker-And-Cell Verfahren

Ziel

Berechnung der Geschwindigkeits- und Temperaturfelder in 3-D Kanälen mit Längswirbelerzeugern (LWE: Deltaflügel, Delta-Winglets, Rechteck-Winglets) zur Untersuchung der Möglichkeiten maximaler Wärmeübergangsverbesserung in Wärmetauschern mittels Längswirbelerzeugung bei gleichzeitig minimaler Erhöhung der Strömungsverluste (SV).

Lösungsweg

Zur Wärmeübergangserhöhung in kompakten Lamellenwärmetauschern können die LWE z.B. aus den Wärmeübertragungsflächen (Lamellen) ausgestanzt werden. Die durch die LWE generierten Längswirbel wälzen die Gasströmung effizient um, d.h. sie transportieren kaltes Fluid aus der Kernströmung zu den Lamellen und führen erwärmte Fluidschichten von der Lamelle ab, so daß der Wärmeübergang lokal stark erhöht wird. Zur Simulation solcher komplexen Strömungsstrukturen und Wärmeübergangsvorgänge muß der Wärmetauscher (WT) in symmetrische/periodische Elemente (Modellgeometrien) unterteilt werden (Abb.1). Für ein WT-Element - bestehend aus zwei beheizten parallelen Platten mit ausgestanzten LWE - können die 3-D Erhaltungsgleichungen für Masse, Impuls und Energie auf einem kartesischen Gitter mit Hilfe eines modifizierten SOLA-Verfahrens [2] gelöst werden. Als Ergebnis der Simulation erhält man diskrete Verteilungen für Geschwindigkeit, Druck und Temperatur. Diese werden u.a. durch Isollinien- und Vektorplots graphisch dargestellt und im Hinblick auf WÜ und SV ausgewertet. Auf diese Weise kann z.B. durch Parameterstudien (Variation von Flügelform, Anstellwinkel, Anordnung,...) eine optimale Konfiguration gefunden werden.

Ergebnis

Ziel der Untersuchungen ist die Bestimmung des optimalen Anstellwinkels β hinsichtlich maximaler WÜ. Betrachtet wurden ausgestanzte DW- und RW-Paare bei Anstellwinkeln von $\beta = 25^\circ, 45^\circ, 55^\circ$ und 65° . Weitere Daten: $Re_H = v_x \cdot H / \nu = 500$, Streckung $\Lambda = 2b/l = 2$, Temperaturverhältnis $T_w/T_0 = 2$, voll entwickeltes Eintrittsprofil. Abb.1 zeigt schematisch einen aus WT-Elementen (Modellgeometrien, hier ausgestanzte DW-Paare) aufgebauten WT. Für ein WT-Element mit RW-Paar zeigt Abb.2 die Struktur der von den LW hervorgerufenen starken Sekundärströmung. Die an den Seitenkanten der RW entstehenden gegensinnig rotierenden LW bewirken eine starke Durchmischung der Strömung; erwärmte Fluidschichten werden von den Lamellen weg, kalte FS aus der Kernströmung an die Lamellen transportiert. Dadurch wird der Wärmeübergang lokal stark erhöht. In Abb.3 sind relative Erhöhungen der mittleren Nu-Zahl, in Abb.4 relative Erhöhungen des mittleren apparent-friction-factors für DW und RW über dem Anstellwinkel β dargestellt. Der Referenzfall (Index o) ist der thermische Anlauf für $Re_H = 500$ ohne Wirbelerzeuger. Das Flächenverhältnis von Lamellenfläche A_w ($L = 6H, B = 5H$) zu WE-Fläche A_{we} ($l = 2H, h = 0.5H$ beim RW) beträgt 15. Das WÜ-Maximum liegt für das RW bei ca. 45° , für das DW bei ca. 55° . In diesem Anstellwinkelbereich verlaufen die Kurven Nu/Nu_o sehr flach. Für größere Winkel fällt der WÜ dann wieder stark ab, da die LW-Strukturen in Querspiral übergehen und große Rückströmgebiete (Totwasser) den WÜ verschlechtern. Das Max. der WÜ-Erhöhung liegt hier bei ca. 40%, steigt jedoch mit der Re-Zahl und kleinerem Flächenverhältnis, d.h. dichterem Anordnung. Der Druckverlust steigt in diesem Fall ($\beta \approx 45^\circ$) beim RW um ca. 500%, beim DW um ca. 600% (Abb.4).

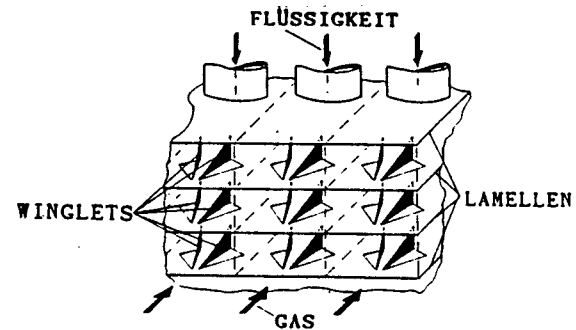


Abb.1: Lamellen-WT, aufgebaut aus sym/per. Elementen.

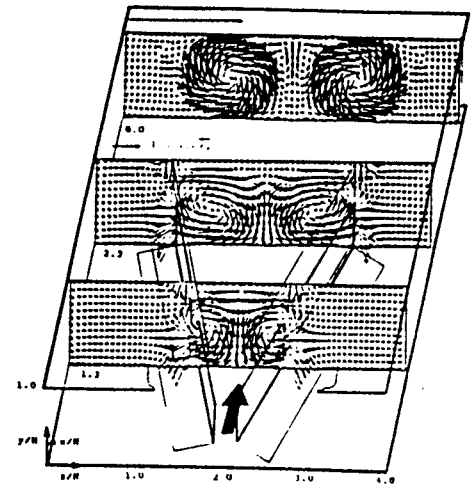


Abb.2: Struktur der Sekundärströmung, RW, $\beta = 45^\circ, Re_H = 500$.

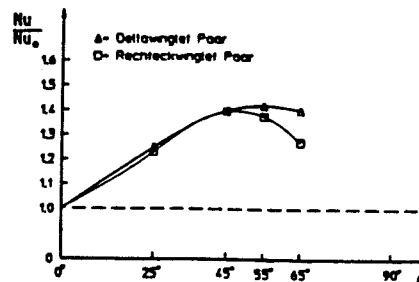


Abb.3.: Nu-Erhöhung über Anstellwinkel β

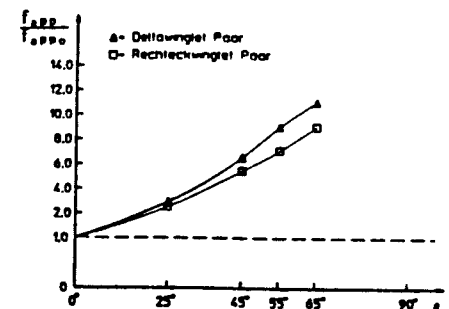


Abb.4: f_{app} -Erhöhung über Anstellwinkel β

Literatur

/1/ Fiebig M., Güntermann Th., Heat Transfer Enhancement by Longitudinal Vortex-Generators, Proc. X Congresso Brasileiro de Engenharia Mecanica, Rio de Janeiro, 1989, pp. 445-448.

/2/ Güntermann Th., Fiebig M., Mitra N.K., Heat Transfer Enhancement in Heat Exchangers by Longitudinal Vortex Generators, Proc. ASME-WAM, Fluid Machinery Components FED-Vol. 101, Dallas, 1990.

weiteres Vorgehen

- Optimierung der WE Anordnung hinsichtlich max. WÜ, min. SV → Untersuchung von Reihenanordnungen (periodischen Anordnungen).

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Prof.Dr.-Ing.habil. M. Hoffmeister

Institution Institut für Mechanik

Adresse PSF 408, D-0-9010 Chemnitz

Telefon (071) 561 4706

Telefax (071) 555 89

weitere Partner

Thema Lokale Ähnlichkeitskoordinaten gekrümmter turbulenter Scherschichten

Ausgangssituation In vorangegangenen Arbeiten waren lokale Ähnlichkeitskoordinaten für parallele und fast parallele ebene turbulente Scherströmungen eingeführt und für die Bestimmung von verallgemeinerten Wirbelzähigkeitsansätzen genutzt worden /1/,/2/. Dieses Vorgehen erlaubte die Berücksichtigung unterschiedlicher Strömungstypen: die asymptotische Entwicklung der freien Scherschicht, des Freistrahls und des Nachlaufs sowie die ausgebildete Kanal- und Couetteströmung und ferner Äquilibriumsgrenzschichten mit verschiedenen Druckparametern.

Ziel

Mit der begonnenen Untersuchung soll der Einfluß longitudinaler und lateraler Krümmungen der turbulenten Scherschicht auf die lokalen Ähnlichkeitskoordinaten erfaßt werden. Das ermöglicht die Untersuchung und den Vergleich relativ allgemein gekrümmter turbulenter Scherschichten unter Verwendung einer an der mittleren Strömung orientierten lokalen Metrik. Damit ergeben sich Voraussetzungen für die Analyse und Entwicklung von an der lokalen mittleren Strömung orientierten Turbulenzmodellen.

Lösungsweg

- (1) Einführung lokaler orthogonaler, gekrümmter Koordinaten und Aufstellung der Bilanzgleichung für den turbulenten Impuls- und Rotationstransport,
- (2) Vereinfachung der Gleichungen durch Grenzschichtannahmen 2. Ordnung, d.h. unter Einbeziehung der lokalen Krümmungen,
- (3) Festlegung der für die Strömung relevanten lokalen Parameter und Bildung der lokalen Ähnlichkeitsparameter,
- (4) Untersuchung von Spezialfällen gekrümmter turbulenter Scherschichten,
- (5) Analyse von Verallgemeinerungen der Wirbelzähigkeitsansätze nach /1/,/2/ für 3d-turbulente Scherschichten und Wandgesetze unter Einbeziehung der Krümmungen

Ergebnis Die Punkte (1) bis (3) sind ausgeführt worden. In Fortführung und Verallgemeinerung der Untersuchungen nach /1/, /2/ lassen sich relevante Einflußgrößen für den lokalen Impuls und Rotationstransport in einer gekrümmten Scherschicht für zwei Koordinatenrichtungen definieren. Für den turbulenten Rotationstransport und damit auch für die lokalen Ähnlichkeitskoordinaten zeigen sich zwei Varianten: Die eine ergibt eine vollständige Entkopplung bezüglich der Scherflächenkrümmung für die beiden Koordinaten in den Scherflächen und die andere enthält jeweils ein gemischtes Zusatzglied mit beiden Krümmungen. Als Sonderfälle ließen sich im Rahmen von (4) - außer den Darstellungen für Parallelströmungen - die Beziehungen für den turbulenten Wirbel /3/ sowie für axialsymmetrische turbulente Scherströmungen (Freistrah, Nachlauf, Rohrströmung) herleiten. Hierzu zeigt das Bild ein Ergebnis.

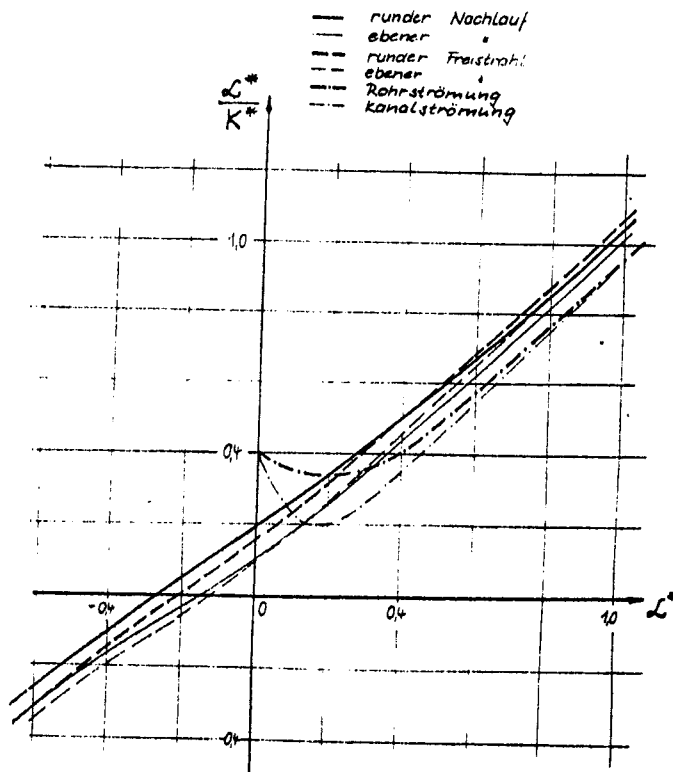


Bild: Die lokalen Ähnlichkeitskoordinaten axialsymmetrischer und ebener turbulenter Scherschichten im Vergleich (die Kurven verknüpfen Punkte durch die Scherschicht hindurch)

$$\alpha^* = \frac{\frac{\partial(r \frac{\tau_{r2}}{\rho})}{r \partial r}}{\left| \frac{\tau_{r2}}{\rho} \right|^{1/2} \frac{\partial \bar{c}_z}{\partial r}}$$

$$\frac{\alpha^*}{K^*} = \frac{\frac{\tau_{r2}}{\rho} \frac{\partial(r \frac{\partial \bar{c}_z}{\partial r})}{r \partial r}}{\left| \frac{\tau_{r2}}{\rho} \right|^{1/2} \left(\frac{\partial \bar{c}_z}{\partial r} \right)^2}$$

- Literatur**
- /1/ M. Hoffmeister: Local similarity co-ordinates for parallel and almost parallel turbulent shear flows, ZAMM 64 (1984), S.101-109
 - /2/ M. Hoffmeister: Zur lokalen Ähnlichkeit in wandnahen Gebieten ebener turbulenter Grenzschichten, Wiss. Z.d.TU Dresden 33 (1984) 4, S. 298 - 293
 - /3/ M. Hoffmeister: Zum turbulenten Austausch in axialsymmetrischen Strömungen Maschinenbautechnik 23 (1974) 9, S. 387/390

weiteres Vorgehen

Entsprechend den Punkten (4) und (5)

Datum 15.01.1991

Mitteilung

Fachkreis Mathematische Grundlagen

Ansprechpartner Rolf Jeltsch, Joachim Schroll

Institution Seminar für Angewandte Mathematik

Adresse ETH Zürich
CH-8092 Zürich

Telefon 0041 1 256 34 62

Telefax 0041 1 252 34 01

Thema

Stabilität und Konvergenz bei gemischten hyperbolischen und parabolischen Systemen

Ausgangssituation

Für skalare Gleichungen macht die Theorie der monotonen [1] und positiven [2] Verfahren Stabilitätsaussagen. Bei linearen Gleichungssystemen greift die Neumannsche Stabilitätsanalyse [3]. Für nichtlineare Gleichungssysteme dagegen gibt es keine einheitliche Stabilitätstheorie.

Ziel

Es sollen Stabilitätskriterien für numerische Verfahren zur Diskretisierung der Navier-Stokes Gleichungen angegeben werden.

Lösungsweg

Die Navier-Stokes Gleichungen gehören zu einer Klasse von gemischten partiellen Differentialgleichungen, die glatte Lösungen hat [4]. Die Existenz dieser glatten Lösung ermöglicht den Zugang über Gleichungen für die erste Variation.

Literatur

- [1] A. Harten, J. M. Hyman, P. Lax: On finite difference approximations and entropy conditions for shocks, *Comm. Pure Appl. Math.* **29** (1976), pp 279-322.
- [2] B. Einfeldt: Zur Numerik der stoßauflösenden Verfahren, Dissertation, RWTH Aachen 1988.
- [3] P. Lax: On the stability of difference approximations to solutions of hyperbolic equations with variable coefficients, *Comm. Pure Appl. Math.* **14** (1961), pp 497-520.
- [4] H. O. Kreiss, J. Lorenz: Initial-Boundary Value Problems and the Navier-Stokes Equations, *Academic Press* (1989)

Datum 21. 1. 1991

AG STAB

Mitteilung

- Projektgruppe/**
Fachkreis Physikalische Grundlagen
- Ansprechpartner** Dipl.-Ing. N. Kalitzin, Dr.-Ing. M. Heinze
- Institution** Institut für Mechanik Chemnitz
- Adresse** PSF 408, Chemnitz, D-9010
Telefon (071) 561 4716
Telefax (071) 555 89
- weitere Partner** TU Dresden, Institut für Strömungstechnik
- Thema** Untersuchung des Einflusses der Turbulenz auf die Schallabstrahlung im Nachlauf eines querangeströmten Zylinders.
- Ausgangssituation** Anhand der turbulenten Nachlaufströmung eines querangeblasenen Zylinders soll der Einfluß verschiedener charakteristischer Turbulenzgrößen auf die Schallabstrahlung des Strömungsgebietes untersucht werden, um Hinweise für die gezielte Geräuschminderung bei Strömungslärmquellen zu erhalten.
- Ziel**
Die Schallabstrahlung des Nachlaufgebietes in verschiedenen Aufpunkten der Betrachtungsebene soll in Abhängigkeit der durch diskrete Wirbelfeldmodelle beschriebenen turbulenten Strömung und ihrer Parameter bestimmt werden.
- Lösungsweg**
- Modellierung der ebenen Nachlaufströmung durch zeitbeständige Wirbelsysteme.
 - Bestimmung von zeitbeständigen Wirbelsystemen als Eigenfunktionen der Stabilitätskurve des Problems aus der Lösung der Orr-Sommerfeld-Gleichung. Lösung des Stabilitätsproblems und Bestimmung der Stabilitätskurve für den ebenen Nachlauf. Entwicklung der Amplitudenfunktionen der Störbewegung in eine Reihe von Tschebyschev-Polynomen.
 - Modellierung der turbulenten Strömung durch Überlagerung einer Strömungsfunktion der zeitlich gemittelten Strömung und der Wirbelbewegung. Die Wirbelbewegung wird dabei durch eine Summe von Wirbelfeldern mit wachsenden Wellenzahlen ersetzt.
 - Die simultane Integration der Rayleigh- und Sommerfeldgleichungen erfolgt mit den Ansätzen für die Strömungsfunktion mit Hilfe eines von Albring vorgeschlagenen Stufenverfahrens.
 - Als Anfangsvorgabe für das Verfahren werden auf der Stabilitätskurve liegende zeitbeständige Wirbelsysteme benutzt.
 - Die anschließende Berechnung der Schalldruckverteilung erfolgt aus der Lighthill-Gleichung /2/.

Ergebnis Durch Lösung der Orr-Sommerfeld-Gleichung wurde die Stabilitätskurve für eine ebene Nachlaufströmung berechnet und mit Ergebnissen in [3]/[4] verglichen, siehe Bild 1. Die Amplitudenfunktion für ein zeitbeständiges Wirbelfeld ist in Bild 2 dargestellt.

Erste Beispielrechnungen zur simultanen Integration der nichtlinearen Rayleigh- und Sommerfeldgleichung mit Hilfe des Stufenverfahrens zeigten, daß mit Hilfe der Amplitudenfunktionen von Wirbelfeldern der Stabilitätskurve und einem laminaren Geschwindigkeitsprofil kein turbulentes Geschwindigkeitsprofil modelliert werden kann. Durch Modifizierung der Anfangsvorgaben ist die Beschreibung der turbulenten Strömung möglich.

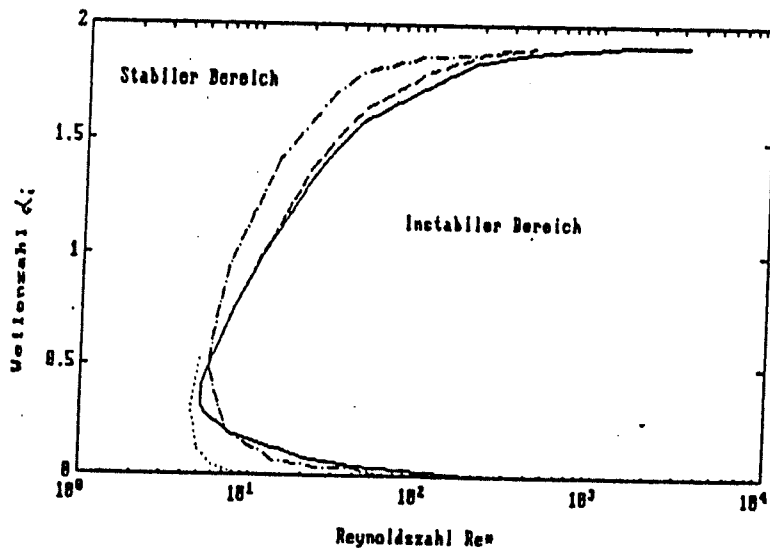


Bild 1 Stabilitätskurve $\alpha_i = \alpha_i(Re^*)$ für den ebenen Nachlauf

- Eigene Berechnung
- - nach Taneda [3] für große Wellenzahlen
- ... nach Taneda [3] für kleine Wellenzahlen
- · nach Goldschik und Schtern [4]

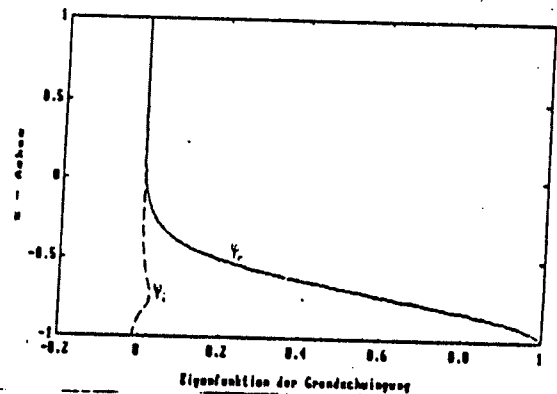


Bild 2 Amplitudenverlauf $\psi(x) = \psi_r(x) + i\psi_i(x)$ für den Punkt $Re^* = 1000$ bzw. $Re^* = 262$ und $\alpha_i = 1.864$ auf der Stabilitätskurve

Literatur

- /1/ Albring, W.: Turbulenzuntersuchungen und ein Besinnen auf die Grundansprüche der Mechanikforschung. Berichte zur Tagung Transportprozesse in turbulenten Strömungen, Eisenach 1978, AdW ZIMM 1978 Heft 1
- /2/ Lighthill, M. J.: On sound generated aerodynamically. Part I: General theory. Proc. Roy.Soc.A, 211 (1952), pp. 564-587
- /3/ Taneda, S.: The stability of two-dimensional laminar wakes at low Reynolds numbers. Journal of the Physical Society of Japan. Vol.18. No.2, February. 1963
- /4/ Goldshtyk, M. A., Schtern, V. N.: Gidrodinamitscheskaja ustoitshiwost i turbulentnost. Isdatelstwo Nauka, Novosibirsk, 1977

weiteres Vorgehen

Berechnung der Schallabstrahlung der modellierten turbulenten Nachlaufströmung und Untersuchung des Einflusses von Turbulenzparametern auf die Schallentstehung.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Dr.-Ing. Norbert KROLL

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik
Flughafen

Adresse D-3300 Braunschweig

Telefon 0531/395-2439

Telefax 0531/395-2320

weitere Partner M. AFTOSMIS, Wright-Patterson Air Force Base, OH, USA

Thema Ein Upwind-Verfahren zur Lösung der zweidimensionalen Euler-Gleichungen auf Vierecksnetzen mit adaptiver Netzverfeinerung

Ausgangssituation

- Upwind-Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen auf strukturierten Netzen [1]
- Zentrales Verfahren zur Lösung der Euler-Gleichungen mit Netzadaption [2].

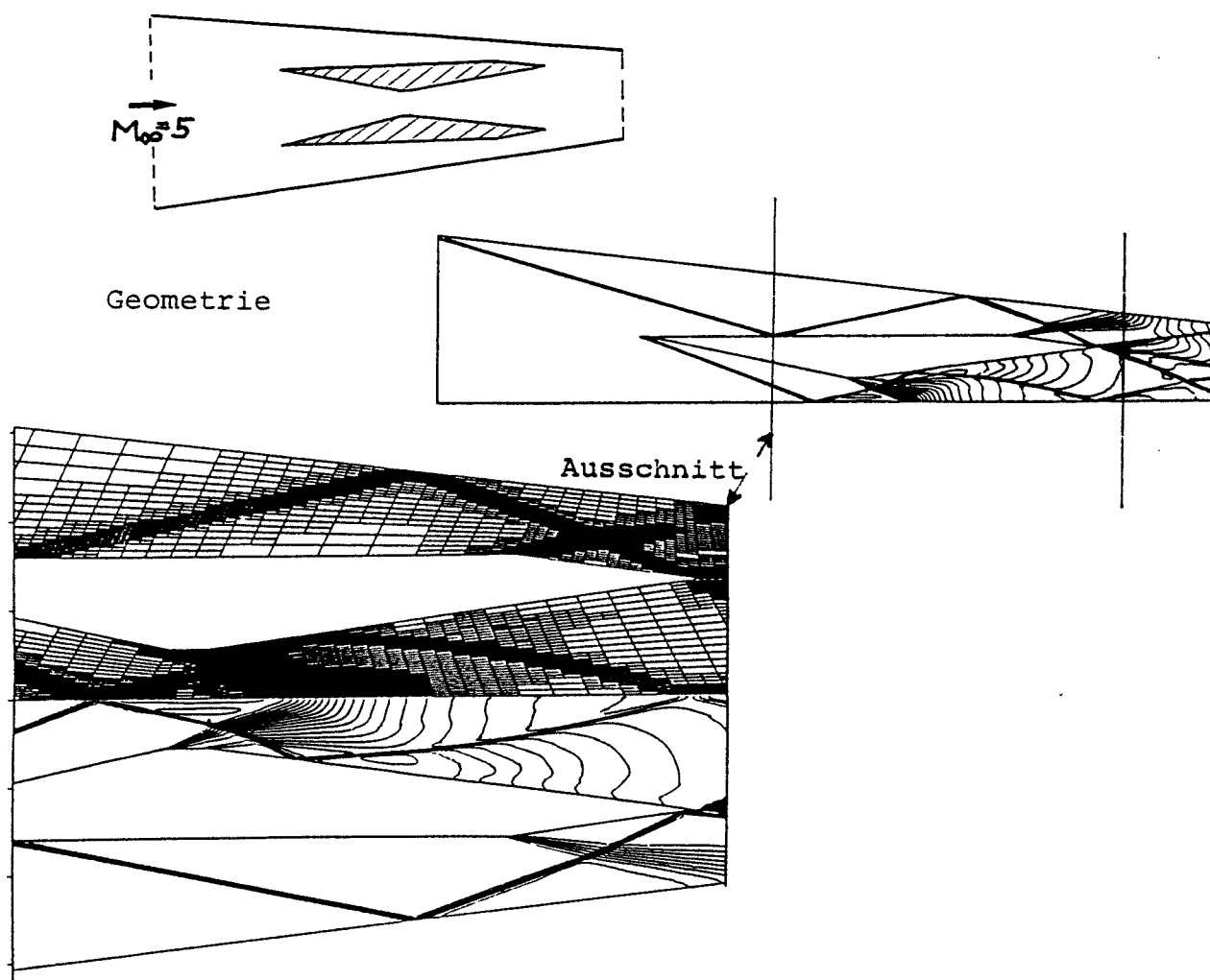
Ziel

Untersuchung von Netzadaptionstechniken basierend auf Vierecksnetzen zur genauen und effizienten Berechnung komplexer Strömungen. Durch lokale Verfeinerungen des Rechnernetzes nur in den Gebieten, in denen die Lösung starke Gradienten aufweist, soll bei hoher Auflösung eine drastische Reduzierung des Gesamtrechenaufwandes erzielt werden.

Lösungsweg

Die Lösung der Euler-Gleichungen erfolgt durch eine zweiter Ordnung upwind Diskretisierung nach Harten und Yee [3]. Das Schema ist als ein finites Volumen Verfahren basierend auf Vierecksnetzen formuliert. Eine unstrukturierte Datenverwaltung erlaubt eine flexible Netzadaption durch lokale Verfeinerungen in eine oder zwei Koordinatenrichtungen. Spezielle Adaptionskriterien wurden entwickelt, die insbesondere den in Über- und Hyperschallströmungen auftretenden Phänomenen, wie beispielsweise starke Verdichtungsstöße und Gleitflächen, Rechnung tragen.

Das Verfahren wurde auf verschiedene Testprobleme für Überschallströmungen angewendet. Im folgenden Bild sind Ergebnisse der Berechnung eines Scramjets für eine Einlaufmachzahl von 5 dargestellt. Es wurden vier Adaptionstufen durchgeführt. Das Bild zeigt Linien konstanter Dichte. Die hohe Auflösung der reflektierenden Verdichtungsstöße, Expansionsfächer und Gleitflächen wird deutlich.



Literatur

- [1] Kroll, N.; Rossow, C.-C.: A High Resolution Cell Vertex Scheme for the Solution of the Two- and Three-Dimensional Euler Equations. 12th International Conference on Numerical Methods in Fluid Dynamics, Oxford, GB, 1990.
- [2] Aftosmis, M.J.: An Adaptive Grid Algorithm for Nonequilibrium Hypersonic Flows. S.M. Thesis, Massachusetts Institute of Technology, Cambridge, MA, 1989.
- [3] Yee, H.C.; Harten, A.: Implicit TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws in Curvilinear Coordinates. AIAA Journal, Vol. 25, pp. 266-274, 1987.

weitere Vorgehen

Erweiterung auf dreidimensionale Strömungen.

Mitteilung

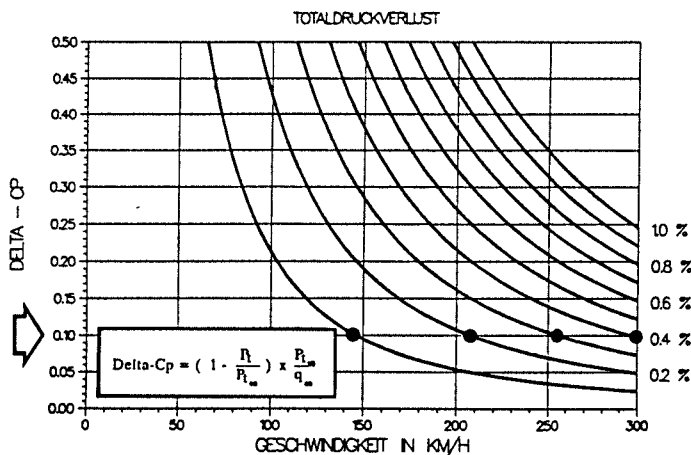
Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen/Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation		
Ansprechpartner	G. Krukow, Dr. R. Stricker		
Institution	BMW AG		
Adresse	Petuelring 130 8000 München 40	Telefon	3183-4094/4080/2582
		Telefax	
weitere Partner			
Thema	Fehlerkontrolle numerischer Verfahren zur Simulation turbulenter Außen-/Innenströmungen		
Ausgangssituation	Vorhanden: 3D-Potentialtheoretisches Verfahren 3D-Eulerverfahren		
Ziel	Fehlerkontrollierbarkeit einzelner Gleichungsterme (z. B. Euleranteil) sowie des gesamten Gleichungssystems eines Reynolds- bzw. Navier-Stokes- Verfahrens.		
Lösungsweg	- Aufspüren der verschiedenen Ursachen numerischer Ungenauigkeit - Quantifizierung der numerischen Fehler an physikalischen Größen der einzelnen Gleichungsterme - Beseitigung/Abschätzung des Gesamtfehlers des Verfahrens		
Hinweis	Die im Jahresbericht 1989 abgedruckten Mitteilungen der BMW AG behalten ihre Aktualität		

Ergebnis

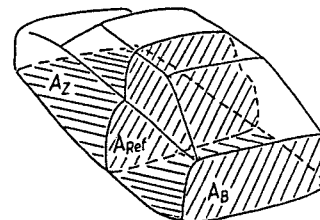
- Beurteilung vorhandener und in Entwicklung befindlicher Berechnungsmethoden
- Abschätzung des "korrekten" physikalischen Ergebnisses (a posteriori)
- Abschätzung der zu erwartenden numerischen Fehler einer konkreten Diskretisierung (apriori)

Absenkung des statischen Druckbeiwertes bei Totaldruckverlust gegenüber verlustfreier Strömung

$$(P_{\infty} = 1 \text{ bar}, \rho = 1,225 \text{ kg/m}^3)$$



Auswirkungen auf C_W , C_A



$$\frac{\Delta C_W}{\Delta C_{P_B}} = - \frac{A_B}{A_{Ref}} > 0,5$$

$$\frac{\Delta C_A}{\Delta C_{P_z}} = \frac{A_z}{A_{Ref}} \approx 4$$

$$\Delta C_{P_B} = 0,10 \rightarrow \Delta C_W = -0,05$$

$$\Delta C_{P_z} = 0,10 \rightarrow \Delta C_A = +0,40$$

Literatur

G. Krukow, R. Stricker: Einsatzpotentiale gekoppelter Verfahren zur Simulation von 3D-Fahrzeugströmungen, VDI-Bericht Nr. 816, 1990

R. Stricker, A. Dick: Numerical Simulation of Car Aerodynamics and Interior Climate, Proceedings of the Second International Conference on Supercomputing Applications in the Automotive Industry, Seville, Spain, October 1988

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe Physikalische Grundlagen/Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Herr Lieser		
Institution	Technische Hochschule Darmstadt		
Adresse	Fachgebiet Aerodynamik und Meßtechnik Petersenstr. 30 6100 Darmstadt	Telefon	06151/16-2490
		Telefax	06151/16-2201
weitere Partner	Dornier		
Thema	Experimentelle und theoretische Untersuchungen zum transsonischen Strömungsfeld hinter Lee-Stufen mit und ohne Einfluß von Treibstrahlen		
Ausgangssituation	Als Basis dient ein explizites Finite-Volumen, Runge-Kutta- Zeitschrittverfahren (Jameson). Die numerische Berechnung abgelöster Heckströmungen stellt höchste Anforderungen an die Stabilität des Verfahrens. Es mangelt an Erfahrungen bei Verwendung von Turbulenzmodellen in kompressiblen abgelösten Strömungen.		
Ziel	Weiterentwicklung des Verfahrens für die Berechnung turbulenter transsonischer Stufen und Heckströmungen. Erweiterung zu einem impliziten Verfahren zur Untersuchung instationären Verhaltens. Untersuchungen zum Einfluß der ankommenden Grenzschicht auf die Struktur des Ablösegebietes.		
Lösungsweg	• Das Verfahren wird zunächst auf den aus der Literatur bekannten neuesten Stand gebracht. • Basierend auf dem expliziten Verfahren wird ein implizites Verfahren nach Beam/Warming entwickelt. • Einbau von algebraischen und $k-\epsilon$- Turbulenzmodellen für kompressible Strömung und Untersuchungen zur günstigsten numerischen Behandlung. • Konzentration auf einfache Geometrien und begleitende Experimente an einem Transsonikkanal.		

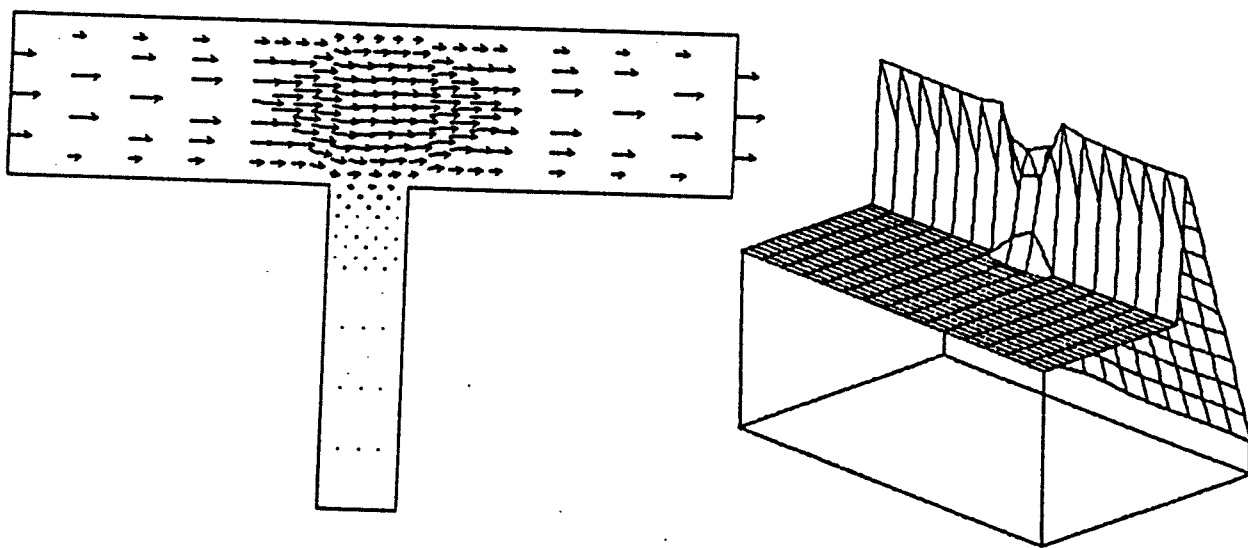
Ergebnis

1. Die analytische Untersuchung liefert im stationären Fall und bei homogenen Randbedingungen bei allen betrachteten Konstitutivgleichungen die Existenz einer Lösung. Dagegen ist die Eindeutigkeit der Lösung und die Konvergenz der einfachen Iteration nur bei den verallgemeinerten Newtonschen Fluiden in jedem Fall begründet, während sie für die übrigen Spannungsmodelle nur für hinreichend kleine elastische Anteile (kleine Deborah-Zahl) gezeigt werden kann.

Die Behandlung von inhomogenen Randbedingungen für die Geschwindigkeit bringt wegen der Nichtlinearitäten große technische Probleme, dürfte jedoch zu gleichen Ergebnissen führen. Es bleibt unklar, ob die Eindeutigkeit der Lösung nur ein beweistechnisches Problem ist, oder ob tatsächlich eine Lösungsbifurkation vorhanden ist.

2. Anhand der ebenen Kanalströmung konnte eine räumliche quadratische Konvergenz des beschriebenen FEM-Verfahrens nachgewiesen werden.

Weitere numerische Experimente wurden für das Hole-Pressure Problem durchgeführt.



Literatur

- Geschwindigkeitsfeld, Leonov-Modell Schubspannung, Leonov-Modell
1. J. Reichenbach, H. Schönfeld: Numerische Behandlung der Randwertprobleme für Strömungen viskoelastischer Medien mittels FEM, Institut für Mechanik, Report No. 30, Chemnitz 1990
 2. H. Schönfeld: Numerische Simulation von Strömungen nicht-Newtonscher Fluide mittels FEM, Dissertation, Institut für Mechanik, Chemnitz 1990

weiteres Vorgehen

Weiteres Vorgehen:

Weitere Untersuchung des Problems der Eindeutigkeit der Lösung und Weiterentwicklung der numerischen Methoden bis hin zur Behandlung dreidimensionaler Probleme.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Dipl.-Ing. M. Rose

Institution Bergakademie Freiberg

Adresse Fachbereich Maschinenbau u. Energietechnik
Institut für Fluidmechanik u. Thermodynamik
Akademiestraße 6
O - 9200 Freiberg/Sachs.

Telefon 51 2362

Telefax 2195

weitere Partner

Telex 785035z baf dd

Thema Wanddruckschwankungen infolge elementarer Wirbelbewegung in der Grenzschicht

Ausgangssituation Ergebnisse experimenteller Untersuchungen deuten darauf hin, daß longitudinale und diagonale Wirbelstrukturen in transienten und turbulenten Grenzschichten dominieren. Durch die Simulation der zeitlichen Entwicklung von Längswirbeln mittels zwei-dimensionalem Modell konnten charakteristische, experimentell beobachtete Eigenschaften des zeitlichen Verhaltens der Wandschubspannung und des Wanddruckes sowie das Auftreten von Inflexionsprofilen der Geschwindigkeit in Hauptströmungsrichtung qualitativ bestätigt werden.

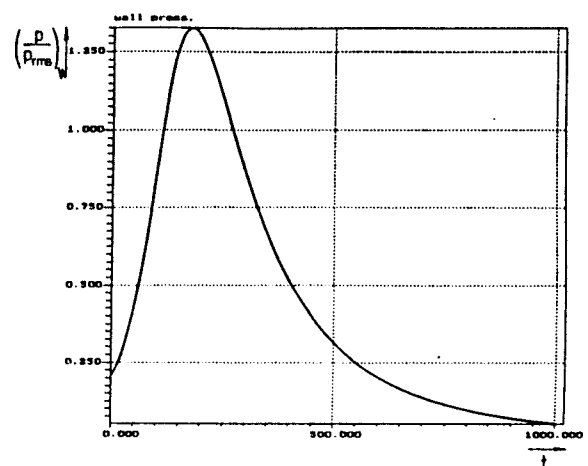
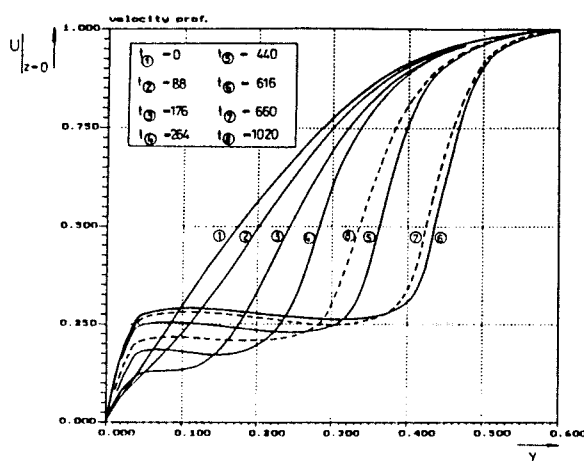
Ziel Quantitative Abschätzung von Zusammenhängen zwischen kohärenten Strukturen des Geschwindigkeitsfeldes und des Wanddruckes sowie des abgestrahlten Schalls in der transienten und turbulenten Grenzschicht.

Lösungsweg Aufbau eines Modells zur Simulation drei-dimensionaler, instationärer Strömungsstrukturen in finiten Volumina der Grenzschicht und Lösung der inhomogenen Wellengleichung.

Ein **Ergebnis** der bisher durchgeführten Rechnungen mit Hilfe eines zeitabhängigen, zwei-dimensionalen Modells zeigen die beiden Abbildungen.

links: Geschwindigkeitsprofil in Hauptströmungsrichtung im up flow-Bereich zu verschiedenen Zeiten während einer Längswirbel - lift up - Bewegung.

rechts: Wanddruckschwankung während dieser Wirbelbewegung im angegebenen Bereich.



Literatur

Hackeschmidt, M.; Rose, M.: Streamwise vortices in transitional and turbulent boundary layers at the flat plate. Contribution to the first symposium on GÖRTLER vortex flows. EUROMECH 261, NANTES (FRANCE), 1990.

Rose, M.: Wanddruckschwankungen infolge elementarer Wirbelbewegungen in inkompressiblen Fluiden. Diss. (eingereicht). Freiberg: Bergakademie Freiberg, 1990.

weiteres Vorgehen siehe Lösungsweg

Mitteilung

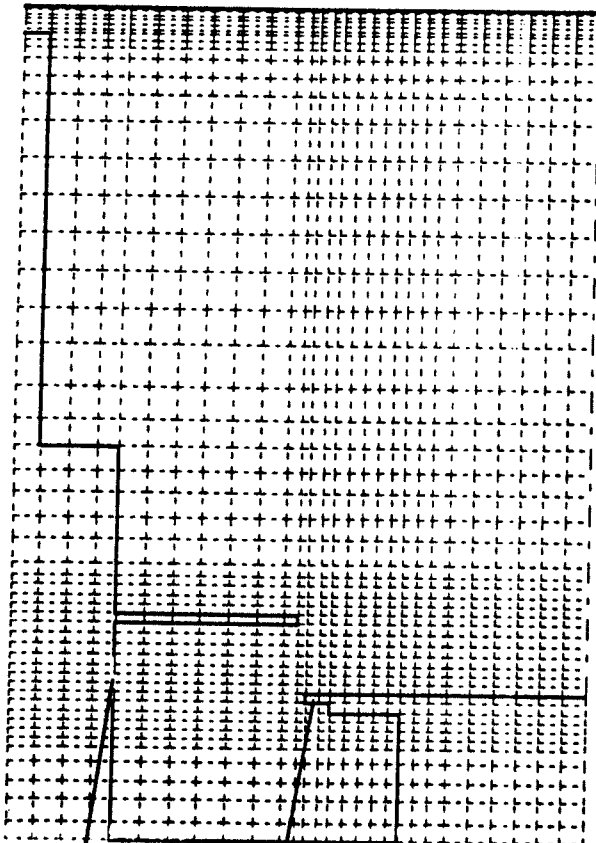
Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. R. Scholz Dr.-Ing. D. Ulitzsch	
Institution	Institut für Mechanik Chemnitz	
Adresse	Postfach 408 O-9010 Chemnitz	Telefon (071) 561 4715 Telefax (071) 555 89
weitere Partner		
Thema	Berechnung ebener und axialsymmetrischer turbulenter Strömungen in komplexen Geometrien	
Ausgangssituation	Es soll der Einfluß von Einbauten auf die sich in einem Apparat ausbildende Strömung, die durch eine rotierende Wand wesentlich bestimmt wird, vorhergesagt werden. Hierbei handelt es sich um einen Auftrag der TU Chemnitz	
Ziel	Entwicklung eines Computerprogramms, mit dem sich ebene und axialsymmetrische Strömungen mit einer Drallkomponente des Geschwindigkeitsvektors für technisch relevante Probleme simulieren lassen	
Lösungsweg	- Diskretisierung der gemittelten Massen- und Impulserhaltung (Formulierung: Stromfunktion, Wirbelstärke) in orthogonalen Gittern durch Finite-Volumen-Verfahren - Lösung mittels Tridiagonal-Matrix-Algorithmus - Modellierung der turbulenten Transportvorgänge mit dem k-ϵ-Modell	

Ergebnis

Erste Rechnungen wurden für die Strömung in einer Beschichtungsvorrichtung mit rotierender Tischplatte durchgeführt.

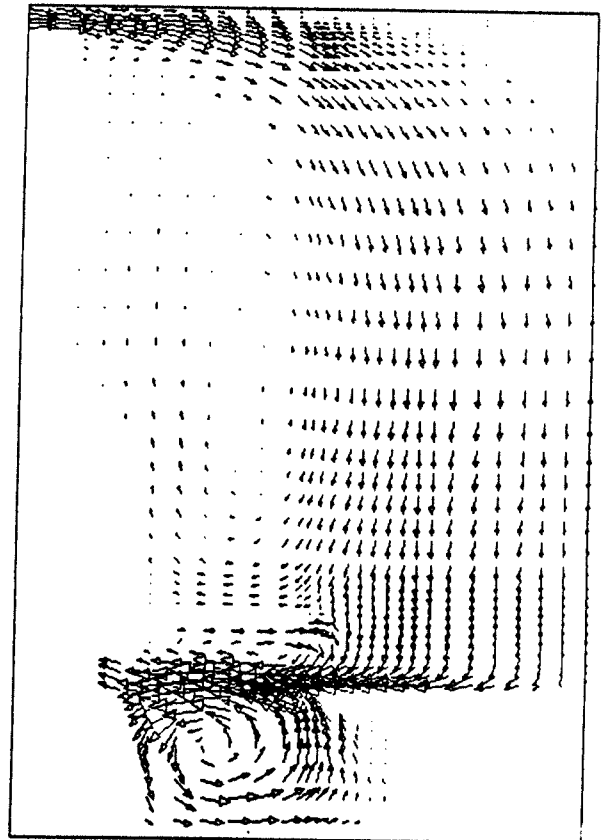
Durch die Rotation der Platte werden Rezirkulationsgebiete oberhalb und unterhalb des Tisches erzeugt. Durch den Einbau einer Wand kann die Strömung so beeinflusst werden, daß Beladungen gezielt abgeschieden werden.

Gitternetz



rotierende Tischplatte
Auslassöffnung

Geschwindigkeitsvektoren



weiteres Vorgehen

Rechnungen für andere Geometrien und
veränderte Strömungsbedingungen

Mitteilung

Fachkreis Numerische Simulation — Mathematische Grundlagen
Ansprechpartner Carsten Schulz-Rinne
Institution Seminar für Angewandte Mathematik
Adresse ETH Zürich
CH-8092 Zürich
Telefon 0041 1 256 34 62
Telefax 0041 1 252 34 01

Thema

Das Riemannproblem für zweidimensionale Strömungen — mögliche Konstellationen und deren numerische Lösungen

Ausgangssituation

Es werden die zweidimensionalen Eulergleichungen für isentropes (polytropes) Gas betrachtet. Das Riemannproblem im Gebiet $[-1, 1] \times [-1, 1]$ der (x, y) -Ebene ist das Anfangswertproblem mit den Daten $((p,)\rho, u, v)(x, y, 0) = ((p_i,)\rho_i, u_i, v_i)$, $i = 1, \dots, 4$, wobei i den i -ten Quadranten bezeichnet. [3]

Ziel

Die möglichen Konstellationen, d. h. Kombinationen von Stößen, Verdünnungswellen und Kontaktunstetigkeiten, werden bestimmt und deren Interaktion berechnet.

Lösungsweg

Zwischen zwei benachbarten Quadranten bildet sich eine Welle, die aus bis zu drei Elementarwellen besteht: einem Stoß $\overleftarrow{S}$ oder einer Verdünnungswelle $\overleftarrow{R}$ (zum negativen Eigenwert), einer Kontaktunstetigkeit J und einem Stoß $\overrightarrow{S}$ oder einer Verdünnungswelle $\overrightarrow{R}$ (zum positiven Eigenwert). Um eine überschaubare Anzahl von Wellenkombinationen zu erhalten und um sich auf die grundlegenden Phänomene zu konzentrieren, werden nur solche Anfangsdaten erlaubt, bei denen zwei benachbarte Quadranten durch eine Elementarwelle verbunden werden.

Zuerst werden alle derartigen Konstellationen und die zugehörigen Bestimmungsgleichungen für die Anfangswerte aufgestellt. Dann werden die numerischen Lösungen berechnet und als Isolinenbilder der Dichte und selbstähnlichen Machzahl in der $(x/t, y/t)$ -Ebene dargestellt.

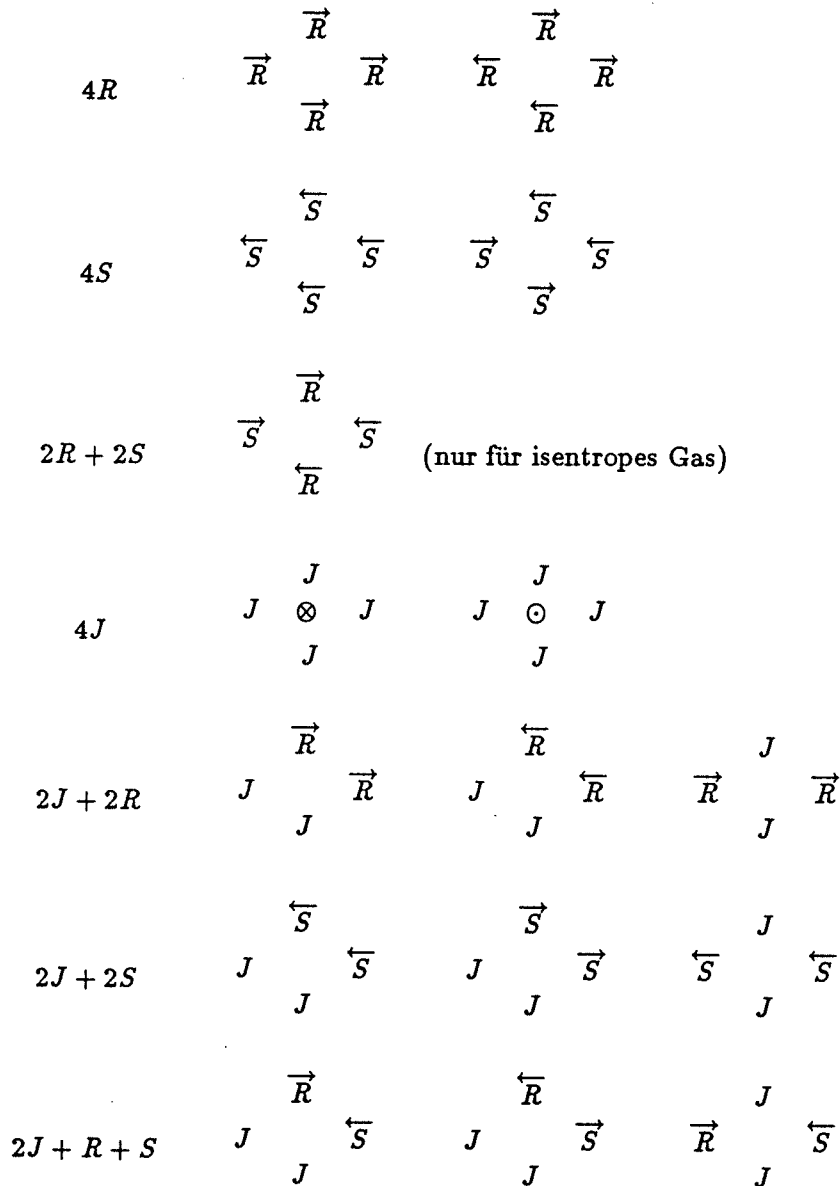
Zur numerischen Lösung wurde ein Godunov-Verfahren höherer Ordnung [1,2] benutzt.

Ergebnis

Insgesamt ergeben sich die in der nebenstehenden Übersicht aufgeführten Konstellationen.

Die vier Elementarwellen verlaufen vom Rand parallel zu den Koordinatenachsen, bis sie aufeinandertreffen und/oder das Unterschallgebiet erreichen. Falls

sich zwei Stöße treffen, ergeben sich einfache, komplexe oder doppelte Mach-reflektionen. In einem Fall erzeugen die Kontaktunstetigkeiten einen Wirbel. Ansonsten ist zum Teil das Unterschallgebiet durch neu entstandene Stöße begrenzt.



Literatur

- [1] P. Colella, P. R. Woodward: The piecewise-parabolic method (PPM) for gas-dynamical simulations, *J. Comput. Phys.* **54** (1984), 174-201.
- [2] P. Colella, H. M. Glaz: Efficient solution of the Riemann problem for real gases, *J. Comput. Phys.* **59** (1985), 264-289.
- [3] T. Zhang, Y. Zheng: Conjecture on the structure of solutions of the Riemann problem for two-dimensional gas dynamic systems, *SIAM J. Math. Anal.* **21** (1990), 593-630.

Datum 21. 1. 1991

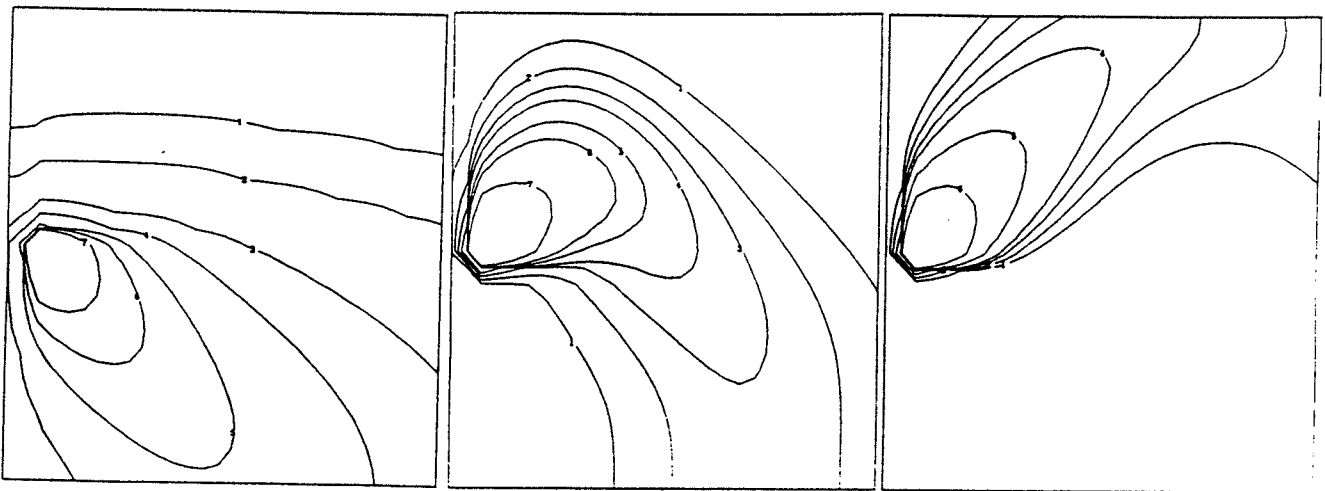
AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Jürgen Villain	
Institution	Technische Hochschule Zittau Fakultät Maschinenbau und Energietechnik Lehrstuhl Strömungsmechanik	
Adresse	Theodor-Körner-Allee 16 O - 8800 Zittau	Telefon 61607 Telefax 3231
weitere Partner	Prof.Dr.sc.techn. R. Schenk	
Thema	Numerische Simulation der Ausbreitung von Radionukliden in der freien Atmosphäre	
Ausgangssituation	Das bislang häufig verwendete GAUSS-Modell zeichnet sich zwar durch einfache Anwendbarkeit aus, ist jedoch durch seine restriktiven Modellannahmen auf bestimmte Anwendungsbereiche beschränkt.	
Ziel	Erarbeitung eines EULER'schen Modells für den dreidimensionalen, instationären Transport von Radionukliden in der freien Atmosphäre sowie dessen programmtechnische Umsetzung.	
Lösungsweg	Dem Modell liegt die Differentialgleichung für den Stofftransport zugrunde. Zur Lösung wurde unter Verwendung eines dreidimensionalen festen Gitters im Raum, die Zwischenschrittmethode nach [1] herangezogen. Das Differenzenschema wurde mit Berücksichtigung variabler Ortsschrittweiten durch eine geometrische Aufspaltung aufgestellt. Spezielle Besonderheiten von Radionukliden, wie der radioaktive Zerfall sowie das nuklidspezifische Depositionsverhalten bei fall-out und wash-out wurden im Algorithmus eingearbeitet.	

Ergebnis

Es wurde ein Rechenprogramm erstellt, mit dem instationäre Ausbreitungsvorgänge von radioaktiven Materialien simuliert werden können. Dabei erfolgt die Berechnung der örtlichen Luftaktivität an jedem Knotenpunkt des Raumgitters sowie die am Erdboden abgelagerte Aktivität. Bei der Berücksichtigung zeitlich variabler Wettersequenzen kann zwischen einem einfachen Potenzansatz und der EKMAN-Spirale zur Beschreibung des Windprofils gewählt werden. Die Einbeziehung vorher berechneter Windfelder ist möglich. Der Ort, die Quantität und Qualität der Emissionsquelle sind zeitlich variabel. Beim radioaktiven Zerfall wird die Bildung von Tochterprodukten berücksichtigt. Der in den nachfolgenden ISO-Linien-Darstellungen gezeigte Windrichtungswechsel um 90 Grad, bei konstantem Quellterm, soll als Beispiel für die bessere Verarbeitung physikalischer Vorgänge durch das aufgestellte Modell stehen.



Literatur

[1] JANENKO: Die Zwischenschrittmethode zur Lösung mehrdimensionaler Probleme der mathematischen Physik, Springer-Verlag Berlin-Göttingen-Heidelberg, 1969

weiteres Vorgehen Die zukünftige Arbeit wird in der Verbesserung der, gerade im Nahbereich wichtigen Verarbeitung der orographischen Gegebenheiten liegen. Die Beschreibung des Turbulenzzustandes der Atmosphäre sowie der damit verbundene Einfluß der Temperaturschichtung ist weiterhin zu verbessern.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dr.-Ing. habil. D. W. Bechert

Institution DLR, Abteilung Turbulenzforschung

Adressa Müller-Breslau-Str. 8
 1000 Berlin 12

Telefon 030-310006-0

Telefax 030-310006-39

weitere Partner Hermann-Föttinger-Institut für Thermo- und Fluidodynamik,
 TU Berlin und Institut für Strömungsmechanik, TU Delft

Thema Oberflächen zur Widerstandsverminderung bei turbulenten Grenzschichten.
 Bau eines Ölkanals.

Ausgangssituation Widerstandsvermindernde Oberflächen haben feine Oberflächenstrukturen, z.B. Rippen. Die Dimension dieser Rippen liegt in der Größenordnung der Dicke der viskosen Unterschicht einer turbulenten Grenzschicht. Bei Flugzeugen und bei Windkanalversuchen ergeben sich jedoch sehr kleine Dimensionen zwischen 0,05 und 0,5 mm Größe. Die Fertigung und Erprobung neuer Oberflächen verursacht daher große technische Schwierigkeiten.

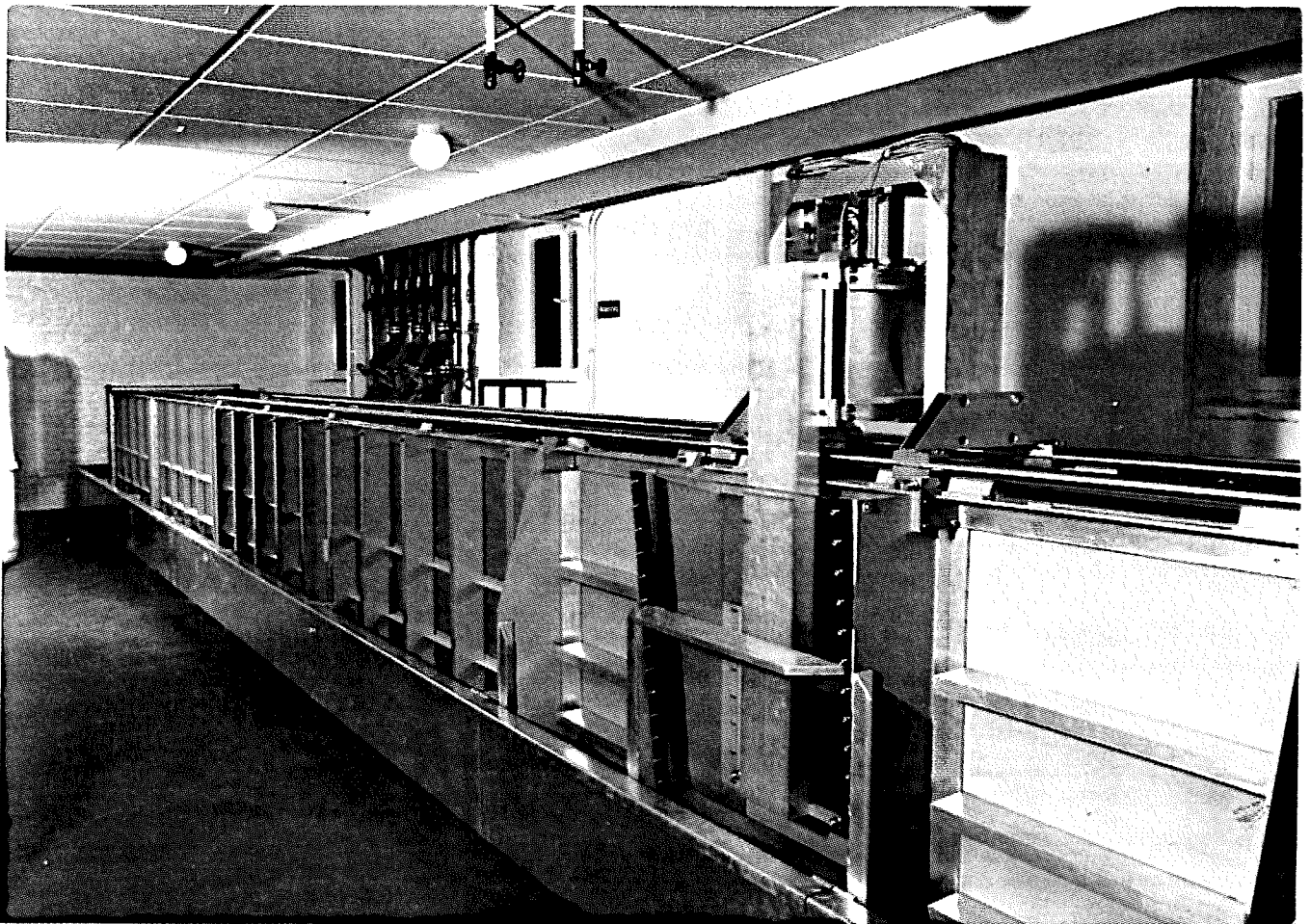
Ziel Durch eine neue Versuchsanlage sollte die Möglichkeit geschaffen werden, Experimente in stark vergrößertem Maßstab auszuführen. Außerdem sollen Schubspannungsmessungen mit höchster Präzision (ca. $\pm 0,2\%$) ausgeführt werden können.

Lösungsweg

Durch den Bau eines Ölkanals sind die gewünschten Möglichkeiten erreicht worden. Eine neu entwickelte Differential-Schubspannungswaage vergleicht die Schubkräfte zwischen einer glatten Platte und z. B. einer Rillenplatte direkt. Die große Dimension der Rillen zwischen 3 und 10 mm erlaubt einfache Fertigung einer hierfür beschafften numerisch gesteuerten Fräsmaschine. Auch Detailmessungen mit Hitzfilmsonden bzw. Laser-Doppler-Anemometrie sind möglich.

Ergebnis Es konnte gezeigt werden, daß die Meßdaten im Ölkanal denen mit anderen Hauptströmungskonfigurationen und von anderen Versuchsanlagen gleichwertig sind. Der Grund dafür ist, daß turbulente Widerstandsverminderung, z.B. mit Rillenoberflächen, nur von den Parametern der viskosen Unterschicht abhängt. Die Meßdaten vom Ölkanal sind daher auch für andere Anwendungen, z. B. an Flugzeugen, präzise gültig.

Die gewünschte Meßgenauigkeit für turbulente Wandschubspannungen von $\pm 0,2\%$ wurde erreicht. Auch geringfügige Verbesserungen an widerstandsvermindernden Oberflächen können so noch festgestellt werden.



Übersicht Ölkanal mit
Differential-Schubspannungswaage

Literatur

Bechert, D. W., Bartenwerfer, M. und Hoppe, G.: Turbulent Drag Reduction by Nonplanar Surfaces - A Survey on the Research at TU / DLR Berlin. Proc. IUTAM Symposium on "Structure of Turbulence and Drag Reduction", Zürich 1989, Springer-Verlag Berlin, Heidelberg 1990.

weiteres Vorgehen

Erprobung unkonventioneller Oberflächen und Messungen mit Forschungspartnern und Industrie.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis** Hyperschall**Ansprechpartner** Dr. W. Beck**Institution** DLR, SM - ES**Adresse** Bunsenstr. 10,
3400 Göttingen**Telefon** 05 51 - 7 09 24 70**Telefax** 05 51 - 7 09 28 70**weitere Partner** Fa. LaVision 2D-Meßtechnik GmbH, Göttingen,
Prof. Troe, Inst. f. physikalische Chemie, Universität Göttingen**Thema** Einsatz von laserinduzierter Fluoreszenz (LIF)
bei HEG**Ausgangssituation**

Um die Realgaseffekte in HEG-Strömungen ausreichend genau bestimmen zu können, wird eine Methode gebraucht, die eine (innere) Gas-temperatur und einzelne Komponentenkonzentrationen messen kann.

Ziel

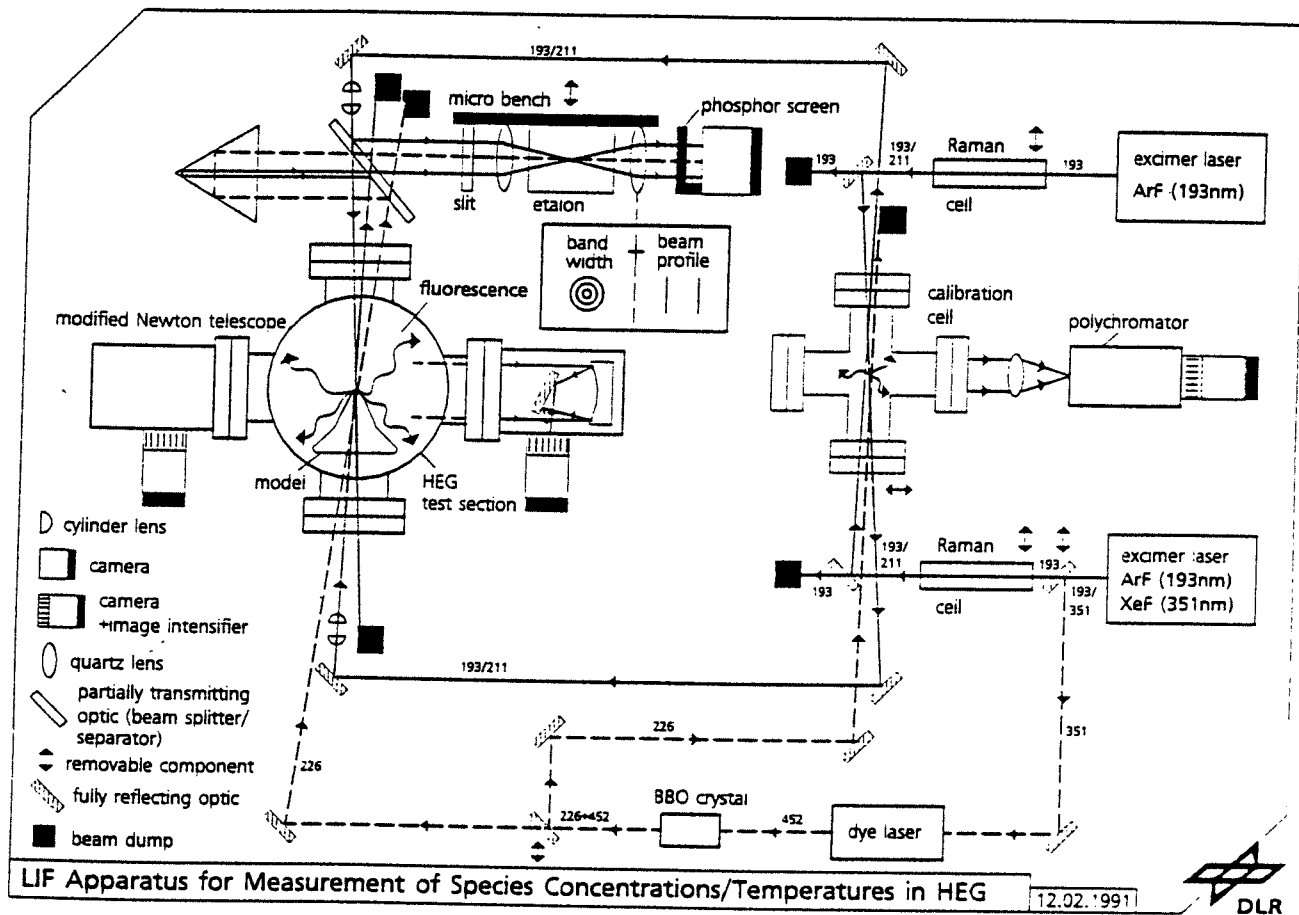
1. Einsatz von LIF bei HEG zur Bestimmung von Temperaturen und Konzentrationen.
2. Notwendige Voruntersuchungen mit der LIF-Methode bei anderen Anlagen.

Lösungsweg

1. Konzipierung und Bau einer LIF-Meßapparatur
(mit Hilfe von Fa. LaVision.)
2. Untersuchungen zum "Quenching"-Problem mit der Universität Göttingen am dort vorhandenen Stoßrohr.
Der Einfluß verschiedener Stoßpartner auf die Fluoreszenz vom (durch eine Stoßwelle) aufgeheizten NO wird gemessen.

Ergebnis

1. Die Meßapparatur befindet sich im Bau (siehe schematische Darstellung unten).
2. Die "Quenching"-Messungen laufen schon und erste Ergebnisse (noch nicht ausgewertet) mit NO/Ar-Mischungen sind vorhanden.



Literatur

weitere Vorgehen

Fortsetzung der o. a. Aktivitäten.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Anlagen

Ansprechpartner Dr. Georg Dettleff

Institution DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon 0551 - 709-2434

Telefax 0551 - 709-2101

weitere Partner

Thema Simulationsanlage für Treibstrahlen in Göttingen, STG

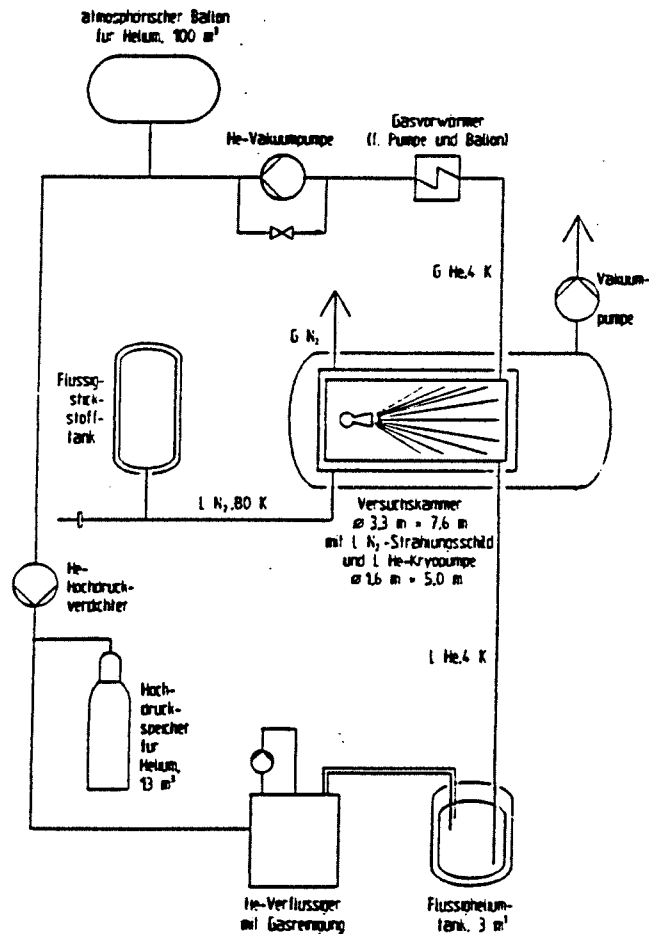
Ausgangssituation Die Erzeugung eines hohen Vakuums ($\sim 10^{-5}$ mbar) zur Untersuchung des verdünnten Strömungsbereichs von Abgasstrahlen aus Raumfahrzeugtriebwerken ist in vorhandenen Anlagen nicht möglich.

Ziel Bau einer Vakuumanlage, in der die "Pumpwirkung des Weltraums" annähernd erreicht wird.

Lösungsweg Der Versuchsraum wird vollständig von Kaltwänden (Kryopumpe) eingeschlossen, die mit Hilfe von flüssigem Helium auf einer Temperatur von ca. 4 K gehalten werden. Dadurch können alle im Abgasstrahl enthaltenen Gaskomponenten einschließlich Wasserstoff gepumpt werden.

Ergebnis

- o Erarbeitung der Funktionsgrundlagen
- o Erstellung der Ausschreibungsunterlagen
- o Herrichtung des Gebäudes
- o Auftragsvergabe für Installation He-Verflüssiger, Tank, Ballon, Hochdruckverdichter und -speicher einschließlich der Rohrleitungen.



Literatur

G. Dettleff, J.-Th. Meyer,
The DLR-Plume Simulation Facility.
International Symposium on Environmental Testing for Space Programmes,
ESA SP-304, September 1990.

weitere Vorgehen Ausschreibung Versuchskammer und Kaltleitungen,
anschließend Installation.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Ansprechpartner

K. Dörner, M. Hoffmeister, H. Strobel

Institution

Institut für Mechanik, Bereich Strömungsmechanik

Adresse

Reichenhainer Str. 88

D-0-9022 Chemnitz

Telefon (071-)5614707

Telefax 555 89

weitere Partner

N. M. Bychkov, V. A. Shcherbakov

Institut Teoreticheskoy i Prikladnoy Mekhaniki (ITPM),
Novosibirsk

Thema

Grenzschichtströmungen in Bereichen mit Ablösung oder
Wiederanlegung

Ausgangssituation

Die Theorie laminarer Ablösung für 2D-Grenzschichten ist weit entwickelt. In der Theorie der Ablösung und Wiederanlegung laminarer 3D- und turbulenter Grenzschichtströmungen gibt es zahlreiche offene Fragen.

Ziel

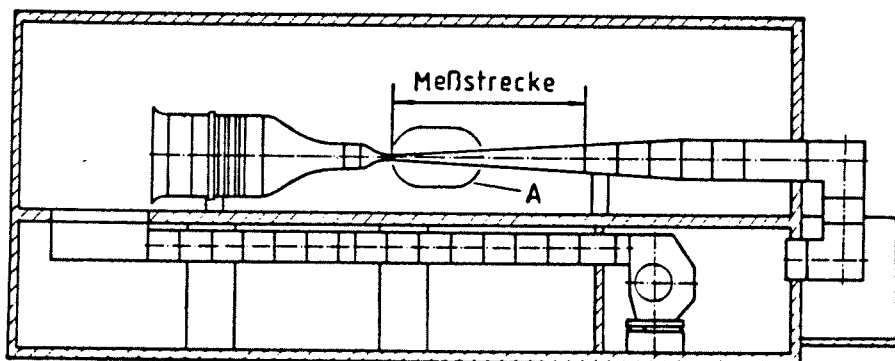
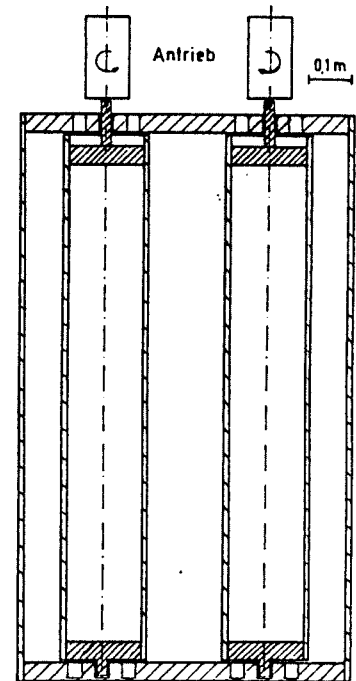
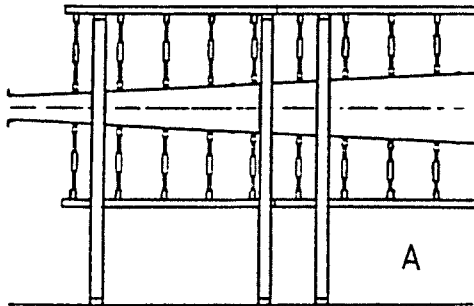
Schaffung einer experimentellen und meßtechnischen Basis zur Untersuchung von Grundlagen turbulenter Scherströmungen. Experimentelle Realisierung reproduzierbarer, stationärer und steuerbar zeitabhängiger Standardsituationen für inkompressible Strömungen mit sich als "clash" bzw. "squeezing off" ablösenden oder sich wiederanlegenden Grenzschichten an ebenen Wänden.

Lösungsweg

1. Aufbau des Versuchsstandes "Wassertank mit rotierendem Walzenpaar".
2. Visualisierung und Heißfilm-Anemometer-Messungen der Wandgrenzschichtströmungen des quaderförmigen Wassertanks im Bereich zwischen den vertikalen, wandparallelen, bezüglich ihrer Achsenlagen verstellbaren, entgegengesetzt rotierenden Zylindern.
3. Visualisierung sowie Druck- und Hitzdraht-Anemometer-Messungen der Grenzschicht an einer ebenen Kanalwand des ITPM-Windkanales in Novosibirsk, die von einem rotierenden, längs angeströmten Zylinder beeinflusst wird.
4. Aufbau des Versuchsstandes "Windkanal mit langer Meßstrecke für Strömungen mit aufgeprägtem Druckgradienten". Vorbereitung der Messungen von 3D-Ablöse- und Anlege-Grenzschichten an diesem Kanal.

Ergebnis Fertigstellung des mechanischen Aufbaus der Versuchsstände bis zum Probetrieb.

Versuchsstand "Wassertank":
 Innenmaße maximal $0.4\text{ m} \times 0.8\text{ m} \times 1\text{ m}$,
 Walzendurchmesser 0.18 m ; eine
 Seitenwand des rechteckigen Quer-
 schnittes und Achsenlagen der
 Walsen verstellbar



Windkanal: 6 m lange Meßstrecke mit auswechselbaren Düsen von rechteckigem Querschnitt ($0.2 - 0.8\text{ m} \times 0.8\text{ m}$) und verstellbaren Seitenwänden; Radiallüfter, Strömungsgeschwindigkeiten bis 30 m/s

Literatur

S. K. Hebbar, D. M. Driver, AIAA Journal 25 (1987) 521,
 A. D. Cutler, P. Bradshaw, AIAA-86-1071, 1986

weiteres Vorgehen

Durchführung der Messungen.

15. 01. 91

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ MESSTECHNIK

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. D. Dopheide

Institution Physikalisch-Technische Bundesanstalt (PTB)
Laboratorium für Strömungsmeßtechnik

Adresse 3300 Braunschweig, Bundesallee 100

Telefon 0531/592-1310

Telefax 0531/592 4006

weitere Partner

Thema Entwicklung eines miniaturisierten Strömungssensors auf Halbleiterbasis mit HF-gepulsten Diodenlasern für die mehr komponentige Geschwindigkeitsmessung in Windkanälen

Ausgangssituation

Entwicklung eines Miniatur-LDA mit Arbeitsabständen bis 500 mm unter Verwendung von GaAlAs-Diodenlasern in Verbindung mit Avalanche-Photodioden für die Messung von Fluidgeschwindigkeiten bis ca. 200 m/s.

Ziel

Verbesserung des Miniatur-LDA durch Verwendung von hochfrequent gepulsten Diodenlasern.

Bei Pulsation von Diodenlasern mit Pulsdauern im Nanosekundenbereich kann die optische Ausgangsleistung erhöht werden und es ist möglich, bei sequentiell gepulsten mehreren Geschwindigkeitskomponenten bei gleicher Wellenlänge, nur einem Photodetektor und mit nur einer Signalverarbeitungskette für alle Komponenten zu messen.

Lösungsweg

Der wesentliche Unterschied zwischen einem cw-betriebenen und einem hochfrequent gepulsten LDA wird in Abb. 1 gezeigt. Bei hochfrequentem Pulsen der Laserdiode erhält man eine Folge von Nadelpulsen am Photodetektor, aus deren Amplitudenverlauf die Dopplerfrequenz rekonstruiert werden kann. Im Gegensatz zum cw-LDA erhält man Signalamplituden höherer Amplitude mit verbessertem SNR. Zur Signalverarbeitung muß die Methode des "coherent sampling" eingesetzt werden.

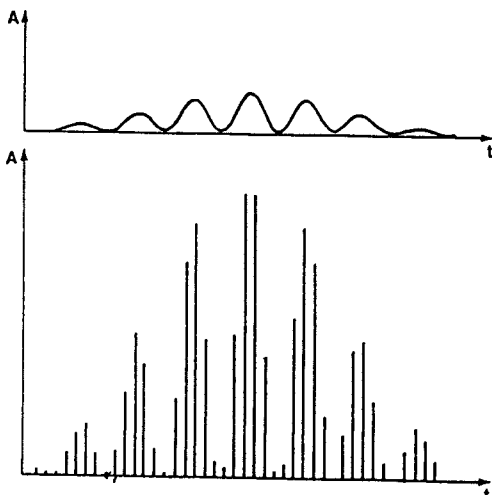
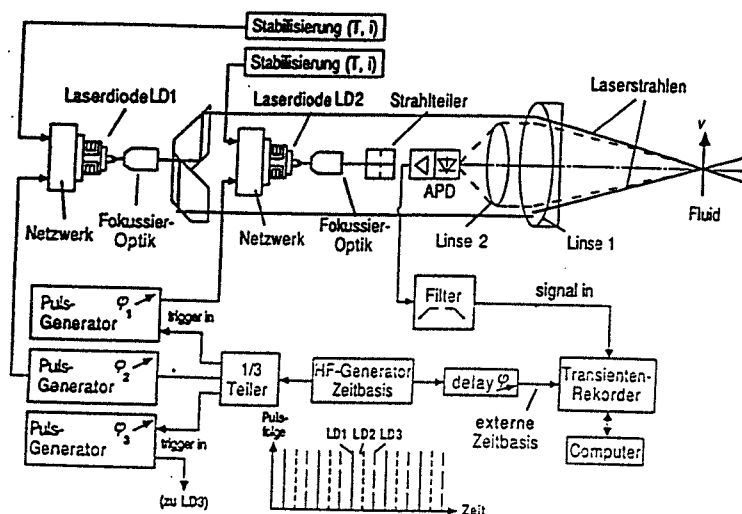


Abb. 1: Empfangssignale bei cw-Betrieb und HF-gepulstem LDA

Einen Versuchsaufbau zur Messung von 2-Komponenten mit HF-gepulstem Diodenlaser LDA zeigt Abb. 2.



Die Dioden werden sequentiell gepulst, so daß abwechselnd das eine oder andere Interferenzstreifenfeld entsteht und ein Nadelimpuls vom Partikel gestreut wird entsprechend Abb. 1.

Abb. 2: Blockdiagramm eines 2-Komponenten-LDA mit HF-gepulsten Diodenlasern und "coherent sampling"

Die in der Amplitude modulierten Streulichtimpulse werden von einem schnellen A/D-Wandler (Transientenrekorder) gemessen, d.h. die Amplitude der Pulse wird bestimmt. Durch phasensynchrones Pulsen der Dioden mit der Zeitbasis des Transientenrekorders wird genau dann die Amplitude des Streulichtpulses gemessen, wenn diese das Maximum erreicht hat. Es werden schnelle breitbandige A/D-Wandler mit Bandbreiten von ca. 400 MHz benötigt, da die Nadelpulse starke Anstiegszeiten haben. Pulsfolgefrequenzen von 100 MHz ermöglichen die Messung von Dopplerfrequenzen bis ca. 30 MHz. Der Vorteil solcher Systeme liegt in der Verbesserung der SNRs und der Miniaturisierung von Mehrkomponenten LDAs und der sehr eleganten simultanen Mehrkomponentenmessung mit nur einer Signalverarbeitungskette. Es wird angestrebt, solch ein System so klein zu gestalten, daß es in die Strömung eingeführt werden kann, ohne am Meßort zu stören.

Literatur

D. Dopheide et al. PTB-Mitteilungen 5/1989, p. 364 - 369, "Multi Component Laser Doppler Anemometers With High Frequency Pulsed Diode Lasers"

weitere Vorgehen

Es ist vorgesehen, eine Reihe von Diodenlasern auf ihre Pulseigenschaften zu untersuchen und die physikalischen und elektronischen Probleme grundlegend zu untersuchen. Die Pulsation von phasengekoppelten Diodenarrays bietet die Möglichkeit, optische Ausgangsleistungen von einigen 1000 mW zu erzielen, so daß Argon-Ionen Laser ersetzt werden könnten.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis** Hyperschall**Ansprechpartner** G. Eitelberg/T. McIntyre**Institution** SM-ES**Adresse** Bunsenstr. 10
 3400 Göttingen**Telefon** 05 51 - 7 09/23 39**Telefax** /28 70**weitere Partner****Thema** Entwicklung und Bau des Hochenthalpiekanals Göttingen (HEG)**Ausgangssituation**

Nachdem der Auftrag zum Bau der Anlage 1989 vergeben wurde, war der Schwerpunkt der Arbeiten auf die Präzisierung der Anlagencharakteristika und Meßtechnik zu verlegen.

Ziel

Möglichst genaue Aussagen über die Strömungszustände im HEG. Auslegung der Betriebszustände und Anlagenkomponenten um möglichst optimale Betriebsbedingungen zu erhalten.

Lösungsweg

Die Methoden der Berechnung der Kolbendynamik wurden weiterentwickelt. Der Entwurf der HEG-Düse, der mit Hilfe einer Kombination einer 1-D Realgas-(Nichtgleichgewichts-)Rechnung mit einem Charakteristikverfahren erfolgte, wurde mit einem 2D-Nichtgleichgewichtsverfahren überprüft.

Ergebnis

- Vertrauen in die Leistungsvorhersag des HEG
- Weitere Präzisierung der Anforderungen an die Kolben des HEG: Masse, Treibzustände
- Zufriedenheit mit der Düsenauslegung

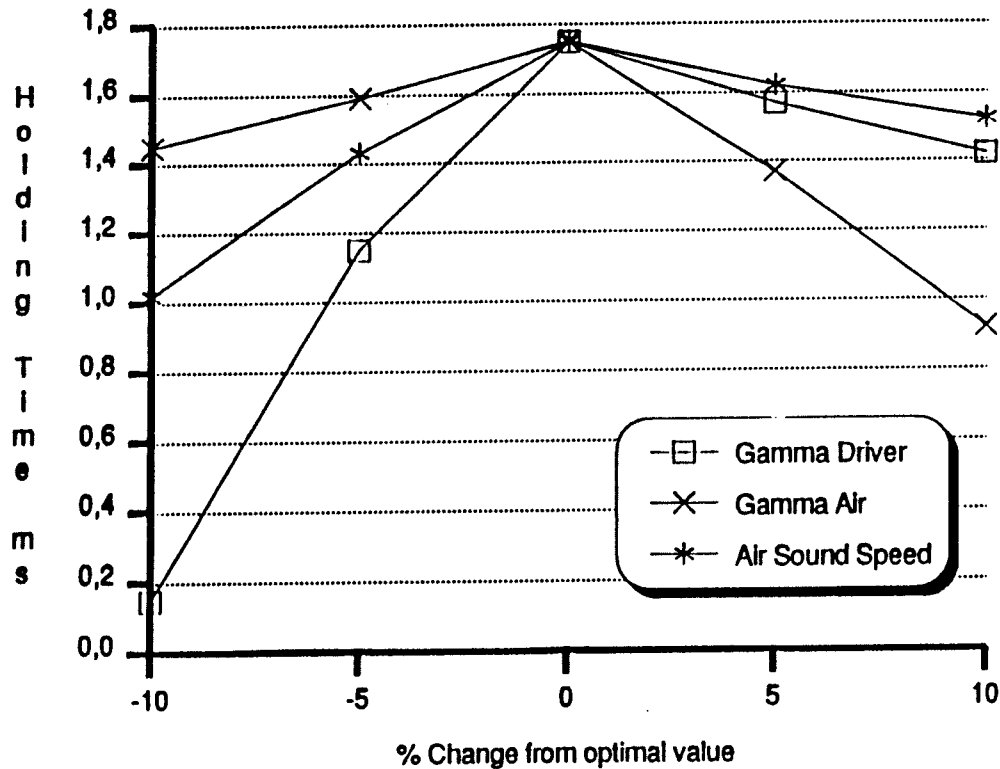


Bild: Empfindlichkeit der Haltezeit des Treibrohres gegen verschiedene Abweichungen von optimierten Bedingungen (Berechnung T. J. McIntyre)

Literatur

Description of the DLR-HEG
G. Eitelberg, J. Lacey, T. J. McIntyre,
Proc. Workshop on the Application of Pulse Facilities to
Hypervelocity Combustion Simulation, 1990
R. Clayton Rogers, Editor

weiterees Vorgehen

- Fortsetzung der Aktivitäten bis zur Inbetriebnahme des HEG
- Kalibrierung des HEG

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Anlagen

Ansprechpartner H. Esch

Institution DLR, Hauptabteilung Windkanäle

Adresse Linder Höhe, 5000 Köln 90
Telefon 02203 601 2345
Telefax 02203 601 2085

weitere Partner

Thema Ausbau der Simulationsmöglichkeiten am
Trisonikkanal TMK

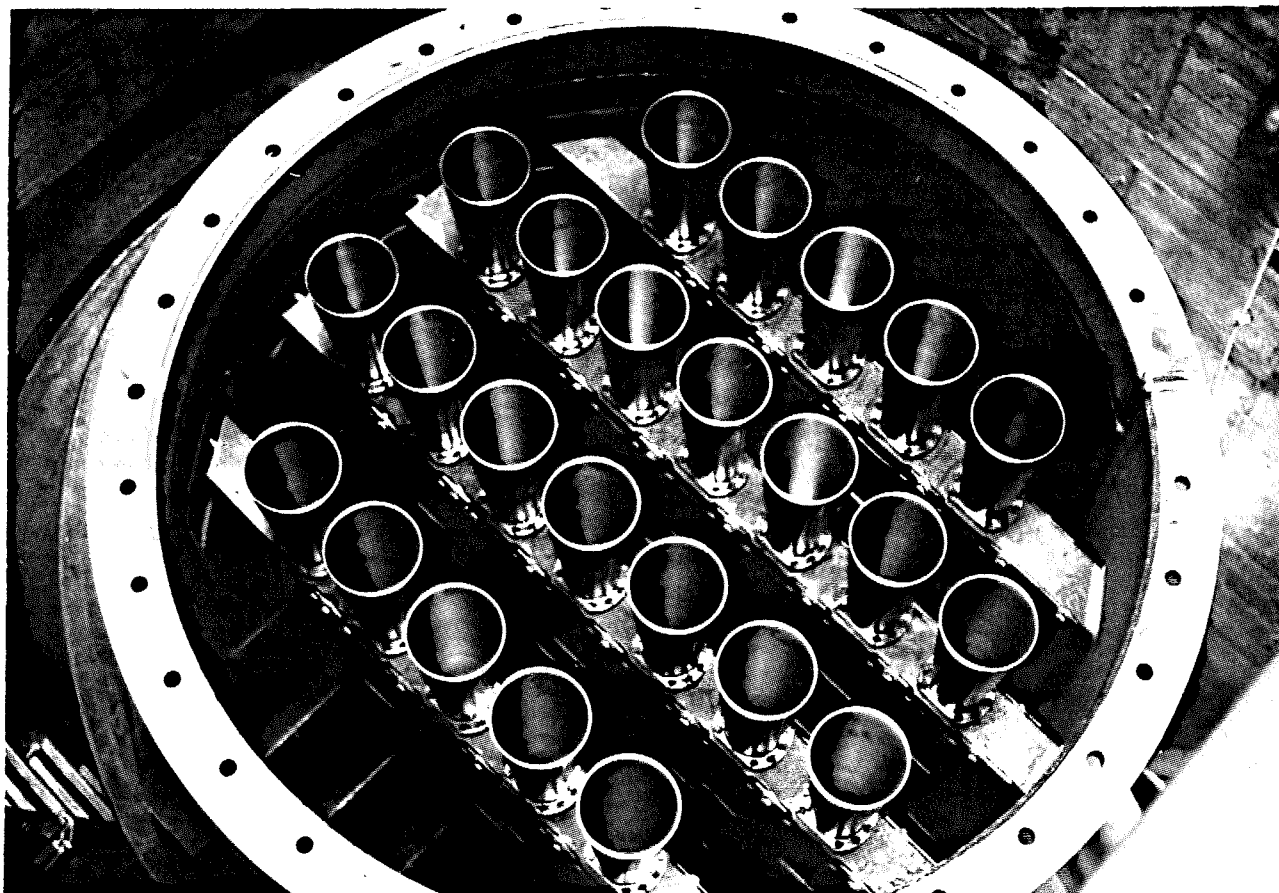
Ausgangssituation Am TMK läßt sich z.Zt. eine maximale Machzahl
 $Ma = 4,5$ erreichen

Ziel Der Machzahlbereich soll von $Ma = 4,5$ auf $Ma \approx 6$
erweitert werden, um an Triebwerkseinläufen des
Sänger-Konzepts oder ähnlicher Konfigurationen
Untersuchungen im hohen Überschall/Hyperschall
mit Simulation der Rumpfgrenzschicht durchführen
zu können.

Lösungsweg Einbau eines Ejektors.

Ergebnis

Mit der vom BMFT im Rahmen des Programms "Hyperschall-technologie" geförderten Maßnahme wurde im April 1989 begonnen. Bis Ende 1990 wurden alle Einzelkomponenten geliefert und montiert, die für den nicht-geheizten und manuellen Betrieb notwendig sind. Die Inbetriebnahme beginnt im Februar 1991.



Einbau der 24 Ejektordüsen in der vertikalen Umlenkecke des TMK

Literatur

weiteres Vorgehen

Eichung der Anlage

Aufbau einer Steuerung für den gemeinsamen Betrieb von Windkanal und Ejektor

Einbau von Filtern für die Heizanlage

Mitteilung

Projektgruppe/ Dreidimensionale Grenzschichtablösung

Fachkreis

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

Institution Institut für Fluid- und Thermodynamik
Lehrstuhl für Strömungstechnik

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

Telefon 0271/740-4681/2

Telefax 0271/740 2320

weitere Partner

Thema Phasengekoppelte LDA-Messungen und Turbulenzmodellierungen großräumiger Ablösegebiete

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

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

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

Ergebnis

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

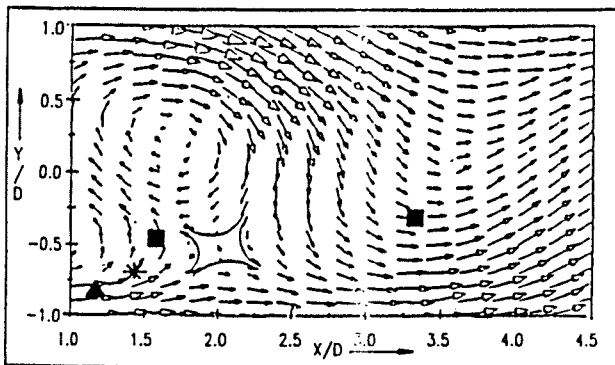


Abb.1: Vektordiagramm im Ablösegebiet und Nachlauf der senkrecht angestellten ebenen Platte zum Zeitpunkt t_0

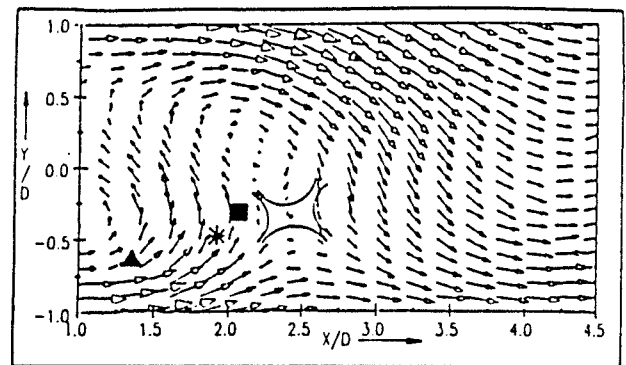


Abb.2: Vektordiagramm im Ablösegebiet und Nachlauf der senkrecht angestellten ebenen Platte zum Zeitpunkt $t = t_0 + 20 \text{ ms}$

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

Literatur

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

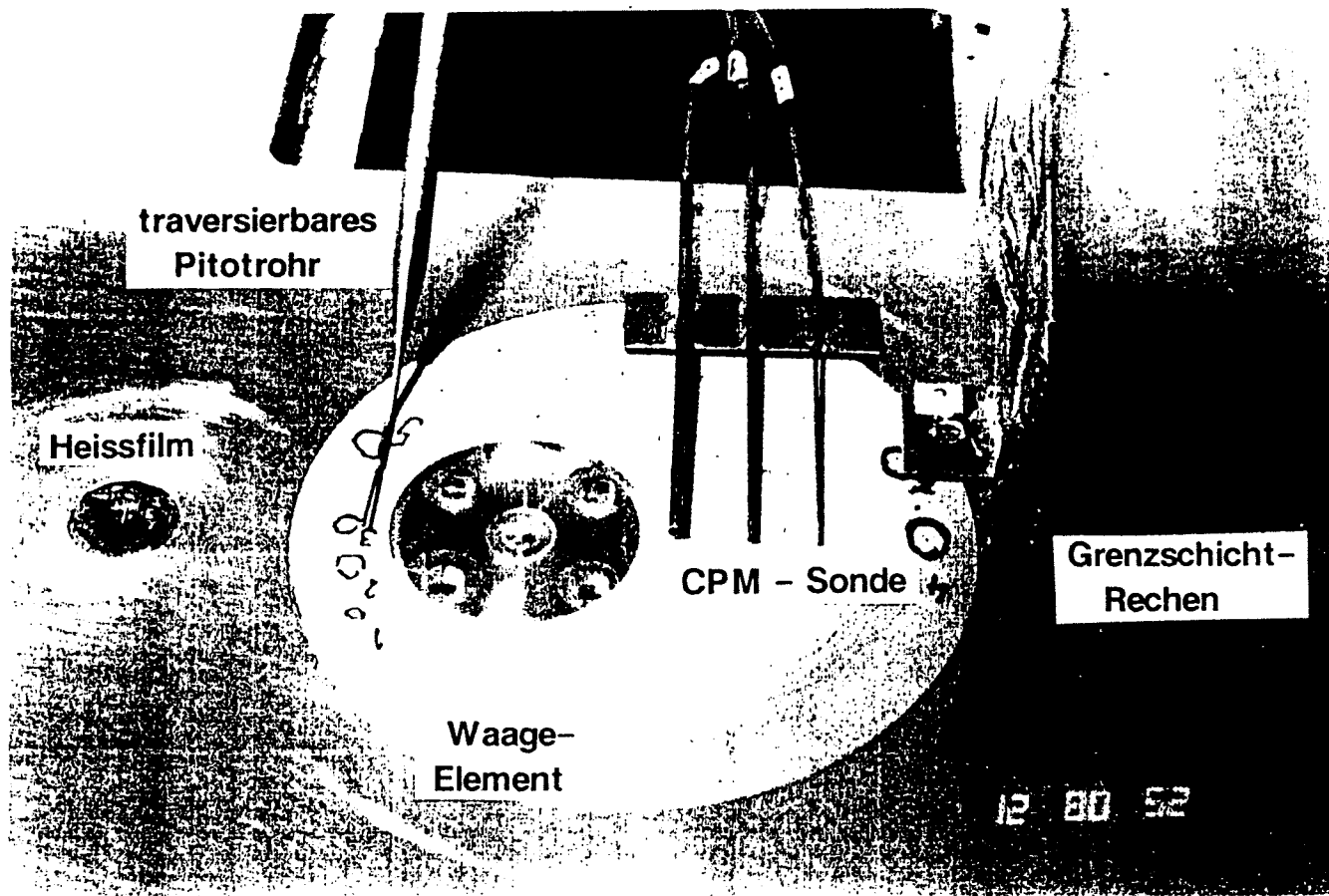
A. Leder: Physikalische Grundlagen abgelöster Strömungen. Habilitationsschrift Universität-GH-Siegen, 1990.

weitere Vorgehen

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

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik	
Ansprechpartner	R.Henke, Dr.F.X.Münch	
Institution	Deutsche Airbus GmbH	
Adresse	Hünefeldstr. 1-5, 2800 Bremen Abteilung EF 17	Telefon 0421 538 3913 Telefax 0421 538 4486
weitere Partner	-	
Thema	Schubspannungswaage	
Ausgangssituation	Für Schubspannungsmessungen in der Experimentellen Teststrecke ETS bei DA in Bremen wurden bisher hauptsächlich unkalibrierte Heißfilme sowie CPM-Sonden der TU Berlin eingesetzt. Für vergleichende quantitative Messungen wurde nunmehr eine Schubspannungswaage angeschafft, mit der 1990 - Kalibrationen - Parametervariationen - Vergleichende Grenzschichtmessungen durchgeführt wurden. Der Meßbereich beträgt 0-2g bei einer Empfindlichkeit von 1mg und einer Linearität von unter 1%FS, das Schwimmerelement hat 29mm Durchmesser.	
Ziel	Ziel ist die Wandschubspannungsmessung in der ETS in laminaren, transitionellen und turbulenten Grenzschichten, insbesondere im Vergleich verschiedener Verfahren im Hinblick auf die Einsetzbarkeit bei Projekten in verschiedenen Industrie-Windkanälen.	
Lösungsweg	Die wesentlichen Parameter bei den Test-Messungen waren: a) Temperatur Die Schubspannungswaage zeigt sich sehr empfindlich gegenüber Temperatureinflüssen, die aber gut kalibrierbar sind. In einer Kältekammer wurde der Temperaturbereich zwischen 15C und 35C getestet, die zugehörigen Kalibrierkurven zeigten alle denselben Gradienten von immerhin 4.6mg/Grd. b) Mechanik Die Schubspannungswaage zeigte sich weitgehend unempfindlich gegenüber mechanischer Verspannung z.B. beim Einbau, die durch unterschiedliche Einbauweisen gezielt untersucht wurden. c) Vergleich mit anderen Methoden Die Ergebnisse aus Vergleichen mit Preston-Rohr, Grenzschichtrechen, CPM-Sonde sowie einem Heißfilm zeigten sehr gute Übereinstimmung aller Methoden. Interessanterweise konnte auch der RMS-Wert der Waage für quasi-instationäre Messungen bis etwa 100Hz im Vergleich mit den Heißfilmmessungen herangezogen werden.	



Versuchsanordnung für vergleichende Messungen mit der Schubspannungswaage

Literatur

weiteres Vorgehen Die Waage wird künftig bei der Sensorbeurteilung z.B. im ELFIN-Programm eingesetzt, weiter sind mehrere Diplom-Arbeiten in Kooperation mit der Hochschule Bremen geplant, u.a. auch bezüglich einer direkten Widerstandsmessung.

Bremen, d. 15.01.1991

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Ansprechpartner

K. Kindler

Institution

DLR, WT-WK-KP

Adresse

Linder Höhe
5000 Köln 90

Telefon 02203-601 2484

Telefax 02203-601 2344

weitere Partner

Dr. Ali Gülhan, Dr. Uwe Koch

Thema

Ausbau des LBK für Materialuntersuchung

Ausgangssituation

Der lichtbogenbeheizte Windkanal geringer Dichte ist für Staupunktuntersuchungen mit einer Brennerleistung bis 1 MW ausreichend dimensioniert, nicht₂ jedoch für Messungen an ebenen Platten (300 x 300 mm²).

Ziel

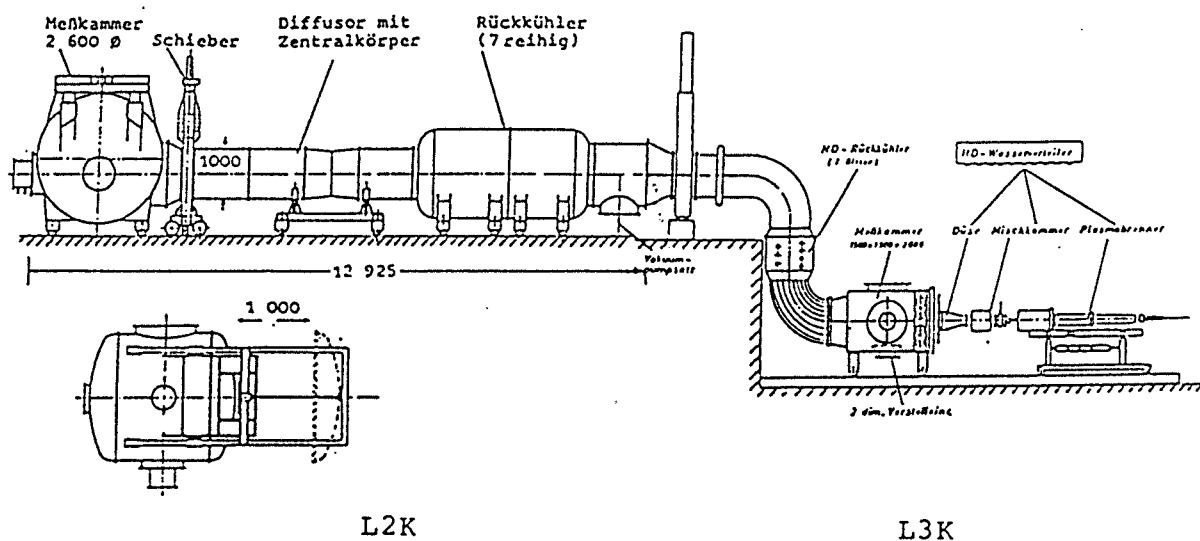
Eine Versuchsanlage mit 5 MW Brennerleistung und einem Gasmassendurchsatz von 300 g/s ist ausreichend für Wärmeschutzuntersuchungen an 300 x 300 mm² großen Platten.

Lösungsweg

Die Meßkammern L2K und L3K sind ausreichend dimensioniert. Der Pumpsatz ist auf einen Gasmassendurchsatz von 300 g/s und die Brennerleistung auf 5 MW umzurüsten. Der L2K ist dann für die Staupunktuntersuchungen mit Brennerleistung bis 1 MW und der L3K für die Untersuchungen an ebenen Platten mit Brennerleistung bis 5 MW gut geeignet.

Ergebnis

- Erarbeitung der neuen Kanalbetriebsgrößen
- Ausarbeitung der Ausschreibungsunterlagen
- Vergabe der Aufträge
- Demonstrationsversuche



Literatur

M. Fiebig, K. Kindler, D. G. Papanikas
Hochleistungsbrenner und Expansionsdüsen zur Unter-
suchung von Hochenthalpieströmungen.
DLR-Mitt. 75-06 (Febr. 1975)

weitere Vorgehen

- Ersatz R57 durch WGK 12000 für Durchsatz 300g/s
- Neubau Stromrichter 6 MW
- Neubau Lichtbogenbrenner
- Neubau Gasmassenstromüberwachung
- Vergrößerung NO-Entsorgungsanlage
- Neubau 2D-Düse
- Automatisierung des Kanalbetriebs

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Meßtechnik

Ansprechpartner Dr.-Ing. B. Lehmann, Dipl.-Ing. J. Helbig, B. Simon

Institution Institut für Experimentelle Strömungsmechanik
Abteilung Turbulenzforschung, Berlin

Adresse DLR / Abteilung Turbulenzforschung
Müller-Breslau-Str. 8
1000 Berlin 12

Telefon 030/310 00619

Telefax 030/310 00639

weitere Partner

Thema Software-FFT-Prozessor auf der Basis eines VME-Datenbus-
Systems für die Auswertung von Laser-Doppler-Signalen

Ausgangssituation

In Folge wachsender Rechengeschwindigkeiten und Speichergrößen verbessern sich laufend die Bedingungen für die effektive Analyse von Laser-Doppler-signalen mittels Software-FFT-Techniken. Die Breitbandigkeit der Analyse und das zulässig schlechte Signal-zu-Rausch-Verhältnis bieten Vorteile bei der Anwendung in der Strömungsmeßtechnik gegenüber anderen Methoden gleicher Zielsetzung.

Ziel Für die Analyse von Laser-Doppler-Signalen ist ein Prozessor auf der Basis einer schnellen Software-FFT zu entwickeln. Die Frequenzauflösung der FFT ist durch einen geeigneten Interpolationsalgorithmus zu verbessern. Die verwendete Rechner-Hardware soll, zusammen mit geeigneten Digitalisierern, ein preiswertes und in der Modifikation für verschiedenartige Anwendungen flexibles Signalanalyse- und Auswertesystem ergeben, welches selbst in dreikomponentigem Ausbau eine preiswerte Lösung darstellt.

Lösungsweg

Die Grundlage des entwickelten Doppler-Signalanalysators ist ein kommerzielles VME-Bussystem, welches durch einen ATARI-Mega-ST-Rechner gesteuert wird. Systemkonforme 8-Bit-Digitalisierer mit einer Taktfrequenz bis 70 MHz und portionierbarem 96 Kbyte-Pufferspeicher stehen zur Verfügung, externe Digitalisierer können über einen IEC-Bus betrieben werden. Eine spezielle, durch den Trigger gesteuerte Zeiterfassung mißt die Zeitfolge der erfaßten Dopplersignale. Das ermöglicht die Zeitanalyse der Geschwindigkeitsschwankungen durch Berechnung von Autokorrelationen und Frequenzspektren. Bei Mehrkomponentenmessungen können Kreuzkorrelationsanalysen durchgeführt werden.

Zusatzkarten mit schnellen Signalprozessoren berechnen wesentliche Teile der Analysealgorithmen, insbesondere die FFT. Dadurch wird die Auswertegeschwindigkeit wesentlich erhöht und mit der Anzahl von bis zu vier eingesetzten Prozessoren multipliziert.

Der Doppler-FFT-Prozessor ist mit dem VME-Bus und allen erforderlichen ATARI-Baugruppen sowie Floppy und Festplatte in ein 19"-Tischgehäuse integriert. Die erforderlichen VME-Karten besitzen einfaches Europaformat, ggf. benötigte Doppel-Europakarten sind in entsprechend höheren Gehäuserahmen unterzubringen. Die Hardware wird von der Firma Rhothron geliefert.

FFT-Analysen sind derzeit über maximal 1024 digitalisierte Zeitstützstellen möglich, erforderlich sind in normalen Meßsituationen 128 bis 512 Stützstellen. Die Analysegenauigkeit wird durch zusätzliche Frequenzinterpolation, je nach Konditionierung der Dopplerbursts und Anzahl der Stützstellen, auf 10^{-3} bis 10^{-5} gesteigert.

Ohne die zusätzlich einsetzbaren Signalprozessoren ermöglicht das Rechenprogramm die Analyse von etwa 40 Signalbursts pro Sekunde, wenn diese durch 256 Zeitstützstellen erfaßt sind. Ein zusätzlicher Prozessor (DSP 56001) erhöht in der derzeitigen Ausführung diese Auswerterate auf etwa 500 s^{-1} , welche durch maximal 4 Prozessoren bis auf 2000 s^{-1} gesteigert werden kann. Geringere oder größere Stützpunktzahlen verändern diese Auswerterten im entsprechenden Verhältnis.

Der Programmablauf wird durch eine übersichtliche Menuetechnik gesteuert. Alle für die Signalerfassung, Signalauswertung und die Ergebnisdarstellung erforderlichen Parameter werden in ein auf dem Rechnerbildschirm dargestelltes Parameterfeld direkt eingetragen oder in ihm verändert. Die Ergebnisse werden in Form von Graphiken der Geschwindigkeitshäufigkeitsverteilungen, Korrelationsfunktionen und Frequenzspektren dargestellt. Zusätzliche Graphiken dienen der Demonstration des Auswerteverfahrens und als Hilfe zur Optimierung der Auswerteparameter.

Die Zeitkarte ermöglicht die Erfassung von bis zu 40000 Burstsignalen pro Sekunde. Daraus ergibt sich eine maximal analysierbare Frequenz der Geschwindigkeitsschwankungen von etwa 15 KHz.

Nach derzeitiger Marktlage betragen die Hardwarekosten für einen derartiges Gerät bei dreikomponentigem Ausbau ca. DM 30 000.--, ohne die beschleunigenden Prozessoren. Zusatzkosten für die Software und für Prozessorkarten müssen für den Einzelfall veranschlagt werden.

Literatur

Lehmann, B., HELBIG, J., SIMON, B., LDA signal anlysis by software FFT applied to the free shear layer of a circular jet, ninth symposium on turbulence, University of Missouri-Rolla, 1984.

Lehmann, B., HELBIG, J., SIMON, B., A software processor using FFT for signal burst analysis in LDA, Internat. specialists meeting on "The use of computers in laser velocimetry", 1987, Saint Louis, Frankreich.

Lehmann, B., MANTE, J., BARSIKOW, B., Laser-Doppler analysis of the flow-field instability in a heated jet, International Conference on Fluid Dynamic Measurement and its Application, 25.-28. Okt.1989, Peking, China

weiteres Vorgehen

Der Prozessor befindet sich in Form älterer Modifikationen und auf anderen Rechnern seit längerer Zeit im Einsatz. Die oben beschriebene Version wird derzeit ausgetestet. Die Software-Lösung gestattet durch ihre Flexibilität den Einbau von Software-Modulen für spezielle strömungstechnische Analysen von Geschwindigkeitsfeldern. Darüberhinaus soll das System der zukünftigen Entwicklung der Rechnertechnologie ständig angepaßt werden, was insbesondere auf eine weitere Beschleunigung der Auswertealgorithmen hinausläuft.

Mitteilung

Projektgruppe/

Meßtechnik

Fachkreis

Ansprechpartner

Dr.-Ing. B. Lehmann und Dr.-Ing. J. Mante

Institution

Institut für Experimentelle Strömungsmechanik
Abteilung Turbulenzforschung

Adresse

DLR / Abteilung Turbulenzforschung
Müller-Breslau-Str. 8
1000 Berlin 12

Telefon 030/310 00619

Telefax 030/310 00639

weitere Partner

Thema

Schnelles Scannen von Geschwindigkeitsprofilen zur Analyse
der Dynamik instationärer Strömungsfelder

Ausgangssituation

Über die unterschiedlichen Möglichkeiten zur Messung verschiedenartig definierter Strömungsmittelwerte hinaus ist der momentane Zustand eines kompletten Strömungsfelds und dessen zeitliche Änderung von Interesse. Dies dient der Analyse von Mechanismen und Wechselwirkungen in insbesondere turbulenten Großstrukturen aber auch in vielen anderen Formen fremd- oder selbsterregter instationärer Strömungen.

Ziel

Für die Analyse der Dynamik selbsterregter Instabilitätsstrukturen in einem heißen Luft-Freistrahler ist auf der Basis der Laser-Doppler-Meßtechnik eine Methode für das schnelle Scannen von Geschwindigkeitsprofilen zu entwickeln und anzuwenden. Anzustreben ist die Auflösung von mindestens einem KHz der Strömungsgeschwindigkeitsschwankungen. Mittels geeigneter Analyse der Meßdaten werden momentane Feldinformationen über Geschwindigkeitsfluktuationen sowie deren höhere Momente und Korrelationen angestrebt.

Lösungsweg

Ein Laser-Doppler-Velozimeter "Typ ISL" gestattet die Analyse der Doppellerverschiebung des von einer großen Anzahl optischer Streupartikel überlagerten Streulichts. Beim schnellen Abtasten der Streulichtspur eines Laserstrahls im Strömungsfeld mit hinreichend großer Konzentration an Streupartikeln werden dadurch Signal-"drop-outs" vermieden. Die Geschwindigkeitsinformation ist proportional zur Steuerspannung einer Pockelszelle, welche mit dem als Michelson-Interferometer wirkenden optischen Teil des Velozimeters in einen opto-elektronischen Regelkreis integriert ist.

Ein speziell entwickelter opto-mechanischer Scanner tastet die ortsfesteste Streulichtspur periodisch ab und überträgt das momentan und lokal empfangene Streulicht in das hochauflösend ausgelegte Interferometer. Die Lichtspur wird dabei auf das lineare Array von ca. 70 Lichtwellenleitern (LWL) abgebildet. Deren in einem zirkularen Array angeordnete Lichtaustrittsflächen werden durch einen auf einem Rotor befestigten Einzel-LWL periodisch abgetastet. Eine Luftturbine aus der Dentaltechnik treibt den Scanner mechanisch an und ermöglicht die Messung von einigen tausend Geschwindigkeitsprofilen pro Sekunde.

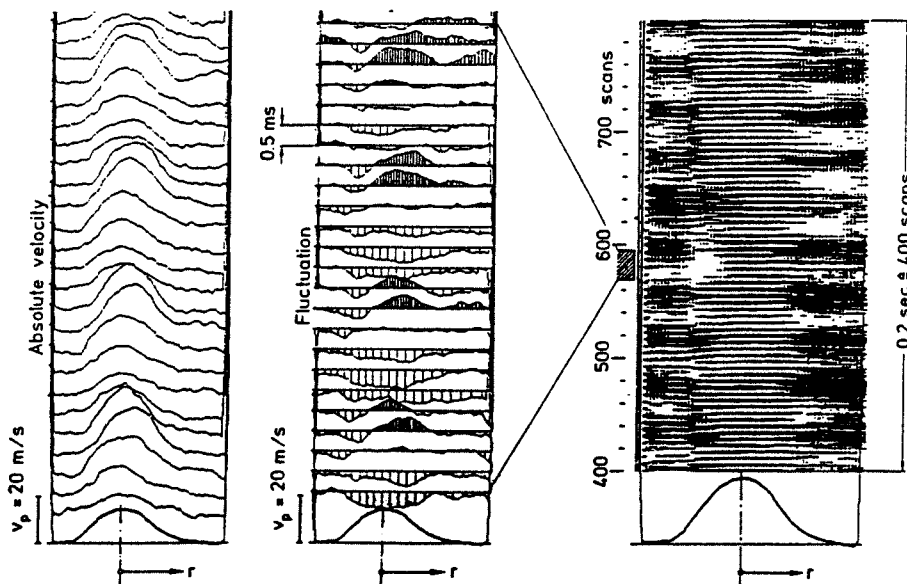
Ergebnis

Das Bild zeigt einige momentane radiale Profile der axialen Geschwindigkeit eines auf 365 °C erhitzten Luftfreistrahls. Sie entstammen einer mit ca. 2000 Profilen pro Sekunde erfaßten Profilserie. Die ebenfalls dargestellten Fluktuationsprofile ergeben sich durch Subtraktion eines über zweitausend Scans gemittelten Geschwindigkeitsprofils, das jeweils als unteres erstes Profil jeder Serie eingetragen ist.

Rechts im Bild ist die komprimierte Geschwindigkeitsinformation von 400 momentanen Fluktuationsprofilen dargestellt. Drei zuvor festgelegten Geschwindigkeitsbereichen wurden dabei die Tönungen schwarz, grau und weiß zugeordnet und die Information jedes Profils entlang jeweils einer Geraden eingetragen.

Das dargestellte Ergebnis zeigt Effekte der durch selbsterregte Instabilitätsschwankungen des heißen Freistrahls erzeugten Großstrukturen. Es sind deutliche Periodizitäten in der Dynamik des erfaßten Geschwindigkeitsfelds erkennbar, das während der Messung über den raumfesten Laserstrahl konvektiert. Die dominierende Fluktuationsfrequenz ist etwa 350 Hz.

Velocity-Profiles of Hot Jet



Momentane Geschwindigkeitsinformation eines heißen Luft-Freistrahls
 $Re=10000$, $T=365 \text{ °C}$, $x/D=3$, $D=15\text{mm}$, Scanrate ca. $2000 \text{ Profile s}^{-1}$

Literatur

- Smeets, G., George, A., Michelson spectrometer for instantaneous Doppler velocity measurements. J. Phys. E: Sci. Instrum., Vol. 14, 1981.
Lehmann, B., Mante, J., Rapid measurement of velocity profiles with a Doppler shift controlled interferometer, ZFW, Bd. 12 (1988), Heft 5.
Lehmann, B., Mante, J., Application of a laser-Doppler scanning technique to the unstable flow field of a heated jet, 13th ICIASF, Sept. 1989, Göttingen

weiteres Vorgehen

Die bisher mit bis zu 4000 Profilen pro Sekunde einkomponentig realisierte Scanning-Technik soll auf zweikomponentiges Scannen erweitert werden. Dies erscheint technisch möglich und erfordert bei der derzeit vorgesehenen Lösung die exakte Synchronisierung zweier Scanner sowie zwei Signalanalysatoren. Zweikomponentig gescannte Geschwindigkeitsinformation bietet die Möglichkeit zur lokalen Analyse momentaner Korrelationen verschiedener Art der Geschwindigkeitskomponenten miteinander.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Anlagen

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. Franz-Joachim Niezgodka

Institution

DLR, WT-WK-KP

Adresse

Linder Höhe

Telefon 02203/6012367

Telefax 02203/6012085

weitere Partner

Thema

Modernisierung des Hyperschall-Windkanals H2K

Ausgangssituation

Der H2K war lange Zeit stillgelegt und wurde 1988 reaktiviert.

Ziel

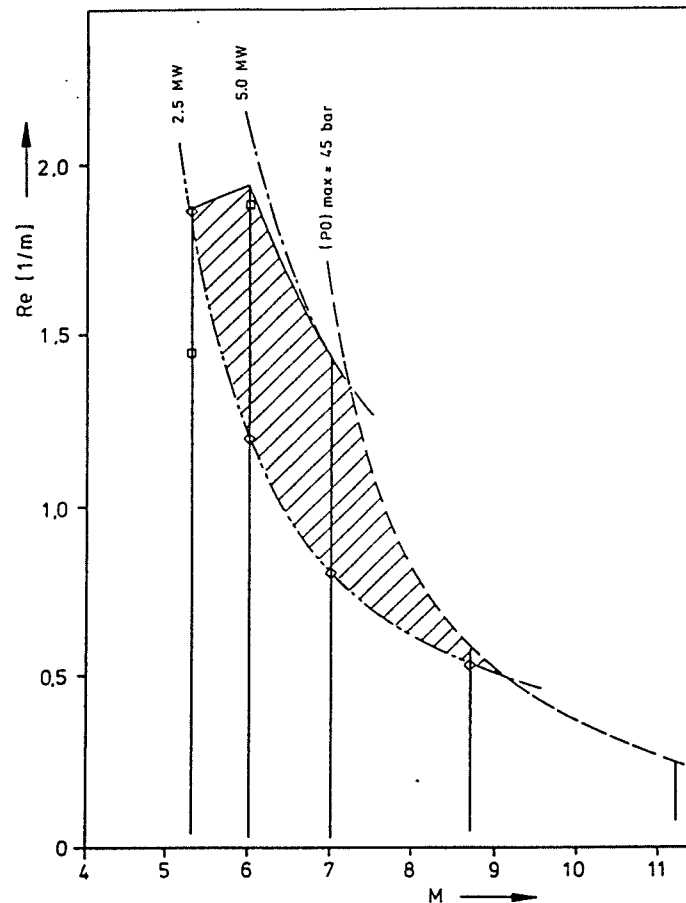
Vergrößerung des Reynoldszahl-Bereichs, Erweiterung der Simulationsmöglichkeit, Erhöhung der Produktivität, Verbesserung der Datenerfassung und -aufbereitung.

Lösungsweg

Die Lufterhitzer-Leistung wurde von 2,5 auf 5 MW verdoppelt, um bei gleicher Temperatur höhere Ruhedrucke zu ermöglichen. Ein zweiter Pumpstand wird die Evakuationszeit des Systems halbieren, um die Zahl der Versuche auf 12 bis 15 pro Tag zu steigern. Eine Vorrichtung zur Simulation von Stufentrennungen wurde konzipiert. Eine neue rechnergesteuerte Datenerfassungsanlage mit entsprechendem Rechner trägt den erhöhten Anforderungen an die Meßgenauigkeit Rechnung.

Ergebnis

- 2,5 MW Transformator ist installiert
- Alte Erhitzergruppe wurde verbessert, Teile für die 2. Gruppe sind bestellt und z. T. geliefert
- Teile für Stufentrennungssystem sind geliefert.
- Datenerfassung ist komplett
- Rechneranlage HP 9000/845SE ist betriebsbereit
- Vakuumpumpsatz ist bestellt.



Tunnel Performance H2K , $G_{max} = 20 \text{ kg/s}$

Literatur

weiteres Vorgehen

Installation, Montage und/oder Umbau der Komponenten und Inbetriebnahme.

Mitteilung

Projektgruppe / Flügel großer Streckung

Fachkreis

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

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität (TH) Karlsruhe

Adresse Kaiserstrasse 12
7500 Karlsruhe 1

Telefon 0721/608-3026

Telefax 0721/608-4290

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

Thema Experimentelle Untersuchung zur passiven Beeinflussung der
Stoß-Grenzschicht Interferenz im transsonischen Verdichtergitter

Ausgangssituation

Stöße oder Stoßsysteme bei der Verzögerung von Über- auf Unterschall bei der Durchströmung von Gittern. Unter passiver Beeinflussung versteht man den selbstregulierenden Druckausgleich im Gebiet der Stoß-Grenzschicht Interferenz. Hierzu wird die überströmte Oberfläche porös ausgeführt und darunter ein Hohlraum (Kavität) angeordnet. Stromab des Stoßes wird infolge des Druckgefälles Medium in die Kammer eingesaugt, das vor dem Stoß im Bereich niederen Druckes wieder austreten kann. Dadurch werden sowohl die viskosen Verluste in der Grenzschicht als auch die Stoßverluste im reibungsfreien Außenfeld beeinflusst.

Ziel

Reduktion der Verluste bei der Durchströmung eines transsonischen Verdichtergitters und Stabilisierung instationärer Stöße durch passive Beeinflussung, d.h ohne aktive Elemente, für vorgegebene Schaufelprofile.

Lösungsweg

Parallel zu den theoretischen und numerischen Untersuchungen von U. Dohrmann zur selben Fragestellung (siehe separate Mitteilung) wird die Strömung in einem Element - Schaufelkanal - eines Verdichtergitters, bestehend aus einer Saug- und einer Druckseite, experimentell untersucht. Diese Beschränkung ergibt sich aus den Abmessungen der zur Verfügung stehenden Meßstrecke des Überschall-Windkanals des Instituts und aus der Forderung nach größtmöglicher Abmessung der Schaufeln. Entwicklung eines geeigneten Teststreckeneinbaues. Reproduktion typischer Strömungskonfigurationen, zunächst ohne Beeinflussung. Variation des Gegendruckes bei fester Schaufelgeometrie, der Anzahl und Anordnung der Kammern, sowie deren Geometrie und Porosität der Oberfläche. Visualisierung mit Schlieren- und Interferenz-Meßtechniken, Registrierung und quantitative Analyse mittels digitaler Bildverarbeitung, statische Druckmessungen im Interferenzgebiet in und außerhalb der Kammer.

Ergebnis

Fig. 1 zeigt zwei typische Strömungen bei niederem Gegendruck (oben) und hohem Druckverhältnis (unten) ohne Kammern als Ausgangssituation für die passive Beeinflussung. Die Anströmung erfolgt von links mit $M=1.3$, in beiden Fällen wird auf Unterschall verzögert, der Sichtfelddurchmesser beträgt 211 mm. Die Schaufelprofile sind einfache Keil/ Kreisbogenprofile. Im oberen Bild in Strömungsrichtung zunächst ein schiefer und dann ein senkrechter Stoß, im unteren Bild nur ein senkrechter Stoß. Bildfrequenz 25 Hz (Video-Frequenz), digitale Bildaufzeichnung und Reproduktion. Der untere Fall mit hohem Gegendruck entspricht weitgehend dem numerischen Ergebnis von Dohrmann (separate Mitteilung) für dasselbe Gitter.

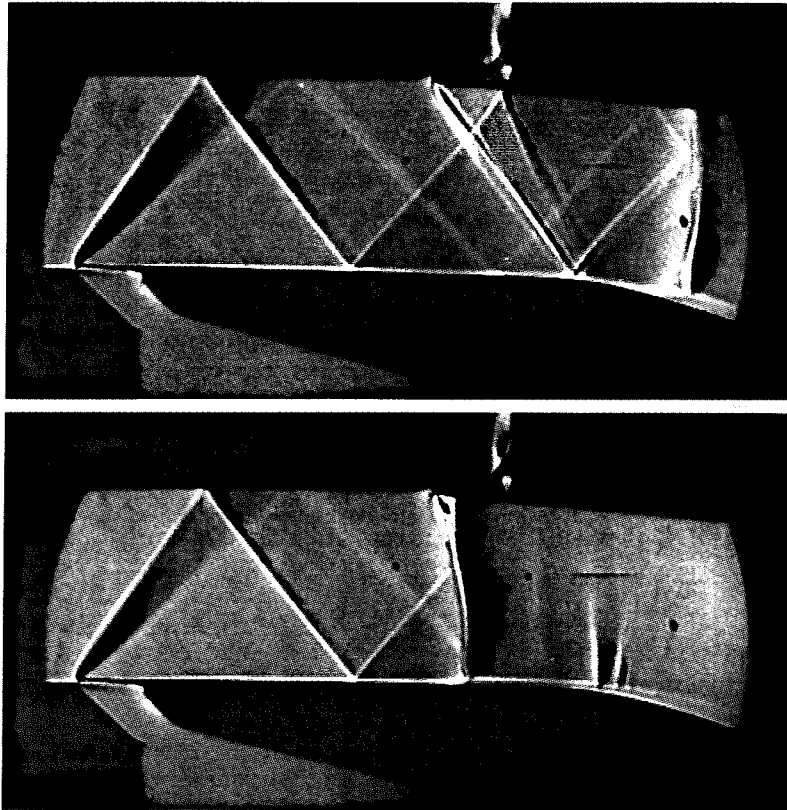


Fig. 1
Transsonische Strömung im Schaufelkanal eines Verdichtergitters

Literatur

W. Braun

Experimentelle Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung.
Dissertation Universität (TH) Karlsruhe, Fakultät für Maschinenbau, 1990

H.A. Schreiber, YU Shen

Experiments on strong shock wave turbulent boundary layer interaction in a supersonic compressor cascade.
DLR IB 325-02-1989

weiteres Vorgehen

Beseitigung der Stoßreflektion an der Druckseite (Wandinterferenz), Einbau der Kammern und Variation der Parameter. Vergleich der Experimente im Gitterelement mit Versuchsergebnissen von YU Shen aus dem transsonischen Verdichtergitterprüfstand bei derselben Reynolds- und Machzahl.

Förderung durch DFG

Datum 11. Januar 1991

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Anlagen

Ansprechpartner Dr. Günter Viehweger

Institution DLR, WT-WK-KKK

Adresse Linder Höhe
5000 Köln 90

Telefon 02203-601-2295

Telefax 2139

weitere Partner

Thema Kryo-Kanal Köln (KKK)

Ausgangssituation Der KKK stellt die mit Abstand größte Kryo-Windkanalanlage in Europa dar. Eine vergleichbare Anlage existiert nur noch in den USA.

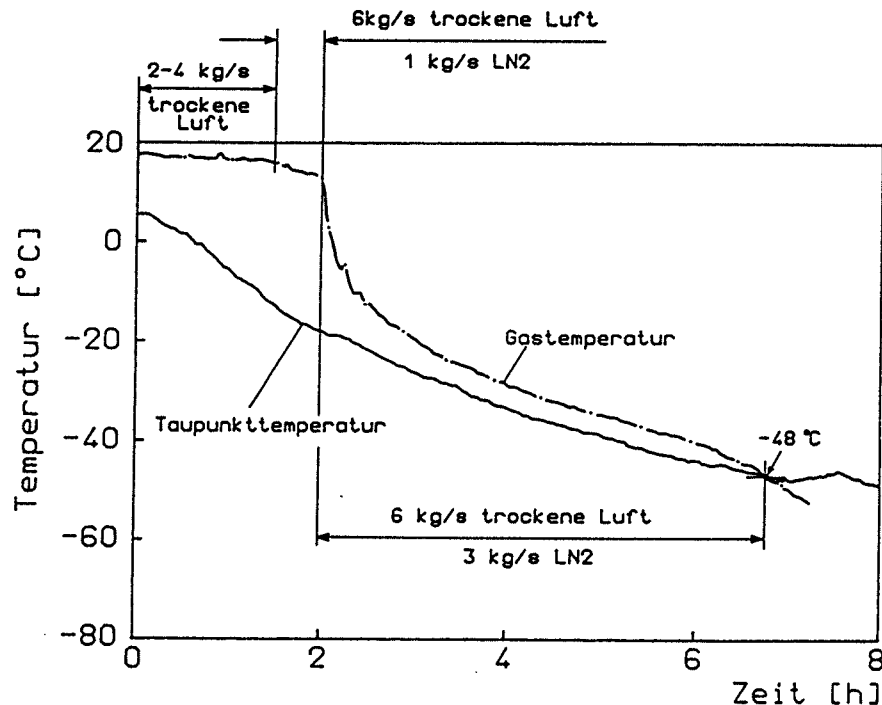
Ziel Das weiter zu entwickelnde sehr vielfältige Know-How soll neben einer optimalen Nutzung des KKK eine qualifizierte Mitarbeit der DLR beim Bau und Betrieb des ETW ermöglichen und darüber hinaus die Position der DLR im Verhältnis zu Forschungseinrichtungen im Ausland stärken, die an ähnlichen Aufgaben arbeiten.

Lösungsweg Weiterentwicklung der Kryo-Technologie auf den Gebieten:

- Modelltechnik
- Meßtechnik (u.a. DMS-Waagen und Turbulenzmeßeinrichtungen für Tieftemperaturbetrieb)
- Optische Verfahren (Bestimmung des laminar-turbulenten Umschlages).

Ergebnis

- Lösung des Problems der Feuchtigkeit im Trägermaterial von DMS-Streifen an Kryo-Waagen durch Beschichtung mit Siliciumcarbid (Schichtstärke $3\ \mu$)
- Lösung des Problems der Desorption von Feuchtigkeit aus der Dämmung in das Kanalinnere während der Cool-Down-Phase durch rasches Einfrieren der Feuchtigkeit und damit Vermeidung der Taupunktunterschreitung.



Taupunkttemperatur und Gastemperatur während der Cool-Down Prozedur im Kryo-Kanal.

Literatur

B. Stahl, W. Becker, G. Viehweger
Der Feuchtetransport aus der Innendämmung des KKK
in die trockene Kanalströmung
DLR-IB-39161-91A03, 1991

weiterees Vorgehen

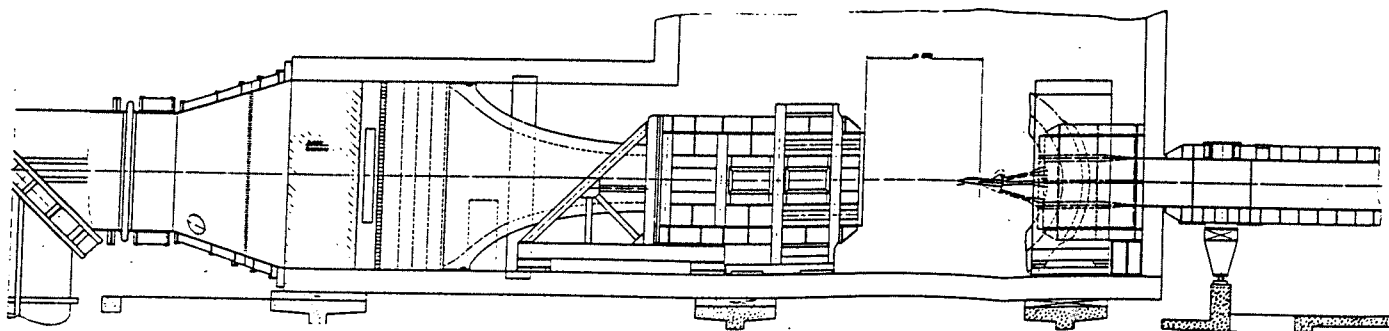
Weiterentwicklung der Meßtechniken

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen		
Ansprechpartner	Rudolf Wulf		
Institution	DLR, WT-WK-Göttingen		
Adresse	Bunsenstraße 10 3400 Göttingen	Telefon Telefax	0551/709-2147 0551/709-2179
weitere Partner			
Thema	Transsonischer Windkanal in Göttingen (TWG)		
Ausgangssituation	Der TWG ist seit fast 30 Jahren für Forschung und Industrie in Betrieb. Mit einer Tandem-Meßstrecke entspricht insbesondere die Strömungsqualität nicht mehr den heutigen Anforderungen, eine Modernisierung ist unumgänglich.		
Ziel	In der ersten Phase der Modernisierung sollen die Strömungsqualität verbessert und das Einsatzspektrum erweitert werden.		
Lösungsweg	Die für die Strömungsqualität maßgebenden Bauteile, wie Kühler, Gleichrichter, Siebe und Düse werden erneuert und nach dem Stand der Technik ausgelegt. Anstelle der Tandem-Meßstrecke wird es drei Meßstrecken geben. Für den subsonischen Geschwindigkeitsbereich ist eine neue adaptive Meßstrecke vorgesehen, für die es in dieser Größe [1 m x 1 m] bisher keine Vorlage gibt. Der Transsonische Geschwindigkeitsbereich wird durch eine neue perforierte Meßstrecke abgedeckt. Im Überschallbereich wird die bisherige Überschallmeßstrecke weiter verwendet werden. Alle Meßstrecken können zur Erreichung einer guten Modellzugänglichkeit vom Supportbereich getrennt und in die Vorkammer gefahren werden (s. Bild). Für die Modellhalterung werden in Zukunft Heckstiele mit 1,5 m anstelle der bisherigen 1 m Länge verwendet. Hierdurch werden die Support- (Schwert) Einflüsse verringert.		

Ergebnis

Der Auftrag ist bereits im Jahre 1989 an die Firma Interatom in Bergisch-Gladbach vergeben worden. Im Jahre 1990 sind in enger Zusammenarbeit mit der Firma Interatom die Bauteile Plenum und Vorkammer, Düsen, Kühler, Gleichrichter, Siebe, Verschiebegerät in der Vorkammer definiert und an Unterlieferanten vergeben worden. Meßstrecken, Supporte und Supportbereich sind aufbereitet und werden in kürze vergeben. Die Demontage der Altteile ist bereits abgeschlossen und die Bauarbeiten zur Deckenverstärkung sind begonnen. Wieder-Inbetriebnahme ist für das erste Halbjahr 1992 geplant.



Logistik 3D-Messungen im Unterschall

Literatur

1. Jahresbericht 1989
2. B. Binder, B. Hieronimus, S. Tusche, R. Wulf
Modernisierung des Transsonischen Windkanals Göttingen
- Pflichtenheft für die Vorkammer und den Meßstreckenbereich -
DFVLR-IB 29112 - 89 A 04
3. B. Binder, B. Hieronimus, S. Tusche, R. Wulf
Modernisierung des Transsonischen Windkanals Göttingen
- Beschreibung des künftigen Versuchsbetriebes -
DLR-IB 29112 - 91 A 02

weitere Vorgehen

