

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

1989

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	4
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Blanko-Seiten für "Mitteilungen"	14
Informationen über STAB-relevante Veranstaltungen	18
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	28
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projekt- gruppen und Fachkreisen	43

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 117 "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 53), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Fachkreise erscheinen gesammelt unter einer Rubrik. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubrik ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Seite 17 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen".

Der Inhalt der Präsentation des Sprechers der Programmleitung vor dem Kuratorium am 21. Februar 1989 ist in den "Mitteilungen" enthalten, so daß - um Redundanz zu vermeiden - auf den Abdruck des Vortrages hier verzichtet worden ist.

Anläßlich des 4. STAB-Workshops im November 1989 in Göttingen hat das Institut für den Wissenschaftlichen Film, Göttingen, aus einer reichen Auswahl zum Thema "Strömungsmechanik" drei Filme gezeigt. Auf Seite 27 stellt sich dieses Institut kurz vor. Vor allem für Hochschulinstitute dürfte das Strömungsmechanik-Repertoire von Interesse sein.

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

Für den Fall, daß Sie selbst eine "Mitteilung" verfassen möchten, finden Sie auf Seite 14 bis 16 die entsprechenden Blankoseiten.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 500 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 das bitte ebenfalls mit.

Göttingen, im Juni 1990

- ☐ 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

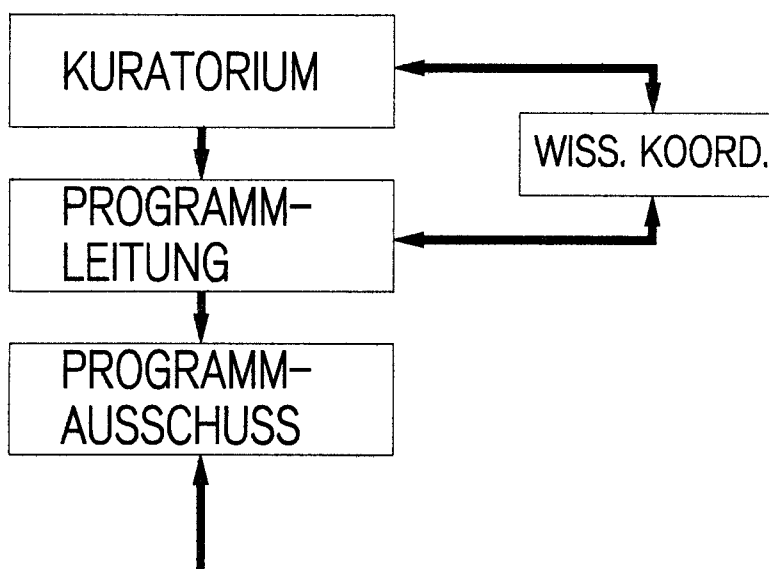
- 4. STAB-Workshop Göttingen, 08.-10.11.1989

VORSCHAU

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

ARBEITSGEMEINSCHAFT "STRÖMUNGEN MIT ABLÖSUNG" AG STAB

Organigramm



Fachkreise \ Projekt- gruppen	Flügel großer Streckung	Flügel kleiner Streckung	Drehflügel	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 –
OAR Urban	(Gast)	(BMW, Bonn)	

Programm-Leitung

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. Lawaczek		(DLR, Göttingen)	
Dr. H. U. Meier		(DNW, Emmeloord)	
Prof. Dr. Oertel		(TU Braunschweig)	
Dr. Stanewsky		(DLR, Göttingen)	– Stellv. Sprecher –
Prof. Dr. Staufenberg		(RWTH Aachen)	
Dr. B. Wagner		(Dornier, Friedrichshafen)	
Dipl.-Ing. Witt		(MBB-AS, 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. Bütefisch	(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 1990 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 1991,

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 1991 vornehmen.

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

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

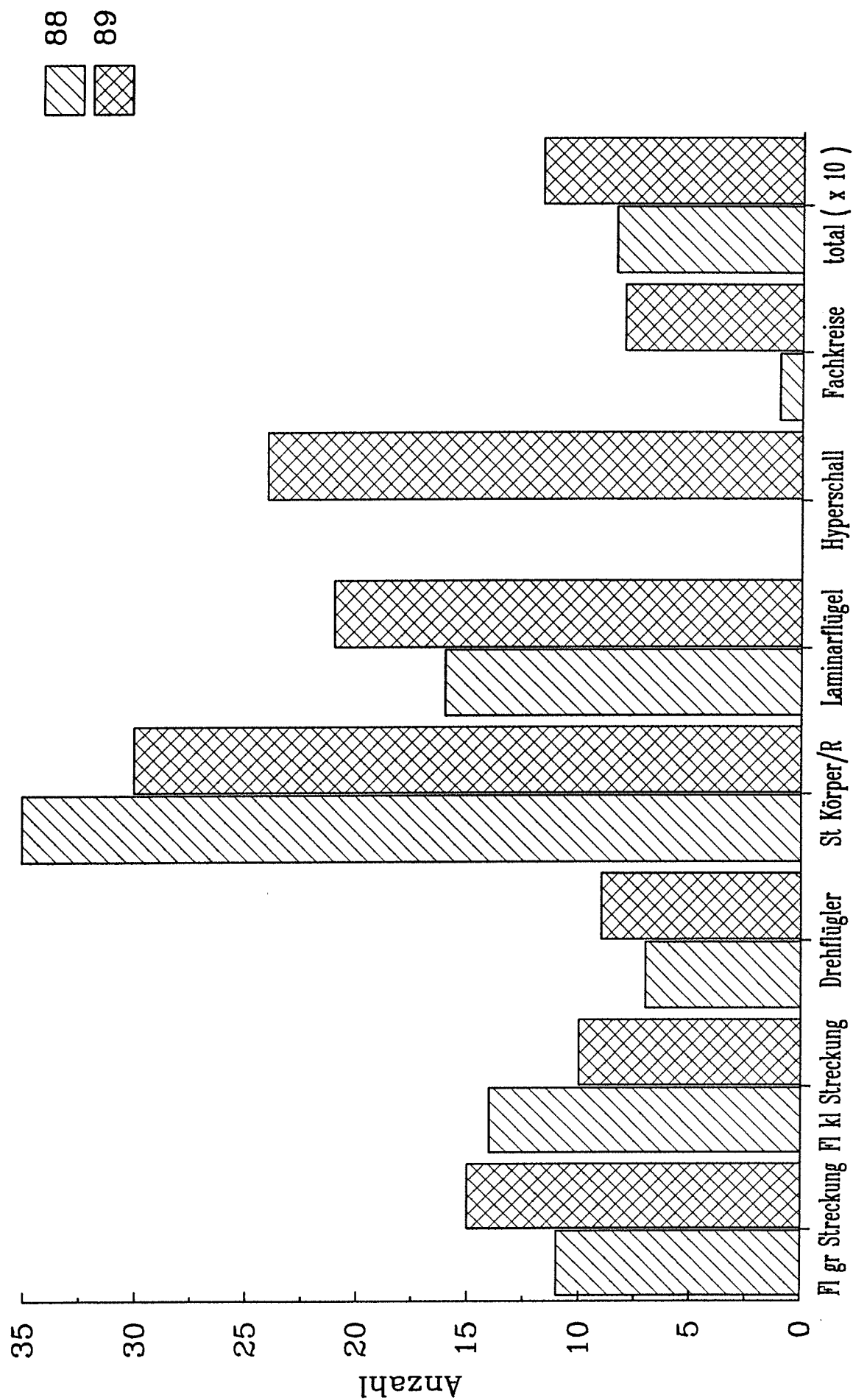
weiteres Vorgehen

Datum

- -

AG STAB

Statistik zu den 'MITTEILUNGEN': 1988 ff



Quelle: Jahresberichte

AGSTAB

7. DGLR-Fach-Symposium

Strömungen mit Ablösung

Die DGLR-Fachgruppe 3 veranstaltet gemeinsam mit der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB)

vom 7. - 9. November 1990 an der RWTH Aachen

ein Symposium.

Neben Grundlagenthemen werden Beiträge bevorzugt für die in den AG STAB-Projektgruppen bearbeiteten Themen

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

behandelt.

Für Rückfragen steht Ihnen gerne

die Geschäftsstelle

oder

Herr Prof. E. Krause, Ph.D.
Aerodynamisches Institut der

RWTH Aachen

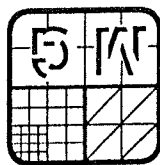
Templergraben 55

5100 Aachen

Tel.: 0241 / 80 54 10

zur Verfügung.

Third European Conference
on Multigrid Methods
October 1-4, 1990, Bonn



Conference secretariat
Christine Harms
GMD
P.O. Box 1240
D-5205 Sankt Augustin 1
West Germany



Third European Conference
on Multigrid Methods

Chairmen

U. Trottenberg GMD and University of Cologne
W. Hackbusch University of Kiel

Location

Gustav-Stresemann-Institut
Bonn, West Germany

Organization

U. Gärtel and J. Linden, GMD
e-mail address: mgconf@dbngmd21.bitnet

Conference secretariat

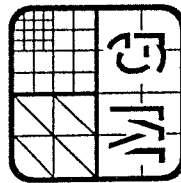
Christine Harms
GMD
P.O. Box 1240
D-5205 Sankt Augustin 1
West Germany
Telephone (49) 22 41 14 24 73
Telefax (49) 22 41 14 23 42
Telex 889 469 gmd d

Dates in 1990

March 15	deadline for abstracts
May 15	notice of acceptance
June 15	final program
July 15	deadline for advanced registration
September 15	deadline for registration
October 1-4	conference

1st call for papers

Third European Conference on Multigrid Methods



October 1 - 4, 1990

Bonn, West Germany

organized by



Gesellschaft für
Mathematik und Datenverarbeitung mbH
Sankt Augustin



Third European Conference on Multigrid Methods

1st call for papers

The conference, continuing the sequence of conferences in 1981 and 1985, will again bring together specialists and others with interest in the general area of multilevel methods.

Themes of the conference will range from basic research to industrial applications, with special emphasis on

- *adaptivity*
- *parallel computation*

including such subjects as *adaptivity of grids and of discretization, parallelization and efficient implementation of multigrid algorithms on new computer architectures and domain decomposition techniques.*

All fields of application are welcome; special topics will be

- *computational fluid dynamics*
- *device simulation*
- *porous media flow*
- *statistical physics*

Invited lectures will be given by

A. BRANDT	Rehovot, Israel
E. DICK	Gent, Belgium
P. W. HEMKER	Amsterdam, The Netherlands
A. JAMESON	Princeton, USA
P. G. LAUWERS	Bonn, W. Germany
O. MCBRYAN	Boulder, USA
J. W. RUGE	Boulder, USA
K. STÜBEN	Sankt Augustin, W. Germany
P. WESESELING	Delft, The Netherlands
H. YSERENTANT	Dortmund, W. Germany

Submissions

containing title and abstract (maximum 1 page), as well as name and address of the author(s), should be sent (3 copies) to the conference chairmen (use mailing address of the conference secretariat). Deadline for the receipt of abstracts is March 15. Notice of acceptance will be given by May 15.

Selected contributions will be published as full papers in the conference proceedings (to appear in the Birkhäuser Verlag, Basel). The deadline for the submission for these full papers will be fixed during the conference.

Location

of the conference will be the Gustav-Stresemann-Institut, situated in the 'government quarter' of Bonn-Bad Godesberg. All conference sessions will be held there.

Accommodation and meals

will be provided at the Gustav-Stresemann-Institut. The approximate prices for accommodation including meals (*full board*) are DM 118,- for 1-bed rooms and DM 98,- for 2-bed rooms per person and day.

Registration

Please send the completed registration form to the conference secretariat. The conference fee is DM 400,- for advanced registration (to be paid by July 15th) and DM 480,- after July 15th.

For a limited number of students conference attendance at reduced fee is possible. Students interested shall send a written proposal to the conference chairmen.

The conference fee includes social events, particularly a banquet.

REGISTRATION FORM

PLEASE PRINT

☐ I intend to participate and present a paper

☐ I intend to participate

☐ I wish to receive further information

☐ I wish to stay in the Gustav-Stresemann-Institut in a

☐ 1-bed room

☐ 2-bed room

Expected date of arrival of departure

Signature:

Date:

E-mail:

Telefax:

Phone:

Country:

Post code/City:

Street/P.O.Box:

Inst./Co.:

Name:

KURZLEHRGANG

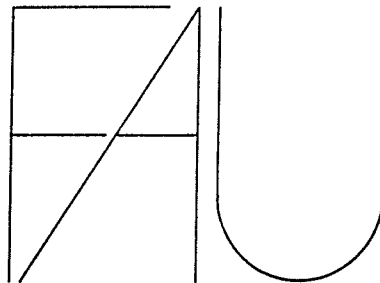
TURBULENZ

Physikalische Grundlagen,
experimentelle Methoden
und Modellierung

15. OKTOBER — 18. OKTOBER 1990

LEHRSTUHL FÜR STRÖMUNGSMECHANIK

FRIEDRICH-
ALEXANDER-
UNIVERSITÄT
ERLANGEN—
NÜRNBERG



RÜCKFRAGEN

Wenn Sie noch Fragen haben, die den Kurzlehrgang betreffen,
wenden Sie sich bitte an:

Lehrgangssekretariat

Frau A. Lauer, Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität
Erlangen—Nürnberg, Cauerstraße 4, D-8520 Erlangen, Telefon:
09131/85-9501/9502

Bis April 1990: Egerlandstraße 13, D-8520 Erlangen, Telefon:
09131/85-7832

Lehrgangsleitung

S. Obi, M.Sc., Dipl.-Ing. D. Wennerberg, Telefon: 09131/85-9496

Bis April 1990: Telefon: 09131/85-7859

VORTRAGSPROGRAMM:



Montag, den 15. Oktober 1990

- 8.30— 9.00: Anmeldung und Aushändigung der Kursunterlagen
9.00— 9.10: Einführung und Erläuterung des Kursablaufes
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen

GRUNDLAGEN I

- 9.10—10.00: Einführung in die Strömungsmechanik und Ableitung der Grundgleichungen
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen
10.00—10.50: Laminar-turbulenter Strömungsumschlag
Dr.-Ing. H. Bestek, Universität Stuttgart
10.50—11.10: Kaffeepause
11.10—12.00: Erscheinungsformen der Turbulenz und Auswirkungen auf Strömungen, Reynoldssche Gleichungen
Dr.-Ing. R. Kessler, Universität Erlangen
12.00—12.50: Beschreibung der Eigenschaften turbulenter Strömungen
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen
12.50—14.00: Mittagspause

EXPERIMENTELLE METHODEN

- 14.00—14.50: Experimentelle Methoden zur quantitativen Bestimmung der Eigenschaften turbulenter Strömungen
Dr.-Ing. C. Tropea, Universität Erlangen
14.50—15.40: Hitzdraht- und Laser-Doppler-Anemometrie und deren Anwendung für Untersuchungen turbulenter Strömungen
Dr.-Ing. C. Tropea, Universität Erlangen
15.40—16.00: Kaffeepause
16.00—18.00: Filmvorführungen

Dienstag, den 16. Oktober 1990

- 9.00— 9.10: Zusammenfassung der Vortragsinhalte vom Vortag
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen

GRUNDLAGEN II

- 9.10—10.00: Transportgleichungen für turbulente Größen
Dr.-Ing. G. Scheuerer, GRS Garching
10.00—10.50: Isotrope Turbulenz, homogene Turbulenz: Definitionen und Eigenschaften
Dr.-Ing. R. Kessler, Universität Erlangen
10.50—11.10: Kaffeepause
11.10—12.00: Turbulenzmodellierung I: Nullgleichungs- und Eingleichungs-Turbulenzmodelle
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen
12.00—12.50: Turbulenzmodellierung II: Zweigleichungs-Turbulenzmodelle
Dr.-Ing. G. Scheuerer, GRS Garching
12.50—14.00: Mittagspause

NUMERISCHE BERECHNUNGEN

- 14.00—14.50: Transitionsvorgänge und ihre numerische Untersuchung
Dr.-Ing. H. Bestek, Universität Stuttgart
14.50—15.40: Grobstruktursimulation turbulenter Strömungen
Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich, TU München
16.00—18.00: Laborvorführungen
19.00: Gemeinsames Abendessen

Mittwoch, den 17. Oktober 1990

- 9.00— 9.10: Zusammenfassung der Vortragsinhalte vom Vortag
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen

FREIE SCHERSCHICHTSTRÖMUNGEN

- 9.10—10.00: Freie Scherströmungen
Prof. Dr.-Ing. H. Fiedler, TU Berlin
10.00—10.50: Scherschichten
Prof. Dr.-Ing. H. Fiedler, TU Berlin
10.50—11.10: Kaffeepause
11.10—12.00: Freistrahlen
Prof. Dr.-Ing. H. Fiedler, TU Berlin
12.00—12.50: Turbulente Freistrahlen mit Verbrennung
Dipl.-Ing. D. Wennerberg, Universität Erlangen
12.50—14.00: Mittagspause

FREISTRAHLSTRÖMUNGEN

TURBULENTE WANDGRENZSCHICHTEN

- 14.00—14.50: Turbulente Wandgrenzschichten und ihre Eigenschaften
Dr.-Ing. G. Scheuerer, GRS Garching
14.50—15.40: Momentane Turbulenzstruktur in Wandgrenzschichten
Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich, TU München
15.40—16.00: Kaffeepause
16.00—16.50: Experimentelle Erkenntnisse über turbulente Wandgrenzschichten und Ableitung physikalischer Erkenntnisse
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen

Donnerstag, den 18. Oktober 1990

- 9.00— 9.10: Zusammenfassung der Vortragsinhalte vom Vortag
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen

KOMPLEXE TURBULENTE STRÖMUNGEN

- 9.10—10.00: Die turbulente Stufenströmung
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen
Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich, TU München
10.00—10.50: Strömungen um Hindernisse
Dr.-Ing. C. Tropea, Universität Erlangen
Dr.-Ing. R. Kessler, Universität Erlangen
10.50—11.10: Kaffeepause
11.10—12.00: Berechnung turbulenter Strömungen mit Reynoldsspannungsmodell
Dr.-Ing. G. Scheuerer, GRS Garching
12.00—12.50: Berechnung komplexer turbulenter Strömungen
Dr. M. Perić, Universität Erlangen
12.50—14.00: Mittagspause

ANWENDUNGEN IN DER PRAXIS

- 14.00—14.50: Einsatz numerischer Methoden zur Berechnung der Fahrzeug-Aerodynamik
Dr. H. Wüstenberg, VW Wolfsburg
14.50—15.40: Strömungsberechnungen in verschiedenen Bereichen der Automobilindustrie
Dipl.-Ing. F. Werner, ADAM OPEL AG, Rüsselsheim
15.40—16.00: Kaffeepause
16.00—16.50: Möglichkeiten und Grenzen der Berechnungen turbulenter Strömungen
Dr. M. Perić, Universität Erlangen
16.50: Abschluß des Lehrgangs mit Bier und Brezeln

LASER - DOPPLER - ANEMOMETRIE

Kompaktkurs
22. und 23. Mai 1990
Universität Karlsruhe
Institut für Hydromechanik

Kompaktkurs LASER-DOPPLER-ANEMOMETRIE

Ein optisches Meßverfahren für störungsfreie Geschwindigkeitsmessungen in Ein- und Mehrphasenströmungen

Durchführung: Institut für Hydromechanik
Forschungsgruppe Zweiphasenströmungen
Universität Karlsruhe

Ort: Institut für Hydromechanik/Universität Karlsruhe
Kaiserstr. 12, 7500 Karlsruhe 1

Vortragende: Dr.-Ing. B. Ruck, Kursleiter, Uni Karlsruhe
Dr. D. Dopheide, PTB Braunschweig
Dipl.-Ing. H. Kronewetter, TSI Aachen
Dr.-Ing. A. Leder, Uni Siegen
Dipl.-Ing. B. Makiola, Uni Karlsruhe
Dr.-Ing. G. Schulte, Uni Bremen

Zeitraum: Dienstag, den 22. und Mittwoch, den 23. Mai 1990

Programm: Beginn des Kurses Dienstag 09.00 Uhr

Dienstag (vormittags):

- Einführung in die Laser-Doppler-Anemometrie
- Optische Systeme für LDA-Messungen
- Einführung in die LDA-Signalverarbeitung
- Sicherheitshinweise für das Arbeiten mit Laserstrahlung

Dienstag (nachmittags):

- Gruppenvorlesungen und Vorträge an Laborversuchsständen, Aufbau von LDA-Systemen

Mittwoch (vormittags):

- Laser-Doppler-Messungen in Flüssigkeiten und Mehrphasenströmungen
- Mehrdimensionale LDA-Systeme
- Windkanalmessungen mit LDA-Systemen
- Einsatz von Halbleiterlasern in der Laser-Doppler-Anemometrie
- Grundlagen des Phasen-Doppler-Anemometers

Mittwoch (nachmittags):

- Gruppenvorlesungen und Vorträge an LDA-Laborversuchsständen

Die Vorträge und Vorführungen sind so angelegt, daß die Teilnehmer einen eingehenden Überblick über Theorie und Praxis der Laser-Doppler-Anemometrie erhalten. Laser- und LDA-Herstellerfirmen werden ihre Produkte während der Kurstage ausstellen.

Teilnahmegebühr incl. Kursunterlagen

DM 410,--

Anmeldung (formlos oder auf beiliegendem Anmeldeformular) bis 15. Mai 1990 an:

Dr.-Ing. B. Ruck
Institut für Hydromechanik
Universität Karlsruhe
Kaiserstr. 12
7500 Karlsruhe 1

Die Zusendung detaillierter Informationen über Ort und Zugang sowie die Rechnungstellung erfolgt nach eingegangener Anmeldung

S E M I N A R
NEUE NUMERISCHE METHODEN UND PARALLELRECHNERSTRUKTUREN
FÜR NUMERISCHE LÖSUNGEN VON STRÖMUNGSPROBLEMEN

13. Dezember 1989
Universität Erlangen-Nürnberg

- 9.00 - 9.15 Uhr: Begrüßung und Einleitung
Prof. Dr. N. Fiebiger, Universität Erlangen
Prof. Dr. F. Durst, Universität Erlangen
- 9.15 - 9.45 Uhr: Großrechnereinsatz im aerodynamischen Entwurf von Fluggeräten
Dr. M. A. Schmatz, MBB-München
- 9.45 - 10.05 Uhr: Mehrgitterverfahren und deren Anwendung für laminare und turbulente Strömungen
Dr. R. Kessler, Dr. M. Peric, Universität Erlangen
- 10.05 - 10.25 Uhr: Die Parallelisierbarkeit von Berechnungsverfahren für numerische Lösungen der Grundgleichungen der Strömungsmechanik
Dipl.-Inf. G. Horton, Universität Erlangen
Prof. Dr. J. Volkert, Universität Linz
- 11.00 - 11.30 Uhr: Vorstellung des Parallelrechnerthemas MEMSY
Prof. Dr. F. Hofmann, Universität Erlangen
- 11.30 - 12.00 Uhr: Parallelrechnerstrukturen und deren Eigenschaften im Hinblick auf numerische Lösungen von Strömungsproblemen
Prof. Dr. C. Zenger, Prof. Dr. A. Bode, TU-München
- 13.15 - 14.35 Uhr: Numerische Gitter und Lösungen der Euler-Gleichungen mit Parallelrechnern
Dipl.-Inf. E. Michel, Universität Erlangen
Prof. Dr. J. Volkert, Universität Linz
- 14.35 - 14.55 Uhr: Lösungen der Reynoldsschen Gleichungen mit Mehrgitterverfahren für komplexe Strömungen
Dr. M. Peric, Universität Erlangen
- 14.55 - 15.20 Uhr: Lösungen von Strömungsproblemen innerhalb des SUPRENUM-Programms
Dr. W. Stüttgen, Suprenum GmbH, Bonn
- 15.20 - 15.40 Uhr: Parallel-computers for fluid mechanics: activities in the United States
N.N.
- 16.00 - 17.15 Uhr: Abschlußdiskussion

Workshop im Söllerhaus:

Mathematische Grundlagen und Numerische Analysis

Vom 30. August bis 2. September 1989 fand im Söllerhaus ein Workshop im Rahmen des Verbundforschungsvorhabens der Stiftung Volkswagenwerk „Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik“ statt. Dieses gehört zur Arbeitsgemeinschaft STAB, eine bundesweite Koordinationsgruppe der Forschung in der Strömungsmechanik. An dem VW-Verbundforschungsvorhaben sind bundesweit zehn Projekte an acht Universitäten beteiligt, davon sieben an strömungsmechanischen Instituten (Aachen, Bochum, Erlangen, Hamburg, Karlsruhe (2), Stuttgart), zwei an mathematischen Instituten (Darmstadt, Stuttgart) und eins in der Informatik (Erlangen). Koordinator ist Prof. Dr. F. Durst, Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Erlangen. Das Vorhaben läuft seit drei Jahren und wird noch ca. zwei Jahre von der VW-Stiftung gefördert werden.

Als Anwendungen stehen Strömungen um Tragflügel, Automobile, Schiffe sowie Strömungen in komplexen Kammern im Vordergrund. Es werden numerische Rechnungen mit Experimenten verglichen, grundlegende Fragen zu den Rechenverfahren und, im Rahmen der Informatik, der Einsatz von Parallelrechnern für Strömungsprobleme untersucht. An der Universität Stuttgart werden bei Prof. Dr. R. Eppler und Prof. Dr. H. Fasel am Institut A für Mechanik (künftig am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik) Modellprobleme zum Umschlag laminarer Grenzschichtströmungen in turbulente Strömungen berechnet. Am Mathematischen Institut A werden bei Prof. Dr. K. Kirchgässner und Prof. Dr. W. Wendland grundlegende Fragen zur Berechnung transsonischer Profilumströmungen untersucht. Insbesondere werden Finite-Element-Verfahren für diese Probleme weiterentwickelt.

Im Rahmen des Verbundforschungsvorhabens finden regelmäßige Arbeitstreffen statt, in denen Ergebnisse und Erfahrungen ausgetauscht werden. Das Treffen in diesem Sommer, das Prof. Dr.-Ing. W. Wendland gemeinsam mit Dr. G. Warnecke (Lehrstuhl für Angewandte Mathematik, Mathematisches Institut A) organisierte, wurde als Workshop mit dem Thema „Mathematische Grundlagen und Numerische Analysis“ für einen breiteren Teilnehmerkreis vorgesehen. Es kamen insgesamt dreißig Teilnehmer.

Neben acht Projekten des Verbundforschungsvorhabens beteiligten sich auch die DLR-Braunschweig, das Konrad-Zuse-Zentrum Berlin, NLR-Amsterdam sowie mathematische Institute der Universitäten

Twente (Enschede, Niederlande) und Heidelberg.

Ziel der Veranstaltung war es, neben dem Austausch von konkreten Arbeitsergebnissen zwischen den Strömungsmechanikern, die alle numerische Rechnungen im Rahmen ihrer Forschung durchführen, und den Mathematikern, die Diskussion über die jeweils unterschiedlichen methodischen Ansätze und Anliegen bei der Untersuchung numerischer Verfahren zu fördern. Für Ingenieure sind diese Verfahren ein Werkzeug, mit dem sehr konkrete Anwendungsprobleme bearbeitet werden, während für Mathematiker das Werkzeug selbst Forschungsgegenstand ist. Wie sich zeigte, haben sich in den beiden Disziplinen unterschiedliche Begriffsbildungen und Betrachtungsweisen herausgebildet, so daß es intensiver Diskussion bedarf, um sich gegenseitig auszutauschen. Insbesondere wurden z. B. Fragen der Modellbildung, der Stabilität und Genauigkeit der Verfahren, die Behandlung künstlicher Randbedingungen und Probleme bei der Generierung 3-dimensionaler Rechengitter um ganze Flugzeuge diskutiert.

Zu dem Gelingen des Workshops hat sicherlich auch die besondere Atmosphäre des Söllerhauses beigetragen, das mit seinen Unterbringungsmöglichkeiten, dem neuen Tagungsraum sowie der hervorragenden Betreuung durch das Ehepaar Reisser und deren Mitarbeiter für eine derartige Veranstaltung sehr gut geeignet ist. Letzteren sei an dieser Stelle nochmals sehr herzlich gedankt.

Kontakt:

Dr. G. Warnecke, Mathematisches Institut A, Pfaffenwaldring 57, 7000 Stuttgart 80, Tel. 07 11/6 85-55 25, -55 36

B e r i c h t

Arbeitstreffen/Workshop "Mathematische Grundlagen und numerische Analysis"

in Hirschegg, Kleinwalsertal vom 30. August - 2. September 1989

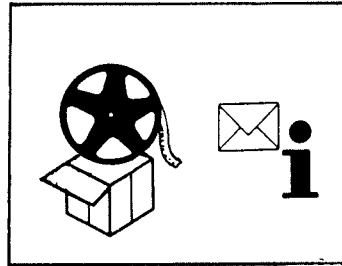
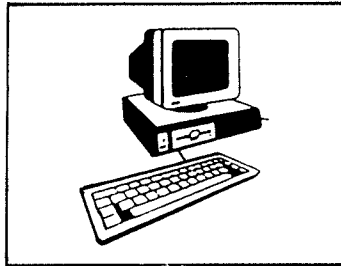
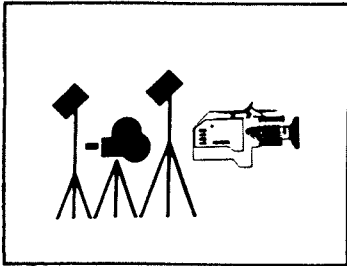
Organisatoren: Prof. Dr.-Ing. W. Wendland, Dr. G. Warnecke,
Mathematisches Institut A, Universität Stuttgart,
Teilprojekt I/4

An dem Workshop nahmen 30 Teilnehmer teil. Vertreten durch Vorträge waren die Teilprojekte I/1-5 und II/3-5 des Verbundforschungsvorhabens "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik" (gefördert von der Stiftung Volkswagenwerk). Weitere Vortragende kamen von der DLR-Braunschweig, NLR-Amsterdam, Konrad-Zuse-Zentrum Berlin sowie den Instituten für Angewandte Mathematik der Universitäten Heidelberg und Twente (Enschede, Niederlande). Es wurden insgesamt 20 ca. einstündige Vorträge gehalten.

In den Vorträgen wurden Arbeitsergebnisse ausgetauscht, wobei mathematische Grundlagen der numerischen Strömungsmechanik im Vordergrund standen. Zu den behandelten Themen gehörten die Genauigkeit, Stabilität und Konvergenz numerischer Verfahren, Energieabschätzungen, numerische Randbedingungen, numerische Viskosität, Front-Tracking, Finite-Element-Analysis, Parallelisierungen, Netzgenerierung mit Differentialgleichungen sowie Vergleichsrechnungen mit unterschiedlichen Verfahren.

Während der Veranstaltung ergaben sich viele anregende Diskussionen. Es wurde an einem Abend auch noch eine zusätzliche Diskussionsrunde durchgeführt, um einige Punkte nochmals intensiver aufzugreifen.

Institut für den Wissenschaftlichen Film



Produktion

Forschungs- und Lehrfilme von und für Hochschulen und andere wissenschaftliche Einrichtungen sind unser Job. Sie, der Wissenschaftler, sind unser Autor, wir, das IWF, realisieren Ihren Film.

Wir sind als gemeinnützige GmbH der Bundesländer organisiert und produzieren in folgenden Fachbereichen: Biologie, Technik, Physik/Chemie, Medizin, Psychologie, Ethnologie, Zeit- und Kulturgeschichte.

Dokumentation

Die IWF-Datenbank verzeichnet 8000 Titel. Sie ist beim Bibliotheksrechenzentrum Niedersachsen (BRZN) in Göttingen angeschlossen.

Darüber hinaus kann Ihnen unsere Infoservice auch Filme zu zahlreichen wissenschaftlichen Themen anderer Produzenten recherchieren. Rufen Sie an (Tel. 05 51/202-194).

Vertrieb

Unser Archiv umfaßt über 6000 Titel. Wenn Sie einen Film kaufen oder ausleihen möchten, fragen Sie bei unserem Vertrieb nach.

(Tel. 05 51/202-202). Dort erhalten Sie auch Kataloge zu jedem Fachgebiet zum Preis von DM 10,- (für Hochschulen kostenlos). In Lizenzfragen berät Sie unser Produktionsbüro (Tel. 05 51/202-111).

Bitte schicken Sie mir folgende Filmkataloge und deren Nachträge:

- ☐ Biologie
- ☐ Technik
- ☐ Physik/Chemie
- ☐ Medizin
- ☐ Psychologie/Pädagogik
- ☐ Zeitgeschichte
- ☐ Kulturgeschichte
- ☐ Land & Forst
- ☐ Ethnologie
- Kontinent: _____
- ☐ Sozialwissenschaften

Schutzgebühr pro Katalog DM 10,-
(Nachträge gratis)
Hochschulen erhalten unsere
Verzeichnisse kostenlos.

JAHRESBERICHT 1989

STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Der Arbeitsschwerpunkt der Projektgruppe lag auch 1989 auf dem Themenkomplex "Stoß-Grenzschicht-Interferenz (SGI)", der die stoßinduzierten Ablösephänomene an überkritischen Tragflügeln beinhaltet. Daneben wurden im Berichtsjahr "2D Strömungen mit Ablösung" und "Schiebende/3D Flügelströmungen" bearbeitet. In der Projektgruppe arbeiten die Universitäten Karlsruhe, Aachen und Berlin, die Forschungsanstalten MPI, DLR und ONERA sowie die Firmen MBB, DA und Dornier zusammen. Im Rahmen des 4. STAB-Workshops, der vom 8.-10. Nov. 89 in Göttingen stattfand, wurde ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe gegeben.

Zunächst sind die Arbeiten zur passiven Beeinflussung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz zu nennen, die sich als sehr wirksam zur Widerstandsverringerung im off-design und zur Steigerung der Auftriebsgrenzen von transsonischen Profilen erwiesen hat. Im Berichtszeitraum wurden entscheidende Fortschritte bei der numerischen Simulation viskoser transsonischer Kanal- und Profilströmungen mit Stoßventilation erzielt (Uni Karlsruhe, MBB-UT) und entsprechende Validierungsexperimente durchgeführt (Uni Karlsruhe, ONERA), so daß jetzt ein erstes Werkzeug zur Auslegung von Transsonikprofilen mit passiver SGI-Kontrolle zur Verfügung steht. Die Erweiterung dieses Verfahrens auf schiebende Flügelströmungen wurde in Angriff genommen (Uni Karlsruhe).

Im Themenkomplex "2D Strömungen mit Ablösung" wurden im Berichtszeitraum instationäre Phänomene untersucht (MPI Göttingen, RWTH Aachen), deren Ziel insbesondere eine zuverlässige Vorhersage der Buffetgrenzen von transsonischen Profilströmungen ist. Bei der numerischen Simulation abgelöster 2D Strömungen haben Navier-Stokes Codes inzwischen einen Entwicklungsstand erreicht, der ihre industrielle Anwendung in greifbare Nähe rückt. Eines der offenen Probleme bleibt dabei die Turbulenzmodellierung abgelöster turbulenter Strömungen, an der weiterhin gearbeitet wurde (u.a. Dornier).

Im Themenbereich "Schiebende/3D Flügelströmungen" konzentrierten sich die Aktivitäten sowohl auf die Entwicklung gekoppelter zonaler Verfahren (DLR Braunschweig, ONERA Chatillon, MBB-UT) als auch auf die Navier-Stokes Simulation (RWTH Aachen, DLR Göttingen, MBB-UF, Dornier). Bei der ersten Verfahrenskategorie besteht das Ziel in der Bereitstellung effizienter Entwurfswerkzeuge, mit denen z.B. viskose Einflüsse auf die Druck- und Auftriebsverteilungen transsonischer Flügel ermittelt werden können und Widerstandsaussagen möglich sind. Andererseits wurden bei der numerischen Simulation 3D viskoser transsonischer Flügelströmungen auf Navier-Stokes Basis beachtliche Fortschritte erzielt, obgleich diese Verfahren wegen der Netzaabhängigkeit der Lösungen, unzulänglicher Turbulenzmodellierung sowie des erforderlichen Speicher- und Rechenzeitbedarfs für den industriellen Einsatz vorläufig noch nicht geeignet sind. Für die Validierung der entwickelten CFD Codes besteht generell ein Mangel an qualifizierten Experimenten.

In der Projektgruppe "Flügel großer Streckung" sind bisher "High-Lift" Aktivitäten unterrepräsentiert bzw. fehlen Aktivitäten zur "Triebwerk-Flügel-Interferenz", obgleich diese Themen in letzter Zeit an Aktualität gewinnen.

STAB-PROJEKTGRUPPE "FLÜGEL KLEINER STRECKUNG"**ARBEITSBERICHT 1989**

B. Wagner, Hauptabteilung "Aerodynamik",
Dornier Luftfahrt GmbH, Friedrichshafen

Ein wesentlicher Teil der Arbeit dieser Projektgruppe ist weiterhin geprägt durch die Mitarbeit in der internationalen Arbeitsgruppe IEPG TA 15. Auf deutscher Seite sind darin eingebunden: DLR-SM (TS/EA/ES), Dornier (BF), MBB-UF (FE 12), TU Braunschweig (Prof. Dr. Hummel). Nachdem im Vorjahr die grundlegende Validierung aller von den verschiedenen Teilnehmern benützten Euler-Methoden erfolgreich abgeschlossen werden konnte, wurde in 1989 erstmals erheblicher Nutzen daraus gezogen, daß nun die Verfahren unabhängig voneinander auf verschiedene Problemstellungen angewendet werden können und dennoch sichergestellt ist, daß jeder andere Teilnehmer entsprechende Ergebnisse mit seinem eigenen Verfahren erhalten könnte. In Deutschland wurden in diesem Rahmen folgende Probleme angegangen:

1. Berechnung des Strömungsfeldes an einer Flügel-Entenleitwerkskonfiguration mit Vorderkantenablösung (DLR-SM-EA)
2. Einfluß der Fernfeldrandbedingungen auf den Vorderkantenwirbel sowie Verfeinerung der Diskretisierung im Wirbelkern. Hierbei wird das Wirbelverhalten einschließlich Wirbelplatzen im sub-, trans- und supersonischen Bereich betrachtet.
3. Simulation der Primär- (runde Vorderkanten) und Sekundärablösung durch Vorgabe einer expliziten Kutta-Bedingung in einem Euler-Verfahren (MBB-UF).

Dabei wird der erste Punkt hervorragend durch die sehr detaillierten Messungen der TU-Braunschweig ergänzt, während der dritte Punkt durch entsprechende Navier-Stokes-Rechnungen von DLR-SM-TS ergänzt wurde. Eine weitere Detaillierung der Auswertemethoden führte bei der DLR (SM-ES) zum besseren Verständnis der vorliegenden Laser-Lichtschnitt-Aufnahmen.

Neben diesen IEPG-orientierten Arbeiten wurde während des Stab-Workshops am 09.11.1989 über die Fortführung der instationären Messungen an einer Deltaflügelkonfiguration (RWTH Aachen, Prof. Staufenbiel) - jetzt unter Einbeziehung unsymmetrischer Anströmung -, über die Weiterentwicklung eines Wirbelgitterverfahrens (Universität der Bundeswehr, Prof. Wagner) sowie über die Optimierung von Überschallflügeln (RWTH Aachen, Prof. Nastase) berichtet.

In der abschließenden Diskussion der Projektgruppe wurde deutlich, daß wichtige zukünftige Arbeitsschwerpunkte auf den Gebieten "Instationäre Aerodynamik" und "Aerodynamische Optimierung" gesehen werden. Beide Themen sind aus Industriesicht außerordentlich wichtig. Während die letztere Aufgabe sicher ein Thema sein wird, das im Rahmen von STAB übergreifend zwischen den Projektgruppen angesiedelt werden muß, stellt die "Instationäre Aerodynamik" die logische Erweiterung und Fortsetzung der bisherigen Arbeiten zur Vorderkantenablösung dar.

Aus flugmechanischen Gründen sind die dynamischen Derivativa für schlanke Flugzeuge und Flugkörper, deren Massenverteilung im wesentlichen um die Längsachse konzentriert ist, von besonderer Bedeutung für die Steuerbarkeit. Im Instationären ist das Verhalten von Vorderkantenwirbelsystemen durch Laufzeiteffekte, Hystereseeffekte, ungleichmäßiges Wirbelplatzen etc. geprägt, was deren Beherrschung im Instationären zur Voraussetzung zur gezielten Nutzung dynamischer Flugzustände macht.

Zu diesem Thema wurde daher ein Workshop mit dem Titel "Instationäre Aerodynamik an stark gepfeilten Konfigurationen mit Vorderkantenablösung" am 19./20. Dezember 1989 bei Dornier veranstaltet, um einen detaillierteren Erfahrungsaustausch zu ermöglichen. Durch Kurzpräsentationen zu Meßvorhaben, Meßtechnik, theoretischen Arbeiten und zur flugmechanischen Bedeutung der dynamischen Derivativa wurde der Status in Deutschland deutlich gemacht. Es ist geplant, im Rahmen der Projektgruppenarbeit den Erfahrungsaustausch zu vertiefen, die verschiedenen Vorhaben nach Möglichkeit aufeinander abzustimmen und so einen wichtigen neuen Arbeitsschwerpunkt zu schaffen.

STAB - Flügel kleiner Streckung **Strömung mit Ablösung an Flügeln kleiner Streckung**

AKTIVITÄTEN 1989

4.-5. April 1989 TURIN AERITALIA	Workshop der IEPG TA-15
23.-24. Mai 1989 AMSTERDAM NLR	Teilnahme an Windkanalversuchen der NLR am scharfkantigen Deltaflügel der IEPG
27. Juni 1989 KÖLN DLR	Treffen der technischen Koordinatoren der IEPG TA-15
24.-25. Oktober 1989 MÜNCHEN MBB	Workshop der IEPG TA-15
8.-10. November 1989 GÖTTINGEN DLR	STAB-Workshop Flügel kleiner Streckung (8 Vorträge)
19.-20. Dezember 1989 FRIEDRICHSHAFEN DORNIER	Mini-Workshop zum Thema: Instationäre Aerodynamik an stark gepfeilten Konfiguration mit Vorderkantenablösung

ausgeführt von DORNIER Luftfahrt

Universitätsprofessor Dr.-Ing. Siegfried Wagner
Luftfahrttechnik



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

UNIVERSITÄT
DER BUNDESWEHR
MÜNCHEN

FAKULTÄT FÜR LUFT- UND
RAUMFAHRTTECHNIK

Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Datum:

25.05.1990
Wa/am 90253

Bericht über die Projektgruppe "Drehflügler"

S. Wagner

Die Aktivität der Projektgruppe bestand im wesentlichen in der Fortsetzung einiger Projektarbeiten und in der erfreulich regen Teilnahme am 4. Workshop der AG STAB in Göttingen, wo in einer eigenen Sitzung 11 Vorträge gehalten wurden. Besprechungen der Projektgruppe wurden nicht durchgeführt.

Die beiden Leitkonzepte "Kipprotor-Flugzeug (EUROFAR)" und "Hochleistungshubschrauber" sind weiterhin aktuell, jedoch wurden die beiden Schwerpunktthemen "Blattspitzenwirbel beim Drehflügler" und "Aerodynamische Komponenten des Hochgeschwindigkeitsdrehflüglers" gestrichen, weil sie der in der AG STAB üblichen Definition einer übergreifenden Aktivität mehrerer Projektgruppen nicht entsprechen.

In vielen Bereichen bestehen weiterhin große Sorgen hinsichtlich der weiteren Förderung der Projekte.

Bericht 1989 der Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"

Dr. P. Hennig, MBB-UA, Ottobrunn

Ein typisches Merkmal der Projektgruppe ist die Vielfalt der angesprochenen Teilnehmer; daraus ergibt sich eine relativ große Anzahl von Schwerpunktthemen:

- Umströmung von Körpern mit nicht-kreisförmigem Querschnitt bzw. unkonventioneller Geometrie (z.B. Flugkörper, Schienen- und Kraftfahrzeuge, Schiffe, Gebäude usw.)
- Instationäre Aerodynamik (sowohl instationäre Bewegungen als auch zeitabhängige Strömungszustände)
- Hinterkantenablösung, druckinduzierte Heckablösungen, Nachlauf- bzw. Totwasserströmungen
- Leeseitenablösung an Rümpfen bei hohen Anstellwinkeln
- Interferenzeffekte (z.B. Flügel-Rumpf-Interferenz und Mehrkörperinterferenzen)
- Hyperschallkonfigurationen bei geringen Geschwindigkeiten

Die Anzahl und die Themen der Beiträge der Projektgruppe zum Jahresbericht 1988 zeigen das starke Interesse an dem Themengebiet "Stumpfe Körper/Rümpfe" und die große Anwendungsbreite (Grundlagen, Flugkörper, Flügel-Rumpf-Konfigurationen, Hyperschallgeräte, Schienen- und Kraftfahrzeuge, Schiffe, Gebäude).

Beim STAB-Workshop in Göttingen wurden am 8.11.1989 zwölf Arbeiten präsentiert, die insgesamt sehr gut die Vielfalt der Anwendungen, der Methoden und der beteiligten Institutionen darstellten. In der Abschlusdiskussion über die Arbeit der Projektgruppe ergab sich ein breiteres Interesse an einer Sammlung repräsentativer Beispiele, an dem sich künftige theoretische und experimentelle Untersuchungen orientieren können. Damit wird eine bessere Abstimmung der verschiedenen laufenden Arbeiten möglich, die ansonsten ohne ein gemeinsames, finanziertes Projektthema kaum zu realisieren ist. Ein kleiner Kreis von Interessenten hat sich bereit erklärt, einen gemeinsamen Vorschlag auszuarbeiten und ihn dann in der Gruppe zur Diskussion zu stellen. Die Teilnehmer kommen aus Hochschulen, Instituten und Industrie. Besonders hervorzuheben ist die Beteiligung der Auto-Industrie, auch generell an den Aktivitäten der Gruppe, und vor allem die Initiative von BMW hinsichtlich des Beispielskatalogs. Es wird angestrebt, den ausgearbeiteten Vorschlag bis Ende 1990 der Gruppe vorzulegen.

Ein Bedarf nach weiteren Aktivitäten der Gruppe, etwa nach Mini-Workshops zu speziellen Themen, besteht zur Zeit nicht. Vielmehr erscheint ein Austausch der vielfältigen Kenntnisse und Ergebnisse der Gruppenmitglieder im größeren Kreis wichtiger.

Bericht der Projektgruppe
"Laminarhaltung von Tragflügeln"

Im Jahre 1989 haben drei Treffen stattgefunden, bei denen die Mitarbeiter dieser Projektgruppe in größerer Zahl teilgenommen haben

- Review-Meeting "Meßtechnik Laminarflügel"
20.2.89, Darmstadt
- Sitzung des BMFT-Arbeitskreises Laminarflügel am 4.7.1989
in Bonn
- STAB-Workshop Göttingen, Sitzung "Laminarhaltung von Tragflügeln" 9.-10. November.

Die Arbeiten in dieser Arbeitsgruppe werden durch die in 1989 für Dornier und MBB auszulaufende Finanzierung beeinträchtigt. Bei den Hochschulen und der DLR sind die Aufgaben programmgemäß weitergelaufen, notwendige aufwendige weitere Schritte wurden jedoch zurückgestellt oder in internationale Programme eingebracht. So ist 1989 die "BRITE-EURAM" Aufgabe zur Laminarhaltung (ELFIN) angelaufen; sie umfaßt u.a. Flugmessungen an einer Fokker F 100 mit Handschuh und Messungen mit dem großen Flügelmodell S1 Ma. Hier läuft die deutsche Seite Gefahr, daß die bisher erzielten guten eigenen Ergebnisse jetzt europäisiert werden.

Wesentliche Ergebnisse der Projektgruppe in 1989 sind:

- Abschließende Auswertung der ATTAS-Versuche und umfassender Vergleich mit SALLY-Rechnungen
- Verbesserungen der Stabilitätsverfahren
- Konsequente Nutzung der numerischen Simulation zur genaueren Beschreibung des Transitionsvorganges
- Untersuchung des Einflusses der Krümmung auf die Querströmungsinstabilität
- Vermessung von Tollmien-Schlichting-Wellen im Flug mit Hitzdrahtsonden und Vergleich mit Theorie
- Machbarkeitsstudie für ein Laminarleitwerk
- Entwicklung von Heißfilmfolien unter Benutzung der Aufdampftechnik
- Erprobung neuer Meßtechniken auf einem Flugversuchsträger Grob 109

STAB-PROJEKTGRUPPE HYPERSCHALL JAHRESBERICHT 1989

Die Definition von Hyperschall-Modellkonfigurationen wurde weitergeführt. Die Vorschläge wurden im Arbeitskreis Hyperschall-Aerothermodynamik des BMFT-Förderkonzeptes Hyperschalltechnologie, in dem die einschlägigen deutschen Firmen, die Institute der DLR und die SFB's vertreten sind, diskutiert. Es wird erwartet, daß sich vor allem die Forschung diesen Vorschlägen aktiv anschließt.

Mitte 1989 haben die SFB's Aachen und München ihre Arbeit aufgenommen. Beim 4. STAB-Workshop in Göttingen im November 1989 waren daher noch nicht viele Beiträge aus den Hochschulen zu verzeichnen. Die insgesamt 23 Vorträge in der Sitzung Hyperschall, überwiegend aus der DLR und den Firmen, waren zum großen Teil der Wiedereintrittsthematik gewidmet. Theoretische Themen standen dabei im Vordergrund. Generell muß festgestellt werden, daß mehr Forschung in den strömungsphysikalischen und thermodynamischen Grundlagen erforderlich ist, und daß mehr gute und detaillierte Experimente zur Validierung von Berechnungsverfahren nötig sind. Umgekehrt ist aber auch die Analyse von Windkanalströmungen und -experimenten erforderlich, um die experimentelle Simulation zu validieren.

9.4.1990

Bericht über den AG-STAB Fachkreis

"Physikalische Grundlagen abgelöster Strömungen"

von

F. Durst

LSTM-Erlangen

Universität-Erlangen-Nürnberg

Wie schon in den vergangenen Jahren beinhalten die Aktivitäten des Fachkreises "*Physikalische Grundlagen abgelöster Strömungen*" im wesentlichen die Arbeiten und Aktivitäten, die im Rahmen des von der Stiftung Volkswagenwerk geförderten Verbundforschungsvorhabens "*Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik*" durchgeführt werden. Innerhalb dieses Verbundforschungsvorhabens ist durch die Einbindung mathematisch orientierter Projekte eine enge Zusammenarbeit mit dem Fachkreis "*Mathematische Grundlagen*" gegeben.

Im Berichtsjahr fand im Rahmen des Verbundforschungsvorhabens vom 30.08-02.09.1989 ein Arbeitstreffen mit dem Thema

"*Mathematische Grundlagen und numerische Analysis*"

in Hirschegg, Kleinwalsertal statt. Mit dem Treffen, bei dem neben den Teilprojekten des Verbundforschungsvorhabens auch Beiträge von der DLR-Braunschweig, dem Konrad-Zuse-Zentrum Berlin und der Universität Heidelberg vorgestellt wurden, sollte in erster Linie der Erfahrungsaustausch zwischen den unterschiedlich ausgerichteten Projekten gefördert werden. Mit Themen wie Genauigkeit numerischer Verfahren, numerische Randbedingungen und numerische Viskosität sowie Vergleich verschiedener Verfahren lag der Schwerpunkt dieses Treffens bei den Grundlagen der numerischen Strömungsmechanik.

Anlässlich des STAB-Workshops in Göttingen wurde eine gemeinsame Sitzung der Fachkreise

- "*Physikalische Grundlagen abgelöster Strömungen*"
- "*Mathematische Grundlagen*"
- "*Numerische Simulation*"

durchgeführt. Dieser Rahmen diene zugleich als Statusreport der im Verbundforschungsvorhaben erreichten Ergebnisse. Die Verbindung von Vorträgen aus den drei Fachkreisen wurde von den Teilnehmern als sehr nützlich empfunden, da doch zahlreiche themenübergreifende Probleme in den Präsentationen angesprochen wurden.

Neben diesen Treffen des Gesamtprojekts wurde die Zusammenarbeit der einzelnen Teilprojekte innerhalb des Verbundforschungsvorhabens durch Treffen der einzelnen Teilprojekte (TP II/3, TP II/4, u.a.) weitergeführt und der schnelle Austausch neuester Ergebnisse und die Absprache weiterer Arbeiten ermöglicht. Insgesamt sind die 1989 erreichten Fortschritte innerhalb des Verbundforschungsprojektes sehr zufriedenstellend. Während die Finanzierung einiger Projekte im Jahre 1990 ausläuft, wurden bereits zum Ende des Jahres 1989 Anstrengungen unternommen um eine einjährige Auslauffinanzierung der VW-Stiftung sicherzustellen. Voraussetzung ist allerdings die Erweiterung der Themen auf dreidimensionale Probleme.

J a h r e s b e r i c h t 1989

AG - STAB - Fachkreis Physikalische Grundlagen

Schwerpunktthema: Dreidimensionale Grenzschichtablösung

Die Aktivitäten der Arbeitsgruppe, die sich mit der Komplexität spezifisch dreidimensionaler Phänomene abgelöster Strömungen beschäftigt, verteilten sich im Jahre 1989 auf zwei Gruppen. Eine Gruppe wird im DFG-Schwerpunktprogramm "Physik abgelöster Strömungen" gefördert und traf sich am 24.2.1989 zum 4. Workshop in Berlin. Dabei wurden folgende Themen ausführlich diskutiert:

- *Topologie dreidimensionaler Strömungsablösung - Ergebnisse numerischer Simulation der Ablösung um stumpfe Körper* (U. Dallmann, DLR Göttingen)
- *Über den Zusammenhalt des Wirbelverbandes im Nachlauf eines Kreiszylinders mit Endscheiben* (H. Eisenlohr, Uni Göttingen)
- *Stochastische Eigenschaften der Windlasten zylindrischer Bauwerke* (N. Hölscher, Uni Bochum)
- *Wirbelstruktur hinter einer gefeilten Stufe* (H.H. Fernholz, TU Berlin)
- *Experimentelle Untersuchung der Strömungsablösung in einem rotations-symmetrischen Verdichtungs-gitter in Abhängigkeit von der Schaufelbelastung* (D. Schulz, RWTH Aachen)
- *Laminare Strömungsfelder einer dreidimensionalen Kanalströmung unter Einfluß von Längswirbeln* (N.K. Mitra, Uni Bochum)
- *Windkanaluntersuchungen an Entenkonfigurationen bei symmetrischer und unsymmetrischer Anströmung* (H.-Chr. Oelker, TU Braunschweig)
- *Zur Problematik von Laser-Messungen in transsonischen Wirbeln* (R. Kelm, TU Berlin)
- *Strömungsfeldmessungen an einem Deltaflügel mit einem Dreikomponenten-LDA* (St. Kommallein, TU Braunschweig)

Da das AG-STAB Schwerpunktthema selbstverständlich nicht allein dieser von der DFG geförderten Gruppe offensteht, wurden folgende weitere Arbeiten zur dreidimensionalen Ablösung auf dem 4. STAB-Workshop im November 1989 in Göttingen vorgestellt und diskutiert:

- *Numerische Simulation der turbulenten dreidimensionalen Strömung um eine Deltaflügel-Rumpf-Konfiguration mit runden Vorderkanten* (A. Hilgenstock, DLR Göttingen)
- *Numerische Simulation der laminaren dreidimensionalen Wirbelablösung von einer Kugel* (B. Schulte-Werning, DLR Göttingen)
- *Die ablösende Grenzschicht am Hinterschiff* (J. Kux, Uni Hamburg)
- *Strukturelle Details der Strömung am Hinterschiff* (Th. Knaack, J. Kux, K. Wieghardt, Uni Hamburg)
- *Zur aerodynamischen Übertragungsfunktion zylinderischer Bauwerke* (N. Hölscher, Uni Bochum)

Bericht über den Fachkreis "Numerische Simulation"

W. Kordulla, DLR Göttingen

Im Fachkreis "Numerische Simulation" sind 1989/90 keine eigenen speziellen Aktivitäten zu verzeichnen. Der Grund ist wohl darin zu sehen, daß die numerische Simulation bereits in den Projektgruppen diskutiert wird. Dies geschieht an Hand von Simulationen von Benchmark - Experimenten, die im Hinblick auf Verfahrensvalidierung konzipiert sind.

Der Fachkreis "Numerische Simulation" wird deshalb mehr und mehr zu einem Organ, durch das Informationen über interessante Ereignisse auf dem Gebiet der numerischen Simulation ausgetauscht werden. Interessenten mögen sich bitte postalisch an den Sprecher wenden (DLR SM-TS, Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen) oder aber über Earn/bitnet (TS13 at DLRVMGO).

Angestrebt wird eine engere Zusammenarbeit mit den Fachkreisen "Mathematische Grundlagen" und "Physikalische Grundlagen". Dies ist nur natürlich, da die numerische Simulation in entscheidendem Maße von der Algorithmenentwicklung und der physikalischen Modellierung abhängt. Anlässlich des STAB-Symposiums 1989 in Göttingen wurde deshalb eine gemeinsame Vortragsreihe gestaltet.



5.2.1990

Bericht über die Aktivitäten des Fachkreises "Mathematische Grundlagen"
innerhalb der AG STAB im Jahr 1989

Die Aktivitäten des Fachkreises waren, wie auch in den vergangenen Jahren, zum überwiegenden Teil in das Verbundforschungsvorhaben der VW-Stiftung "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik" eingebunden. An dem VW-Verbundforschungsvorhaben sind bundesweit zehn Projekte an acht Universitäten beteiligt, davon sieben an strömungsmechanischen Instituten (Aachen, Bochum, Erlangen, Hamburg, Karlsruhe (2), Stuttgart), zwei an mathematischen Instituten (Darmstadt, Stuttgart) und eins in der Informatik (Erlangen). Koordinator ist Herr Prof. Dr. F. Durst, Lehrstuhl für Strömungsmechanik der Universität Erlangen (siehe auch Bericht Prof. Durst).

Eine Reihe von Arbeiten des VW-Verbundforschungsvorhabens sind abgeschlossen bzw. unmittelbar vor dem Abschluß. Dies trifft insbesondere auch für die mathematischen Arbeiten zu. Hierüber wurde im Rahmen von zwei Workshops berichtet, aber auch auf nationalen und internationalen Tagungen und Kongressen. Ein Workshop "Mathematische Grundlagen und Numerische Analysis" fand vom 30. 8. - 2. 9. 1989 in Hirschegg im Kleinwalsertal unter Beteiligung von in- und ausländischen Gästen statt. Beim STAB-Workshop 1989 vom 8. - 10. 11. 1989 in Göttingen wurde für das VW-Verbundforschungsvorhaben eine eigene große Sektion eingerichtet.

Die zweite Phase des Verbundforschungsvorhabens endet im Herbst 1990. Im Frühjahr dieses Jahres wird ein Zwischenbericht über die durchgeführten Forschungsarbeiten vorliegen, der nach meiner Auffassung den Erfolg der Forschungsarbeiten dokumentieren wird. Insbesondere hat die großzügige Förderung durch die VW-Stiftung dazu geführt, daß noch mehr junge Mathematiker sich mit Problemen der Strömungsmechanik beschäftigen. Gerade die Kooperation von Ingenieuren und Mathematikern führte dazu, daß eine Reihe von mathematisch hochinteressanten, bisher aber wenig beachteten Fragestellungen, untersucht wurden.

Wie verlautet, ist die Volkswagenstiftung bereit, einige Projekte weiterzufördern, wenn darin dreidimensionale Strömungsprobleme in Angriff genommen werden.

W. Törmig

STAB FACHKREIS

Sprecher : Dr. K. A. Büttersch
DLR Göttingen

"Messtechnik"

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"	N.N.
Max Planck Institut f. Stömungsforschung	Dr. G.E.A. Meler MPI Göttingen
Physikal.-Techn. Bundesanstalt	Dr. D. Dopheide PTB Braunschweig
Verbundforschung VW Stiftung	Dr. C. Tropen Uni Erlangen
DFG SP "Physik abgelöster Strömung"	Dr. W. Nitsche TU Berlin
STAB Fachkreis "Anlagen"	Dipl. Ing. J. Graefe DLR Göttingen
BMFT Verbundforsch. "Meßtechn. Laminarfl."	Prof. B. Ewald TH Darmstadt
Ausbildung allgem.	Prof. Dr. E. Hartner Berufsakademie Heidenheim

AKTIVITÄTEN 1989

- Als Ergebnis des Workshops 2D-Messtechnik vom 18. bis 19. Oktober 1988 in Markdorf (DGLR-Bericht 88-04) war beschlossen worden, Fördermöglichkeiten zu erkunden. Ein entsprechender Vorstoß wurde bei der DFG unternommen.
- Beteiligung an der Ausrichtung des 13th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, 18.-21. September 1989, Göttingen.

79 Vorträge wurden in 15 Sitzungen und einer Postersession gehalten. Entsprechend den neuen Raumfahrtaktivitäten wurden erfreulicherweise auch Vorträge über Hyperschalltechnik gehalten.
- Die geplante Zusammenarbeit zur Erprobung von Messtechnik an einem gemeinsamen Modell, unter der Leitung von Dipl.-Ing. R. Henke (MBB Bremen) und Dipl.-Ing. H.J. Graefe (DLR Göttingen), ist noch nicht begonnen worden, da zunächst noch vorhandene Versuche, z.B. am Laminarflügel, ausgewertet werden sollen.

Zum Status einiger wichtiger Anlagenprojekte

1. ETW (Europäischer Transsonischer Windkanal, ETW GmbH Köln)

Wesentliches Ereignis des Berichtsjahres war im Juni die Vergabe über die drei großen Arbeitspakete/Komponenten des Windkanals: WP8 (Druckröhre mit Innenisolierung und festen Einbauten) an BABCOCK (UK), WP16/17 (Gebläse mit 50 MW-Antrieb) an TURBO-LUFT-TECHNIK (D)/ ALSTHOM (F) und WP18 (Meßstrecke mit Düse und Modellträger) an NEYRPIC (F). Im Rahmen dieser Aufträge laufen die Arbeiten am Detailentwurf, deren Ergebnisse sich auf den Unterauftrag der Isolierung und auf die Detailplanung und statische Berechnung des Windkanalgebäudes auswirken. Nach der Vergabe der Bauleistungen waren zwei Drittel des Investitionsvolumens ohne Budgetüberschreitung gebunden. Im Berichtsjahr wurde insbesondere an der Auswahl der technischen Lösung für die Innenisolierung und an der Konzeption und Auslegung der Stickstoffeinspritzung und -entsorgung gearbeitet. Auftragsvorbereitende Arbeiten für die Straßenanbindung und die Netzerweiterungen der Versorgungsunternehmen (Elektrizitäts- (70 MW), Wasser- und Gasanschluß) zum inzwischen baureifen ETW-Grundstück wurden seitens der DLR durchgeführt.

2. TWG (Transsonischer Windkanal, DLR Göttingen)

Die erste Erneuerungsphase, die die Vorkammer mit Einbauten und den Meßstreckenbereich mit drei austauschbaren Meßstrecken sowie auswechselbaren Modellsupporten für 3D- und 2D-Messungen umfaßt, wurde im Berichtsjahr technisch spezifiziert. Die Maßnahmen zielen auf die Verbesserung der Strömungsqualität und die Erweiterung des Einsatzspektrums. Der Auftrag über die Leistungen als Industriearchitekt sowie über die Demontage der Altanlage und die Montage der Neuanlage wurde an INTER-ATOM vergeben. Der Zeitplan sieht die Stillsetzung der Altanlage mit dem Jahresende 1990, die Inbetriebnahme der Neuanlage für den Jahresanfang 1992 und den Beginn von Eichmessungen zum zweiten Quartal 1992 vor.

3. KRG (Transsonischer Kryo-Rohr-Windkanal, DLR Göttingen)

Die zur Aufnahme des Kryobetriebes noch erforderlichen Installationen eines Umwälzgebläses mit zugehörigem Leitungssystem zur Temperaturgleichmäßigung wurden bis auf einige Arbeiten zur Kälteabdämmung abgeschlossen. Die Schnellklappe mit der zugehörigen Grenzschiebtabsaugleitung und die Schalldämmung für den Auffangessel wurden eingebaut. Die Konstruktion von zwei kryotauglichen Profilmodellen wurde abgeschlossen. Die Modelle sollen im Frühjahr 1990 gefertigt und nach der Kanaleichung vermessen werden.

Das Anfahrverhalten der Strömung und das Anwachsen der Grenzschiebt im Speicherrohr mit den sich ergebenden Änderungen von Druck und Machzahl wurden untersucht, Bild.

4. KKK (Kryo-Niedergeschwindigkeits-Windkanal, DLR Köln)

Der Modellsupport für 3D-Messungen ist nun im gesamten Temperaturbereich bis 100 K einsatzfähig. Für 2D-Messungen wurde ein spezieller Modellträger gebaut. Die von MBB in Zusammenarbeit mit der TH Darmstadt entwickelte interne DMS-Kryo-Waage wurde zusammen mit dem AGARD-Kryo-Modell umfangreichen Funktionstest im gesamten Temperaturbereich bis 100 K unterzogen. Versuche zur Begrenzung des Temperaturgradienten längs der Waage während der Abkühlphase bzw. zur diffusionsdichten Abdeckung der DMS-Elemente und ihres Trägermaterials verliefen erfolgreich bzw. vielversprechend.

5. HEG (Hoch-Enthalpie-Windkanal, DLR Göttingen)

Ende Februar 1989 erhielt das Konsortium INTERATOM und FLUIDYNE den Auftrag zur Konstruktion und zum Bau der Anlage. Mit der technischen Ausarbeitung wurden die Leistungsdaten präzisiert: Erreichbare Strömungsgeschwindigkeiten 5 - 8 km/s bei Dichten von (5 - 10) 10^3 kg/m^3 . Weiterhin erfolgten die Festlegung der Kontur der ersten Düse (Machzahl 7 - 9), die Fertigungsvergabe der schweren Komponenten und der Baubeginn. Der Beginn der Kanalmontage ist für das zweite Halbjahr 1990, der Beginn der Inbetriebnahmephase für das zweite Quartal 1991 vorgesehen.

6. TMK (Trisonic-Windkanal, DLR Köln)

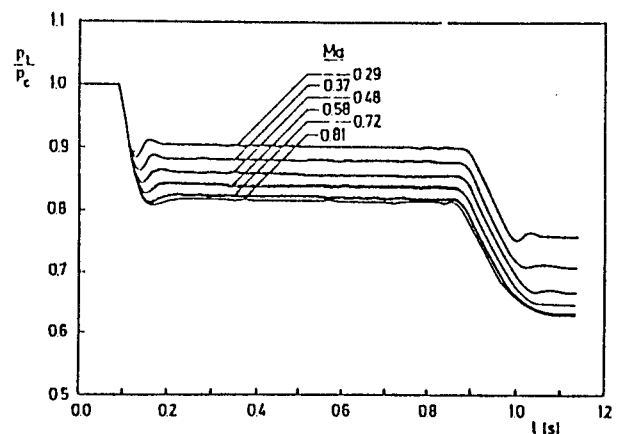
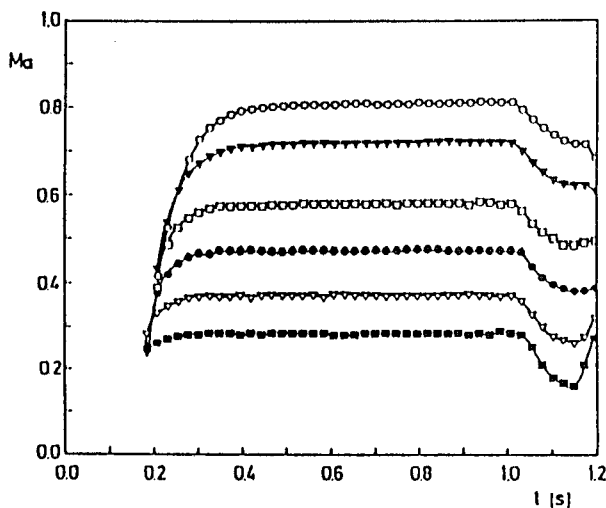
Zur Erweiterung des Machzahlbereichs durch den Einbau eines Ejektors erfolgten die Fertigstellung der Baumaßnahme, die Montage des Entnahmeschiebers an einem der Druckspeicherkessel, die Verlegung der Rohrleitung zum Ejektor und die Auftragsvergabe des Regelventils. Die Optimierungsarbeiten an einem Ejektor-Versuchsstand (M 1 : 6) wurden abgeschlossen, so daß die Ejektor-Luftzuführung und -Düsen im Frühjahr 1990 in Auftrag gehen werden.

Zur Beistellung eines Heckmodells für antriebspezifische Untersuchungen im Rahmen der Hyperschall-Technologie wurde das Modell-Konzept unter Berücksichtigung von MBB- und MTU-Vorstellungen definiert. Der Entwurf der Vorrichtung für TMK und H2K wurde abgeschlossen.

7. H2K (Hypersonik-Windkanal, DLR Köln)

Zur Ausstattung des H2K mit einer verbesserten Heizanlage wurden die Baumaßnahmen bis auf Restarbeiten abgeschlossen, die Modifizierung der eigentlichen Erhitzer beendet, der Auftrag zur Konstruktion und Fertigung einer Heißgas-3/2-Wege-Armatur vergeben und die Erweiterung der Trafostation auf die doppelte Leistung ausgeschrieben. Die Kontur der Mach-7-Düse wurde definiert und der Auftrag zur Konstruktion und Fertigung an INTERATOM vergeben. Weiterhin wurden konstruktive bzw. auftragsvorbereitende Arbeiten zur Bereitstellung des 2D-Captive-Trajectory-Systems und des Modellsupports durchgeführt. Die Modernisierung der Meßtechnik wurde mit dem Einbau neuer Datenerfassungsgeräte vorangetrieben.

Dr. F. Lehthaus, WT-WK, DLR-Göttingen, Februar 1990



Zeitliches Verhalten von Machzahl, Pitot- und Ladedruck in der Meßstrecke des Transsonischen Kryo-Rohr-Windkanals der DLR-Göttingen (KRG)

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

		Seite
Becker	Prinzipielle Überlegungen zur Genauigkeit von Eulerlösungen für subsonische Strömungen	54
Braun/Jungbluth	Experimentelle Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung	56
Breitling/Bohning	Theoretische Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung	58
Delery	Application of Passive Control to Shock-Wave/ Boundary-Layer Interactions in Transonic Flow	60
Ehrenfried	Zur Instabilität stoßinduzierter Ablösung	62
Elsholz	Grenzschicht-Differenzenverfahren	64
Freimuth	3-d Stoß-Grenzschichtinterferenz	66
Heiß	Modellierung viskoser und kompressibler Strömungen in einem Panelverfahren	68
Liebe	Ablösung der Strömung als Keim zum Abreißen	70
Magagnato/Fritz/ Haase	Neuere Ergebnisse bei der Berechnung turbulenter 2D-Strömungen	72
Romberg	Experimentelle Untersuchung von Stoßschwingungen und Wirbelbildung an schallnah angeströmten Profilen	74
v.Schmitt	Untersuchung von Tragflügeln mittels 3D-Rechenverfahren	76
Schreiber/Starken	Stoß-Grenzschicht-Interferenz in Verzögerungsgittern	78
Wanie/Hirschel	Analyse numerischer Lösungen für komplexe dreidimensionale Strömungen	80
Wichmann	Ein schnelles Verfahren zur Bestimmung des Reibungseinflusses bei Flügeln großer Streckung	82

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	84
Förster	Geometrische Bestimmung von Wirbelpositionen aus Lichtschnittaufnahmen	86
Hilgenstock	Verifikation von Navier-Stokes Verfahren am Beispiel der Umströmung eines Deltaflügels mit Rumpf und runder Vorderkante des Flügels	88
Hitzel	Flügel kleiner Streckung mit Vorderkantenablösung im Sub-, Trans- und Überschall, -numerische Simulation primär mit Euler-Methode	90
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Entenanordnungen	92
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschallfluggeräten im Langsamflugbereich	94
Longo/Das	Berechnung des Strömungsfeldes eines Deltaflügels mit Entenleitwerk, basierend auf der numerischen Lösung der Euler-Gleichungen	96
Nastase	Theoretische und Experimentelle Untersuchungen an Flugkörpern bei Überschall- und Hyperschallströmungen	98
Schmoll	Instationäre Vorgänge an Deltaflügeln mit teilweise aufgeplatzten Wirbelbereichen	100
Schwarz	Simulation der Primär- und Sekundärablösung an Deltaflügeln mit Hilfe eines Eulerverfahrens	102

Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"

		Seite
Czichowsky	Numerische Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen für achsensymmetrische Heckströmungen	104
Dick/Stricker	Topologie dreidimensionaler Strömungslösungen an stumpfen Körpern in Bodennähe in Experiment und Simulation	106
Dick/Stricker	Bestimmung integraler Beiwerte mit Hilfe von Oberflächenintegration bzw. Bilanzgleichungen	108
Dick/Stricker	Qualitätskontrollen in der numerischen Strömungssimulation (Vorschriften (--> Testfälle))	110
Fiebig/Mitra/Sanchez	Numerische Untersuchungen von dreidimensionalen Strömungen im Kanal mit eingebautem Zylinder und Längswirbelerzeuger	112
Fiebig/Mitra/Güntermann/Zhu	Numerische Untersuchung der Strömungs- und Temperaturfelder in Kanälen mit 'Wing Type' Wirbelerzeugern	114
Frank	Dreidimensionale Berechnung der Umströmung quaderförmiger Körper in einem Plattenkanal	116
Friederich	Grobstruktur-Simulation der turbulenten Strömung über zurückspringende Kanalstufe	118
Geropp/Leder	Phasengekoppelte LDA-Messungen und Turbulenzmodellierungen großräumiger Ablösegebiete	120
Gropengießer	Numerical Simulation of Rarefield Gasflows	122
Hartmann	Probleme bei Experimenten mit hoch angestellten Rümpfen, Rumpf-Flügel und Rumpf-flügel-Leitwerkskombinationen	124
Hölscher	Einfluß turbulenter Scherströmungen auf das Strömungsfeld und die mittleren und schwankenden Drücke an kreiszylindrischen Bauwerke	126
Huber	Anwendung des EUFLEX-Programmes auf Hyperschall-Flugkörper	128

Krukow/Stricker	Bestimmung konvergenter Lösungen des Nachlaufes an stumpfen Körpern mit Hilfe eines Dipolmodelles	130
Krukow/Stricker	Kopplung von Euler- und Grenzschichtverfahren zur Berechnung von 3D-Fahrzeugströmungen	132
Kux	Laser-Doppler-Velocimetrie-Messungen der Reynolds-Spannungen im Nachlauf eines Schiffsmodells im Windkanal	134
Kux	Dreidimensionale Schiffsgrenzschichten - Wechselwirkung mit der Nachlaufströmung	136
Kux	Laser-Doppler-Velocimetrie-Messungen in der Strömung am Hinterschiff in der Großausführung	138
Nikolitsch	Rümpfe beliebigen Querschnitts bei hohen Anstellwinkeln	140
Nikolitsch	Aerodynamische Interferenzen mehrerer Flugkörper	142
Meyer	Simulation der Rumpfnachlaufströmung eines Hubschraubers	144
Papenfuss	Theoretische und experimentelle Untersuchungen zur Kraftfahrzeugaerodynamik	146
Rodi	Entwicklung effizienter numerischer Berechnungsverfahren für dreidimensionale, inkompressible Strömungen mit komplexen Berandungen	148
Rodi/Cordes	Berechnung abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen	150
Rodi/Franke	Berechnung instationärer Vorgänge bei der Umströmung von zylindrischen Körpern	152
Schmidt/Wessels	Totwasserströmungen bei Kraftfahrzeugen	154
Schmidt	Fallschirmsysteme	156
Schneider	Aero-thermodynamischer Entwurf von Hyperschall-Projektilen	158

Schulte-Werning/ Dallmann	Numerische Simulation der viskosen kompressiblen Umströmung einer Kugel	160
Teipel/Stücke	Experimentelle Untersuchung in der Grenzschicht eines Kreiszylinders bei subkritischen Reynolds' schen Zahlen	162

Projektgruppe "Laminarflügel"

		Seite
Bieler	Dreidimensionale Stabilitätsanalyse von Flügelgrenzschichten bei lokaler Absaugung im Vorderkantenbereich	164
Bippes	Experimentelle Untersuchung der Transition am schiebenden Flügel	166
Brevdo	Three-dimensional absolute and convective instabilities, and applications to the transition to turbulence	168
Dreßler	ATTAS-Laminarhandschuh - Vergleich Windkanal-Flugversuch	170
Eppler/Fasel/Bestek	Laminarhaltung von Grenzschichten	172
Eppler/Fasel/Bestek	Laminar-turbulenter Grenzschichtumschlag bei kompressibler Strömung im Bereich von Unterschall und schallnahe Überschall	174
Fasek/Bestek	Untersuchung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlages in inkompressiblen Grenzschichten	176
Fischer	Ein mathematisch-physikalisches Modell zur Beschreibung transitioneller Grenzschichtströmungen	178
Hansen	Nachlaufmessungen am TLF-Halbmodell	180
Horstmann	Untersuchung von Tollmien-Schlichting-Wellen im Flug an der LFU 205	181a
Kleiser/Meyer	Numerische Simulation von Instabilität und Transition in dreidimensionalen Grenzschichten	182
Koch	Nichtlineare Stabilitätstheorie	184
Kreplin/Höhler	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	186
Münch	Einfluß unterschiedlicher Strömungsbedingungen auf ein Laminarprofil	188

Nitsche	Entwicklung experimenteller Nachweisverfahren für laminar-turbulente Strömungszustände an Tragflügeln	190
Quast	Reinigungssysteme für Laminarflügel	192
Redeker	Auswertung von ATTAS-Flugversuchen	194
Rohardt	Feasibility Study on Forced Laminar Flow at Horizontal Tail	196
Schrauf	Entwicklung eines kompressiblen Stabilitätscodes	198
Seitz	Ermittlung des Querströmungs-N-Faktors zur Umschlagvorhersage im Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig (NWB)	200
Wohlrath/Echtle	Zur Aerodynamik von Laminarflügeln für Commuterflugzeuge	202

Projektgruppe "Drehflügel"

		Seite
Beesten	Berechnung instationärer Druckverläufe im Hubschraubervorwärtsflug	204
Geißler	Instationäre Ablösung an schwingenden Profilen (Dynamic Stall Onset)	206
Klöppel/Niesl	Außenlärmberechnung von Tiltrotorflugzeugen	208
Lent/Obermeier	Schallentstehung bei kompressibler Wirbel-Körperwechselwirkung	210
Lerch/Lösch/Wagner	Ein Modell zur analytischen Darstellung halbempirisch bestimmter, stationärer Profilpolaren	212
Röttgermann/Wagner	Anwendung eines Wirbelgitterverfahrens auf Rotor-durchströmungen	214
Schöttl/Wagner	Aeroelastisches Antwortverhalten von Windkraftanlagen auf aerodynamische Belastungen	216
Stahl-Cucinelli	Anwendung eines 3D Euler-Codes auf Rotorblattspitzen	218
Wall	Instationäre Luftkraftbeiwerte durch Anstellwinkeländerungen bei anliegender und abgelöster Strömung	220

Projektgruppe "Hyperschall"

		Seite
Brenner	Navier-Stokes-Simulation von Nichtgleichgewichtsströmungen	222
Chun	Hyperschall-Stoß-Grenzschichtwechselwirkung	224
Dettleff/Chun/ Hannemann/Müller	Hyperschalldüsenströmung	226
Dünz bach	Navier-Stokes Simulation von Nichtgleichgewichtsströmungen	228
Echtle	Entwicklung eines 3d Vorentwurfsverfahrens zur Bestimmung der Temperaturbelastung von Hyperschallfluggeräten	230
Eitelberg	Hochenthalpiekanal Göttingen HEG	232
Etling	Analytische und numerische Simulation von Wellen und Turbulenz	234
Fey/Jeltsch/ Karmann	Numerische Lösung der Eulergleichung mit chemischen Reaktionen bei hohen Temperaturen	236
Hannemann	Auslegung einer axialsymmetrischen, Konturierten Düse für den Hochenthalpie- Windkanal Göttingen (HEG)	238
Herrmann	Ein effizienter, interaktiver Netzgenerator - Voraussetzung zur Berechnung von Strömungen um Hyperschallkonfigurationen	240
Hummel/Oertel	Validierung an Einbaueckenströmungen	242
Leicher/Dortmann	Weiterentwicklung eines dreidimensionalen blockstrukturierten Euler- und Navier-Stokes Codes zur Anwendung auf komplexe Hyperschall-Strömungsprobleme	244
Maurer/Henckels	Experimentelle Bestimmung der Wärmeübergangsverteilung in Bereichen laminar und turbulent ablösender Hyperschallgrenzschichten unter Einsatz der Infrarottechnik	246
Menne	Überschall-Einlaufströmung	248

Monnoyer	Gekoppelte Euler-Grenzschichtberechnung von Hyperschallströmungen	250
Müller	Staupunktberechnung von Hyperschallflugzeugen mittels der 2D-Navier-Stokes-Gleichungen mit chemisch reagierenden Gasen	252
Mundt	Grundlagen der Berechnung viskoser Hyperschallströmungen mit einem gekoppelten Euler-Grenzschichtverfahren unter Berücksichtigung von Realgaseffekten	254
Pfützner/Weiland	Hyperschall-Strömungen von Gasen im chemischen Nichtgleichgewicht	256
Riedelbauch	Numerische Simulation von laminaren, dreidimensionalen Hyperschallströmungen	258
Roland/Höld	Die Berechnung von Hyperschallströmungen mit Hilfe der Viscous-Shock-Layer-Gleichungen	260
Sarma	Couette Strömung eines dissoziierenden zweiatomigen Gases	262
Schmatz	Navier-Stokes Simulation für Hyperschallströmungen	264
Schöne	Kopplung von Optimierungsstrategie und Nachrechnungsverfahren zum Entwurf von Über- und Hyperschallflügeln	266
Schröder/Weiland	Verfahren zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes Gleichungen	268

Fachkreise

		Seite
Bütefisch	3-Komponenten-Laser-Doppler-Anemometer mit simultaner Positionserfassung von Modellen	270
Hänel	Numerische Berechnung reibungsbehafteter, hyper-sonischer Strömungen	272
Hietel/Törnig	Zellorientierte Diskretisierungen für Transport-Diffusions-Probleme	174
Kißler	Strömungssichtbarmachung durch Kondensation von zugeführtem Wasserdampf	276
Müller	Berechnung von Hyperschallströmungen	278
Törnig/Lill	Die Wahl numerischer Randbedingungen an künstlichen Rändern in der Strömungsmechanik	280
Wendland	Adaptive Finite-Element-Methoden für Trans-sonische Strömungen	282
Vittig/Fell	Ein Verfahren zur Aufnahme und Auswertung zeit-aufgelöster LDA-Geschwindigkeitsmessungen unter Zuhilfenahme gleichzeitiger Videoaufzeichnungen	284

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr. Klaus Becker

Institution

Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Transport- und Verkehrsflugzeuge, TE 220

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

Prinzipielle Überlegungen zur Genauigkeit von Eulerlösungen für subsonische Strömungen

Ausgangssituation

Die Auswertung der Strömungsberechnung um eine Flügel-Rumpf-Kombination mit Hilfe eines Euler-Verfahrens zeigte in erster Linie zwei Ergebnisse:

1. Die Genauigkeit der Lösungsmethode muß verbessert werden.
Der Vergleich der diskreten Lösungen zu verschiedenen Netzfeinheiten (33.000, 247.000 und 1.923.000 Punkte) zeigt, daß auch beim feinsten Gitter immer noch große Unterschiede zwischen statischem Druck aus der Euler-Lösung und dem "Druck", der mittels Isentropieannahme aus der Strömungsgeschwindigkeit ermittelt wurde, vorhanden sind.
2. Eine Konvergenzbeschleunigung ist erforderlich.
Gerade in den Zonen hochdreidimensionaler Strömung (z.B. Flügel-Rumpf-Übergang) konvergiert das Verfahren äußerst langsam. Mehr als 66% der Rechenzeit dienen nur der Bestimmung der Lösung in solchen Regionen.

Ziel

Verbesserung der Lösungsgenauigkeit bei fester Schrittweite.

Lösungsweg

Mit dem zweidimensionalen Analogon des Verfahrens wurden verschiedene Verbesserungsansätze untersucht:

- a) Variation der künstlichen Zähigkeit
- b) Verbesserte Definition der Superzellen-Flußintegralsumme, insbes. an der Körperoberfläche
- c) Genauigkeitsverbesserung der Flußintegration unter Annahme lokal isentroper Strömung
- d) Lokal isentrope Nachkorrektur von Dichte und Druck

Ergebnis

- a) Die aus Stabilitätsgründen nicht zu unterschreitende Schranke führt auf unzureichende Genauigkeiten bei gegebener Maschenweite.
- b) Mit Hilfe einer Veränderung der Berechnung oder Interpretation des Superzellenintegrals, insbesondere an der Körperoberfläche, scheint eine Reduktion der physikalischen Inkompatibilität möglich zu sein. Genauere Untersuchungen werden z.Zt. durchgeführt.
- c) Leider konnte die Steigerung der Genauigkeit bisher nur für die lokalen Funktionen "Dichte" und "Druck" erreicht werden. Da die Geschwindigkeitskomponenten nur lokal linear angesetzt sind und in die entsprechenden Flußintegrale sowie die anderen Ansätze eingehen, ergab sich auch hier keine globale Verbesserung. Der einzige Ausweg ist eine Verbesserung der lokalen Ansatzfunktionen für die Geschwindigkeitskomponenten.
- d) Nimmt man in jedem Iterationsschritt die Geschwindigkeitskomponenten als exakt an, so kann man den Druck und die Dichte so nachkorrigieren, daß sie einer lokalen Isentropenbedingung genügen. Der hierzu nötige Referenzzustand wird durch Interpolation von stromauf bestimmt. Durch diese Methode wird die physikalische Inkompatibilität der Variablen abgebaut, aber der Diskretisierungsfehler beim Integrieren verhindert eine Verbesserung der Lösung durch diese Methode.

Literatur

Becker, K.: "Principle considerations on the accuracy of Euler solutions for subsonic flows", to appear.

weiterees Vorgehen

Ansatz b) soll in Zukunft verstärkt untersucht und entwickelt werden, da er auf Anhieb die größten Erfolge zeigte und auch relativ einfach zu implementieren ist.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. W. Braun, Dr.-Ing. H. Jungbluth

Institution

Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen, Universität (TH) Karlsruhe

Adresse

Kaiserstrasse 12, D-7500 Karlsruhe

Telefon 0721/608-4179

Telefax 0721/608-4290

weitere Partner

Thema

Experimentelle Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung

Ausgangssituation

Auf einer Tragfläche kommt es bei hoher Unterschallanströmung zur Ausbildung eines lokalen Überschallgebietes, welches durch einen senkrechten Verdichtungsstoß abgeschlossen wird. Am Stoßfußpunkt dickt sich die Grenzschicht auf, es kann zu einer lokalen Ablöseblase oder zur totalen Ablösung kommen.

Ziel

Dieses Gebiet der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung soll beeinflusst werden. Diese Beeinflussung erfolgt passiv, es wird keine aktive Absaugung oder ein Einblasen in oder aus der Grenzschicht vorgenommen. Das Ziel ist:

- a) Abschwächung des Stoßes
- b) Fixierung des Stoßes
- c) Verbesserung des Widerstandes.

Lösungsweg

Die passive Beeinflussung wird so vorgenommen, daß in ein Kreisbogenprofil mit $R = 300 \text{ mm}$ / $R = 1000 \text{ mm}$ eine Kammer eingelassen wird. Die Kammertiefe beträgt 5 mm . Das Profil wird in Richtung Außenfeld durch ein perforiertes Blech abgedeckt. Durch die Druckdifferenz vor und hinter dem Stoß kommt es zu einer Sekundärströmung. Diese beeinflusst den Stoß, die Grenzschicht und damit das gesamte Stromfeld. Parameter sind:

- a) Lage und Länge der Kammer relativ zum Stoß,
- b) Vorstoßmachzahl,
- c) Perforationsgrad ($= A_{\text{Loch}} / A_{\text{Gesamt}}$).

Die Variation der Kammergeometrie erfolgt von der Kammerseite aus, so daß der Einfluß der porösen Oberfläche in allen Fällen gegeben ist. Der statische Druck wird entlang des Profils und in der Kammer gemessen. Daraus wird die Machzahl und eine Druckdifferenz dp ermittelt. Die Größe $dp = p_{\text{Außen}} - p_{\text{Kammer}}$ gibt die Richtung der Strömung in der Kammer an. Grenzschichtmessungen werden mit Sonden durchgeführt. Visualisiert wird die Strömung mittels eines Mach-Zehnder-Interferometers, um daraus die Isochoren bzw. die Isomachlinien zu bestimmen.

AG STAB

Ergebnis

In Bild 1 sind Interferogramme mit $a = 1.0$ (Perforationsgrad 8.2%) dargestellt. Hier wird der Einfluß einer konstant gehaltenen Kammerlänge von 32 mm vorgestellt, die Kammer wird dabei relativ zur Stoßlage verschoben. Oben links ist der Referenzfall der geschlossenen Kammer (0/0) mit einer Vorstoßmachzahl von $M = 1.32$ dargestellt. Oben rechts (40/72) ist die Kammer so eingebaut, daß sich der ursprüngliche Stoß bei 25% der Kammerlänge befindet (schwarze Markierung). Der Stoß ist stromauf verschoben und am Kammerende fixiert. Wird die Kammer stromauf verschoben, so daß sich der Stoß bei 60% der Kammerlänge befindet (28/60), teilt sich der senkrechte Stoß in mehrere schiefe Stöße auf. Im letzten Fall ist die Kammer noch weiter stromauf verschoben (7/39). Hier sitzt der ursprüngliche Stoß stromab der Kammer. Trotzdem wird er stromauf verschoben, um am Kammerende fixiert zu werden.

Bild 2 zeigt die quantitativen Ergebnisse für den Machzahlverlauf. Die Geschwindigkeit erreicht in den Fällen, in denen der Stoß oberhalb der Kammer sitzt, am Kammeranfang ein Maximum. Entlang der Kammer wird die Geschwindigkeit stufenweise abgebaut. Die Machzahl wird je nach Kammerlage um 2-4% abgesenkt. Bei der Untersuchung des Perforationsgrades hat sich gezeigt, daß durch einen hohen Perforationsgrad von 22.7% ein instationäres Stromfeld erzeugt wird. Bei 2.8% ist die Wirkung zu gering. Als geeignet erscheint 5-8%. Grenzschichtmessungen an dem Profil $R = 1000$ mm und $M_{\max} = 1.20$ zeigen (Bild 3), daß es möglich ist, die Verdrängungsdicke für ganz bestimmte Kammergrößen/-lagen (62/88) gegenüber dem geschlossenen Fall (0/0) zu verkleinern.

Durch eine geeignete Kammeranordnung ist es möglich den Stoß zu fixieren, der Stoß kann abgeschwächt werden. Die Grenzschicht kann durch eine passive Beeinflussung verbessert werden.

Skizze/Diagramm/Bild

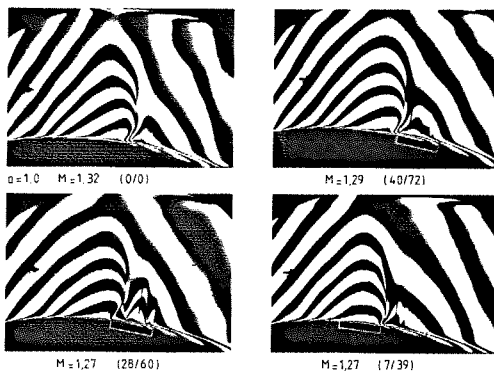


Bild 1 Interferogramme

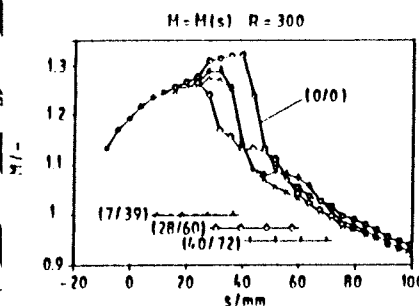


Bild 2 $M = M(s)$ (Kammerlage, s)

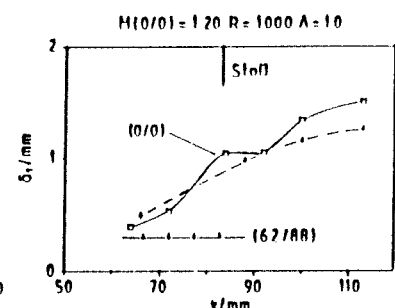


Bild 3 $\delta_1 = \delta_1$ (Kammer, x)

Literatur

Bohning, R.; Braun, W.; Breittling, Th.; Jungbluth, H.: Turbulente Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung. Strömungsmechanik und Strömungsmaschinen 40/89, 11-37, Verlag G. Braun, Karlsruhe, 1989

Thiede, P.; Krogmann, P.: Passive Control of Transonic Shock/Boundary Layer Interaction. IUTAM Symposium Transsonicum III, Göttingen, May 24-27, 1988

weiteres Vorgehen

Untersuchung der passiven Beeinflussung an einer geraden Wand bei Variation der Kammergeometrie und der Vorstoßmachzahl.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr.-Ing. Th. Breitling, Prof. Dr.-Ing. R. Bohning

Institution

Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen, Universität (TH) Karlsruhe

Adresse

Kaiserstrasse 12, D-7500 Karlsruhe

Telefon

0721/608-4179

Telefax

0721/608-4290

weitere Partner

Thema

Theoretische Untersuchung der turbulenten Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung

Ausgangssituation

Unter passiver Beeinflussung versteht man die Ventilation des Gebietes der Stoß-Grenzschicht-Interferenz. Durch ein poröses Blech kann Medium in eine Kammer hineingesaugt werden und an anderer Stelle wieder austreten. Die Massenströme der Sekundärströmung stellen sich in Abhängigkeit des Druckverlaufes der Primärströmung ein.

Ziel

Entwicklung eines Verfahrens zur Berechnung transsonischer Kanalströmungen mit passiver Beeinflussung. Diskussion und Interpretation der Ergebnisse, um einen Beitrag zum Verständnis der physikalischen Vorgänge zu leisten, und um Daten zur Optimierung der Kammergeometrie und der Porosität des Abdeckbleches zur Verfügung zu stellen. Dieses Verfahren soll nach erfolgreicher Erprobung auf die freie Profilmströmung übertragen werden.

Lösungsweg

Berechnung der Kanalströmung über ein Mehrkomponentenverfahren. Die reibungsfreie Strömung wird über die numerische Lösung der Potentialgleichung auf orthogonalen Gittern in Verbindung mit einem Stoßoperator beschrieben. Bei den Grenzschichten kommen Integralverfahren zum Einsatz. Das Wechselwirkungsgebiet wird mit einer Verfahrenskombination berechnet. Dabei wird das analytische Interferenzmodell nach **Bohning** und **Zierep** verwendet. Zusätzlich wird die volle Navier-Stokesgleichung in Strömungsrichtung unter Verwendung eines Turbulenzmodells von Ch. L. Chen mit einem Zeitschrittverfahren gelöst. In die Kammerberechnung gehen empirisch gewonnene Daten für den Druckverlust in der Perforation ein. Die Modelle werden anhand experimenteller Daten im Kanal verifiziert und in ein Programm implementiert, das bei **MBB** entwickelt wurde.

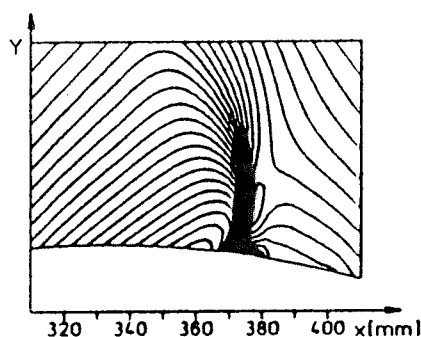
In modifizierter Form wird das Verfahren auf die transsonische Profilmströmung angewandt.

Ergebnis

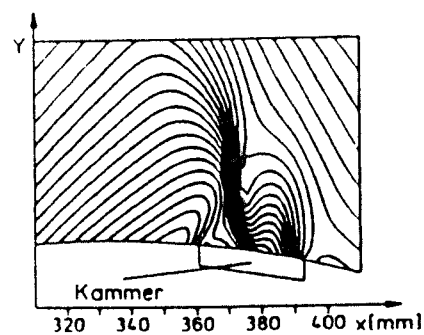
Die Übereinstimmung von Theorie und Experiment bestätigen die Vorgehensweise. Das Rechenverfahren ermöglicht eine hohe Auflösung lokaler Effekte. Wie im Experiment kommt es unter dem Einfluß der Ventilation zu einer Auffächerung des Stoßes (siehe Bilder). Die passive Beeinflussung bewirkt bei geeigneter Wahl der Geometrie und der Lage der Kammer eine Reduktion der Stoßstärke und des Druckgradienten und damit eine Reduktion des Wellenwiderstandes.

Durch die Fixierung des Stoßes am Kammerende kann auf ein Hinauszögern des "buffetings" geschlossen werden. Bei der Profilumströmung zeigt sich, daß die Ventilation den Auftrieb und den Gesamtwiderstand im positiven Sinn beeinflussen kann. Eine Porosität von 6% erwies sich als ausreichend, um die wesentlichen Effekte zu liefern.

Skizze/Diagramm/Bild



Isomachlinien ohne Ventilation



Isomachlinien mit Ventilation

Literatur

Bohning, R.; Zierep, J.: Calculation of 2D Turbulent Shock/Boundary Layer Interaction at Curved Surfaces with Suction and Blowing. IUTAM Symposium Palaiseau/France 1985

Breitling, Th.: Berechnung transsonischer, reibungsbehafteter Kanal- und Profilströmungen mit passiver Beeinflussung. Dissertation Universität (TH) Karlsruhe 1989

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. J. Détery

Institution

Office National d'Etudes et de Recherches Aéronautiques (ONERA)

Adresse

29, Avenue de la Division Leclerc
92320 CHATILLON - France

Telefon: (33) 1 45 34 75 01
Telefax: (33) 1 45 34 82 16

weitere Partner

R. Bur, T. Pot (ONERA)

Thema

Application of Passive Control to Shock-Wave / Boundary-Layer Interactions in Transonic Flow

Ausgangssituation

Ziel

Application of passive control techniques to shock wave / boundary-layer interaction in transonic flow over airfoil and wing in order to reduce drag, increase lift and postpone the limit of buffet onset.

Lösungsweg

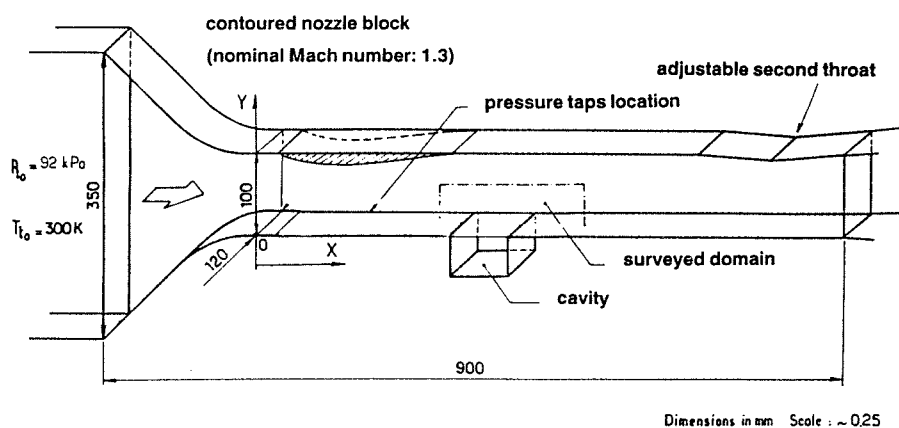
Passive control efficiency depends on many parameters; e.g, shock-wave intensity, upstream Mach number, Reynolds number, geometry of cavity, incoming boundary-layer properties, etc.... Thus practical application of this method in transonic flow necessitates a very careful optimization study. Due to the great quantity of wind tunnel tests that would be required by a purely experimental approach of the problem, it is highly desirable to develop realistic theoretical models allowing systematic examination of control devices at a much lower cost. In this perspective, basic experiments are needed, firstly to provide information indispensable for the development of models (especially in the field of turbulence), secondly to constitute well documented test cases in order to validate the theoretical models. In addition, fundamental studies can help greatly in the physical understanding of phenomena involved in passive control.

AG STAB

Ergebnis

A very detailed experimental study of passive control in transonic flow has been executed in the test arrangement shown in the figure below. It consists of a slightly supersonic contoured nozzle, the nominal Mach number of which is equal to 1.3. The test section height is equal to 100mm and its span to 120mm. The wind tunnel is supplied with dessicated atmospheric air. A nearly normal shock-wave is formed slightly upstream of the end of the diverging part of the nozzle by means of a second throat located at the downstream extremity of the test section. A cavity is placed in the shock foot region on the lower flat wall of the channel. The length of this cavity is equal to 70mm, its depth being a parameter of the study. The closed cavity is separated from the outer flow by a perforated plate allowing a communication between the downstream and upstream sides of the shock-wave. The flow in the control region has been carefully explored by using a two color LDV system, the exploration lines being perpendicular to the flat wall. A total of 16 configurations has been investigated, involving 5 values of the plate porosity (0.03, 0.05, 0.08, 0.12, plus the reference impervious case), 3 values of the cavity depth (10, 30 and 50mm), 4 values of the shock location relatively to the cavity origin (0, 35, 47 and 70mm) and 3 values of the perforation hole diameter (0.3, 0.2 and 0.1mm for a fixed porosity of 0.08). Each configuration has been explored along 26 normal lines, each line comprising 42 measurement points. At each point, 2000 instantaneous values of the streamwise and normal velocity components have been acquired, the local mean velocity vector and Reynolds tensor components being computed from this sample.

These experiments have provided a large quantity of results on the boundary-layer evolution during the interaction process as also on its repercussion on the outer inviscid flow structure. The flow inside the cavity has also been investigated by LDV in order to establish a clear picture of the stream establishing itself between the downstream high pressure part of the interaction and its upstream low pressure part. Interpretation and theoretical exploitation of these results is presently underway.



Literatur

CHANETZ, B. and POT, T. "Expériences fondamentales sur le contrôle passif de l'interaction onde de choc - couche limite en transsonique". 24ème Colloque d'Aérodynamique Appliquée de l'AAAF, Poitiers, 26-28 Octobre 1987

weiteres Vorgehen

Förderung durch

Datum April 09, 1990

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Klaus Ehrenfried

Institution

Max-Planck-Inst. f. Strömungsforschung

Adresse

Bunsenstraße 10
D-3400 Göttingen

Telefon 709-2515

Telefax 709-2704

weitere Partner

Dr. G.E.A. Meier

(Vorw. 0551)

Thema

Zur Instabilität stoßinduzierter Ablösung

Ausgangssituation

Bei praktischen Anwendungen verursachen selbsterregte Stoßschwingungen, wie z.B. das Buffeting am Tragflügel oder das Brummen in Überschalleinläufen, mechanische Festigkeitsprobleme. Es ist von großem Interesse solche Oszillationen zu vermeiden oder zumindest ihr Auftreten zu kontrollieren.

Ziel

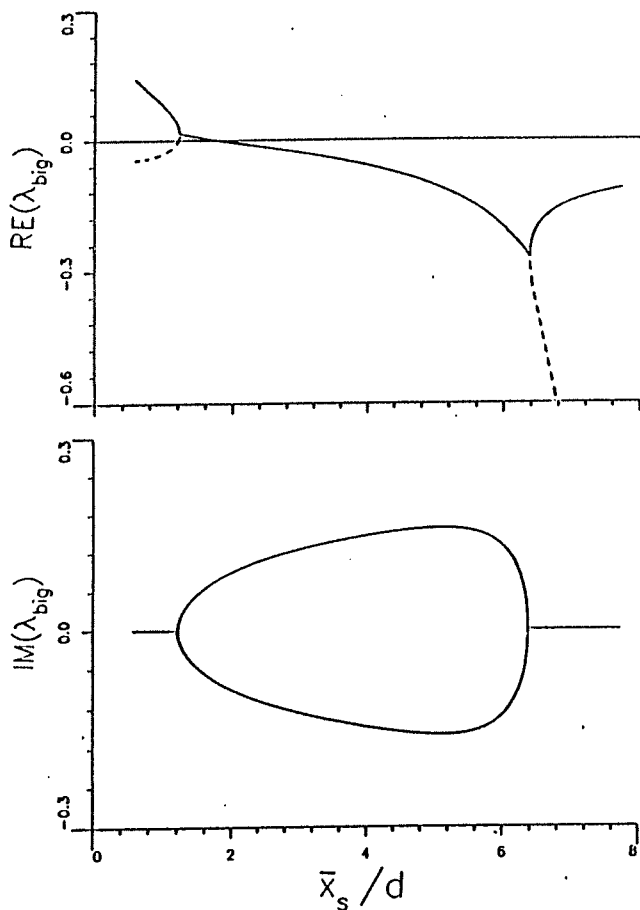
Ziel dieser Untersuchung ist es, den Mechanismus der selbsterregten Stoßoszillationen anhand einer Düsenströmung zu erforschen und durch ein Modell zu beschreiben. Das Verständnis der Vorgänge kann dann zur gezielten Beeinflussung von Strömungen und dadurch zum Vermeiden der Instabilitäten genutzt werden.

Lösungsweg

Es wird ein Stromfadenmodell für die transsonische Strömung entwickelt, in dem Ablösungseffekte mit berücksichtigt werden. Bei der Untersuchung sind nur Schwankungen mit relativ niedrigen Frequenzen von Interesse (d.h. die zugehörige Wellenlänge ist groß gegen die geometrischen Abmessungen in der Düse), und so werden die relativ hochfrequenten Fluktuationen, die durch Turbulenzeffekte in der abgelösten Strömung entstehen, nicht berücksichtigt. Die Stabilität in der vereinfachten Strömung läßt sich durch die Berechnung der Eigenwerte des Differentialoperators bestimmen, den man durch Linearisieren der Gleichungen erhält. Die Eigenwerte sind von der Ausgangslösung abhängig, die hier durch den stationären Stoßort charakterisiert wird. Für die Stabilität ist nur der Eigenwert λ_{big} mit dem größten Realteil entscheidend.

Ergebnis

Die Skizze zeigt das typische Ergebnis des Eigenwertes λ_{big} als Funktion des Stoßortes im divergenten Teil einer Düse (Engste Stelle bei $x = 0$ und offenes Ende bei $x = 8$). Es liegt in einem weitem Bereich ein Paar komplex konjugierter Eigenwerte vor. Zwischen dem Düsenhals und einer bestimmten Stelle stromab ist $Re(\lambda_{big}) > 0$ und damit sind dort alle Stöße mit Ablösung instabil. Für Stoßorte weiter stromaufwärts nimmt die Frequenz $Im(\lambda_{big})$ ab und geht sogar gegen Null.



Wesentlich dafür, daß sich das schwingende System bei relativ niedrigen Eigenfrequenzen (denen lange Wellenlängen relativ zu den geometrischen Abmessungen in der Düse entsprechen) in Resonanz befindet ist ein Phasensprung, der bei der Reflexion an Düsenende und Stoß auftritt. Die Anfachung der Stoßschwingungen geschieht durch eine verstärkende Reflexion von Wellen am Stoß. Bei $Im(\lambda_{big}) = 0$ liegt keine angefachte Oszillation vor, sondern der Stoß bewegt sich z.B. einfach stromaufwärts und läuft durch den Düsenhals aus der Düse.

Literatur

Ehrenfried, K., "Dynamik der Lavalströmung bei unterschiedlichen Randbedingungen,"
Max-Planck-Institut für Strömungsforschung, Bericht 5/1988

weiteres Vorgehen

Es ist eine Erweiterung des Modells der abgelösten Strömung auf allgemeinere Fälle geplant. Die Stabilität der stationären Lösungen wird dann mit numerischen Methoden untersucht, was zum Vergleich mit den analytischen Ergebnissen bei einem einfachen Modell schon durchgeführt wurde.

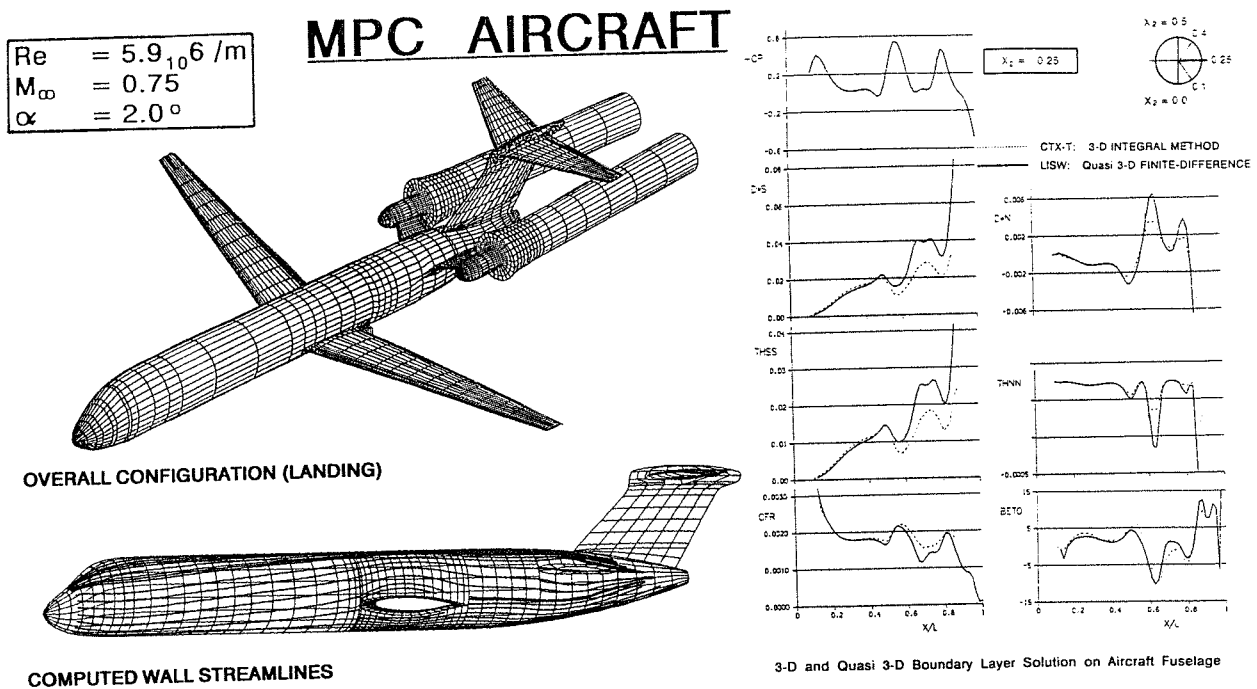
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. E. Elsholz	
Institution	Deutsche Airbus GmbH	
Adresse	Hünefeldstr. 1-5, 2800 Bremen 1	Telefon 0421-538-3905 Telefax 0421-538-3320
weitere Partner	D. John	
Thema	Grenzschicht-Differenzenverfahren	
Ausgangssituation	'Locally Infinite Swept Wing' (LISW) inverses Differenzenverfahren liegt vor.	
Ziel	Gekoppelte reibungsfrei/viskose Strömungsberechnung am Tragflügel unter LISW-Bedingungen	
Lösungsweg	* Weitergehende Validierung des LISW-Grenzschichtdifferenzenverfahrens für 3D Strömungen * Verbesserte Turbulenzmodellierung * Kopplung mit vorhandener reibungsfreier Methode - zunächst halbinvers auf Oberfläche - später mittels 'viscous defect'-Formulierung	

Ergebnis

Das für einen schnittweisen Flügelentwurf auf der Basis effizienter gekoppelter reibungsfreier/viskoser Lösungen entwickelte LISW-Grenzschicht-Differenzenverfahren wird in erweiterter Form auch für die quasi 3D Berechnung von Grenzschichten an allgemeineren dreidimensionalen Konfigurationen eingesetzt. Anhand einiger Testfälle, für die vollständige 3D Grenzschichtlösungen im anliegenden Strömungsbereich vorliegen, werden Arbeitsweise und Einsatzgrenzen des erweiterten LISW-Verfahrens aufgezeigt. Dabei zeichnet sich das Verfahren gegenüber verfügbaren 3D Grenzschicht-Codes erwartungsgemäß durch seine hohe Recheneffizienz aus, wobei wesentliche 3D Effekte bei der Lösung bereits berücksichtigt werden können.

Die Abb. vergleicht die ermittelten Grenzschnittparameter aus einem 3D Verfahren und der quasi 3D Berechnung mit dem LISW-Verfahren am Beispiel der 3D Umströmung einer Flügel/Rumpfkombi.



Literatur

Elsholz, E., John, D.: Quasi 3D Grenzschichtlösungen für Flügel/Rumpfkonfigurationen. 4. STAB Workshop "Strömungen mit Ablösung", Göttingen, 8.-10. Nov. 1989

weitere Vorgehen

- * Weitergehende Validierung
- * Verbesserung der Turbulenzmodellierung
- * Kopplung mit reibungsfreiem Verfahren

Mitteilung

01.09.2013

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dipl.-Ing. P. Freimuth

Institution SM-ES, DLR Göttingen

Adresse Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2276

Telefax 0551-709-2101

weitere Partner Dr. E. Stanewsky, Dr. G. Hefer

Thema 3-d Stoß-Grenzschichtinterferenz

Ausgangssituation

Es besteht ein Mangel an Meßdaten zur 3-d Stoß-Grenzschichtinterferenz, die zum physikalischen Verständnis und zur Validierung von numerischen Berechnungsverfahren erforderlich sind.

Ziel

Simulation eines unendlich gestreckten schiebenden Flügels im Windkanal, Vermessung der Profilgrenzschicht im Bereich der Wechselwirkung

Lösungsweg

Entwurf, Konstruktion und Erprobung von konturierten Endscheiben zur Unterdrückung von Seitenwandinterferenzen und zur Erzielung einer quasi-2d-Außenströmung für zwei Auslegungsfälle (1. ohne stoßinduzierte Ablösung, 2. mit stoßinduzierter Ablösung).

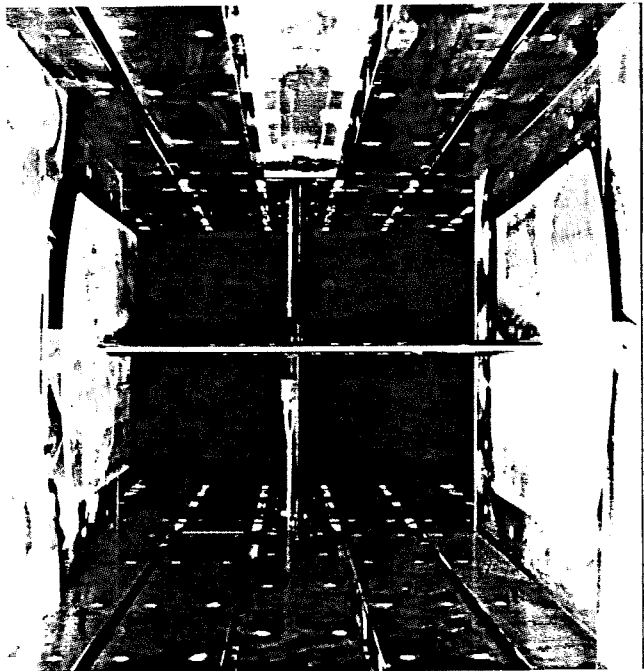
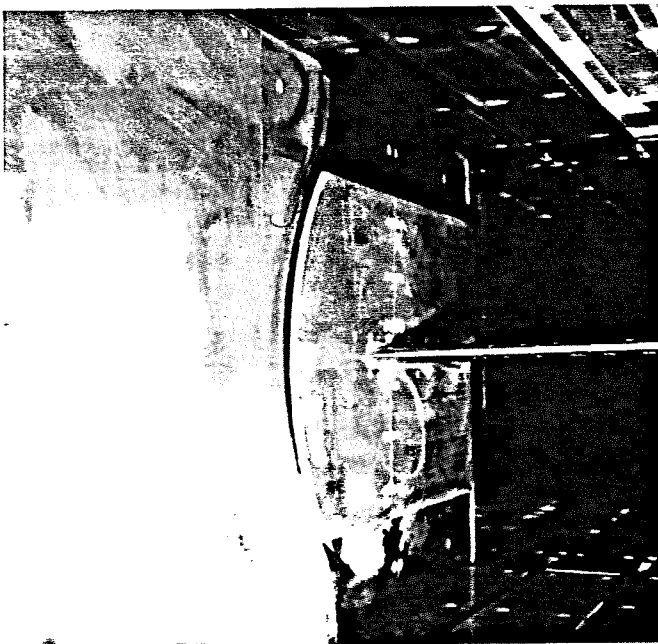
Ergebnis

Im August '88 wurde der Versuchsaufbau mit dem ersten Paar konturierter Endscheiben im 1m x 1m TWG der DLR Göttingen vorgenommen. Um eine Blockierung der Strömung zwischen Endscheiben und Kanalseitenwänden zu vermeiden, wurden die Seitenwände vor dem Modell mit Vordrängerplatten ausgerüstet, welche im Bereich der Endscheibenvorderkante auslaufen (siehe Bilder).

Der für die weiteren Untersuchungen maßgebliche Betriebspunkt wurde durch Machzahl- und Anstellwinkelvariation ermittelt. Gekennzeichnet durch eine hinreichend genaue Übereinstimmung der Druckverteilungen in den vier spannweitig versetzten Schnitten, stellte er sich bei $Ma = 0,85$ und $\alpha = 1,8^\circ$ im Vergleich zum Auslegungspunkt von $Ma = 0,86$ und $\alpha = -0,1^\circ$ ein.

Die nun vorgesehenen Sondenmessungen in der Profilgrenzschicht des Stoßbereichs konnten nicht durchgeführt werden, da sich das verwendete Sondenverschiebegerät als unbrauchbar erwies, und zwei Sonden abmontierten.

In dieser Meßphase hat sich gezeigt, daß man durch konturierte Endscheiben und geeignet dimensionierte Verdrängerplatten an den Seitenwänden des Windkanals eine quasi-zweidimensionale Außenströmung an einem schiebenden Profilmodell erzeugen kann. Der Aufwand hierfür ist jedoch beträchtlich.



Literatur

weiteres Vorgehen

Ermittlung des Betriebspunktes für Version 2 der konturierten Endscheiben (mit stoßinduzierter Ablösung), Vermessung der Profilgrenzschicht für beide Auslegungsfälle mittels Grenzschichtsonden, dazu Entwicklung eines geeigneten Sondenverschiebegeräts.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

S. Heiß

Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH

Institution

Unternehmensbereich Flugzeuge, FE122

Postfach 801160

Adresse

8000 München 80

Telefon (089) 60728417

Telefax (089) 60724096

weitere Partner

Thema Modellierung viskoser und kompressibler Strömungen
in einem Panelverfahren

Ausgangssituation

Panelverfahren, welche die lineare Potentialgleichung lösen, bilden wegen ihrer Flexibilität bei der Geometriemodellierung nach wie vor das Rückgrat der numerischen Strömungssimulation. Bei der Anwendung von Finiten Volumenverfahren zur Lösung der Euler- und Navier-Stokes-Gleichungen wurden in letzter Zeit große Fortschritte erzielt, eine routinemäßige Anwendung erschwert allerdings der hohe Diskretisierungs- und Rechenzeitaufwand.

Ziel

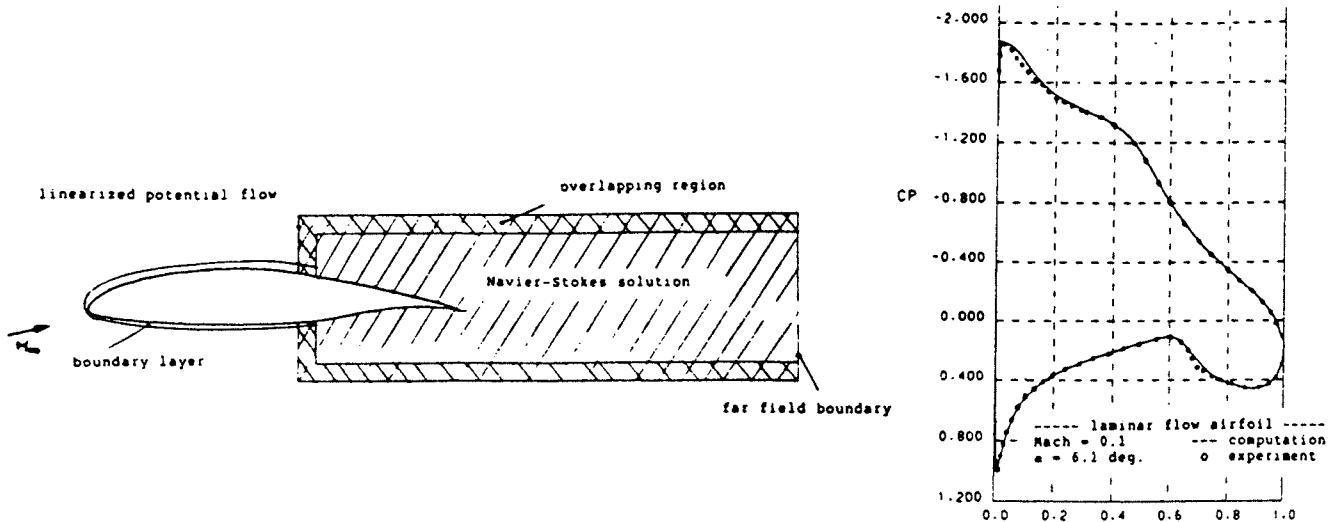
Verbesserung einer Panellösung durch

- a, Modellierung von Reibungseffekten im subsonischen Strömungsbereich (Kopplung Potentialverf. - Navier-Stokesverf. - Grenzschichtverf.)
- b, Modellierung transsonischer Strömungsbereiche (Kopplung Potentialverf. - Eulerverf.)

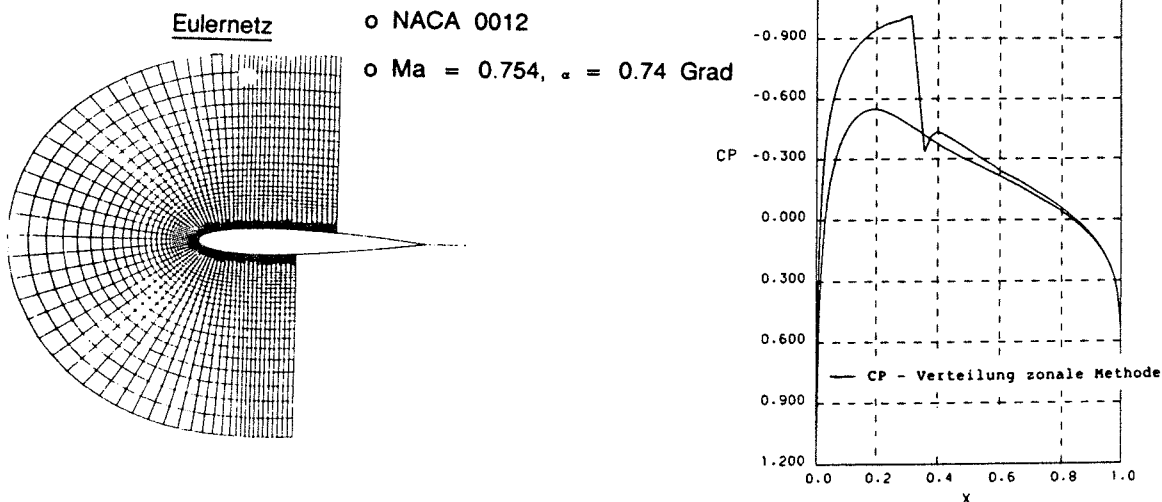
Lösungsweg

Das gesamte Berechnungsgebiet wird in zonale Bereiche unterteilt, in denen dann die Strömung mit den jeweils gültigen Gleichungen berechnet wird. Die einzelnen Lösungen werden während der Berechnung iterativ gekoppelt, um die korrekte gegenseitige Wechselwirkung zu beschreiben. Für das Panelverfahren wurde ein Korrekturalgorithmus entwickelt, der die Randbedingung so steuert, daß entlang der zonalen Grenze die Geschwindigkeiten aus dem Panelverfahren und dem Euler- oder Navier-Stokesverfahren für die auskonvergierte Lösung gleich sind.

Ergebnis a, Kopplung 1: In reibungsfreien Gebieten wird die lineare Potentialgl. (HISSS) gelöst, in den viskosen Bereichen die Navier-Stokesgl.(NSFLEX) und die Grenzschichtgl. (SOBOL)



b, Kopplung 2: In Gebieten mit linearen Kompressibilitätseffekten wird die lin. Potentialgl. (HISSS) und in Gebieten mit starken nichtlinearen Kompressibilitätseffekten die Eulergl. (EUFLEX) gelöst.



Literatur

- [1] Schmatz M. A., Monnoyer F., Wanie K. M.: Numerical simulation of transonic wing flows using a zonal Euler/boundary-layer/Navier-Stokes approach. ZFW (1989).
- [2] Fornasier, L.: HISSS - a higher-order subsonic/supersonic singularity method for calculating linearized potential flow. AIAA Paper 84-1646, 1984.

weiteres Vorgehen

- Berechnung weiterer Fälle mit den Verfahren (Profile mit Klappen, Variation der Größe der zonalen Gebiete)
- Verallgemeinerung des Kopplungsalgorithmusses auf 3D Probleme

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner W.Liebe

Institution Techn.Universität Berlin

Adresse 1000 Berlin 13, Im Eichengrund 25

Telefon (030) 3817630

Telefax

weitere Partner

Thema Ablösung der Strömung als Keim zum Abreißen

Ausgangssituation "Ablösung" ist ein wohldefinierter Begriff. Vom "Abreißen der Strömung" dagegen existiert bisher keine klare Vorstellung. Beide Vorgänge stammen aus der gleichen physikalischen Wurzel, sind aber nicht dasselbe. – Heikel am Abreißvorgang ist, daß er zu einer völligen Umgestaltung des Strömungsfeldes führt mit sprungartiger Veränderung der Kräfte und Momente. Abreißen kann darum fliegerisch sehr gefährlich werden.

Ziel Für den Abreißvorgang am Flügel wird eine physikalische Erklärung gesucht, die es möglich macht, Schutzmaßnahmen gegen das Abreißen und die damit verbundene Abkipppfahre zu ergreifen.

Lösungsweg Anstöße zur Deutung des Abreißvorgangs kamen aus der fliegerischen Erfahrung. Experimente im Kanal bekräftigten die gewonnene Vorstellung, die dann durch Versuche am Flugzeug voll bestätigt werden konnte. – Der exakte Nachweis für den physikalischen Ablauf des Abreißvorgangs am Flügel durch ein Ad-hoc-Experiment im Windkanal, wozu zeitlich hochauflösende Verfahren benutzt werden müßten, steht noch aus.

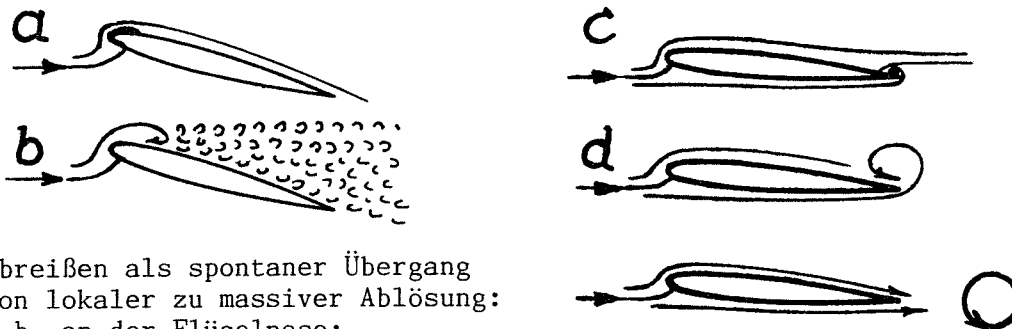
Zur rechnerischen Behandlung des Abreißvorgangs fehlt bisher das mathematische Modell.

Ergebnis An den Stellen des Flügels, wo eine Ablöseblase entsteht, liegt auch der Keim zum Abreißen der Strömung. Wegen des Unterdrucks im Innern der Blase stellen solche Orte eine Senke dar, zu der aber alle Wege zunächst versperrt sind. Erst in dem Augenblick, wenn die Ablöseblase Kontakt bekommt zu einer benachbarten Zone ruhenden oder nahezu ruhenden Fluids mit höherem Druck, beispielsweise zur Spitze eines Rückstromkeils, wird in der Grenzschicht ein Zugang frei. Die Ablöseblase kann sich auffüllen und schwillt dabei rasch an. Die Strömung geht von der lokalen, verborgen gebliebenen Ablösung über zur offenen massiven Ablösung. Dieser Vorgang, bei dem das Strömungsfeld völlig umgestaltet wird, heißt "Abreißen". Hinter dieser sprunghaften Umwandlung steckt also ein Füllprozeß.

Das Abreißen läßt sich darum verhindern mit Maßnahmen, die den Füllprozeß aufhalten. Aus dieser Überlegung ist der Grenzschichtzaun entstanden. Andere Vorrichtungen sind denkbar.

Ein dem Abreißen an der Flügel Nase entsprechender Vorgang spielt sich an der Hinterkante ab. Bei Anstellwinkelerhöhung müßte das Profilende umströmt werden. Dabei bildet sich, gleich nach Passieren der Kante, eine Ablöseblase; die scharfe Hinterkante arbeitet darum wie eine abgerundete. Das lokale Ablösegebiet bekommt hier jedoch sofort Kontakt mit ruhendem Fluid am nahegelegenen hinteren Staupunkt und füllt sich wegen des hohen Unterdrucks rasch auf. Es kommt zu massiver Ablösung und völliger Veränderung des Strömungsbildes. Die am Profilende angestaute fluide Masse kann nicht mehr festgehalten werden, weil der örtliche Unterdruck mit wachsendem Durchmesser der Blase stark nachläßt. Das Gebilde schwimmt schließlich ab als Anfahrwirbel und hinterläßt einen Flügel mit glatter Abströmung; die Kuttasche Abflußbedingung ist erfüllt.

Skizze/Diagramm/Bild



Abreißen als spontaner Übergang
von lokaler zu massiver Ablösung:
a-b an der Flügel Nase;
c-d an der Flügelhinterkante.

- Literatur** Liebe, W. "Die Strömung reißt ab! - Was heißt denn das?"
ZAMM 68 (1988) 5
- Liebe, W. "Der Grenzschichtzaun"
Jahrbuch 1953 der WGL
- Jordan, P. "Strömungsvorgänge beim Maximalauftrieb"
Luftfahrtforschung Nr.4, 1939

weiteres Vorgehen Gründliche Untersuchung der Strömungsvorgänge beim Abreißen an der Flügel Nase und an der Hinterkante.

Entwicklung eines mathematischen Modells für den Füllprozeß beim Abreißen und für die Anregung der Bewegung des Wirbelfeldes vom Kern her durch Impulsaustausch.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	F. Magagnato/ W. Fritz/ W. Haase	
Institution	DORNIER Luftfahrt GmbH	07545-8-4237 07545-8-4396
Adresse	Postfach 1303, 7990 Friedrichshafen 1	Telefon 07545-8-4795 Telefax 07545-8-4411
weitere Partner	---	
Thema	Neuere Ergebnisse bei der Berechnung turbulenter 2D-Strömungen	
Ausgangssituation	Von DORNIER entwickelte 2-D Verfahren zur Lösung der massengemittelten Navier-Stokes Gleichungen mit Baldwin-Lomax-ähnlichen algebraischen Turbulenzmodellen	
Ziel	Verbesserung der Turbulenzmodellierung vor allem im Bereich der Nachläufe nach Profilen, Profilen mit Klappen und in abgelösten Strömungen	
Lösungsweg	- Verbesserung der Ermittlung der Längsskalierung im Baldwin-Lomax Turbulenzmodell. - Implementierung eines modifizierten Cebeci/Smith Modelles - Entwicklung eines Verfahrens zur Netzadaption an die Lösung, um eine Feinauflösung der freien Scherschichten zu garantieren. - Implementierung des K-ϵ-Turbulenzmodelles von Lam/Bremhorst.	

Ergebnis

Bild 1: Profil GAWI
modifiziertes Cebeci/Smith Modell
grenzschichtangepasstes Netz

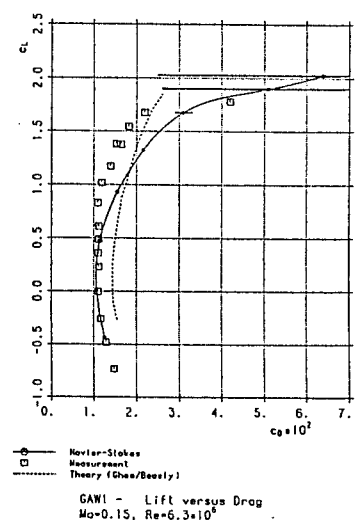
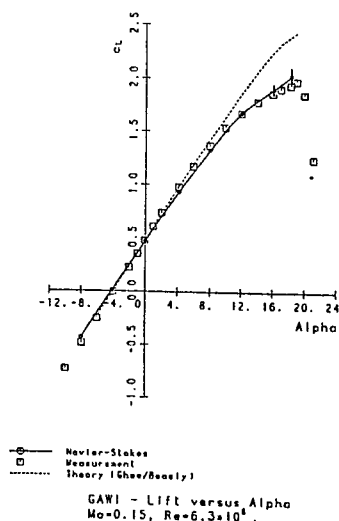
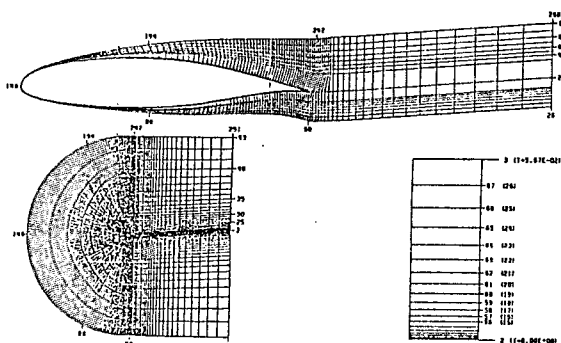


Bild 2: Hochauftriebssystem: Profil mit Klappe
modifiziertes Baldwin/Lomax Modell
adaptiertes Netz

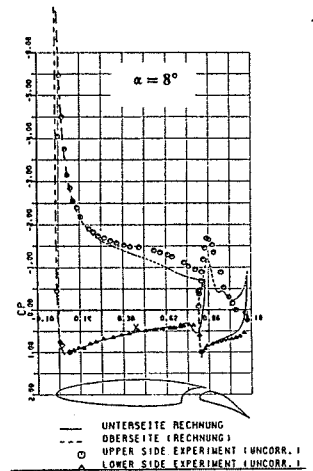
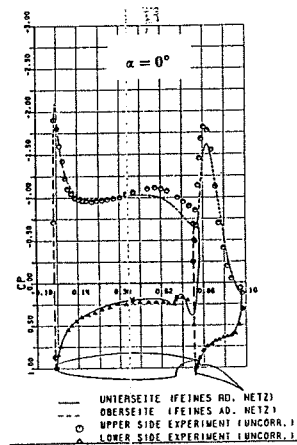
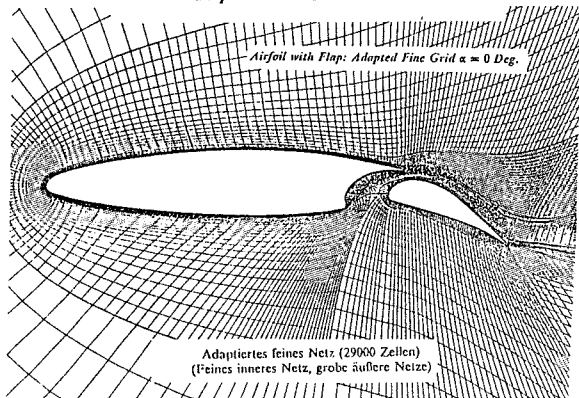
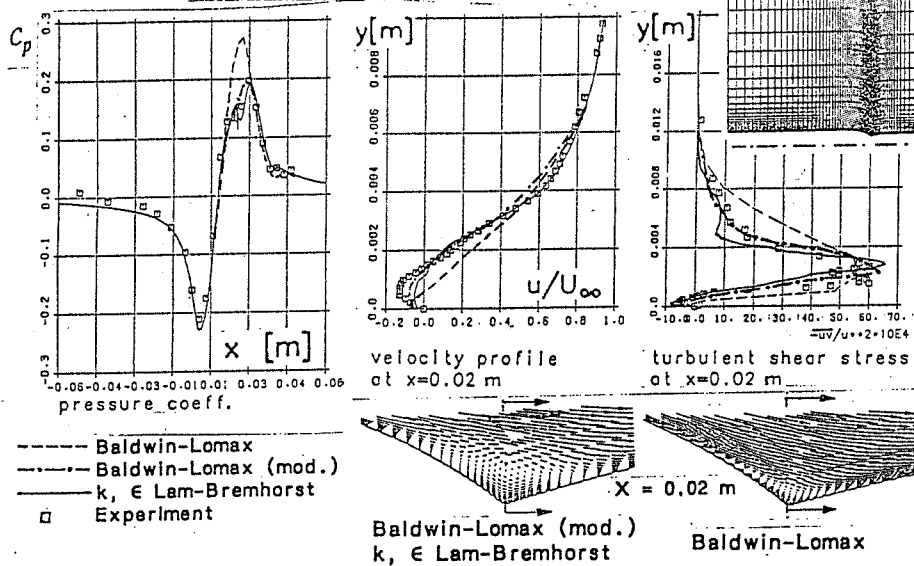


Bild 3: Vergleich: Algebraische Turbulenzmodelle k-ε Modell

NASA AFTERBODY WITH SOLID PLUME SIMULATOR, NAVIER-STOKES SOLUTIONS

$Re = 11.4 \cdot 10^6 / m$; $M = 0.64$; $D = 0.026m$; 88×47 mesh



Literatur

- (1) Stock, H. W., Haase, W.:
The Determination of Turbulent Length Scales in Algebraic Turbulence Models for Attached and Slightly Separated Flows Using Navier-Stokes Methods.
AIDA 19th Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, June 8 - 10, Honolulu, 1987
- (2) W. Fritz
Numerical Simulation of 2-D Turbulent Flow Fields with Strong Separation
ICAS-88-4.6.4, 1988
- (3) Lam, C. K. G. and Bremhorst, K. A.:
Modified Form of the K-ε-Model for Predicting Wall Turbulence; Journal of Fluids Engineering, vol. 103, 1981, pp. 456 - 460

weitere Vorgehen Implementierung der erweiterten Turbulenzmodelle in blockstrukturierte Verfahren und 3-D Verfahren.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. H.-J. Romberg

Institution Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Adresse Wüllnerstr. zw. 5 und 7
5100 Aachen

Telefon 0241/805426

Telefax 0241/403833

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchung von Stoßschwingungen und Wirbelbildung an schallnah angeströmten Profilen

Ausgangssituation Der Nachlauf schallnah angeströmter Profile ist durch instationäre Vorgänge geprägt. Bei der Hinterkantenablösung bildet sich eine Kármánsche Wirbelstraße, während es bei der stoßinduzierten Ablösung zu unregelmäßigen Wirbelstrukturen und Stoßschwingungen auf der Profiloberseite kommt.

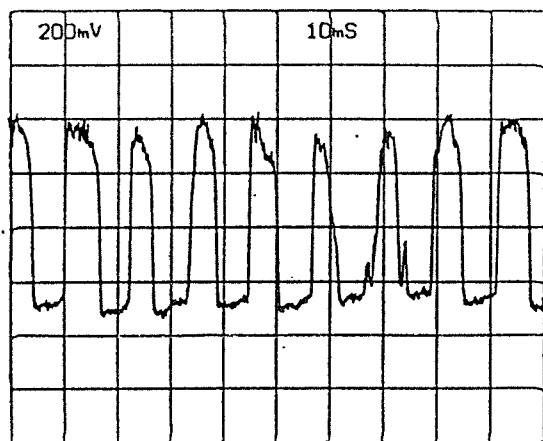
Ziel Es soll der Zusammenhang zwischen der Wirbelbildung im Nachlauf und der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung auf der Profiloberseite untersucht werden.

Lösungsweg Die experimentellen Untersuchungen werden in $40 \times 40 \text{ m}^2$ Transsonik-Windkanal durchgeführt. Um Wandinterferenzen zu vermeiden, wird eine adaptive Meßkammer mit flexiblen Deckenwänden eingesetzt. Es standen zwei CAST 7-Profile mit 150 mm und 200 mm Sehnenlänge zur Verfügung. Die Mach-Zahl wurde von $Ma = 0,5$ bis $Ma = 0,9$, der Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ bis $\alpha = 4^\circ$ variiert. Es wurden die stationären und instationären Drücke auf der Profiloberfläche gemessen; die Profilmströmung wurde mit Differential- und Laserinterferometrie in Verbindung mit einer Hochgeschwindigkeits-Filmkamera und mit Funkenblitzaufnahmen sichtbar gemacht.

Ergebnis

Es wurden zwei Arten von Strömungsablösung festgestellt: Die Hinterkantenablösung und die stoßinduzierte Ablösung. Die Hinterkantenablösung führt zur Bildung einer Kármánschen Wirbelstraße in Nachlauf. Die stoßinduzierte Ablösung führt zu Stoßschwingungen auf der Oberseite des Profils; es bildet sich keine Wirbelstraße aus. Von besonderem Interesse ist der Übergang zwischen diesen beiden Strömungszuständen, der für $\alpha = 0^\circ$ zwischen $Ma = 0,7$ und $Ma = 0,8$ beobachtet wird. Die Wirbelstraße ist auch dann vorhanden, wenn sich auf der Profiloberseite schon schwache Verdichtungsstöße bilden. Diese Verdichtungsstöße werden auf der hinteren Profilhälfte erzeugt und laufen stromauf periodisch ineinander. Die Frequenzen der Stoßschwingungen liegen zwischen 60 und 240 Hz, die Frequenzen der Wirbelstraße sind in der Größenordnung von 6 kHz. Bild 1 zeigt den Verlauf des Druckes auf der Profiloberseite ($x/c = 0,4$) und an der Profilhinterkante ($x/c = 0,97$) für die Anströmbedingungen $Ma = 0,745$ und $\alpha = 3^\circ$. Auf der Oberseite sind die durch die Stoßschwingungen hervorgerufenen Signale sehr gut zu erkennen; an der Hinterkante halbiert sich die Amplitude (Auflösung 100 mV) und zusätzlich ist eine Frequenz im kHz-Bereich überlagert.

Oberseite



Hinterkante

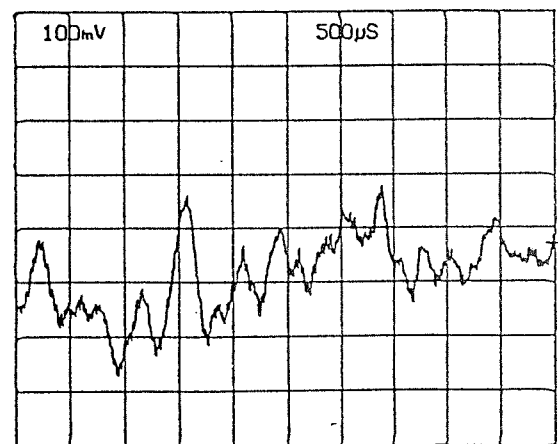
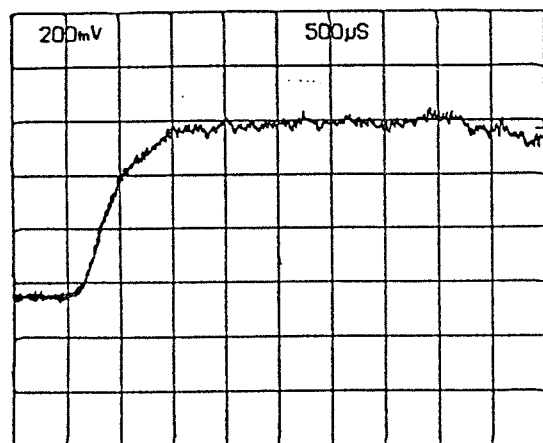
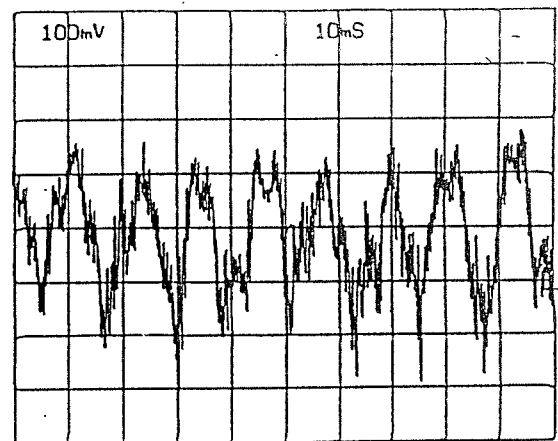


Bild 1 Verlauf des statischen Druckes auf der Profiloberseite und an der Profilhinterkante, $Ma = 0,745$, $\alpha = 3^\circ$.

Weiteres Vorgehen:

Es soll untersucht werden, wie eine Rauigkeit auf der Profiloberfläche und ein Abstumpfen der Hinterkante die Wirbelbildung beeinflussen. Mit Hilfe der Echtzeitholografie und der numerischen Bildauswertung soll eine Korrelation des zeitlichen Verlaufs von Dichte und Druck erfolgen.

Mitteilung

Projektgruppe/ FLUEGEL GROSSER STRECKUNG

Fachkreis

Ansprechpartner : V. SCHMITT

Institution Office National d'Etudes et de Recherches
 Aérospatiales (ONERA)

Adresse 29, avenue de la Division Leclerc, Tel. 46.57.11.60
 92320 - Châtillon (France) Fax. 46.56.25.23

Weitere Partner D. DESTARAC, J.L. GODARD

Thema Untersuchung von Tragfluegeln mittels
 3D-Rechenverfahren

Ausgangssituation

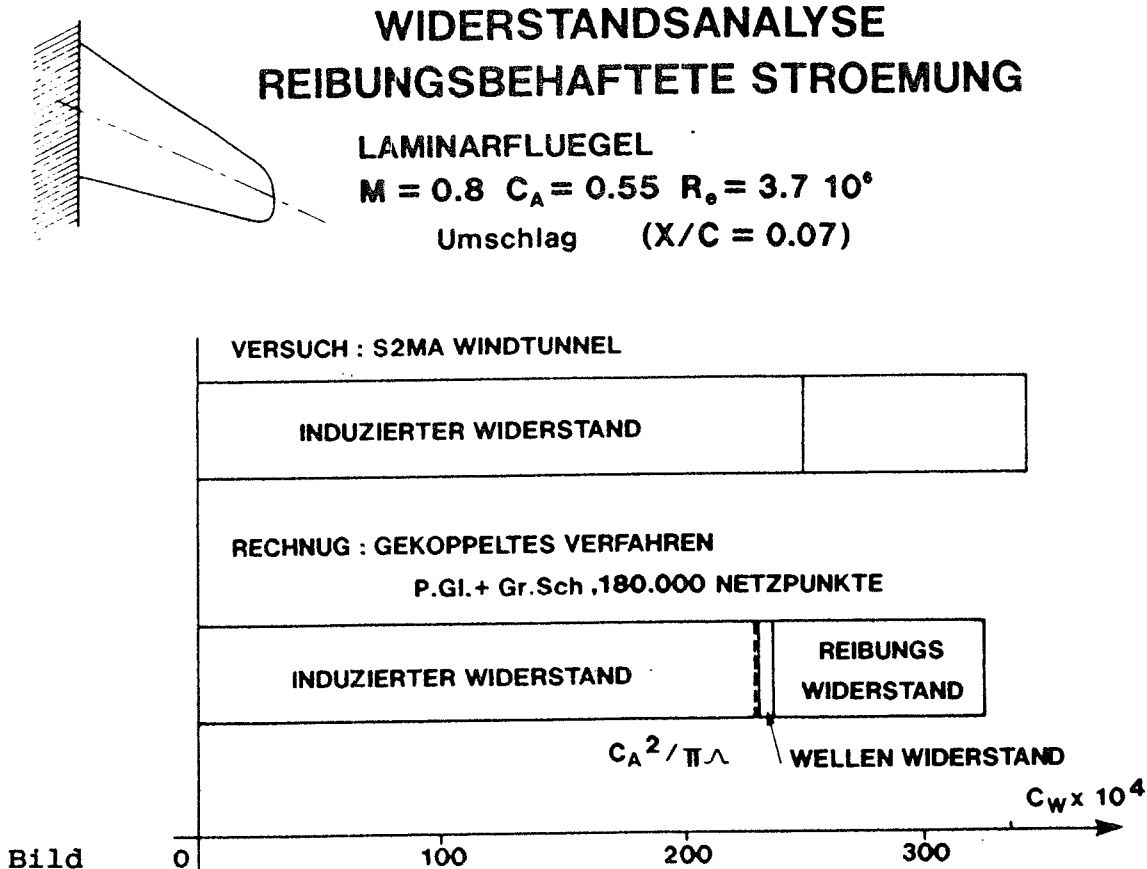
Im Rahmen von Tragfluegeluntersuchungen insbesondere im transsonischen Bereich werden bei der ONERA seit einigen Jahren routinemaessig 3D-Rechenverfahren eingesetzt. Es handelt sich dabei um Methoden, deren Entwicklungsphase im Prinzip abgeschlossen ist und deren Moeglichkeiten und Grenzen nach entsprechender Validierung als bekannt anzusehen sind.

Ziel Es ist Ziel des Beitrags den erreichten Standard an einigen Beispielen zu dokumentieren.

Lösungsweg Zum Einsatz kommen sowohl Methoden zur Berechnung der reibungsfreien Stroemung und von Grenzschichten als auch Verfahren zur Bestimmung der reibungsbehafteten Stroemung, die auf Koppelungstechniken beruhen. Mit diesen Methoden werden grundsaeztlich Stroemungsfeldberechnungen am zu untersuchenden Tragfluegel durchgefuehrt. Dank der immer groesser werdenden Rechenkapazitaeten werden damit neuerdings auch Leistungsberechnungen unternommen, wobei insbesondere die Berechnung des Widerstands von Interesse ist. Es zeigt sich, dass der erfolgversprechendste Weg dazu ueber die Berechnung der verschiedenen Widerstandskomponenten fuehrt.

Ergebnis

Es werden Ergebnisse mitgeteilt, die an einfachen Tragfluegeln wie dem ONERA-Fluegel M6 und an realistischeren Formen vom Airbus-Typ erzielt worden sind. Im letztgenannten Fall beziehen sich die Ergebnisse auf den Auslegepunkt und den Off-Design-Bereich, mit dem Ziel Tendenzen zur Stroemungsablosung, die zum Buffeting fuehren koennen, zu illustrieren. Beim Vergleich zwischen Rechnung und Windkanalversuch wird auch die Bedeutung der aeroelastischen Verformung des Tragfluegelmodells und des Rumpfeinflusses aufgezeigt. Schliesslich wird der Stand der Widerstandsberechnung an den Beispielen des M6-Fluegels und eines Laminarfluegels (siehe Bild) diskutiert. Das Bild veranschaulicht, dass die Berechnung des Widerstands an Tragfluegeln nicht mehr als unloesbare Aufgabe zu verstehen ist und bei Entwuerfen schon jetzt mit in die Bewertung eingehen kann.



Literatur

- 1 - V. SCHMITT, D. DESTARAC, B. CHAUMET
Viscous Effects on a Swept Wing in transonic flow
AIAA.83.1804.
- 2 - B. CHAUMET, D. DESTARAC, T.H. LE
3D-Computational Methods applied to Aerodynamic Analysis of
transonic Flows past a Wing-Body Configuration.
ICAS, Toulouse 1984.
- 3 - D. DESTARAC
Effect of Computation Parameters on the Results of 3D Poten-
tial Methods.
La Recherche Aéronautique N° 1987-3.
- 4 - J.J. THIBERT
Prévision de la traînée à partir des méthodes de calcul. Etat
de l'art en France.
AGARD AR 256, 1989.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner H.A. Schreiber, Dr. H. Starken

Institution DLR Köln, Institut für Antriebstechnik

Adresse Linder Höhe, 5000 Köln 90

Telefon 02203/601-2263

Telefax 02203/601-2353

weitere Partner

Thema Stoß-Grenzschicht-Interferenz in Verzögerungsgittern

Ausgangssituation Die Relativgeschwindigkeiten in der Beschau felung von hoch belasteten Axialverdichtern liegen zum Teil im Transschall- und Überschallbereich. Bei solchen Geschwindigkeiten treten in der Beschau felung schräge und senkrechte Verdichtungsstöße auf, welche mit den Reibungsschichten in starke Wechselwirkung treten und z. T. kräftige Ablösungen induzieren. Die Verdichtungsstöße und die in vielen Fällen nicht vermeidbaren Grenzschichtablösungen haben einen entscheidenden Einfluß auf das Betriebsverhalten und den Wirkungsgrad der Verdichter.

Ziel

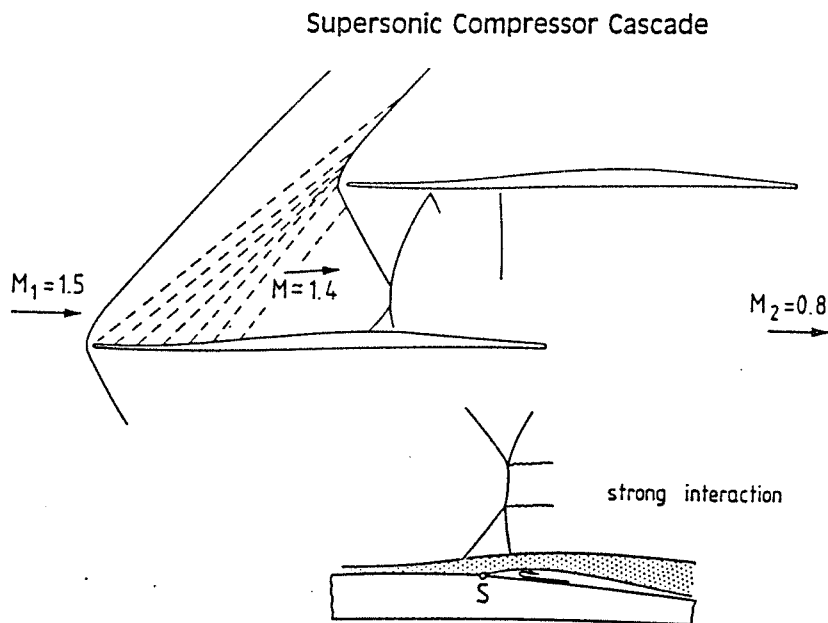
Klärung der Strömungsphysikalischen Phänomene der Stoß-Grenzschicht-Interferenz im Gittermodell. Klärung des Verlustmechanismus bei abgelöster Strömung. Schaffung von experimentellen Daten für die Validierung von Rechenverfahren.

Lösungsweg

Experimentelle Untersuchung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz im ebenen Gitterwindkanal
Grenzschichtmessungen
Strömungssichtbarmachung

Ergebnis

Experimentelle Ergebnisse von hoch belasteten Überschall-Verzögerungsgittern zeigen, daß die Gesamtdruckverluste zu etwa gleichen Teilen in den Verdichtungsstößen und den abgelösten Grenzschichten entstehen. In einem speziell für die Stoß-Grenzschicht-Interferenz Untersuchungen entworfenen Laufradgitter, welches die Strömung von einer Zuströmmachzahl 1.5 auf Unterschall ($M_2=0.82$) verzögert, wurden Strömungsfeldmessungen mit einem Laser-2-Fokus Anemometer durchgeführt. Die Meßergebnisse verdeutlichen die starke Verzögerung über den Verdichtungsstoß am Eintritt zur Gitterpassage und die Strömungszustände im Gebiet der starken Wechselwirkung (Λ -Stoß) mit der abgelösten Grenzschicht.



Literatur

D.L. Tweedt, H.A. Schreiber, H. Starcken
Experimental Investigation of the Performance of a Supersonic Compressor Cascade, ASME Journal of Turbomachinery
Vol. 110, pp. 456-466, Oct. 1988

H.A. Schreiber, Yü Shen
Experiments on strong shock-wave turbulent boundary layer interaction in a supersonic compressor cascade
DLR IB 325-02-1989

weiteres Vorgehen

Grenzschichtmessungen, Untersuchungen über den Einfluß von veränderten Randbedingungen

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. K.M. Wanie, Prof.Dr. E.H. Hirschel

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH / FE122

Adresse Postfach 80 11 60
8000 München 80

Telefon (089) 6072-7113

Telefax (089) 6072-4096

weitere Partner Dr. M.A. Schmatz, Dr. F. Monnoyer, MBB-FE122

Thema

Analyse numerischer Lösungen für komplexe dreidimensionale Strömungen

Ausgangssituation

Mit [1] liegen mehrere Euler und Navier-Stokeslösungen für den Flügel eines Transportflugzeuges bei sub- und transsonischen Bedingungen vor. Diese Lösungen sollen angelehnt an das Vorgehen in [2], wo eine Eulerlösung für eine einfache Flügelgeometrie untersucht wurde, analysiert werden.

Ziel

Besseres Verständnis physikalischer Grundlagen abgelöster Strömungen (Hinterkantenablösung). Überprüfung der Qualität numerischer Lösungen und Lösungsverfahren. Hinweise auf Verbesserungsmöglichkeiten der Lösungsverfahren.

Lösungsweg

Erstellung oder Anpassung umfangreicher Auswerteprogramme (Wandschubspannungen, Stromlinien, Interpolationsroutinen für 3D-Interpolationen, Detaildarstellungen etc.). Vergleich der damit erhaltenen Ergebnisse mit physikalischen Grundlagen (Zirkulationserhaltung, Topologie von Wandschubspannungslinien, Kuttaabedingung etc.).

Ergebnis

In den numerischen Lösungen für das untersuchte Beispiel eines Transportflugzeugflügels bleibt die Zirkulation stromabwärts bis zum Fernfeldrand mit einer Abweichung von etwa 2% erhalten. Der Scherwinkel ψ der Strömung an der Hinterkante korreliert recht gut mit der Zirkulationsverteilung über der Tragfläche (Bild 1). Abweichungen an der Flügelwurzel sind durch zu grobe Diskretisierung bedingt. Eine genaue Darstellung dieser und weiterer Ergebnisse (Nachlaufprofile, Stromlinien etc.) findet sich in [3].

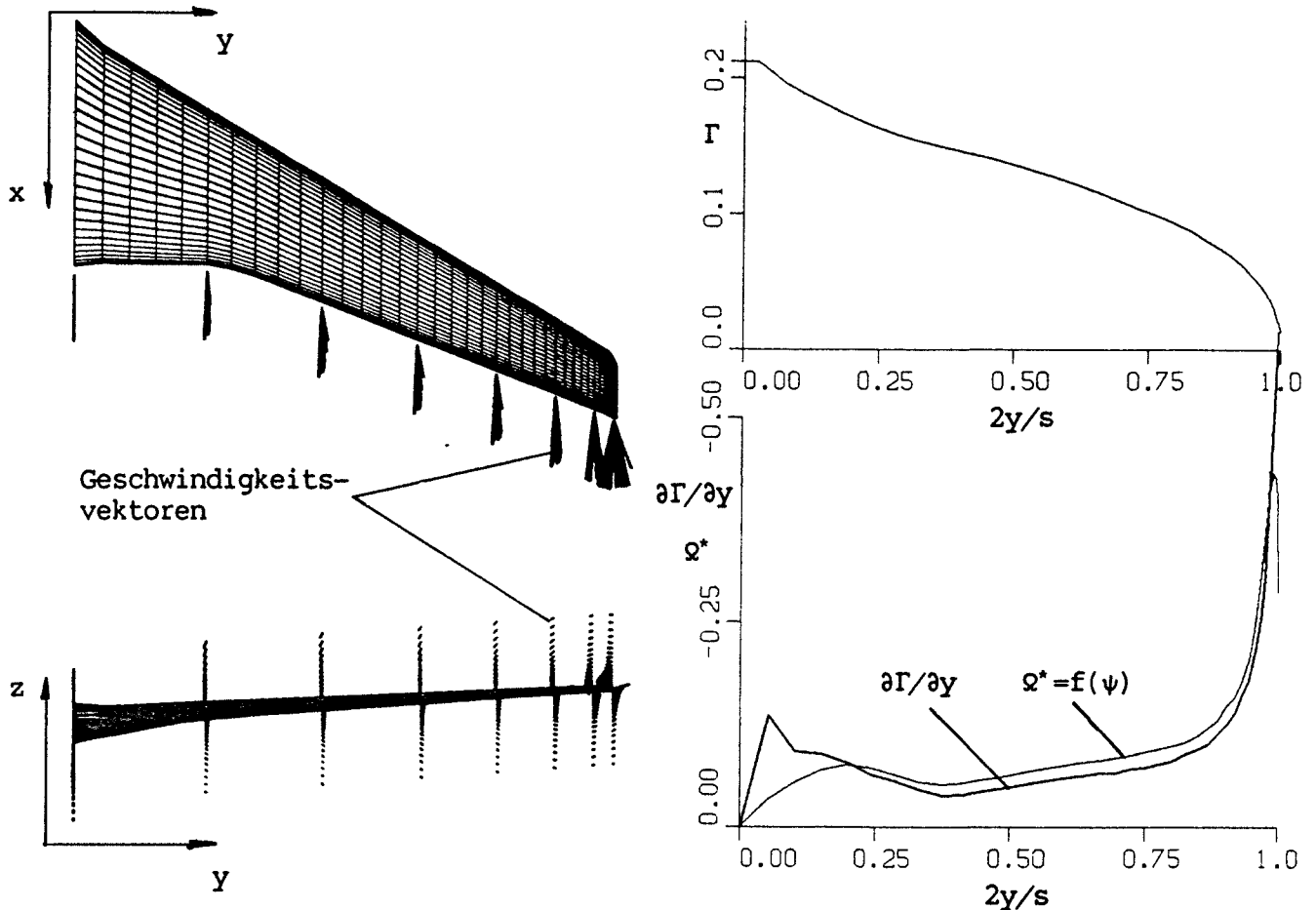


Bild 1: Korrelation von Zirkulationsverteilung Γ und Scherwinkel ψ der Strömung an der Hinterkante (Navier-Stokeslösung, $M_\infty=0.78$, $\alpha=2.2^\circ$, $Re=7,000,000$, $x_{tr}=0.07$)

Literatur

- [1] Schmatz, M.A., Monnoyer, F., Wanie, K.M.: Numerical simulation of transonic wing flows using a zonal Euler/boundary-layer/Navier-Stokes approach. ICAS Paper 88-4.6.3, 1988.
- [2] Hirschel E.H., Rizzi, A.: The mechanism of vorticity creation in Euler solutions for lifting wings. Int. Vortex-Flow Symp., Stockholm, 1986.
- [3] Wanie, K.M., Hirschel, E.H., Schmatz M.A.: Analysis of numerical solutions for three-dimensional wing flows. In preparation, 1989.

weiteres Vorgehen

Anwendung auf Flugzeuggrümpfe, Tragflügel, Kraftfahrzeuge, zweidimensionale Probleme, instationäre Strömungen

Förderung durch

Mitteilung

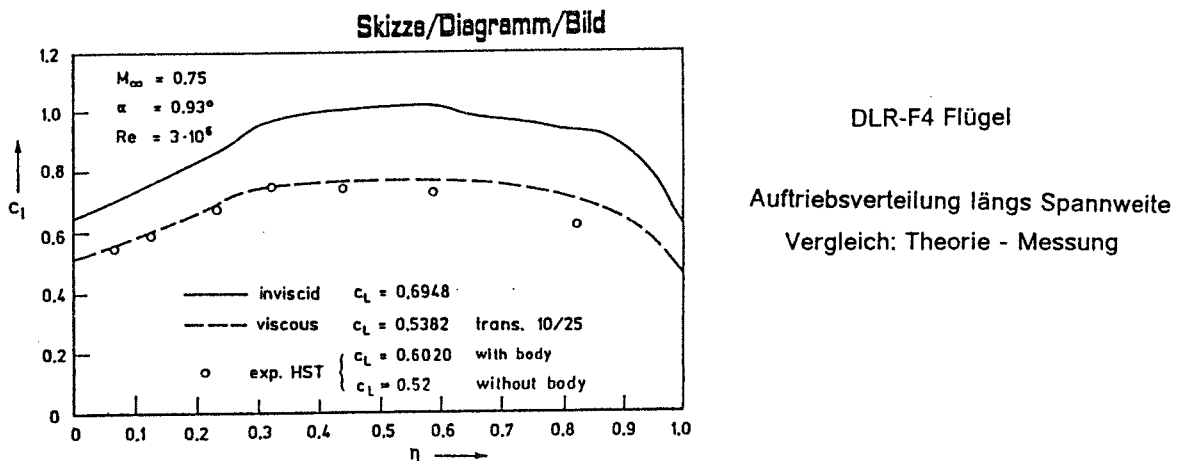
Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Georg Wichmann	
Institution	DLR - Braunschweig, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Flughafen, 3300 Braunschweig	Telefon 0531/395 2443 Telefax
weitere Partner		
Thema	Ein schnelles Verfahren zur Bestimmung des Reibungseinflusses bei Flügeln großer Streckung	
Ausgangssituation	Beim Entwurf einer neuen Flügelkonfiguration ist es notwendig, früh Kenntnisse über den Einfluß der Reibung auf die Flügelumströmung zu haben.	
Ziel	Ziel der Vorgehensweise ist es deshalb, ein schnelles und handliches Verfahren zur Ermittlung des Grenzschichteinflusses auf Druck- und Auftriebsverteilung des Flügels erstellen.	
Lösungsweg	Eine Lösung dieser Aufgabenstellung wird erreicht durch eine iterative Kopplung eines schnellen und erprobten 3D-Potentialverfahrens mit einem zuverlässigen 3D-Grenzschichtverfahren. Der geschickte Aufbau der Kopplungsstrategie (Verdrängungsdickenkonzept) führt schnell zu einer konvergenten Lösung.	

Ergebnis

Es wird ein Rechenverfahren vorgestellt, das, basierend auf einer Kopplungsstrategie zwischen einem 3-D Potentialverfahren und einem 3-D Grenzschichtverfahren, es gestattet, schnell und effizient den Reibungseinfluß auf Druck- und Auftriebsverteilungen bei Flügeln großer Streckung zu bestimmen. Beispielrechnungen an verschiedenen Flügelkonfigurationen belegen die Effektivität und die gute Handhabung des Verfahrens. Die Ergebnisse zeigen, daß der Einfluß der Grenzschicht auf die effektive Flügelwölbung sowie auf die Hinterkantenströmung richtig wiedergegeben wird, und die daraus resultierenden Änderungen der Druck- und Auftriebsverteilungen richtig vorhergesagt werden.

Vergleiche mit Messungen zeigen gute Übereinstimmungen mit den theoretisch ermittelten Werten (siehe Bild unten).

Die Rechenzeiten für eine komplette viskose Nachrechnung betragen je nach Anströmungszustand zwischen 200-400-CPU Sekunden auf der CRAY X-MP.



Literatur

Wichmann, G.; Zhang Zhong-Yin: "Calculation of Three Dimensional Transonic Wing Flow by Interaction of a Potential and an Integral Boundary Layer Method".

DLR IB 129-89/12, Februar 1989.

weitere Vorgehen Erweiterung des Verfahrens:

- 1) Einbeziehung der Rumpfverdrängungswirkung
- 2) Stoß-Korrektur zur korrekten Wiedergabe der Lage und Stärke von auftretenden Verdichtungsstößen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung

Fachkreis Ablösung 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 089/601 35 60

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 aufwandsarme und dennoch treffende Beschreibung des o.g. Phänomens, insbesondere der Gestalt der freien Wirbelschichten, 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 eine kontinuierliche Geschwindigkeitsverteilung gewährleistet werden. Durch Einführung spezieller Nahfeldmodelle ist es möglich die berechneten Geschwindigkeitsfelder auch in diesen Bereichen mit dem physikalischen Erscheinungsbild einer Wirbelschicht in Einklang zu bringen.

Die zeitabhängige schrittweise Prozedur bietet zudem die Möglichkeit zur Simulation instationärer Vorgänge.

Ergebnis

75°-Deltaflügel

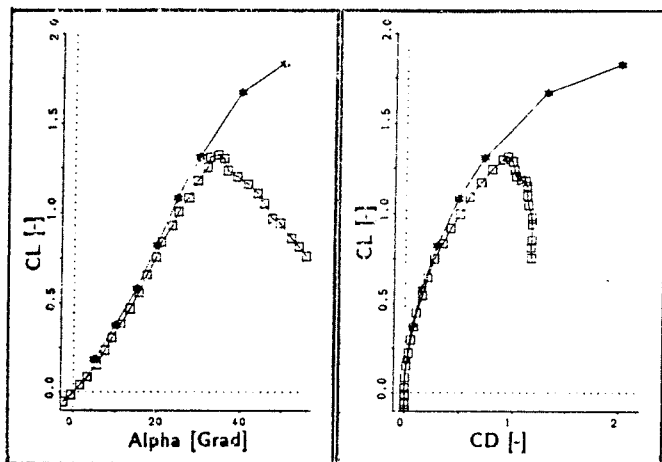
Draufsicht

3D-Ansicht

Seitenansicht

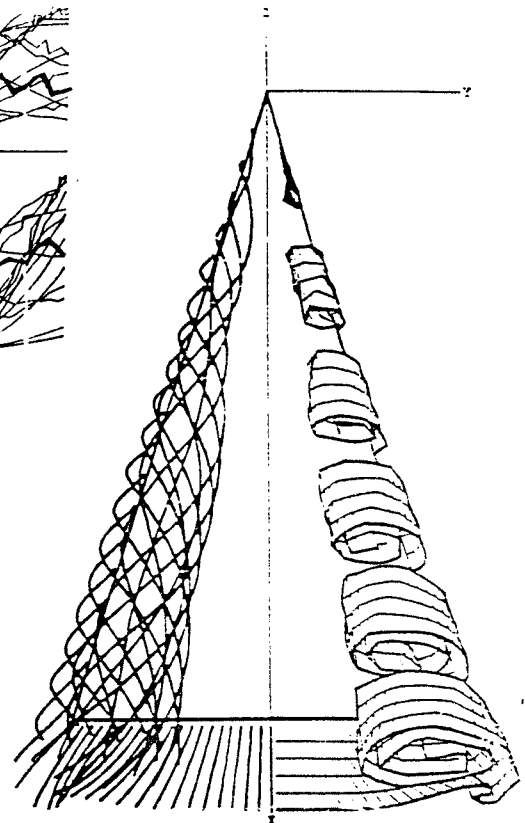
$\alpha = 40^\circ$

Instabile Strömung bei $\alpha = 40^\circ$



—□— Experiment [WENTZ & KOHLMAN]
—▲— Rechnung [8x8-Gitter]

75°-Deltaflügel



diskrete Wirbelfäden
Wirbelschicht

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

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

weiteres Vorgehen

- Weiterentwicklung des Verfahrens (Repräsentation der Wirbelschichtgeometrie, lokale Verfeinerung der Diskretisierung)
- Integration von Verdrängungseffekten (Rumpf, dicke Flügel),
- Kombination der Ergebnisse (Wirbelschichtgeometrie, induzierte Geschwindigkeit) mit in Anwendung befindlichen Panelverfahren.
- Einsatz des Wirbelgitterverfahrens zur Simulation instationärer Vorgänge.
- Testen der Methode bei hohen und sehr hohen Anstellwinkeln. Zur Analyse des Verhaltens im Bereich des Wirbelplatzens

MITTEILUNG

Projektgruppe/
Fachkreis Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Sabine Förster

Institution DLR Göttingen, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10 **Telefon** 0551/709-2190
3400 Göttingen **Telefax** 0551/7092101

weitere Partner MBB

Thema

Geometrische Bestimmung von Wirbelpositionen aus Lichtschnittaufnahmen

Ausgangssituation

Bei Windkanaluntersuchungen an einem Flugzeugmodell wurden außer Kraftmessungen auch Strömungssichtbarmachungen mittels der Laser-Lichtschnittmethode durchgeführt. Diese Lichtschnittaufnahmen wurden auf Videoband zur späteren Auswertung aufgezeichnet.

Ziel

Aus den aufgezeichneten Lichtschnittaufnahmen sollten die geometrischen Positionen der einzelnen Wirbel bezogen auf Modellkoordinaten ermittelt werden, um anschließend die räumlichen Änderungen der Wirbelpositionen z.B. entlang des Modells mit theoretischen Berechnungen vergleichen zu können.

Lösungsweg

Die Lichtschnittaufnahmen wurden in einen Bildverarbeitungsrechner eingegeben und die Wirbelpositionen in Bildkoordinaten erfaßt. Unter Berücksichtigung der Perspektive und des Vergrößerungsmaßstabes wurden speziell für den experimentellen Aufbau im Windkanal Transformationsalgorithmen erstellt, mit deren Hilfe aus den Bildkoordinaten die modellbezogenen Koordinaten der Wirbelpositionen ermittelt wurden.

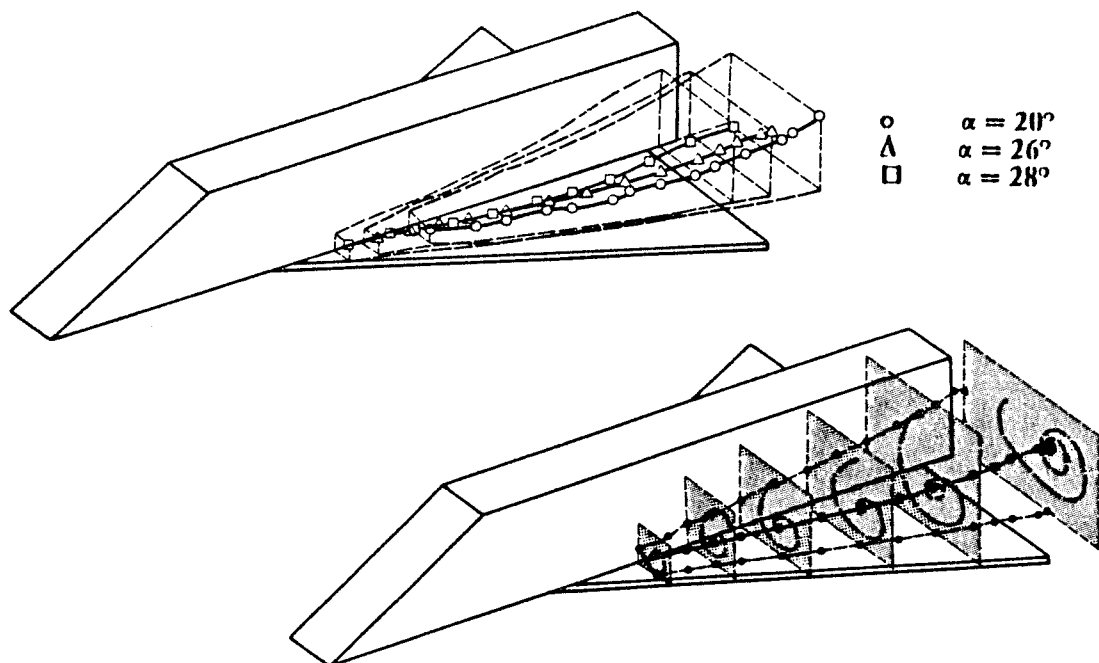
Ergebnis

Die geometrischen Lagen der Wirbelzentren wurden entlang der Modellachse für verschiedene Anstellwinkel und Modellkonfigurationen bestimmt. Die Bilder zeigen Auftragungen solcher Wirbeltrajektorien an einem 'Grundlagen'-Modell, einem Delta-Flügel mit vereinfachtem Rumpf.

Im ersten Bild wurden Wirbeltrajektorien für die Anstellwinkel $\alpha = 20^\circ$, 26° und 28° in einer 3D-Ansicht aufgetragen. Die durchgezogenen Linien entsprechen den Wirbeltrajektorien im Raum, die gestrichelten Linien den jeweiligen Projektionen in die horizontale bzw. vertikale Ebene.

Außerdem besteht die Möglichkeit, Wirbelkonturen innerhalb verschiedener Lichtschnittebenen durch "Nachzeichnen" der Kontur mittels einzelner Punkte aufzunehmen (zweites Bild, $\alpha = 26^\circ$).

Diese Auswertungen wurden ebenfalls an einem komplizierteren Modell erfolgreich durchgeführt.



Literatur

S. Förster, J. Kompenhans: 'Strömungsfeldsichtbarmachung mittels Laser-Lichtschnittverfahren/Quantitative Analyse durch Einsatz der Bildverarbeitung'; DGLR-Bericht 88-04; 2D-Meßtechnik; Markdorf 1988

S. Förster: 'Determination of the Geometrical Position of Vortices in Flow Fields visualized by Laser Light Sheet'; 5th International Symposium on Flow Visualization; Prag 1989 und DLR-Bericht IB 222-89A27

weiteres Vorgehen

Berechnung der Transformationsalgorithmen für beliebige experimentelle Aufbauten in Windkanälen.

Datum 17.1.1990

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung / Numerische Simulation

Fachkreis

Ansprechpartner A. Hilgenstock

Institution SM-TS DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2415
Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

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

Thema

Verifikation von Navier-Stokes Verfahren am Beispiel der Umströmung eines Deltaflügels mit Rumpf und runder Vorderkante des Flügels.

Ausgangssituation

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

Ziel

Validierung des Verfahrens durch Vergleich mit experimentell ermittelten Strömungsdaten um einen Deltaflügel mit scharfer und runder Vorderkante und Analyse der abgelösten Strömungen.

Lösungsweg

Mit Hilfe eines blockstrukturierten dreidimensionalen Navier-Stokes Rechenprogramms werden turbulente Strömungen um eine 65° gepfeilte Deltaflügel-Rumpf Konfiguration mit runder Vorderkante simuliert. Die Anströmmachzahl beträgt $M_\infty = 0.85$, der Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$ und die Reynoldszahl variiert zwischen $Re = 4,5 \cdot 10^6$ und $Re = 9 \cdot 10^6$. Die Netzgenerierung basiert in einem ersten Schritt auf einem algebraischen Verfahren zur Erstellung von Startnetzen, die in einem zweiten Schritt elliptisch geglättet werden. Für die Simulation der turbulenten Strömung wurde das algebraische Turbulenzmodell von Baldwin und Lomax gewählt, welches für stark abgelöste Strömungen in Anlehnung an Degani und Schiff modifiziert wurde. Die so erzielten numerischen Ergebnisse zeigen ein sensitives Verhalten bezüglich der Vorgabe der Transitionslinie. Dieses wird kurz anhand von c_p -Verteilungen auf der Flügelober- und Flügelunterseite im Vergleich mit experimentellen Daten der DLR und NLR diskutiert. Die numerische Lösung wird mit Hilfe einer dreidimensionalen Auswertegraphik interpretiert (Bild 1).

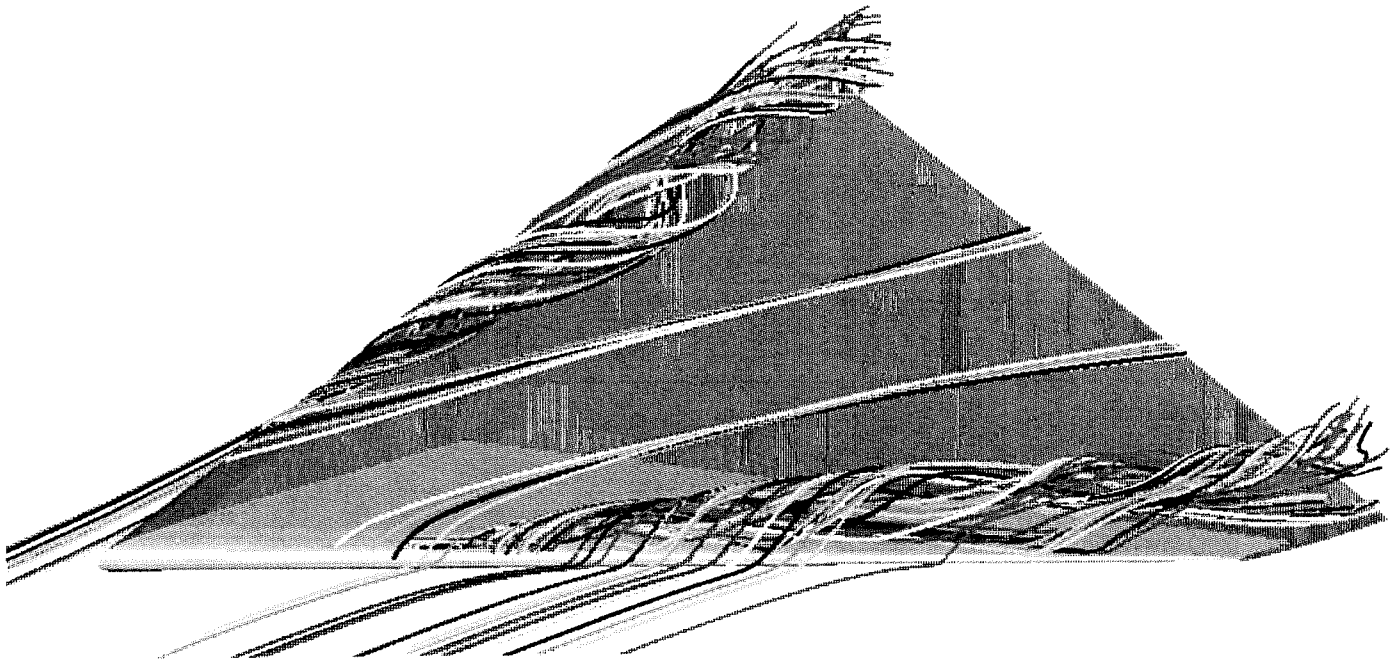


Bild 1. Stromlinien auf der Flügeloberseite.

Literatur

- [1] Hilgenstock, A. "A Fast Method for the Elliptic Generation of Three Dimensional Grids with Full Boundary Control", in: Proc. on Numerical Grid Generation in Computational Fluid Mechanics, 1988, edited by: Sengupta, S., Häuser, J., Eisemann, P.R., Thompson, J.F., Pineridge Press, 1988.
- [2] Schwamborn, D. "Simulation of the DFVLR 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 222-89 A22, 1989.

weiteres Vorgehen

Untersuchung der Einflüsse durch Vorflügel.

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

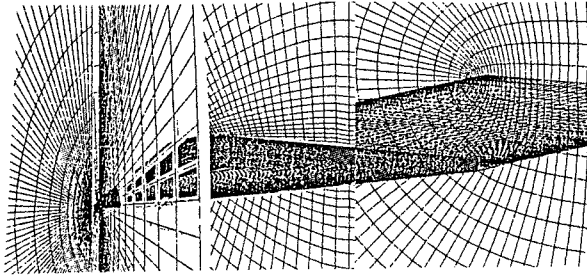
Ausgangssituation Radarverfahren auf Basis der instationären Euler-Gleichungen
expliziter Mehrschnittverfahren in blockstrukturierten Netzen.
Theoretische Grundlagenuntersuchungen zur Wirbelströmung
und Wirbelplatzen.

Ziel Entwicklung numerischer Entwurfsmethoden (Flugzeuge und
Flugkörper). Erforschung des Wirbelplatzens in allen Ge-
schwindigkeitsbereichen. Verbesserung der geometrischen
Auflösung und der Berechnung von Nachlaufströmungen. Er-
mittlung des Einsatzbereichs der Euler-Methoden.

Lösungsweg Lösung der 3-D Euler-Gleich-Gleichungen wie oben
beschrieben, verbesserte Rechennetzerstellung (ohne
Singularitäten), Topologie- und Netzanpassung an den
Strömungsfall, lokale Netzverfeinerung. Erstellung und
Erprobung neuer Fernfeldrandbedingungen. Validierung
an andere Theorien und an Experiment.

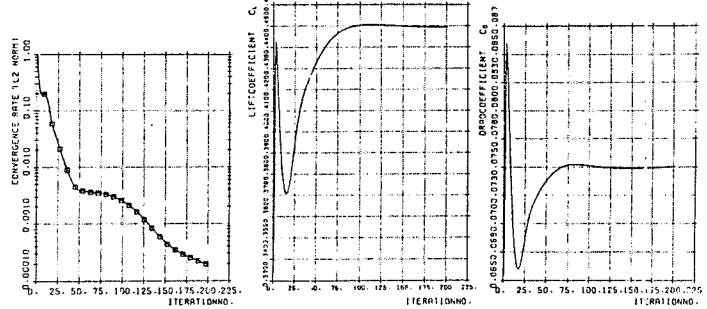
Ergebnis

Aus theoretischen Überlegungen heraus ist der verlustfreie, rein kompressible Wirbel denkbar. Stromlinien sind dann parallel Wirbellinien. Tendenzieller Nachweis durch Hochauflösungsrechnungen, in welchen die Totaldruckverluste im Wirbelkern um bis zu 15 Prozentpunkten gesenkt werden konnten. Außerdem können Wirbelschutzstrukturen festgestellt werden. Gebiet der Totaldruckverluste wesentlich verkleinert. Singularitätenfreies Netz ermöglicht sehr gutes Konvergenzverhalten.

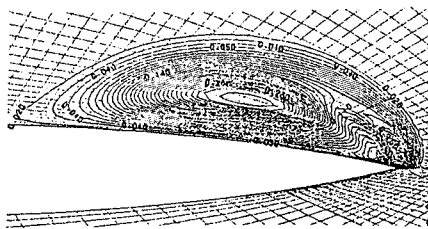


Mesh-topologie for a delta-wing

Singularity-free mesh by modified H-O-structure

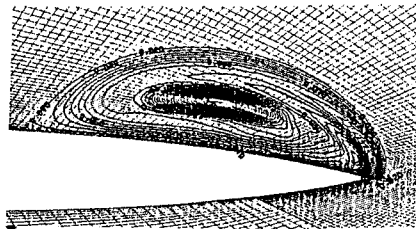


Convergence of the 10 deg., Mach = 0.85 case

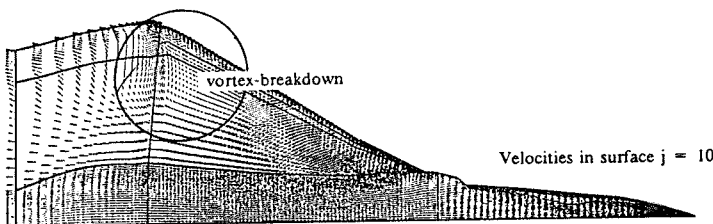


Total-pressure loss above the delta-wing (enlargement)

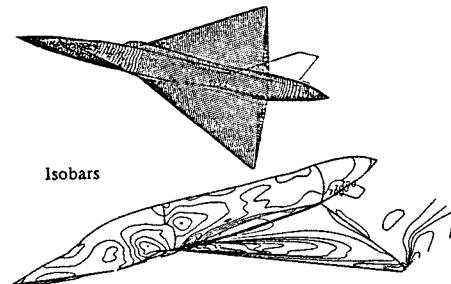
at Mach = 0.85, $\alpha = 10$ deg. at $X/C = 0.6$



surface-mesh



F-106 B - calculations at Mach = 0.8, $\alpha = 18$ deg.



Isobars

Literatur

S. Hitzel: "Low and High Speed, High Angle-of-Attack Flow around a Delta-Wing by an Euler Simulation", Royal Aeronautical Society, London, April 1989

weitaeres Vorgehen

M I T T E I L U N G

Projektgruppe : Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner : Prof. Dr.-Ing. D. Hummel

Institution : Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig

Adresse : Bienroder Weg 3 Tel.: 05 31/3 91-24 33
3300 Braunschweig -23 27
Fax : 05 31/3 91-45 77

weitere Partner : Dipl.-Ing. A. Bergmann Tel.: 05 31/3 91-23 47

Thema : Aerodynamische Untersuchungen an Entenanordnungen

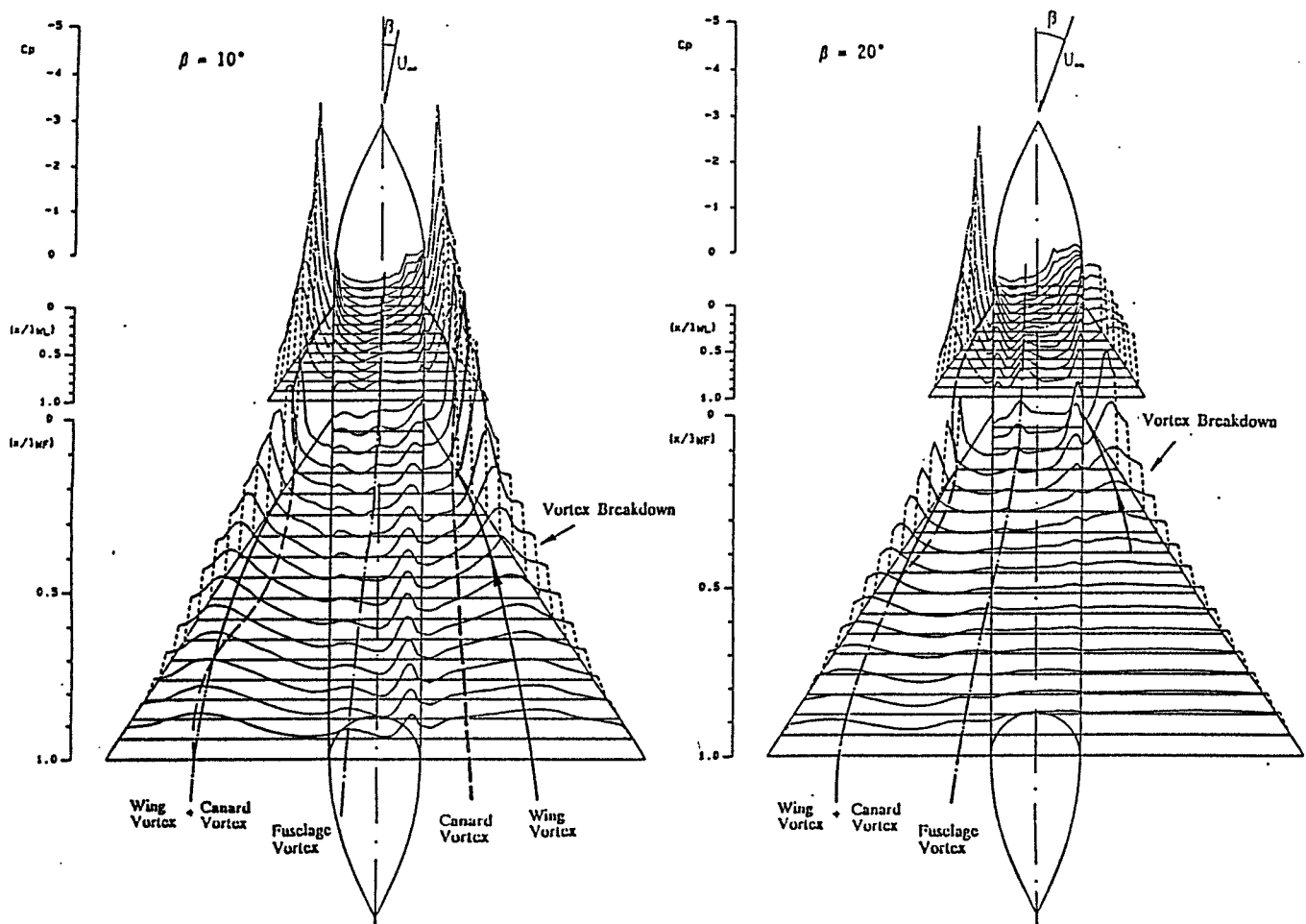
Ausgangssituation : Es besteht Interesse an experimentellen Daten über das aerodynamische Verhalten von Entenkonfigurationen und an detaillierten Kenntnissen über die Struktursysteme.

Ziel : Das Ziel des Vorhabens ist es, detaillierte Einblicke in die Interferenz zwischen dem Leitwerks- und dem Flügelwirbelsystem zu erhalten, so daß für einen Vergleich mit theoretisch gewonnenen Ergebnissen eine experimentelle Datenbasis zur Verfügung steht.

Lösungsweg : Die Untersuchungen beschränkten sich zunächst auf den Fall ohne Schiebewinkel. Mit der dafür zur Verfügung stehenden Konfiguration mit einem scheibenförmigen Rumpf wurden im 1,3 m-Windkanal des Instituts bis zu großen Anstellwinkeln Kraftmessungen, Druckverteilungsmessungen, Strömungsfeldmessungen und Sichtbarmachungen des Strömungsverlaufs durchgeführt. Mit einer mit rotationssymmetrischem Rumpf ausgerüsteten Konfiguration wird jetzt in entsprechenden Untersuchungen auch der Einfluß des Schiebewinkels studiert.

Ergebnis : Ein typisches Ergebnis der Druckverteilungsmessungen bei unsymmetrischer Strömung wird in dem u. a. Bild dargestellt. Das gesamte Wirbelsystem von Rumpf, Leitwerk und Flügel verschiebt sich mit wachsendem Schiebewinkel weiter zur nacheilenden Seite. Hier gibt es eine starke Tendenz zur Vereinigung zwischen Leitwerks- und Flügelwirbel zu einem gemeinsamen Wirbel, der über dem Flügel nicht aufgeplatzt ist. Bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 25^\circ$ ist die Strömung auf dieser Seite bei den Schiebewinkeln $\beta = 10^\circ$ und $\beta = 20^\circ$ ähnlich. Auf der voreilenden Seite dagegen ändert sich im unsymmetrischen Fall die Strömungsstruktur

erheblich. Im Flügelwirbel liegt über dem Flügel eine Aufplatzstelle, die mit zunehmendem Schiebewinkel stromaufwärts wandert. Die Wirbel von Leitwerk und Flügel bleiben dabei getrennt. Bei einem Schiebewinkel von $\beta = 20^\circ$ ist die Flügel-Leitwerksinterferenz nicht länger in der Lage, das Aufplatzen der Leitwerkswirbel zu verhindern, so daß diese Wirbelströmung plötzlich zerstört wird und über dem Leitwerk auf der voreilenden Seite eine Strömung mit Totwassercharakter entsteht. Diese plötzliche Strukturänderung verursacht Unstetigkeiten im wesentlichen in den Verläufen des Rollmomenten-, des Nickmomenten- und des Auftriebsbeiwertes.



Pressure distribution on the canard-wing-body configuration at $\alpha=25^\circ$

weiteres Vorgehen : Im weiteren Verlauf der Forschungsarbeiten sollen die Untersuchungen bei unsymmetrischer Strömung fortgeführt werden. Weiterhin ist geplant, mit systematischer Variation der Leitwerkslage relativ zum Flügel bestimmte Steuerstrategien zu untersuchen.

Förderung durch : Niemand

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	0531/391-2433
		Telefax	0531/391-4577
weitere Partner	Dipl.-Ing. A. Brümmer	Telefon	0531/391-2327
Thema	Aerodynamische Untersuchungen an Hyperschallfluggeräten im Langsamflugbereich		
Ausgangssituation	Für Hyperschallfluggeräte ist der Langsamflugbereich eine besonders kritische Flugphase. Der Strömungszustand ist bei großen Anstellwinkeln gekennzeichnet durch Ablösungen an den Vorderkanten und an den Leitwerksflächen in Form von Wirbeln. Bei größeren Anstellwinkeln und Schiebewinkeln platzen die Wirbel über der Konfiguration auf, was zu plötzlichen Änderungen der aerodynamischen Beiwerte führt. Schlanke Flügel-Rumpf-Kombinationen sind meist rollinstabil; sie benötigen zum Ausgleich wirksame Seitenleitwerke. Die Steuerung der Längsbewegung erfolgt durch Klappenanordnungen, die bei vorliegender Wirbelströmung die erforderlichen Momente erzeugen. in Bodennähe treten bei schlanken Körpern ganz erhebliche, stabilisierende Bodeneffekte auf.		
Ziele	Es sollen aerodynamische Daten für Hyperschallfluggeräte im Langsamflugbereich erarbeitet werden. Dazu soll eine anwendungsnahe Konfiguration im Windkanal vermessen werden, um daraus eine Grundvorstellung vom Strömungsablauf im Niedergeschwindigkeitsbereich zu erhalten. Die Meßdaten sollen für die Validierung von Berechnungsverfahren der Strömungsmechanik sowie für flugmechanische Studien herangezogen werden. Über den Einfluß von Steuerflächen sollen begleitende Grundlagenuntersuchungen an einfachen Prinzipmodellen durchgeführt werden. Hierbei sollen Klappenanordnungen zur Steuerung der Längsbewegung, Seitenleitwerke mit Ruderstellflächen zur Steuerung der Seitenbewegung sowie Bodeneffekte an schlanken Konfigurationen untersucht werden. Es sind sowohl Windkanalmessungen als auch begleitende theoretische Untersuchungen vorgesehen, um bei der Konfigurationsoptimierung über verlässliche Entwurfsverfahren zu verfügen.		
Lösungsweg	Bei den Windkanaluntersuchungen sollen an der anwendungsnahen Konfiguration sowie an den Prinzipmodellen Sechskomponenten-, Druckverteilungs- und Strömungsfeldmessungen durchgeführt werden und außerdem soll die Strömung qualitativ unter Einsatz der Laser-Lichtschnitt-Methode und mit Hilfe von Anstrichverfahren sichtbar gemacht werden. Bei den theoretischen Untersuchungen soll ein Panelverfahren benutzt werden, bei dem die Einflüsse von Klappenanordnungen, Seitenleitwerken und Bodeneffekten relativ leicht erfaßt werden können.		

Ergebnis

Bisher liegen die Ergebnisse langjähriger Untersuchungen an schlanken Deltaflügeln, Doppeldeltaflügeln, Entenanordnungen [1], an Flügel-Rumpf-Kombinationen [2] sowie über Bodeneffekte [3] vor, auf die bei den vorgesehenen Arbeiten zurückgegriffen werden kann.

Förderung

Sonderforschungsbereich 257 "Flugphysik von Hyperschallflugzeugen und Raumtransportern" an der TU Braunschweig, Teilprojekt A5.

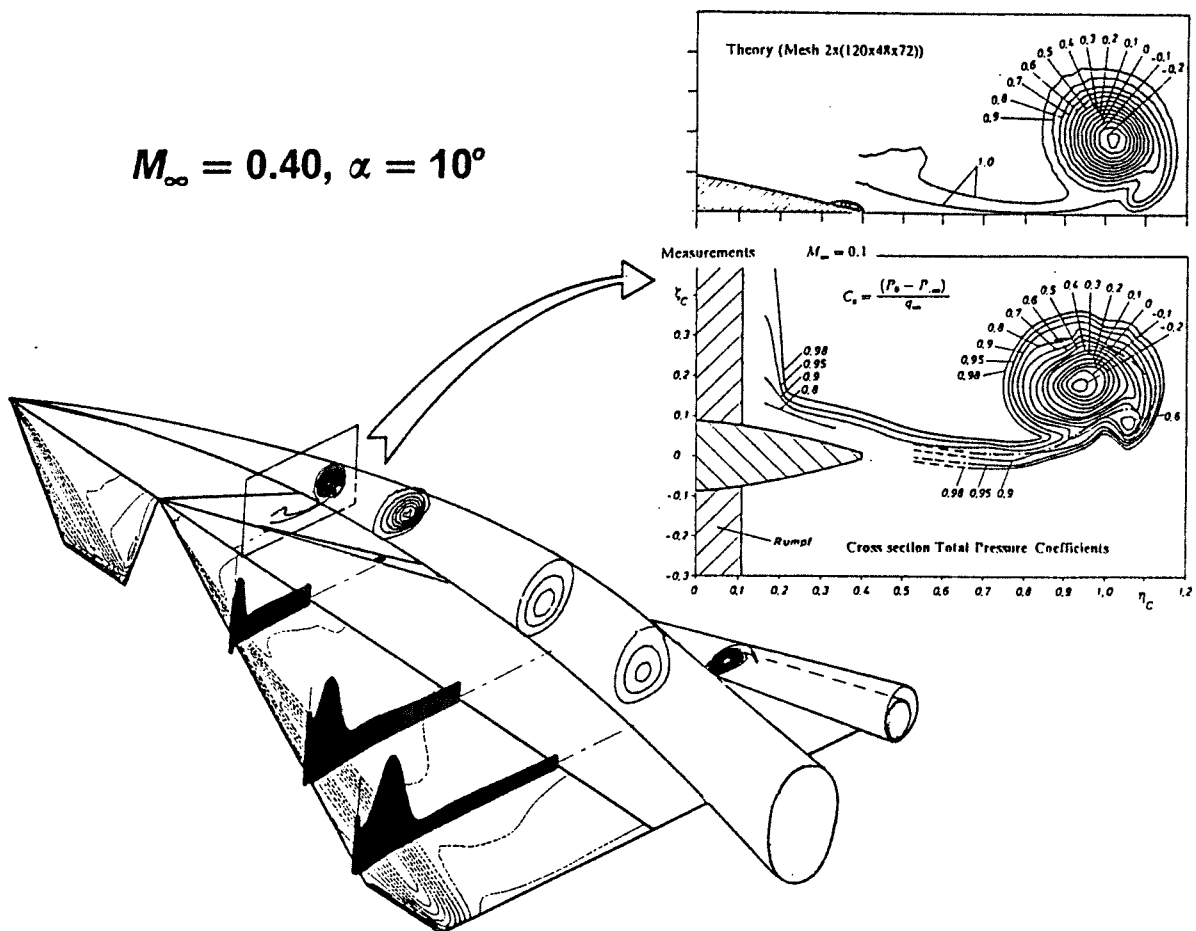
Literatur

- [1] D. Hummel: Documentation of separated flows for computational fluid dynamics validation. AGARD CP-437 (1988), Vol. 2, P 15-1 to 15-24.
- [2] D. Hummel, H. John, W. Staudacher: Aerodynamic characteristics of wing-body-combinations at high angles of attack. ICAS-Proceedings 1984, Vol. 1, 747 - 762.
- [3] D. Hummel: Nichtlineare Tragflügeltheorie in Bodennähe. Habilitationsschrift TU Braunschweig 1971. Z. Flugwiss. 21 (1973), 425 - 442.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Ansprechpartner	Herr J.A.M. LONGO und Prof. Dr. A. DAS		
Institution	Inst. SM-EA, DLR-BS		
Adresse	Postfach 3267 DLR, Flughafen	Telefon	0531-395-2289
		Telefax	0531-395-2105
weitere Partner	MBB-UF, München		
Thema	Berechnung des Strömungsfeldes eines Deltaflügels mit Entenleitwerk, basierend auf der numerischen Lösung der Euler-Gleichungen		
Ausgangssituation	Seit geraumer Zeit sind umfangreiche Beispielrechnungen an Deltaflügeln ohne Leitwerk durchgeführt worden, wobei zur numerischen Lösung der Euler-Gleichungen Zellenmittelpunkt-Schema bzw. Zelleneckpunkt-Schema verwendet wurden. Es wurden verschiedene Algorithmen und verschiedene Netz-Topologien benutzt und alle Ergebnisse zeigten sehr gute Übereinstimmung untereinander und mit Messungen.		
Ziel	Bestimmung der gegenseitigen Beeinflussung des Wirbelaufrollens am Leitwerk und am Deltaflügel und der entstehenden physikalischen Vorgänge im Strömungsfeld.		
Lösungsweg	Numerische Lösung der Euler-Gleichungen unter Benutzung von Finite Volumen Methode mit Zelleneckpunkt-Schema.		

$$M_\infty = 0.40, \alpha = 10^\circ$$



Literatur

J.A.M. LONGO and A. DAS

Numerical Simulation of Vortical Flows over Close-Coupled Canard-Wing Configuration. AIAA 90-3003

weiteres Vorgehen

Numerische Berechnung der dreidimensionalen Strömung um einen Doppeldeltaflügel bzw. Strake-Flügel

Mitteilung

Projektgruppe/	Lehr- und Forschungsgebiet Aerodynamik des Fluges		
Fachkreis	RWTH, Templergraben 55, 5100 Aachen		
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	Theoretische und Experimentelle Untersuchungen an Flugkörpern bei Überschall- und Hyperschallströmungen.		
Ausgangssituation	Für den Vorentwurf wird die eigene Optimum-Optimorum-Theorie benutzt. Die Flugkörper sind hinsichtlich minimalem Widerstands bei höherer Überschallreisemachzahl optimiert. Die Nachrechnung der Strömungsfelder um diese Flugkörper wird mit einem Software folgen, der auf Grund von Navier-Stokes-Gleichungen erarbeitet ist.		
Ziele	a) Überschallverkehrsflugzeuge und / oder untere Stufe von Sängern zu entwerfen, die gleichzeitig höheren Auftrieb und niedrigeren Widerstand aufweisen. b) Das Nahfeld von diesen Flugkörpern genauer zu berechnen.		
Lösungsweg	Für den Entwurf werden die eigenen Lösungen für die erweiterte Variationsaufgabe benutzt. Die Wölbungs-, Verwindungs-, Dickenverteilungen und die Ähnlichkeitsparametern der Grundrißform werden mit Hilfe dieser Variationsaufgabe gleichzeitig hinsichtlich minimalem Widerstand bei Überschallreisemachzahl optimiert. Für die Nachrechnung wird ein Navier-Stokes Verfahren benutzt. Die Strömungseigenschaften um diese Flugkörper werden mit diesem Verfahren genauer gerechnet.		

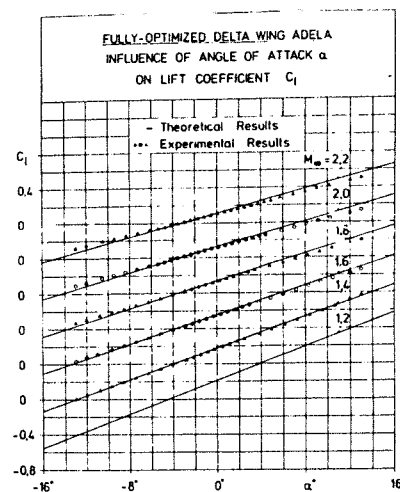
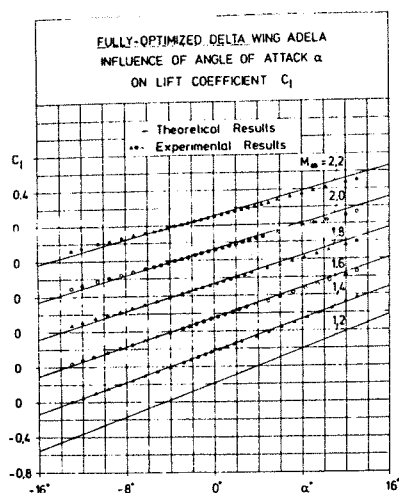
Ergebnis

Die Formen von folgenden Flugmodellen sind hinsichtlich minimalen Widerstandes (bei Überschall/Hyperschallmachzahlen) vollständig optimiert worden:

- der vollständig-optimierte Deltaflügel
- die vollständig-optimierte integrierte Deltaflügel-Rumpf-Konfiguration
- die Integrierte Flügel-Rumpf Konfiguration mit beweglichen Vorderklappen.

Die Flügel-Rumpf-Vorderklappen mit veränderlichen Geometrien können bei zwei völlig unterschiedlichen Machzahlen optimiert werden.

Das vollständig-optimierte Deltaflügel Modell (Adela) ist auch im Rahmen von DFG-Forschungsanträgen in dem trisonischen Windkanal der DFL Köln-Porzahn gemessen worden. Der Meßbereich war $|\alpha| = 13^\circ$ und $M_\infty = 1,25 - 2,8$. Die eigene Software für die Berechnung von Auftriebs- und Nickmomentenbeiwerten C_l und C_m sind für den ganzen o.g. Meßbereich bestätigt und erhärtet worden. Eine gute Übereinstimmung zwischen den theoretischen- und experimentell-ermittelten Druckbeiwerten C_p ist für den Anstellwinkelbereich $|\alpha| \leq 10^\circ$ festgestellt worden. Somit eignet sich unsere Software für den Entwurf von optimierten Flugkörpern bei Überschall/Hyperschallströmungen.



Literatur

Nastase A.: Optimum-Optimorum Wing-Fuselage Configuration for Future Supersonic Transport Aircraft of Second Generation. Proceedings of 15th ICAS Congress, London, U.K., 1986.

Nastase A.: The Design of Optimum-Optimorum Shape of Space Vehicle. Proceedings of First International Conference on Hypersonic Flight in the 21st Century, University of North Dakota, Grand Forks, USA, 1988.

Nastase A.: The Space Vehicle of Variable Geometry, Optimum for Two Supersonic Cruising Speeds. ZAMM 69 (1989)

weitere Vorgehen

Die Strömungsvorgänge um unsere optimierten Modelle werden mit Navier-Stokes Verfahren bei höheren Anstellwinkeln und bei höheren Machzahlen studiert und sichtbar gemacht.

Rückschlüsse für den Endentwurf von optimierten Modellen, im Rahmen von einem Iterationsverfahren, werden an Hand von diesem Vergleich erzielt.

Datum

15. Dezember 1989

AG BTAB

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. Andreas Schmoll

Institution

Institut für Luft- und Raumfahrt
der RWTH Aachen

Adresse

Wüllnerstraße 7
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 Vorderkantenwirbel über dem Flügel
- 2) Große Anstellwinkel und Schiebewinkel
- 3) Wanderung der Aufplatzorte aufgrund von Anstellwinkeländerungen
- 4) Untersuchungen von fixierten Flügeln in Böenfeldern
- 5) Untersuchung von bewegten Flügeln

Ziel

- 1) Bestimmung der Phasennacheilungen zwischen Anstellwinkelverlauf und Strömungsbildung im Wasserkanal
- 2) Bestimmung der Phasennacheilungen zwischen Anstellwinkelverlauf und Drücken, Kräften und Momenten
- 3) Bestimmung der Einflüsse von instationären Kräften und Momenten auf die flugmechanischen Eigenschaften von Deltaflügel-Konfigurationen (semi-empirisch)

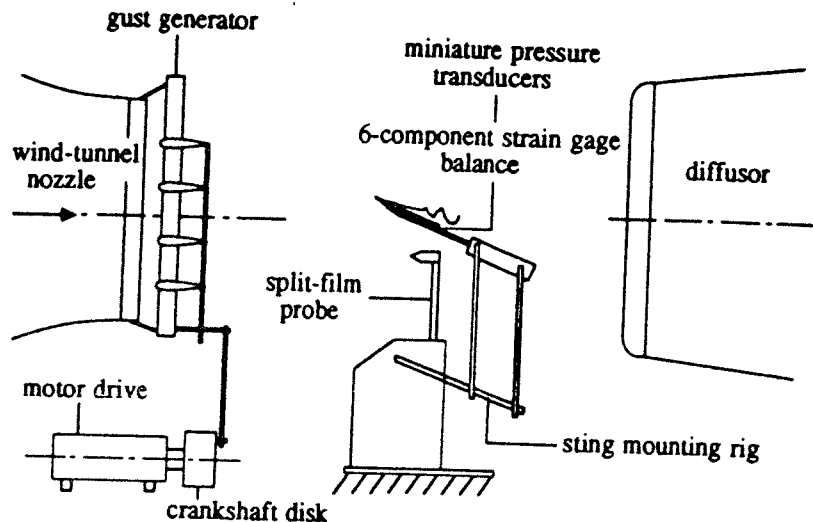
Lösungsweg

- 1) Strömungsbeobachtung im Wasserumlaufkanal und Vermessung der Aufplatzorte
- 2) Messung von Geschwindigkeiten im Wirbel mit dem Laser-Doppler-Anemometer im Wasserkanal
- 3) Messung von Kräften und Momenten mit Hilfe einer Sechskomponenten-DMS-Waage im Unterschall-Windkanal
- 4) Semi-empirische Beschreibung des Aufplatz- und Ausheilungsvorganges der Wirbel
- 5) Flugmechanische Rechnungen der Flügelbewegung unter Verwendung der gemessenen Phasennacheilungen

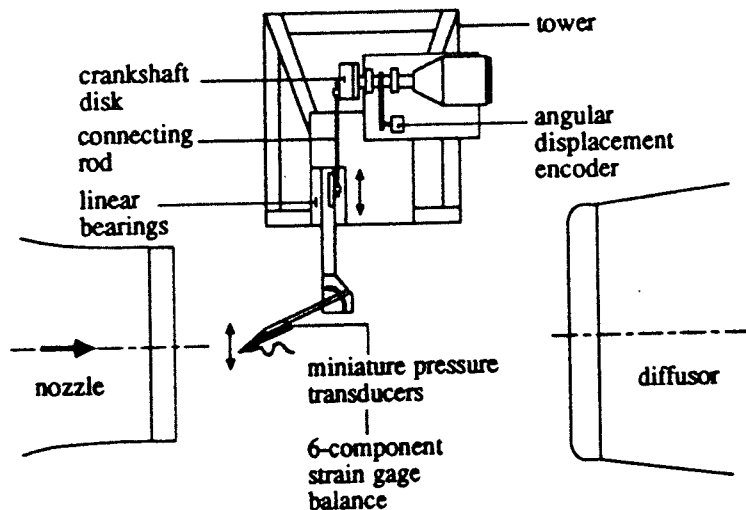
Ergebnis

- 1) Phasennacheilungen bis zu 90° zwischen Anstellwinkelverlauf und Aufplatzortlagen im Wasserkanal
- 2) Phasennacheilungen zwischen Anstellwinkelverlauf und Kräften bzw. Momenten bis etwa 50° , da die Strömung um den Flügel nicht allein von den Wirbeln bestimmt ist
- 3) Auswirkungen der Phasennacheilungen auf die Anstellwinkelschwingung einer Deltaflügel-Konfiguration

Versuchsaufbau mit Böengenerator im Windkanal



Versuchsaufbau mit bewegtem Flügel im Windkanal (Draufsicht)



Literatur

- 1) ICAS-Proceedings 1988, Jerusalem, Israel
- 2) Dissertation von Dipl.-Ing. Bernd Steckemetz (erscheint Anfang 1990)
- 3) Verschiedene STAB-Publikationen

weitere Vorgehen

- 1) Erweiterung der untersuchten Deltaflügel auf die "Vortex-Flow-Experiment- Deltaflügelversion"
- 2) Ergänzung dieses Flügels um ein Seitenleitwerk
- 3) Untersuchung der Längs- und Seitenbewegung
- 4) Art der Untersuchungen und Rechnungen wie bisher

Datum

2.1.90

hll

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner W. Schwarz

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge, FE122
Postfach 801160

Adresse 8000 München 80

Telefon (089)607-24912

Telefax (089)607-24096

weitere Partner

Thema Simulation der Primär- und Sekundärablösung an Deltaflügeln mit Hilfe eines Eulerverfahrens

Ausgangssituation

Bei der numerischen Strömungssimulation mit Hilfe von Eulerverfahren können keine viskosen Effekte berücksichtigt werden. Diese sind aber wichtig bei der Wirbelentstehung an runden Flügelvorderkanten und besonders bei der Bildung eines Sekundärwirbels

Ziel

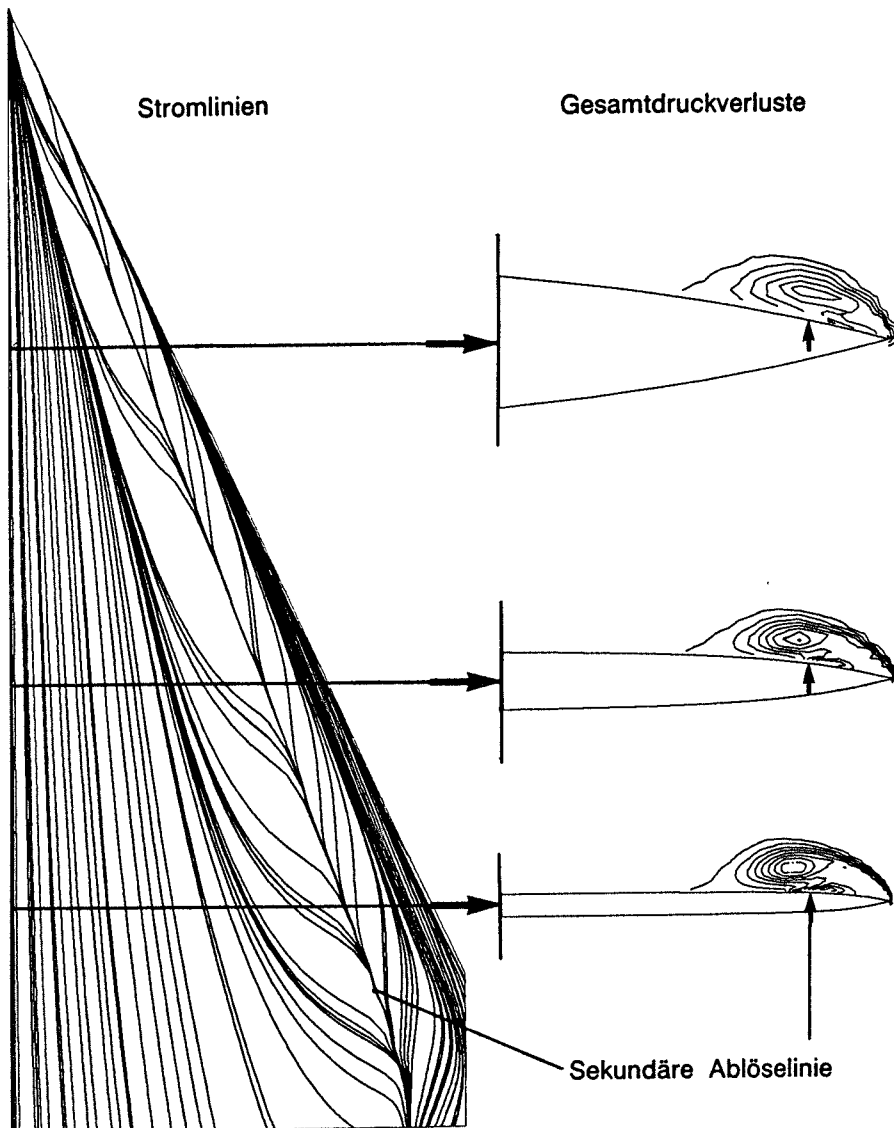
Verbesserung der Eulerlösung durch realistische Wiedergabe der Wirbelsysteme

Lösungsweg

Falls die Ablöselinie eines Wirbels nicht durch die Konfiguration vorgegeben ist (z.B. die primäre Ablöselinie bei runder Flügelvorderkante und die sekundäre Ablöselinie) wird die Geometrie entlang der vermuteten Ablöselinie so verformt, daß eine scharfe Kante entsteht. Diese wirkt wie eine explizite Kutta-Bedingung, die eine Ablösung der Strömung verursacht. Zur Lösung der Eulergleichungen wird das bewährte EUFLEX-Verfahren [1] verwendet.

Vortex Flow Modell

$M = 0,85$ $\alpha = 10^\circ$



Durch Fixierung der Primärablösung an der runden Vorderkante konnte bereits eine wesentliche Verbesserung der Eulerlösung erreicht werden [2].

Mit der gleichen Technik wurde auch der Sekundärwirbel bei einem scharfkantigen Flügel simuliert. Wie die Abbildung zeigt, sind die Ergebnisse qualitativ richtig. Ebenso wird der Einfluß des Sekundärwirbels auf die Druckverteilung (Verringerung der Saugspitze und Verschiebung zur Symmetrieebene hin) richtig wiedergegeben.

Literatur

- [1] Eberle A.: "3D Euler Calculations Using Characteristic Flux Extrapolation", AIAA Paper 85-0119, 1985.
- [2] Schwarz W.: "Berechnung der abgelösten Strömung an Deltaflügeln mit Hilfe von Eulerverfahren", STAB Jahresbericht 1988, S. 89.

weiteres Vorgehen

Die Lage der primären Ablöselinie soll mit einem Grenzschichtverfahren bestimmt werden. Die Lage der sekundären Ablöselinie soll dagegen mit Hilfe von empirischen Korrelationen ermittelt werden.

Außerdem sind weitergehende Auswertungen der bisherigen Rechenergebnisse, besonders im Hinblick auf Wirbelentstehung und -transport, geplant.

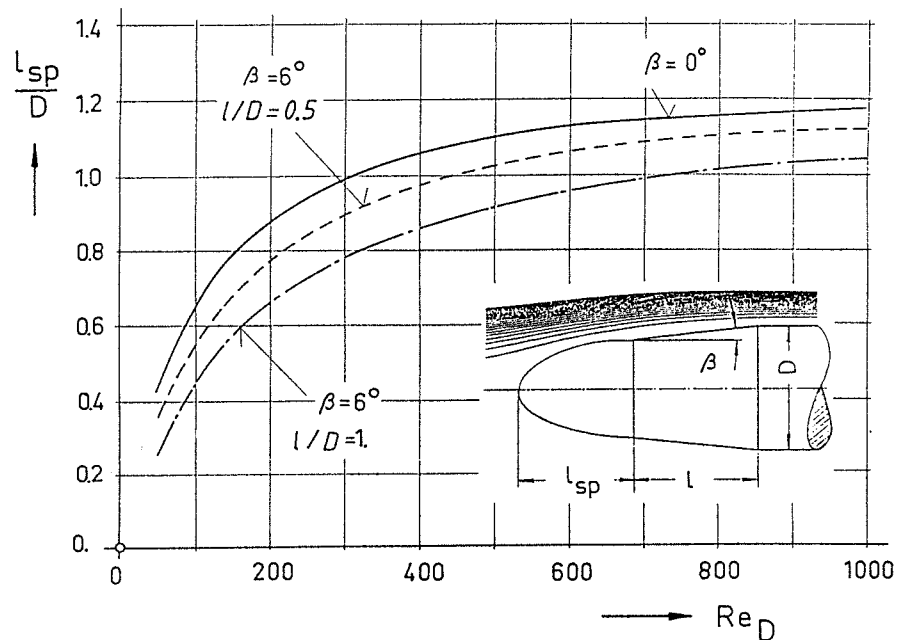
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe GARTEUR AG-09: "Flow past Missile Afterbodies"		
Ansprechpartner	Wolfgang Czichowsky		
Institution	Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)		
Adresse	68301 Saint-Louis 12, rue de l'Industrie	Telefon	89.69.5051 Telefax 881 386
weitere Partner	C. Berner		
Thema	Numerische Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen für achsensymmetrische Heckströmungen.		
Ausgangssituation	Einfluß der Heckgeometrie auf die Nachlaufströmung.		
Ziel	Berechnung des Ablösegebietes und des Druckverlaufs für kegelige Boattails in Abhängigkeit von der Reynolds-Zahl Re_D .		
Lösungsweg	Lösen der achsensymmetrischen Wirbeltransportgleichung und der Stromfunktionsgleichung mit Hilfe eines impliziten Integrationsverfahrens. - Verwendung körperangepaßter Gitternetze - Finite Differenzenmethode - Einarbeitung eines algebraischen Turbulenzmodelles in die Wirbeltransportgleichung		

Ergebnis

Für einen 5-Kaliber langen Zylinder mit einem kegeli-
gen Boattail von $\beta=6^\circ$ und der Länge $l/D=0.5$ bzw. 1
wurden für den Reynolds-Bereich $Re_D=100-1000$ berechnet:

- Verlauf der Strom- und Vorticity-Linien
- Rezirkulationslängen l_{sp}
- Druck- und Widerstandsbeiwerte



Literatur

Numerische Untersuchungen der inkompressiblen reibungs-
behafteten Strömung um Drehkörper
Bericht ISL CO 215/87 (1987)

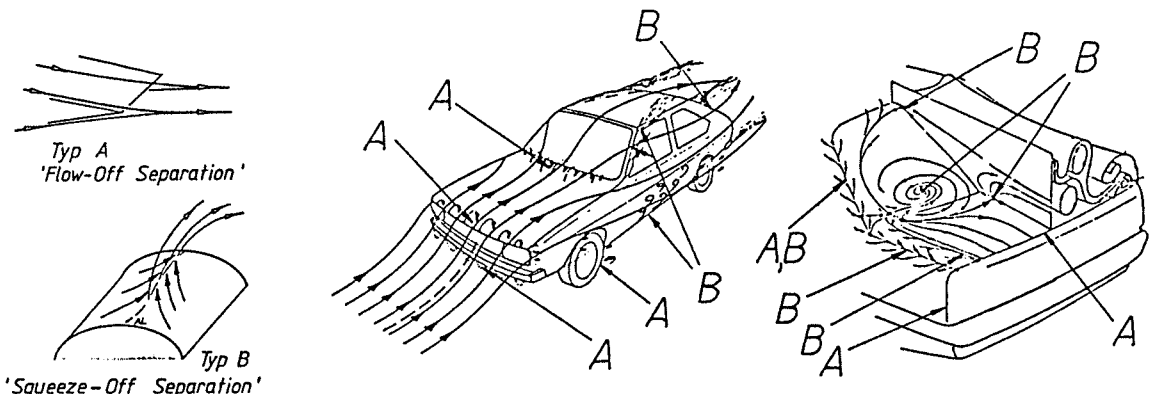
weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe Physikalische Grundlagen/Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Herr Dick, Dr. Stricker		
Institution	BMW AG		
Adresse	Petuelring 130 8000 München 40	Telefon	3183-4094/4080
		Telefax	3183-3060
weitere Partner			
Thema	Topologie dreidimensionaler Strömungsablösungen an stumpfen Körpern in Bodennähe in Experiment und Simulation		
Ausgangssituation	Vorhanden: Experimentelle Daten (Anstrichbilder) Simulationsverfahren		
Ziel	- Interpretation der experimentellen Ergebnisse - Zusammenhang mit lokalen Strömungsgrößen - Einfluß auf Lage, Entstehung und Ausdehnung von Ablösegebieten		
Lösungsweg	- Simulation mit Rechenmodellen - Variantenuntersuchungen		

Ergebnis

- Beurteilung der Relevanz topologisch unterschiedlicher Strukturen auf Strömungsgrößen an 3-D Fahrzeugkonfigurationen

AUFGABENSTELLUNG UND LOESUNGSANSATZE			
Typ (makroskopisch)	Ursachen	Phänomene	Auswirkungen
A	scharfe Kanten (expl. Kuttabeld.)	Ablösung normal zur lokalen Strömungsrichtung	Ausbildung von Querwirbeln hohe Totaldruckverluste
B	positiver Druckgradient		
A	scharfe Kanten (expl. Kuttabeld.)	Ablösung schräg zur lokalen Strömungsrichtung	Ausbildung von Längswirbeln starke Interferenz mit nachfolgenden Strömungsfeld
B	starke Querdruckgradienten		
			
Aufgabenstellung Ablooseerscheinungen			2

Literatur

weiterees Vorgehen

Förderung durch

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen/Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation
-------------------------------------	---

Ansprechpartner H. Dick, Dr. Stricker

Institution BMW AG

Adresse	Petuelring 130 8000 München 40	Telefon	3183-4094/4080
		Telefax	3183-3060

waiters Partner

Thema	Bestimmung integraler Beiwerte mit Hilfe von Oberflächenintegration bzw. Bilanzgleichungen
-------	--

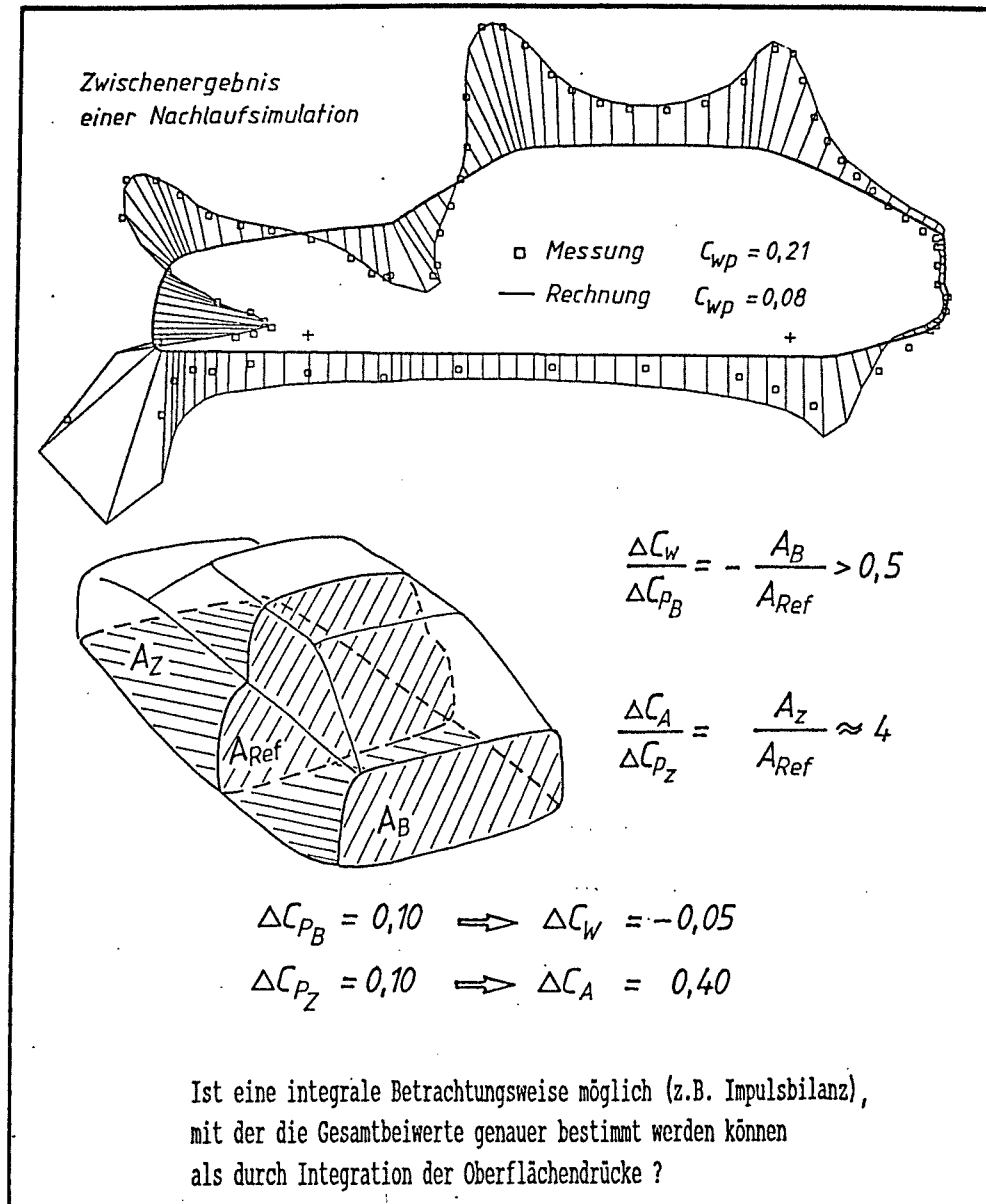
Ausgangssituation

Vorhanden: Ergebnisse aus aerodynamischen Berechnungsmethoden
(Oberflächen- und Feldverfahren)

Ziel	Exakte Bestimmung integraler Beiwerte aus Simulationsergebnissen (Oberflächenverfahren, Feldverfahren)
-------------	--

Lösungsweg

Ergebnis



Literatur

weiteres Vorgehen

Förderung durch

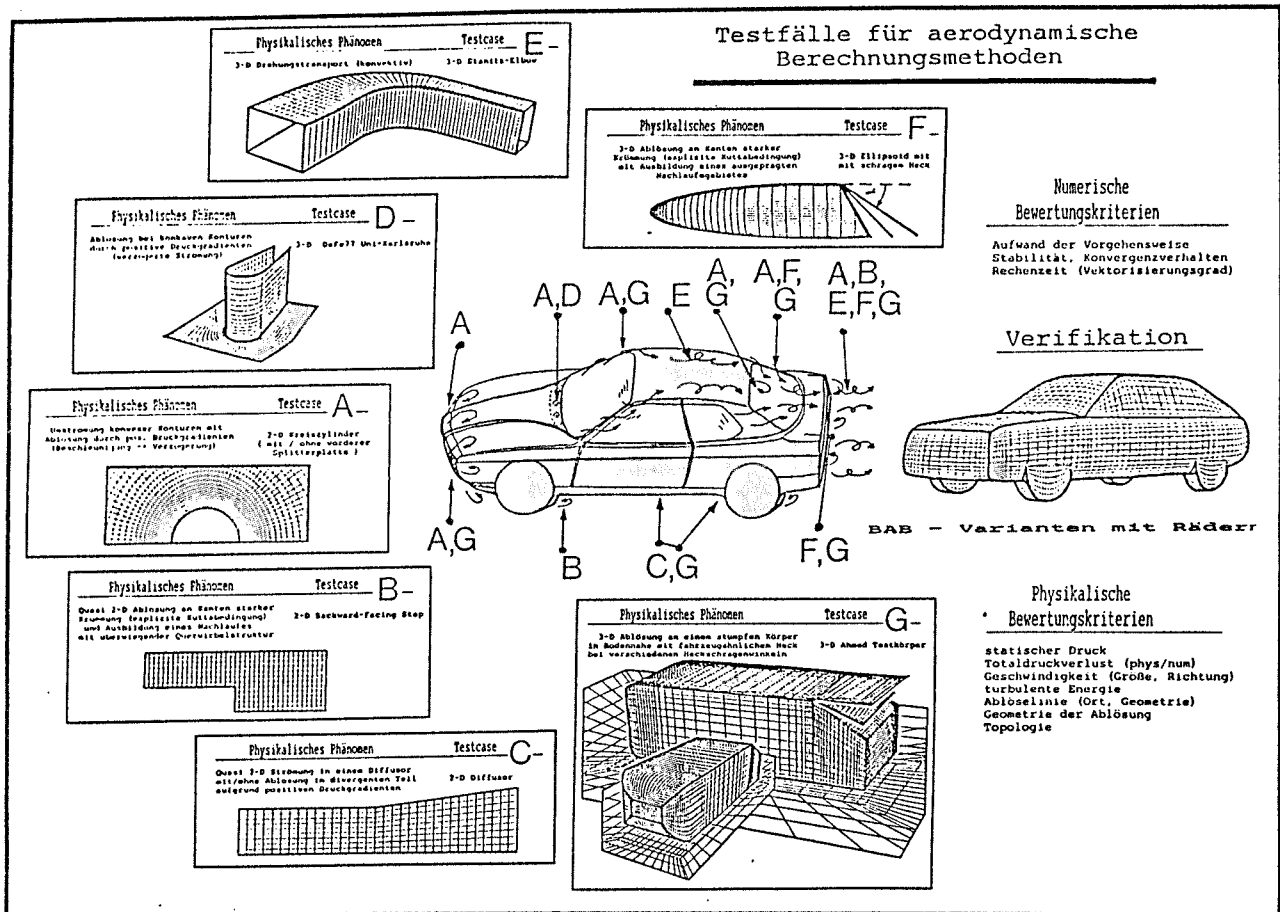
Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen/Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation..		
Ansprechpartner	A. Dick, R. Stricker		
Institution	BMW AG .		
Adressa	Petuelring 130 8000 München 40	Telefon	3183-4094/4080
		Telefax	3183-3060
weitere Partner			
Thema	Qualitätskontrollen in der numerischen Strömungssimulation (Vorschriften, Strategien (--> Testfälle))		
Ausgangssituation	Vorhanden: Katalog mit Testfällen für aerodynamische Berechnungsmethoden		
Ziel	- Standardisiertes Vorgehen bei Entwicklung und Beurteilung von aerodynamischen Berechnungsmethoden		
Lösungsweg	- vollständige Erfassung lokaler Strömungsphänomene an KFZ-Konfigurationen - Finden geeigneter, diese Strömungsphänomene repräsentierende Testfälle - (falls nötig) experimentelle Untersuchung - Bereitstellung über Datenbank mit vollständiger Beschreibung oben ausgewählter Testfälle		

Ergebnis

- Beurteilungsmöglichkeit vorhandener und in Entwicklung befindlicher Berechnungsmethoden der Aerodynamik
- Aufzeigen von Schwachstellen (→ Entwicklungsstand)
- Definition eines eventuellen Einsatzbereiches von Berechnungsverfahren



Literatur

R. Stricker/N. Grün/G. Krukow

Erfahrungen und Entwicklungsbedarf bei der Simulation von PKW-Umströmungen, STAB-Tagung, 08.-10. November 1989

weitere Vorgehen

Förderung durch

Datum

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
weitere Partner		Telefax	(0234) 7002001
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 kartesischen Gitter Berechnung der Strömungs- und Temperaturfelder mit einem Finiten-Differenzen-Algorithmus Stichworte: - Sola-Verfahren - Second upwind + zentrale Differenzen für konvektiven Terme - Zentrale Differenzen für diffusiven Terme - Anlaufströmung Berechnung der Wärmeleitung an den Wänden mittels eines Finiten-Elemente Programmsystems		

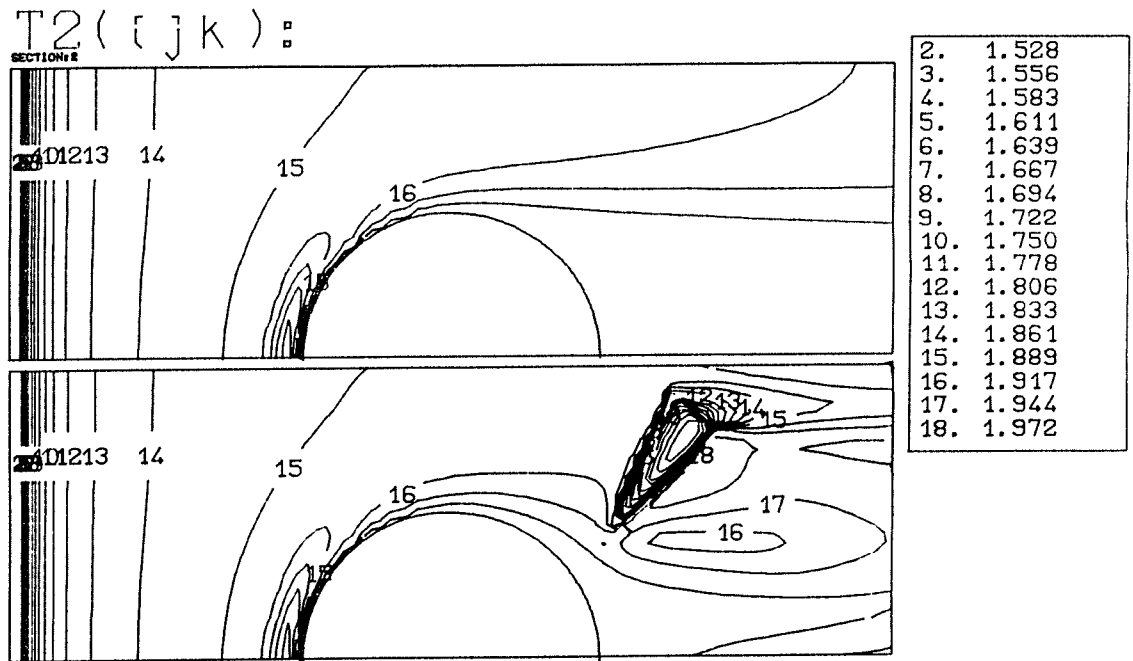


Diagram: Fluidtemperaturverteilung in der Nähe der unteren Lamelle für $Re=200$ ohne und mit Wirbelerzeuger.

Literatur

Udo Brockmeier, Numerisches Verfahren zur Berechnung dreidimensionaler Strömungs- und Temperaturfelder in Kanälen mit Längswirbelerzeugern und Untersuchung von Wärmeübergang und Strömungsverlust, Dissertation RUB, 1986.

Peter Kiehm, Numerische Untersuchung der laminaren Strömungsfelder und des Wärmeübergangs in einem Kanal mit quer eingebautem Kreiszylinder, Dissertation RUB, 1986.

weitere Vorgehen

Vergleich zwischen Kanal mit Zylinder und Kanal mit Zylinder und Winglets für Reynoldszahlen zwischen 200 und 1000.

Untersuchung der Einflüsse der Wirbelerzeuger in der Wärmeübertragung und in die Strömungsverluste

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 **Telefon** 0234/700 6444
Lehrstuhl für Wärme- und Stoffübertragung **Telefax** 0234/700 2001
Ruhr-Universität Bochum, Postfach 12 21 48

weitere Partner 4630 Bochum

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 Isolinien- 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

Abb. 1 zeigt schematisch einen aus den zu simulierenden WT-Elementen aufgebauten Lamellen-WT, hier mit ausgestanzten Delta-Winglet Paaren (DWP) als LWE. Für die im folgenden für das DWP exemplarisch diskutierten Ergebnisse wurden folgende Bedingungen vorgegeben: $Re_H = \overline{v_x} \cdot H / \nu = 500$, Anstellwinkel $\beta = 25^\circ$, Streckung $\Lambda = 2b/l$, vollentwickeltes v-Profil am Kanaleintritt, Temperaturverhältnis $T_W/T_0 = 2$. Für ein WT-Element zeigt Abb. 2 die Struktur der von den LW hervorgerufenen starken Sekundärströmung. Die an den Seitenkanten der DW entstehenden gegensinnig rotierenden LW sorgen für eine starke Durchmischung von wandnahe erwärmtem Fluid und kalter Kernströmung. Den Einfluß der Sekundärströmung auf die Struktur des Temperaturfeldes bzw. auf den WÜ zeigt die Isothermendarstellung in Abb. 3. Im Bereich der Kanalmitte bei $x/H = 2.3$ zeigt sich an der unteren Lamelle eine durch die Staupunktströmung der LW hervorgerufene starke Reduzierung der T-Grenzschicht was somit zur gewünschten WÜ-Erhöhung führt. Dieses zeigt der Vergleich mit Referenzwerten der thermischen Anlaufströmung (vgl. Randmaßstab). Global ergibt sich für den hier dargestellten praxisnahen Fall für ein Verhältnis von Lamellen- zu LWE-Fläche von 20, eine WÜ-Erhöhung von 50% und eine Erhöhung der SV um 190%, bezogen auf den Referenzfall ohne LWE (Therm. Anlauf).

Die Effizienz der LWE wird deutlich, wenn man eine WÜ-Erhöhung von 50% durch eine andere Maßnahme, z.B. durch eine Re-Zahl Erhöhung erzielen will. Für diesen Fall müßte Re_H um den Faktor 2.5 auf $Re_H = 1250$ angehoben werden, was zu einer Steigerung der SV um 525% führt. Die erzielten WÜ-Erhöhrungen steigen mit Re und β und sind darüber hinaus abhängig von der Geometrie der LWE, von der Anordnung im Kanal und von der Wechselwirkung untereinander und mit anderen Einbauten, z.B. Zylindern.

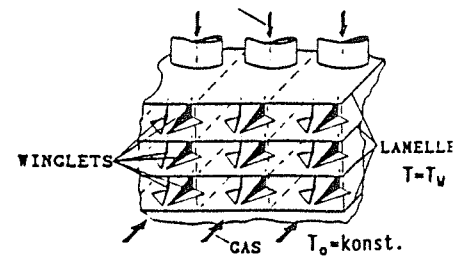


Abb.1: Lamellenwärmetauscher, aufgebaut aus symm./per. Elementen.

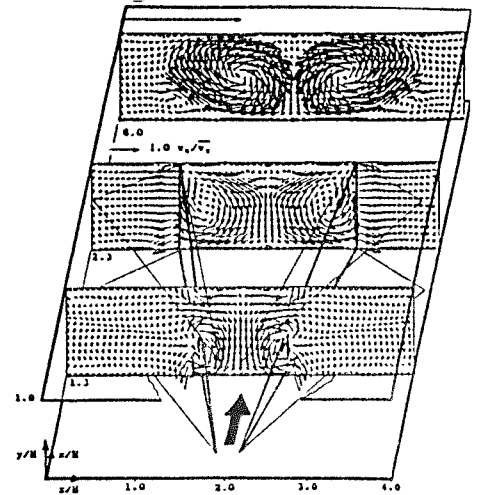


Abb.2: Struktur der Sekundärströmung, $Re_H = 500$

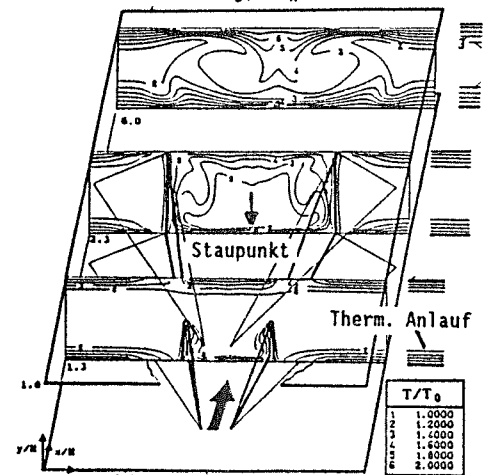


Abb.3: Struktur des Temperaturfeldes (Isothermen) $Re_H = 500$, $T_W/T_0 = 2$

Literatur

- /1/ Fiebig, M., Brockmeier, U., Mitra, N.K., Güntermann, Th., Structure of Velocity and Temperature Fields in Laminar Channel Flows with Longitudinal Vortex Generators, Numerical Heat Transfer, Part A, Vol. 15, pp. 281-302, 1989
- /2/ Brockmeier, U., Numerisches Verfahren zur Berechnung dreidimensionaler Strömungs- und Temperaturfelder in Kanälen mit LWE und Untersuchung von Wärmeübergang und Strömungsverlust, Dissertation, Ruhr-Universität Bochum, 1987

weiteres Vorgehen

- Untersuchungen bei höheren Re-Zahlen und Anstellwinkeln bis $90^\circ \rightarrow$ maximale WÜ-Erhöhung
- Untersuchung von Reihenanordnungen, in Strömungsrichtung periodische Anordnungen $\rightarrow$ Wechselwirkungen von LWE
- Untersuchung der Wechselwirkung von LWE und anderen WT-Elementen ($\rightarrow$ Zylindern)

Mitteilung

Projektgruppe/

Stumpfe Körper/Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner

Prof. Dr.-Ing. W. Frank
Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität Karlsruhe
Kaiserstrasse 12

Institution

Adresse

7500 Karlsruhe-1

Telefon

0721/608-2677

Telefax

0721/608-4290

weitere Partner

Dipl.-Ing. H. Mauch
Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität Karlsruhe

Thema

Dreidimensionale Berechnung der Umströmung quaderförmiger Körper in einem Plattenkanal.

Ausgangssituation

Es liegen Erfahrungen über die Berechnung von zweidimensionalen Stromfeldern um geometrisch einfache Modellkörper vor. Diese Rechnungen stimmen in ausgezeichneten Schnittebenen qualitativ zufriedenstellend mit entsprechenden Experimenten im Windkanal überein /1/, /2/. Durch Erweiterung eines am Kfk-Karlsruhe entwickelten Codes (Turbit-3) /3/ existiert ein vektorisiertes Berechnungspaket zur Bestimmung der Strömungsdaten um quaderförmige Körper in einem Plattenkanal.

Ziel

Es soll die dreidimensionale, instationäre, inkompressible und reibungsbehaftete Strömung um quaderförmige Körper berechnet werden. Dabei interessieren sowohl die momentanen als auch die mittleren Geschwindigkeitskomponenten in jedem Gitterpunkt des Rechengebietes. Durch Aufzeichnen der Teilchenbahnen im errechneten Stromfeld sollen die physikalischen Vorgänge, insbesondere in Rezirkulationsgebieten hinter dem Körper, besser dargestellt werden.

Lösungsweg

Es wird eine Integration der Erhaltungsgleichungen für den Impuls und die Masse über vorgegebene Maschenvolumina durchgeführt. Die Zeitintegration erfolgt mit dem expliziten Euler-Leapfrog-Verfahren. Die durch die Mittelung notwendige Schließung des Gleichungssystems wird mittels Feinstrukturmodell durchgeführt /3/. Für die "irreguläre", also nicht quaderförmige, Strömungsgeometrie wird der Einsatz der Einflußmatrixtechnik verwendet, um das im Lösungsalgorithmus auftretende Poissongleichungssystem mit schnellen elliptischen Lösern bearbeiten zu können /4/.

Ergebnis

Die Implementierung des Turbit-3-Codes einschließlich seiner Plotsoftware zur Berechnung und Darstellung einer turbulenten dreidimensionalen Kanalströmung mit quaderförmigem Einbau wurde auf dem Vektorrechner VP-400-EX der Universität Karlsruhe durchgeführt. Es wurde das Programmpaket von Schmidt/Schumann/Volkert /5/ zur Lösung des Poissongleichungssystems mit schnellen vektorisierten elliptischen Lösern eingebaut. Erste Ergebnisse für eine dreidimensionale laminare Strömung um einen quaderförmigen Einbau im Plattenkanal liegen vor.

Literatur

- /1/ Frank,W.; Mauch,H.: Simulation der Strömungsvorgänge um Hochhäuser. SFB-210/A/42-Bericht (1988), 71-88.
- /2/ Frank,W.; Fuchs,J.; Mauch,H.: Windkanalsimulation der Umströmung von Bauwerken. ZAMM 68 (1988), T301-303.
- /3/ Grötzbach,G.: Direkte numerische Simulation turbulenter Geschwindigkeits-, Druck- und Temperaturfelder bei Kanalströmungen. Kfk-2426, Oktober 1977.
- /4/ Schumann,U.: Effektive Berechnung dreidimensionaler Fluid-Struktur- Wechselwirkung beim Kühlmittelverluststörfall eines Druckwasserreaktors-FLUX. Kfk-2645, Januar 1979.
- /5/ Schmidt,H.; Schumann,U.; Volkert,H.: Three-Dimensional Direct and Vectorized Elliptic Solvers for Various Boundary Conditions. DFVLR-Mitteilung 84-15.

weiterees Vorgehen

Durch Erhöhen der Reynolds-Zahl sollen nun turbulente Strömungsfelder berechnet werden. Dazu wird eine Verfeinerung der räumlichen Auflösung angestrebt. Das Feinstrukturmodell muß hierzu für den Körpereinbau angepaßt werden. Die Erzeugung von Teilchenbahnenbildern aus den dreidimensionalen Geschwindigkeitsfeldern wird vorbereitet. Die eingebauten Programmteile werden derzeit aus Effizienzgründen besser vektorisiert.

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Friedrich

Institution Lehrstuhl für Strömungsmechanik, TU München

Adresse Arcisstr. 21, 8000 München 2
Telefon 089/21052508
Telefax 089/21052000

weitere Partner

Thema Grobstruktur-Simulation der turbulenten Strömung über zurückspringende Kanalstufe

Ausgangssituation

Die Vorhersage turbulenter Strömungen durch direkte numerische Simulation ist mit den heute verfügbaren Rechnern nur bei niedrigen Reynoldszahlen möglich. Bei hohen Reynoldszahlen bildet die Grobstruktursimulation einen sinnvollen Kompromiß. Sie löst alle Skalen auf, die größer als bzw. vergleichbar mit der Maschenweite des Rechengitters sind und modelliert den Einfluß der turbulenten Feinstruktur.

Ziel

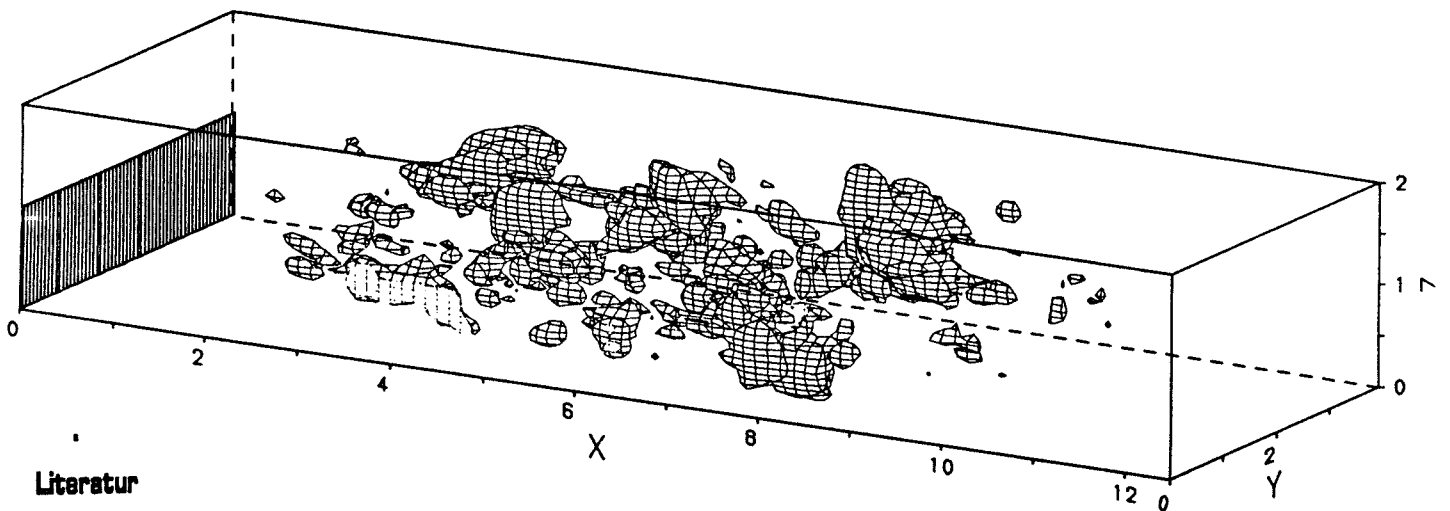
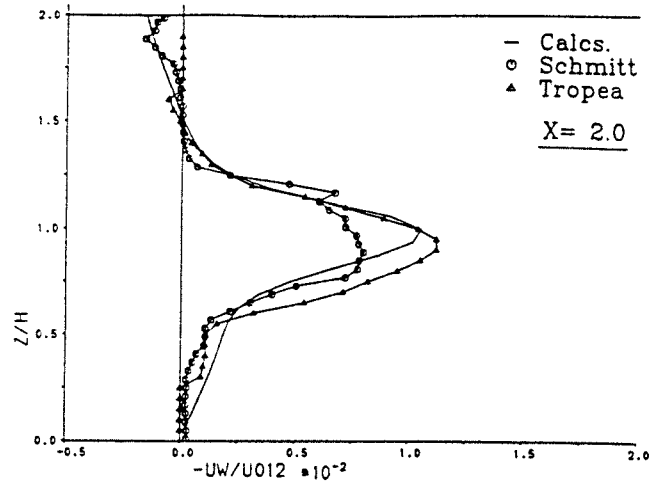
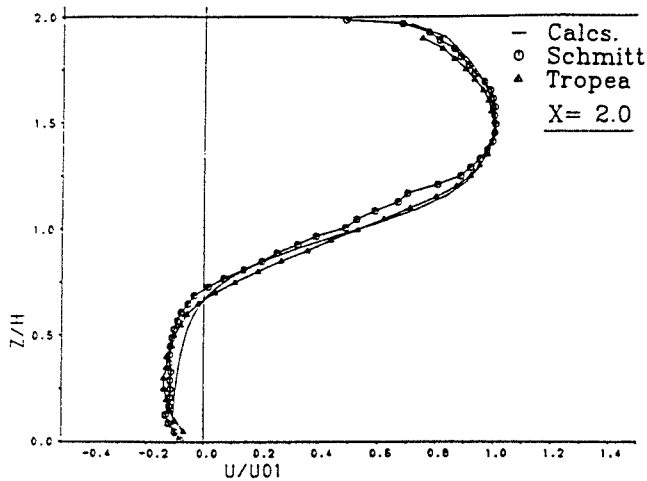
Weiterentwicklung eines Rechenprogramms zur Integration der dreidimensionalen zeitabhängigen gefilterten Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömungen. Studium der Dynamik des Wiederanlegevorgangs der Strömung und ihrer momentanen Turbulenzstruktur. Bestimmung von Korrelationsfunktionen, die heute noch nicht meßbar sind und bei der Turbulenzmodellierung Schwierigkeiten bereiten (z.B. Druckscherkorrelationen).

Lösungsweg

Die Navier-Stokes-Gleichungen werden über die Masche eines kartesischen Gitters integriert und dabei gefiltert. Die Filterung erzeugt aufgrund der Nichtlinearität der Gleichungen unbekannte Feinstrukturspannungen (ähnlich den Reynoldsschen Spannungen), die durch die gefilterten Geschwindigkeitskomponenten ausgedrückt werden müssen (Feinstrukturmodell), um ein geschlossenes Gleichungssystem zu erhalten. Im Gegensatz zu den Reynoldsschen Spannungen nimmt jedoch der Einfluß der Feinstrukturspannungen mit allseits abnehmender Maschenweite ab. Die Integration der gefilterten Gleichungen geschieht mit einem effizienten Verfahren, das im Raum und in der Zeit (zumindest bezüglich der Konvektionsglieder) von 2. Ordnung genau ist. Die Verwendung der Chorinschen Projektionsmethode gestattet die exakte Erfüllung der Kontinuitätsbedingung.

Ergebnis

Simulationen wurden mit einem $128 \times 32 \times 32$ -Gitter für eine Re-Zahl von $1,65 \times 10^5$ (gebildet mit der Stufenhöhe und der Maximalgeschwindigkeit im Kanal) durchgeführt. Die Übereinstimmung mit Messungen ist ermutigend. Sie kann durch Verfeinerung des Maschennetzes weiter verbessert werden. Die beiden folgenden Bilder zeigen für die mittlere Längsgeschwindigkeit und die Reynoldsspannung den Vergleich mit Messungen von Tropea und Durst/Schmitt. Das dritte Bild zeigt einen Schnappschuß von sog. 'kohärenten' Strukturen. Es handelt sich um Konturflächen des Produkts $-u'w'$ mit einem Schwellwert, der dem 37,5-fachen der Wandschubspannung im Kanal entspricht.



Literatur

R. Friedrich and M. Arnal: Analyzing turbulent backward-facing step flow with the low-pass filtered Navier-Stokes equations. To appear in: Computational Fluid Dynamics. Special issue of the journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. S. Murakami (Ed.), 1990.

weitere Vorgehen

Förderung durch: DFG, Schwerpunktprogramm "Physik abgelöster Strömungen".

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-Straße, 5900 Siegen

Telefon 0271/7404681/2

Telefax

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 u. 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.

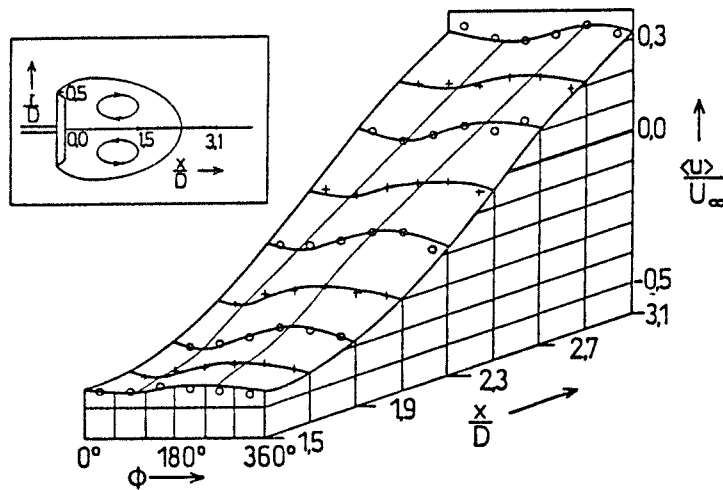
Lösungsweg

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 dem 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, turbulente Korrelationen aus den periodischen Geschwindigkeitskomponenten zu bilden.

Ergebnis

Es wurden mit der beschriebenen Meßtechnik die zeitlich gemittelten sowie die periodischen und stochastischen Strömungsgrößen im Ablösebereich und Nachlauf einer senkrecht angeströmten ebenen Platte und Kreisscheibe getrennt erfaßt. In einem Experiment wurde außerdem der Einfluß einer parallel zur Anströmung angeordneten Platte auf den Nachlauf untersucht. Bei allen Versuchen wurden die verschiedenen Geschwindigkeitskomponenten und die Reynoldsschen Spannungen getrennt nach periodischen und stochastischen Anteilen ermittelt. Es konnten eine Reihe von wichtigen Ergebnissen und Gesetzmäßigkeiten u. a. zur Ausdehnung des abgelösten Gebietes, zu den stationären und instationären Wirbelstrukturen, zu den ausgeprägten Maxima und Minima der Turbulenzproduktion u. zu der Nachlaufbeeinflussung durch eine parallel zur Anströmung angeordneten Platte gewonnen werden.



Phasengemittelte Geschwindigkeitsprofile $\langle u \rangle$ entlang der Symmetrieachse hinter der Kreisscheibe

Literatur:

A. Leder, D. Geropp, Ermittlung kohärenter Strömungsstrukturen in hochturbulenten Ablösegebieten mit dem LD-Anemometer, Jahrbuch 1988 I der DGLR, S. 345 - 353.

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

weiteres Vorgehen

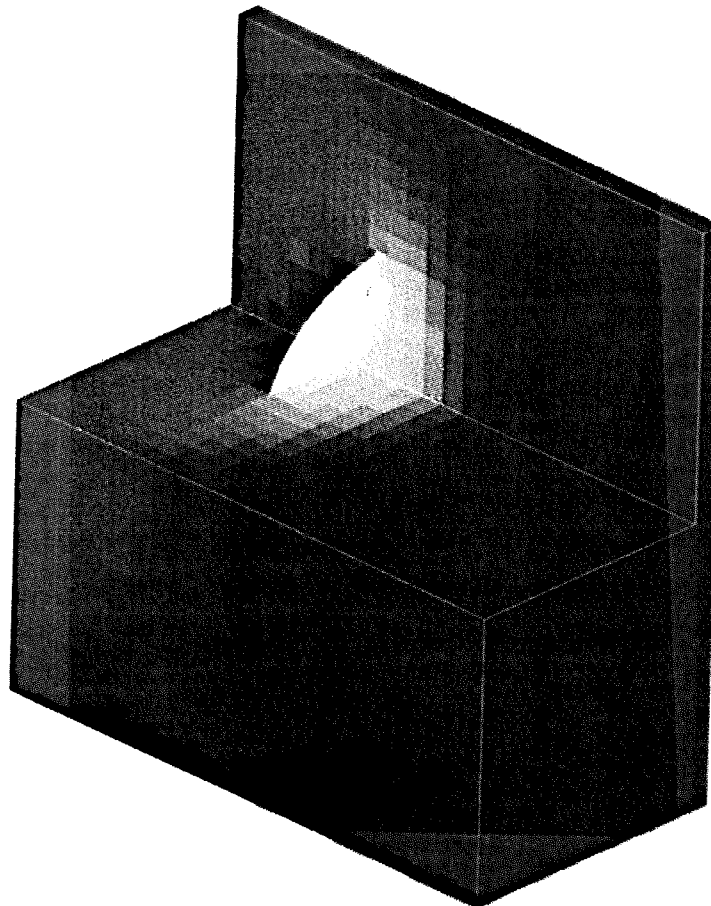
In den nächsten Jahren werden analoge LDA-Messungen im Nachlauf von Kegel und Kugel sowie ebenen Kfz-Modellen mit mitbewegtem Fahrbahnboden durchgeführt. Die gewonnenen empirischen Sachverhalte werden zur Erweiterung bestehender Turbulenzmodelle benutzt. Erste Untersuchungen dazu liegen vor.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	AG Technomathematik	
Ansprechpartner	Dipl.-Math. F. Gropengießer	
Institution	Universität Kaiserslautern	
Adresse	Erwin Schrödingerstraße, 6750 Kaiserslautern	Telefon (0631) 205-4080 Telefax (0631) 205-3052
weitere Partner	Dipl.-Phys. B. Wiesen	
Thema	Numerical Simulation of Rarefied Gasflows	
Ausgangssituation		
Ziel		
Lösungsweg	Finite Pointset Method for solving the Boltzmann equation Stochastic simulation method based on (-) low discrepancy sequences (-) vectorizable structures (-) adaptive gridstructures	

Ergebnis

- (-) 1-D shock calculations for different collision models and gas mixtures
- (-) 2-D hypersonic and supersonic flow calculations around complex geometries with different collision models and different models for boundary conditions
- (-) 3-D hypersonic flow calculations around a deltawing at low Knudsen number ($Kn = 0.01$).



Literatur

F. Gropengießer, H. Neunzert, J. Struckmeier: Computational Methods for the Boltzmann equation, preprint AGTM, University Kaiserslautern

Babovsky, H., Gropengießer, F., Neunzert, H., Struckmeier, J., Wiesen, B.: Application of well-distributed sequences to the numerical simulation of the Boltzmann equation, to appear in Computational and Applied Mathematics

weiteres Vorgehen Gropengießer, F., Neunzert, H., Struckmeier, J., Wiesen, B.: Rarefied gas flow around a disc with different angles of attack, in preparation

Gropengießer, F., Neunzert, H., Struckmeier, J., Wiesen, B.: Rarefied gas flow around a 3d-deltawing at low Knudsen number, in preparation

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. K. Hartmann

Institution DLR; SM-ES, 222 16

Adresse Bunsenstr. 10
D-3400 Göttingen

Telefon 0551-709(1)-2255

Telefax 0551-709-2101

weitere Partner Dipl.-Ing. D. Nikolitsch, MBB

Thema Probleme bei Experimenten mit hoch angestellten Rümpfen,
Rumpf-Flügel und Rumpf-Flügel-Leitwerkskombinationen

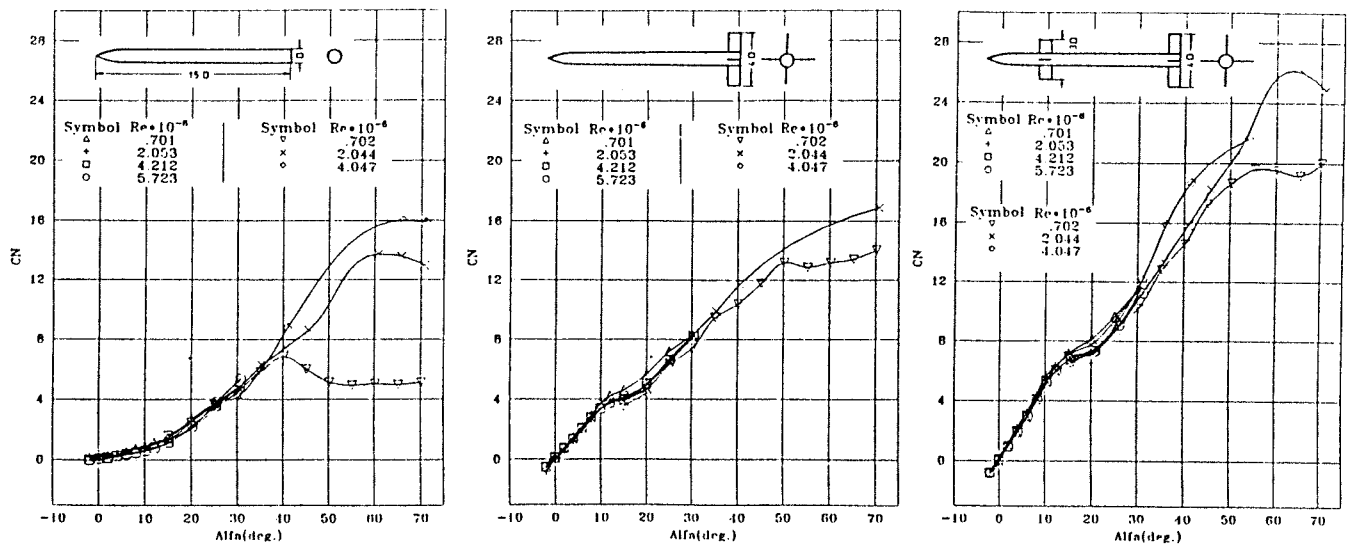
Ausgangssituation MBB-Rechenverfahren vorhanden.
Systematische experimentelle Daten zum Vergleich fehlen.

Ziel Erklärung der strömungsphysikalischen Phänomene und Bereitstellung
von Grundlagen zu ihrer Modellierung für Berechnungsverfahren.
Schaffung einer Datenbasis.
Überprüfung und gegebenenfalls Verbesserung von Rechenverfahren
(D. Nikolitsch, MBB).

Lösungsweg Durchführung von Rechnungen bei MBB (D. Nikolitsch).
Kraftmessungen bei der DLR bis zu 70° Anstellung im Unter- und
Überschall bei konstanter und variabler Reynoldszahl.
Strömungssichtbarmachung im Wasserkanal mittels Farbe und im
Windkanal mittels Rauch und Laser-Lichtebene..

Ergebnis

Die nachfolgenden Bilder zeigen Beispiele von Kraftmessungen aus dem Göttinger Hochdruckkanal, HDG, bei inkompressibler Anströmung und variabler Reynoldszahl. Es zeigen sich Datenlücken im oberen Anstellwinkelbereich ($\alpha = \alpha = 30^\circ$ bis 70°). Die von der Reynoldszahl abhängige Strömungsablösung führte bei großen Anstellungen und insbesondere großen Reynoldszahlen zu so heftigen Modellschwingungen, daß mit dem vorhandenen Waage-Support-System wegen der Vermeidung von Zerstörungen Messungen in diesen Bereichen nicht möglich waren. Auf einem Videoband wurden die mittels Rauch und Laser-Lichtschnitt sichtbar gemachten instationären Wirbelstrukturen, die die Modellschwingungen anfachen, zur Demonstration und weiteren Auswertung aufgenommen.



Normalkraftbeiwerte C_N als Funktion des Anstellwinkels bei verschiedenen Reynoldszahlen

Literatur

Kanagarajan, V., Hartmann, K.

Force measurements at low speeds on body wing tail combinations (KAHA-model) at high Reynolds numbers and incidences from -2° to 70° . DLR IB 222 - 88 A 13.

Hartmann, K., Kanagarajan, V., Kompenhans, J., Reichmuth, J., Höfer, H.-R.

Flow visualization on the KAHA-model using smoke and a thin laser light sheet in the 3m x 3m low speed wing tunnel of the DLR in Göttingen. DLR IB 222 - 87 A 24.

weitere Vorgehen

Ergänzung der Lücken in der Datenbasis durch geeignete Meßtechniken zur Beherrschung bzw. Vermeidung der Modellschwingungen. Durchführung einer detaillierten Datenanalyse. Vergleich mit Rechnungen; Verbesserung der Rechenverfahren wo notwendig und möglich.

Förderung durch BMVg RüFo IV

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. N.Hölscher

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

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

weitere Partner

Thema Einfluß turbulenter Scherströmungen auf das Strömungsfeld und die mittleren und schwankenden Drücke an kreiszylindrischen Bauwerke

Ausgangssituation

Bauwerke werden im natürlichen Windfeld durch eine Last beansprucht, die in ihrer Struktur als räumlich verteilte, mehrdimensionale stochastische Erregung betrachtet wird. Der spektrale Zusammenhang dieser Erregung zu der verursachenden Anströmturbulenz wird heute nur mit stark vereinfachenden (linear, quasi-stationär, skalar) Modellen der aerodynamischen Übertragung beschrieben.

Ziel Ziel des Vorhabens ist eine grundsätzliche Neudefintion der aerodynamischen Übertragungsfunktion. Es soll ein Modell entwickelt werden, das den integralen Einfluß der Anströmturbulenz auf lokale Druckschwankungen beschreibt. Strömungsablösungen induzieren zusätzliche Windlasten, die zu berücksichtigen sind.

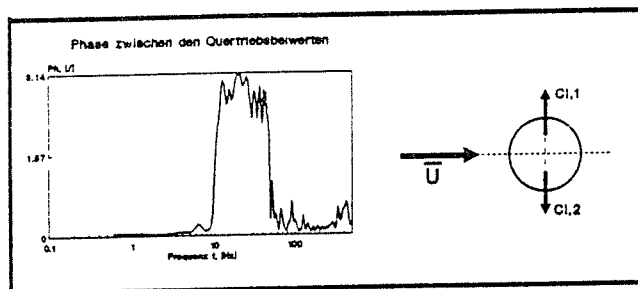
Lösungsweg

Die gesuchten aerodynamischen Übertragungsfunktionen werden mit Methoden der nichtparametrischen Systemidentifikation bestimmt. Entsprechend dem stochastischen Charakter der beteiligten Größen wird dieser Zusammenhang durch ihre Korrelationen im Zeit- und Frequenzbereich erfasst. Diese Identifikationsmethode soll an einem kreiszylindrischen Bauwerk in Grenzschichtwindkanalversuchen experimentell überprüft werden. In einem ersten Schritt ist gezielt der Einfluß der Strömungsablösungen hinsichtlich deren Zusammenwirken mit den mittleren und fluktuierenden Geschwindigkeiten und Drücken zu untersuchen.

Ergebnis

In der Übertragungskette Anströmturbulenz-Körper-Windlast treten zusätzliche ablösungsinduzierte Lastschwankungen auf, die eine Vorhersage der statistischen Eigenschaften der Windlasten dramatisch erschweren. Eine geeignete Modellierung der aerodynamischen Übertragungsfunktionen ist daher nur dann möglich, wenn die Struktur der Strömungsablösungen näher identifiziert ist. Durch simultanen Quertriebsmessungen wurden folgende Ergebnisse gefunden:

- Phasenlage der periodischen Ablösung von beiden Zylinderflanken
Die Phase zwischen den Querkraftbeiwerten der beiden Flanken nimmt ausschließlich Werte von 0 oder $\pm \pi$ an
- Ablösefrequenz
"Kármán'sche" Ablösung erfolgt in einem Frequenzband $\approx 15 \div 45 \text{ Hz}$ der Peakwert liegt konstant über die Zylinderhöhe bei 20 Hz
- axiale Kohärenz und Phase der Ablösung
die Ablösung erfolgt mit einer axialen Kohärenzlänge von $\approx 85\%$ zur Strouhalfrequenz ist axial keine Phasenverschiebung festzustellen



/1/ Hölscher, N., Niemann, H.-J.
Some aspect about the flow around a surface-mounted circular cylinder in turbulent shear flows, 6th Symposium on turbulent shear flows, 7-9. Sept. 1987, Toulouse, France

/2/ Niemann, H.-J., Hölscher, N.
A review of recent experiments on the flow past circular cylinders, Journal of Wind Engineering, No.37, International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics and its Applications, Kyoto, Japan, Oct. 1988,

Literatur

/3/ Wember, G.
Einfluß von Strömungsablösungen auf die Windlasten an kurzen zylindrischen Bauwerken, Diplomarbeit, Aerodynamik im Bauwesen Ruhr-Universität Bochum 1990

weiteres Vorgehen

- Laserlichtschnittaufnahmen
- Korrelationsmessungen zwischen Anströmgeschwindigkeiten und den Oberflächendrücken
- Erarbeitung der multivarianten Systemmodelle:
(quasistationär-Kovarianzmatrix, Zeitbereich-Kreuzkorrelationsfunktionen, Frequenzbereich-Kreuzspektraldichten)
- Entwicklung empirischer Modelle für die Übertragungsfunktionen

AG STAB

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner I. Huber

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149
Telefon (089) 607-24366
Telefax (089) 607-25764

weitere Partner Dr. A. Eberle, MBB-UF
Dr. F. Monnoyer, MBB-UF

Thema Anwendung des EUFLEX-Programmes auf Hyperschall-Flugkörper

Ausgangssituation

- Der EUFLEX-Code von Dr. Eberle, der auf Flugzeuge angewandt wurde, mußte an Flugkörper angepaßt werden.
- Das SOBOL-Programm von Dr. Monnoyer berechnet die dreidimensionale Grenzschicht um beliebige Konfigurationen.

Ziel Die Aerodynamik von Flugkörpern soll mit EUFLEX erfaßt werden. Die Aerothermodynamik der FK soll nach einer erfolgreichen Kopplung an das EUFLEX-Verfahren mit SOBOL berechnet werden.

Lösungsweg

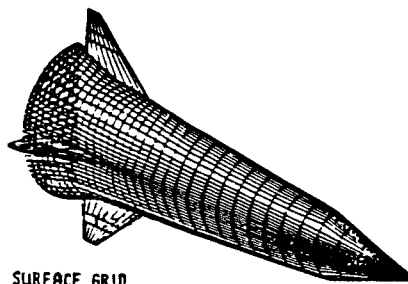
- Das EUFLEX-Programm wird an Flugkörper angepaßt.
- Die Idealversion wird zur Realgasversion erweitert, um wahlweise mit dem Isentropenexponenten Idealgas- oder Realgasverhalten zu simulieren.
- Testrechnungen werden bei Ma 8.7 und $\alpha = 0^\circ, 5^\circ$ und 12° für Ideal- und Realgasbedingung durchgeführt.
- Die Beiwerte (Aerodynamik) werden mit früheren Windkanalmessungen verglichen.
- Übernahme des SOBOL-Programms erfolgt durch Nachrechnen des Testbeispiels (mit SOBOL soll die Strömungs- und Temperaturgrenzschicht berechnet werden).
- Zum Austesten des Programms wird eine einfache Geometrie (3D-Ogivennase mit 7 Kaliber Zylinderrumpf) gewählt und die Machzahl von 0.17, 1.6 auf 3.1 variiert.
- Die Druckverteilung der Eulerrechnung soll als Eingabe für die Grenzschichtrechnung dienen.

Ergebnis

Die durchgeführten Testbeispiele zeigen gute Übereinstimmung mit Windkanalmeßwerten. Wie erwartet, waren für die betrachteten Strömungsbedingungen die Auswirkungen der Realgaseffekte auf die aerodynamischen Beiwerte ohne wesentliche Bedeutung.

Die Temperaturverteilung an der Oberfläche des FK und die Grenzschichtdicken konnten mit SOBOL berechnet werden.

Leider waren die Eulerergebnisse nicht generell koppelbar; es mußten geeignete Ausgangsdatensätze für die Grenzschichtrechnung in jedem Einzelfall gesucht werden.



SURFACE GRID

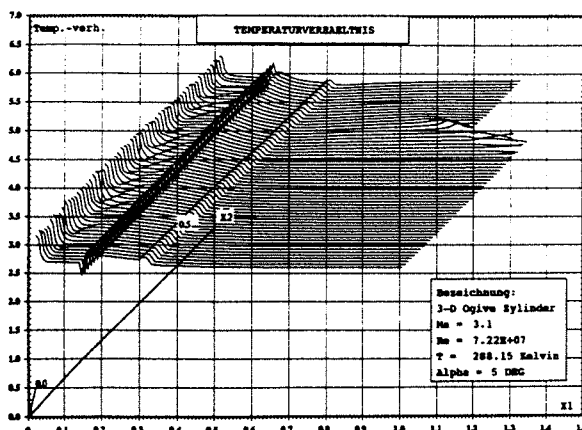
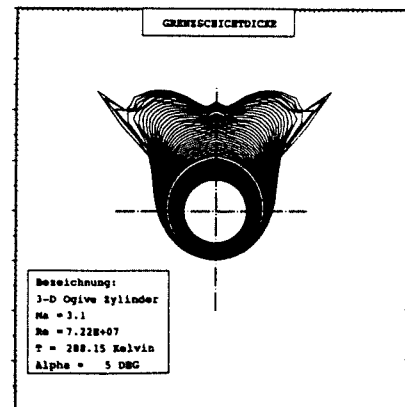


Tabelle 1 Vergleich der Beiwerte und des Druckpunktes eines Flugkörpers mit 4 Flügeln bei Mach 8.7

	Messung	Realgas	Idealgas
$\alpha = 0^\circ$			
Widerstandsbeiwert C_x	0.16	0.1166	0.1047
Auftriebsbeiwert C_z	0.	0.	0.
Nickmomentenbeiwert C_M	0.	0.	0.
Druckpunkt XDP	-	1.385	2.6265
$\alpha = 5^\circ$			
Widerstandsbeiwert C_x	0.17	0.1261	0.1200
Auftriebsbeiwert C_z	0.3	0.3258	0.3277
Nickmomentenbeiwert C_M	-0.9	-0.9462	-0.9506
Druckpunkt XDP	2.9	2.9039	2.9007
$\alpha = 12^\circ$			
Widerstandsbeiwert C_x	0.22	0.1749	-
Auftriebsbeiwert C_z	0.85	0.8716	-
Nickmomentenbeiwert C_M	-2.5	-2.5356	-
Druckpunkt XDP	2.95	2.9091	-



Literatur

- I. Huber: Hyperschall-FK-Aerodynamik, Teil II; MBB/UA-1035/87 (1989)
- 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)
- F.Monnoyer: Calculation of Three-Dimensional Attached Viscous Flow on General Configurations with Second Order Boundary Layer Theory. ZFW-Paper (August 1988)

weitere Vorgehen

Pre- und Postprocessing des Eulerprogramms verbessern, so daß eine generelle Kopplung mit dem Grenzschichtprogramm möglich wird.

Förderung durch BMVg-RüFo4

6.2.1990

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner H. Krukow, Dr.Stricker

Institution BMW AG

Adresse Petuelring 130
8000 München 40

Telefon 3183-4094/4080

Telefax 3183-3060

weitere Partner

Thema Bestimmung konvergenter Lösungen des Nachlaufes an
stumpfen Körpern mit Hilfe eines Dipolmodelles

Ausgangssituation

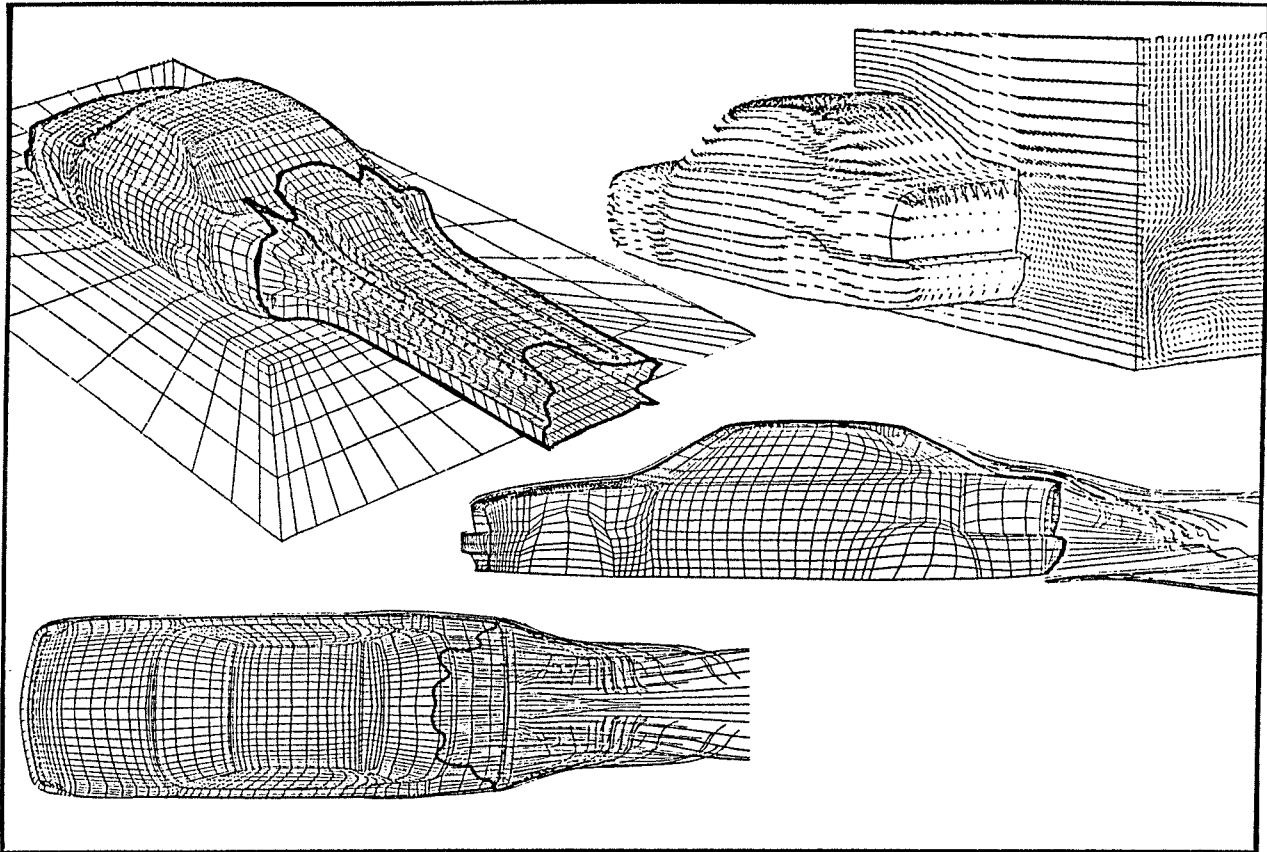
Vorhanden: - Panelverfahren
- 3-D-Grenzschichtverfahren
- pot.-theor. Nachlaufmodell

Ziel - hinreichend genaue, stationäre Lösung des Nachlaufes
bei Längs- und Querswinkleinflüssen

Lösungsweg - Iterative Kopplung mit obigen Verfahren

Ergebnis

- Druckverteilung im abgelösten Gebiet auf der Fahrzeugkontur
- resultierende Kräfte und Momente



Literatur

R. Stricker/N. Grün/G. Krukow

Erfahrungen und Entwicklungsbedarf bei der Simulation von PKW-Umströmungen, STAB-Tagung, 08.-10. November 1989

G. Krukow/R. Stricker

Einsatzpotentiale gekoppelter Verfahren zur Simulation von 3-D-Fahrzeugumströmungen, VDI-Tagung, 02.-03. Oktober 1990

weiteres Vorgehen

Förderung durch

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe
Physikalische Grundlagen/Mathem. Grundlagen/
Numerische Simulation

Ansprechpartner H. Krukow, Dr. Stricker

Institution BMW AG

Adresse Petuelring 130
8000 München 40

Telefon 3183-4094/4080

Telefax 3183-3060

weitere Partner

Thema Kopplung von Euler- und Grenzschichtverfahren zur Berechnung
von 3D-Fahrzeugumströmungen

Ausgangssituation Vorhanden: - 3D-Euler-Verfahren (EUFLEX-Modifikation)
- 3D Grenzschichtverfahren

Ziel

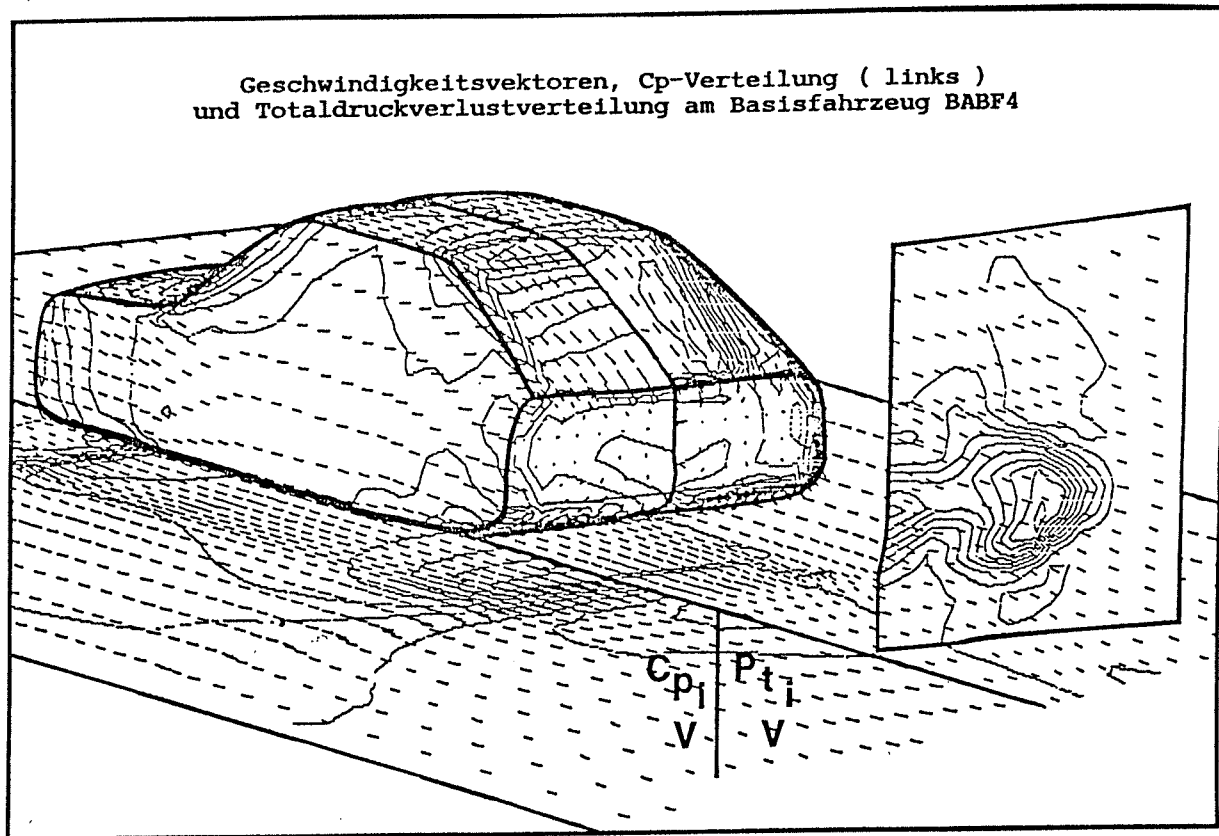
- exakte Wiedergabe der Druckwerte an der Fzg-Oberfläche
- genaue Lage der Ablösegebiete
- Gesamtheitsanforderung: hinreichend für die Bestimmung der Kraft- und Momentenbeiwerte

Lösungsweg Iterative Vorgehensweise:

- 1) reibungsfreie Lösung mit einem Eulerverfahren
- 2) Grenzschichtlösung
- 3) Kopplungslösung als neue Eingabe des Grenzschichtverfahrens

Ergebnis

- Druckverteilung
- Grenz wandstromlinien
- Ablösegebiete-"Linien"
- Totaldruckverlustverteilung im abgelösten Gebiet
- Reibungskräfte auf OF
- Topologie im abgelösten Gebiet
- Kräfte und Momente (-beiwerte)



Literatur

R. Stricker/N. Grün/G. Krukow:

Erfahrungen und Entwicklungsbedarf bei der Simulation von Pkw-Umströmungen, STAB-Tagung, 08.-10. November 1989

G. Krukow/R. Stricker:

Einsatzpotentiale gekoppelter Verfahren zur Simulation von 3D-Fahrzeugumströmungen, VDI-Tagung, 02.-03. Oktober 1990

weitere Vorgehen

Förderung durch

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ "Stumpfe Körper / Rümpfe"
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Jürgen Kux

Institution Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse Lammersbeth 90, 2000 Hamburg 60
Telefon (040) 2984-3149
Telefax " " -3100

weitere Partner Thomas Knaack, Prof. Dr. Karl Wieghardt

Thema Laser-Doppler-Velocimetrie-Messungen der Reynolds-Spannungen
im Nachlauf eines Schiffsmodells im Windkanal

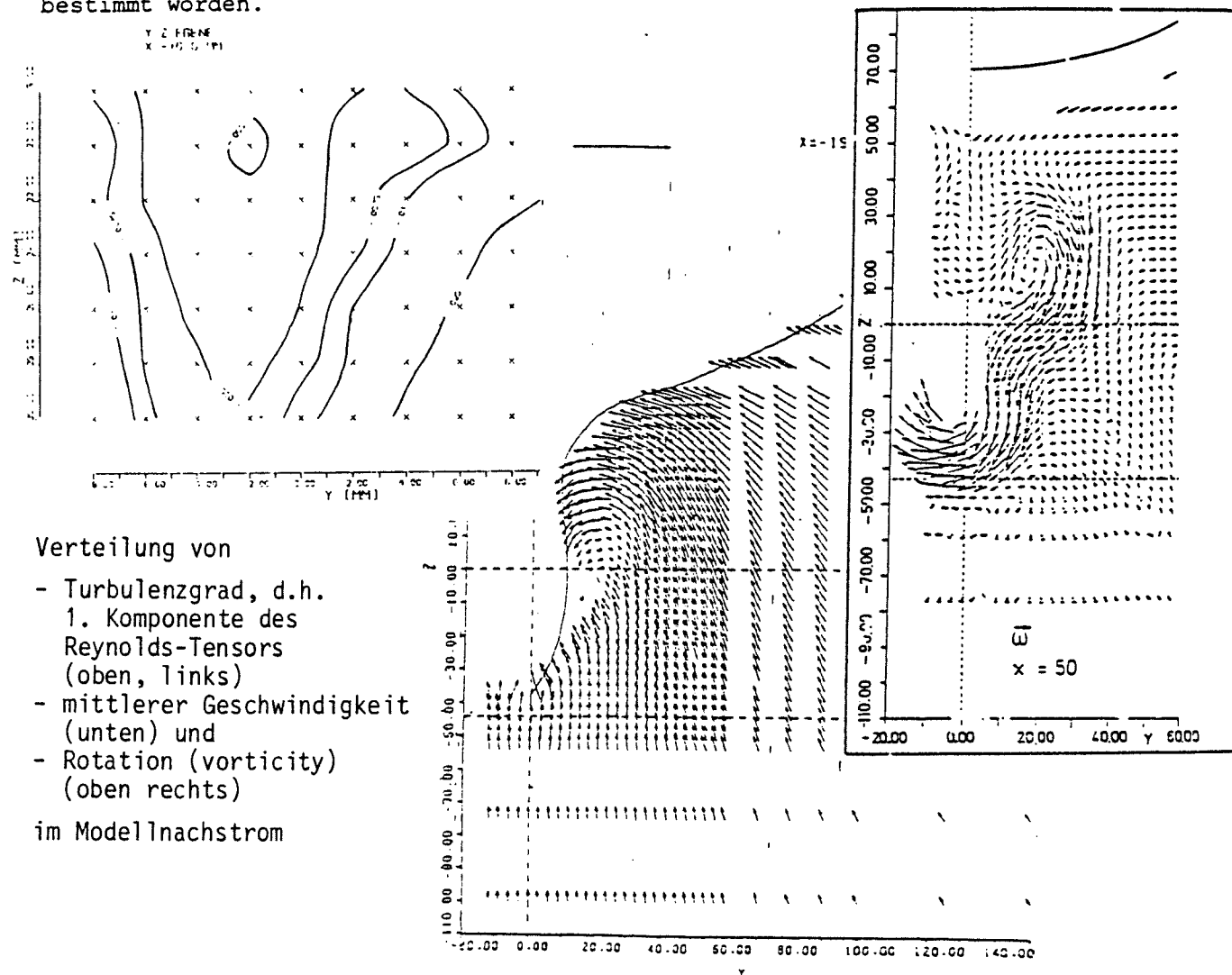
Ausgangssituation Die ablösende Strömung am Hinterschiff (in ihr arbeitet der Propeller) ist mit den bisher vorliegenden numerischen Verfahren nicht befriedigend berechenbar. Um die Leistungsfähigkeit der Verfahren zu prüfen, werden experimentelle Daten über die Strömung im interessierenden Bereich benötigt. Um insbesondere auch das verwendete Turbulenzmodell zu bewerten, wäre es gut, den gesamten Reynolds-Tensor dort zu kennen.

Ziel Das Ziel ist die Ausmessung des Reynolds-Tensors, um einerseits zu einem besseren Verständnis der Turbulenz zu kommen, und um andererseits zu prüfen, ob angewendete Turbulenzmodelle in der Lage sind, für die Berechnung die Wirkung der Turbulenz ausreichend in das Verfahren einzubringen.

Lösungsweg Mit einem Dreikomponenten-Laser-Doppler-Velocimetrie (LDV)-System wird im Windkanal das Feld des Vektors der mittleren Geschwindigkeit und des Tensors der turbulenten Reynolds-Spannungen in besonders interessierenden Bereichen im Strömungsfeld am Hinterschiff eines Doppelmodells ausgemessen. Das Modell stellt den an der ruhenden Wasseroberfläche gespiegelten Unterwasser-Rumpfteil eines Schiffes 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 liegen sehr detaillierte Bilder vor über das dreidimensionale Feld der mittleren Geschwindigkeit und in schon gemessenen Bereichen 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 gut zu berechnen, und so Felder wie die Rotation der mittleren Geschwindigkeit, Kraft durch die Turbulenz erzeugt, usw., bestimmt worden.



Literatur

- Patel, V.C.: "Ship Stern and Wake Flows: Status of Experiment and Theory", 17th Symp. on Naval Hydrodynamics, Den Haag, 1988, proc.
- Wieghardt, I., Kux, J.: "Nomineller Nachstrom auf Grund von Windkanalversuchen", Jahrb. d. Schiffbautechn. Ges., 74, 1980, S. 303
- Wieghardt, K.: "Zur Kinematik einer Nachlaufströmung", Z.f.F. & W., 7, Nr. 3, 1983, S. 149-159

weitaeres Vorgehen

Fortsetzung der Messungen in weiteren Vorhaben (beantragt).
Weitere theoretische Analyse der Ergebnisse, Kontrolle der experimentellen Ergebnisse nach Differentiation an Hand theoretischer Beziehungen.

Förderung durch DFG

Datum

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ "Stumpfe Körper / Rümpfe"

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Jürgen Kux

Institution Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse Lammersbeth 90, 2000 Hamburg 60

Telefon (040) 2984-3149

Telefax -- -- -3100

weitere Partner

Thema "Dreidimensionale Schiffsgrenzschichten -
Wechselwirkung mit der Nachlaufströmung"

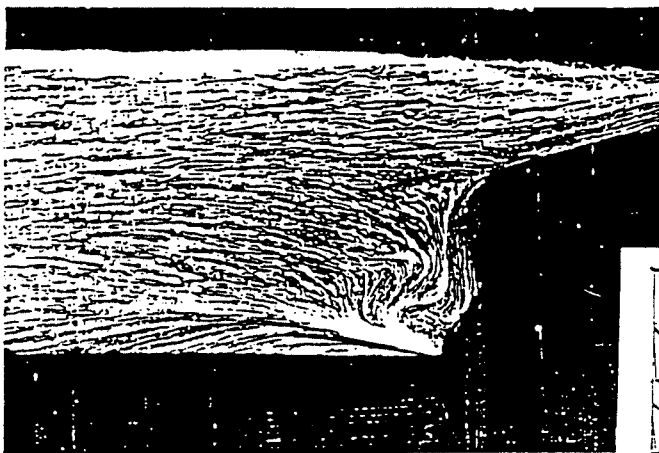
Ausgangssituation In Anbetracht der hohen Komplexität der dreidimensionalen ablösenden Strömung am Hinterschiff liegt es zunächst nahe, daß hier nur eine Lösung der Reynolds-Gleichungen mit einem geeigneten Turbulenzmodell für die Berechnung in Frage kommt. Die Strömung und der Ablösevorgang werden stark durch den Propellersog beeinflusst. Für die Praxis ist von Interesse, ob einfachere Verfahren zu brauchbaren Aussagen führen.

Ziel Das Ziel ist die Bestimmung der Grenzen, bis zu welchen gegebene Grenzschichtverfahren die Ablösung und den Übergang in den Nachstrom am Hinterschiff darstellen können.

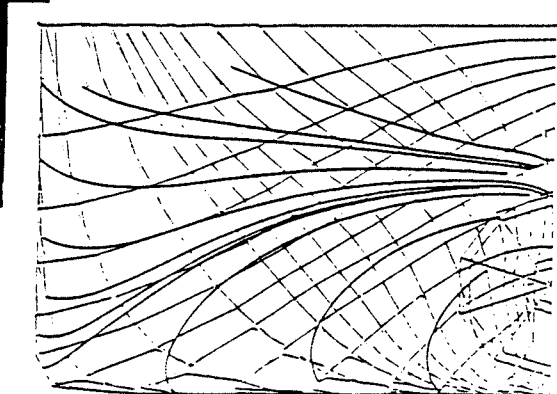
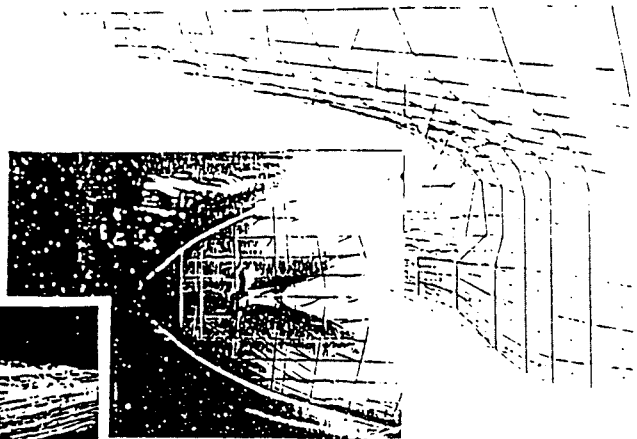
Lösungsweg Die Simulation der Außenströmung geschieht mit Hilfe der Potentialtheorie. Der Propellersog wird simuliert, indem der Propeller durch ein geeignetes Quell-Senken-Gebilde dargestellt wird. Der Einfluß der freien Wasseroberfläche wird in diesem Vorhaben vernachlässigt. Sowohl für den Fall mit Propeller (entsprechend dem Propulsionsversuch), als auch für den ohne Propeller (entsprechend dem Widerstandsversuch) wird die Grenzschicht berechnet mit verschiedenen Verfahren. Erhaltene Vektoren der mittleren Geschwindigkeit werden mit Ergebnissen der Messungen am Doppelmodell im Windkanal, erhaltene Wandschubspannungsrichtungen werden mit Ergebnissen aus Anstrichbildern an diesem Modell verglichen.

Ergebnis Als Ergebnis werden Aussagen erwartet über die Verwendbarkeit von Grenzschichtberechnungsverfahren bis in das Gebiet der dicken dreidimensionalen ablösenden Grenzschicht hinein für den Fall des arbeitenden Propellers und für den Fall ohne Propeller. Geplant und von besonderem Interesse ist hier noch eine Aussage zu dem aktuellen Problem des asymmetrischen Hinterschiffes. Die Darstellung des Feldes am Hinterschiff unter Berücksichtigung des Propellersogs gelingt mit der vereinfachten Propellersimulation relativ gut.

Geschwindigkeitsfeld am Hinterschiff, Propellersog simuliert (Potentialtheorie) und Vergleich mit Experiment (VBD)



Darstellung der Richtung der Wand-schubspannungen am Hinterschiff, Anstrichbild, Doppelmodell im Windkanal



Stromlinien bei simuliertem Propellersog (Potentialtheorie) am Hinterschiff

- Literatur**
- Knaack, Th., Kux, J., Wieghardt, K.: "On the Structure of the Flow Field on Ship Hulls", Osaka International Colloquium on Ship Viscous Flow, Osaka, 1985, Proceedings, Tanaka, Suzuki, Himeno, Herausgeber, Osaka University and University of Osaka Prefecture, S. 192-208
- Masuko, Y., Shirose, Y., Ishida, S.: "Numerical Simulations of the Viscous Flow around Ships including Bilge Vortices", 17th Symposium on Naval Hydrodynamics, Den Haag, 1988, Proceedings

weitares Vorgehen Verwendung unterschiedlicher Grenzschichtverfahren und verschiedener Propellersimulationen sollen im Vergleich mit dem Experiment die Brauchbarkeit dieser Vorgehensweise für die Praxis aufzeigen.

Förderung durch Stiftung Volkswagenwerk

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ "Stumpfe Körper / Rümpfe"

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Jürgen Kux

Institution Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse Lammersbeth 90, 2000 Hamburg 60

(040) 2984-3149
Telefon " " 3100
Telefax ---

weitere Partner

Thema "Laser-Doppler-Velocimetrie-Messungen in der Strömung am Hinterschiff
in der Großausführung"

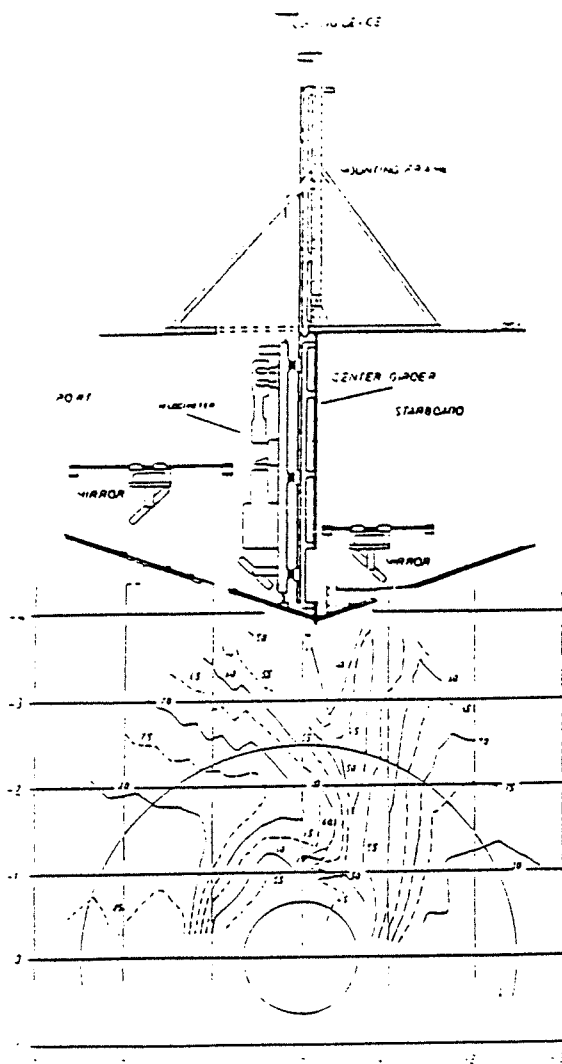
Ausgangssituation Die Reynoldszahlen für das Schiff in der Großausführung liegen bei 10^9 . Da das Experimentieren am Schiff zu teuer ist, ist die Schiffbauforschung weitgehend ein Modellversuchswesen. Meßergebnisse werden am Modell bei Reynoldszahlen in der Größenordnung von 10^6 gewonnen und Berechnungsverfahren an diesen Daten dann getestet. Rechenverfahren zur Umrechnung der Ergebnisse auf die Großausführung sowie direkte Berechnungen können nur an Daten, die an der Großausführung erhalten wurden, getestet werden.

Ziel Die Gewinnung von Daten über die Geschwindigkeitsverteilung im Strömungsfeld am Hinterschiff von Handelsschiffen auf großer Fahrt (Großausführung, kein Flachwassereinfluß) für verschiedene Rumpfformen, Beladungszustände, Trimmwinkel, Propellerbelastungen, usw.

Lösungsweg Messung der Geschwindigkeit in dem interessierenden Gebiet mit einem speziell für diese Zwecke entwickelten Laser-Doppler-Velocimetrie (LDV)-System aus Fenstern in der Schiffshaut unter der Wasserlinie heraus. Das LDV-System besitzt eine Optik, deren Frontlinse als Zoom-Objektiv mit einem Brennweitenbereich von 1 bis 7 m ausgelegt ist. Diese Messungen geschahen in letzter Zeit in Zusammenarbeit mit der Hamburgischen Schiffbau-Versuchsanstalt, bei der dann auch jeweils das Geschwindigkeitsfeld an einem Modell des untersuchten Schiffes ausgemessen wird unter genau den Bedingungen, die bei der Messung an der Großausführung herrschten.

Ergebnis

Es liegen mittlerweile für eine Reihe von Schiffen Verteilungen der Geschwindigkeit im Nachstrom in einer Ebene unmittelbar vor und parallel zu der Propellerebene. Insbesondere konnten auch Messungen an zwei Schwesterschiffen durchgeführt werden, die sich bei sonst gleichem Spantenriß nur im Hinterschiff unterscheiden: eines ist symmetrisch, das andere asymmetrisch.



Nachstrommessung mit LDV-System am Schiff in der Großausführung. Anordnung der Optik im Rumpf und Isolinien für die Längskomponente der Geschwindigkeit (Angaben in Prozent der Fahrtgeschwindigkeit, Koordinaten in Metern) unmittelbar vor dem Propeller für ein Schiff mit asymmetrischem Heck (schematisch)

erster

Kux, J.: "On the Measurement of Velocities in the Wake of a Fullscale Ship by Laser-Doppler-Velocimetry", in 'Industrial Applications of Lasers', H. Koebner, Herausgeber, 1984, John Wiley & Sons Ltd.

Laudan, J.: "Korrelation von Nachstromaufmessungen an Modell und Großausführung", Hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt, HSVA-Bericht Nr. 1529, 1983.

Laudan, J., Stöhrmann, H.: "Strömungsfeld und Propeller bei asymmetrischen Hinterschiffen", Hamburgische Schiffbau-Versuchsanstalt, HSVA-Bericht Nr. 1541, 1985

weitares Vorgehen

Messung auf weiteren Schiffen bei Bewilligung weiterer Mittel.

Förderung durch

BMVg und BMFT

Datum

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner D. Nikolitsch

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149, 8000 München 80
Telefon (089)60722964
Telefax (089)60725764

weitere Partner K. Hartmann, DLR (Göttingen)
W. Schneider, DLR (Göttingen)

Thema Rümpfe beliebigen Querschnitts bei hohen Anstellwinkeln

Ausgangssituation Die leeseitige Strömungsablösung bei Rümpfen führt allgemein zu nichtlinearen Beiwertcharakteristiken. Besonders problematisch ist dabei die Abschätzung der Nick- und Giermomente bei Momentenbezugspunkten in der Nähe des Rumpfschwerpunktes. Halbempirische Rechenmethoden reichen dafür nicht aus.

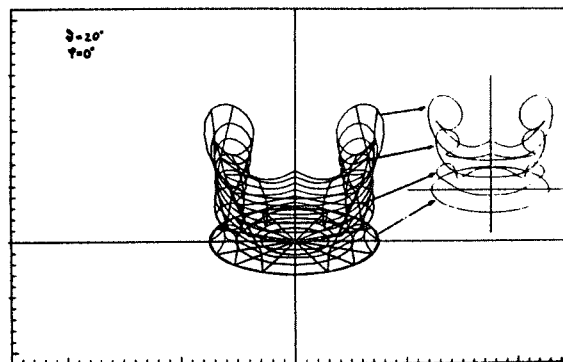
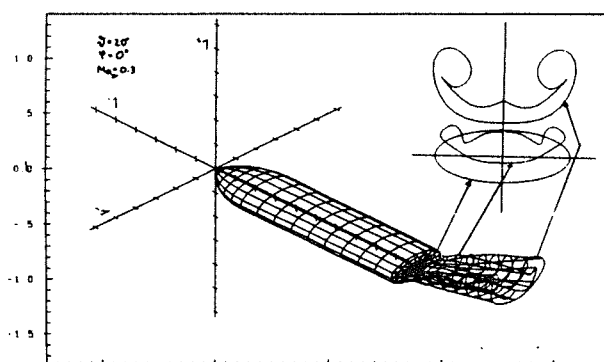
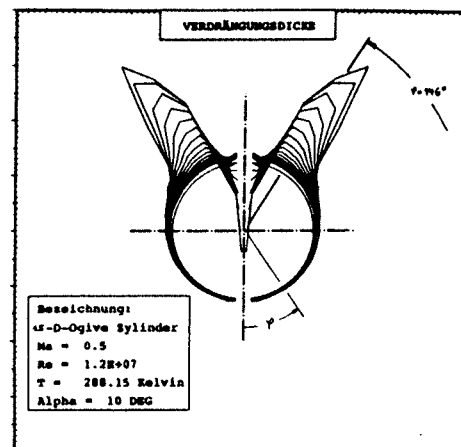
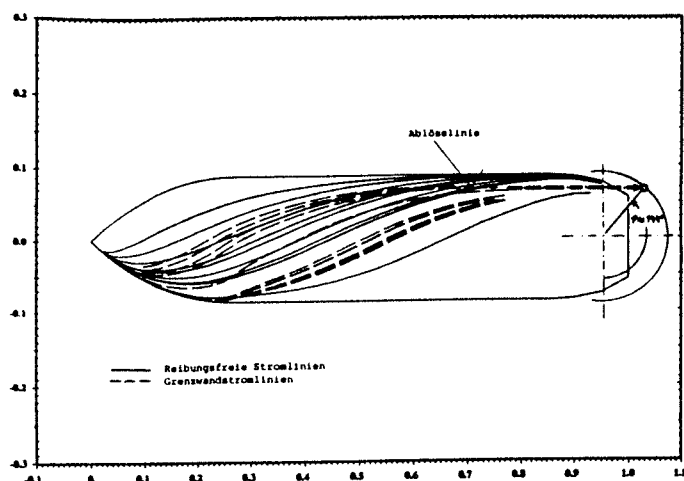
Ziel Methode zur Berechnung von Druckverteilungen, Lastverteilungen und nichtlinearen Beiwertcharakteristiken, dabei Verminderung der Abhängigkeit von empirischen Datenbasen.

Lösungsweg Das den Flugkörperrumpf umgebende Strömungsfeld wird in zwei Zonen zerlegt: In eine wandnahe Schicht, in der infolge Reibung eine wirbelbehaftete Zone entsteht und einen daran nach außen anschließenden, als reibungsfrei angenommenen Bereich. Es wird angenommen, daß in der ersten Zone entstandene Drehung in die äußere Zone einwandert und sich dort gemäß der Wirbeldynamik reibungsfreier Strömungen fortbewegt. Es wird versucht, die beiden Strömungen iterativ untereinander zu koppeln.

Um Aussagen über Ablöselinien auf der Körperoberfläche zu gewinnen, wird ein Grenzschichtverfahren zweiter Ordnung herangezogen. Die für die Grenzschichtrechnung notwendige Ausgangslösung wird durch ein nichtlineares Panelverfahren zur Verfügung gestellt. Bestandteil dieses Panelverfahrens sind auch Algorithmen zur Simulation abgelöster Strömungen mit 3D-Wirbelmodellen für den Außenbereich.

Ergebnis

Es wurden eine Reihe von Grenzschicht-Testrechnungen an rotationssymmetrischen Rümpfen im Unter- und Überschall durchgeführt, die zufriedenstellende Resultate zeigten. Auch bei der Simulation von Wirbelströmungen im Außenbereich konnten brauchbare Ergebnisse erzielt werden.



Literatur

D. Nikolitsch

Leistungssteigerung im Manöverflug Teil II
 MBB-Bericht UA-1082/89

weitere Vorgehen

Testrechnungen an Rümpfen mit elliptischen und rechteckigen Querschnitten bei beliebigen Rollagen.

Förderung durch

RüFo 4

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner D. Nikolitsch

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089) 607-22964

Telefax (089) 607-25764

weitere Partner E. Waxweiler

Thema Aerodynamische Interferenzen mehrerer Flugkörper

Ausgangssituation

Mit der Untersuchung "Aerodynamische Interferenzen mehrerer Flugkörper" wurde das Ziel verfolgt, nicht nur der Entwurfsaerodynamik und der mit Nachrechnungen beschäftigten Aerodynamik, sondern auch der Flugmechanik Rechenprogramme zur Bewältigung neuartiger Problemstellungen zur Verfügung zu stellen. Diese Aufgabenstellung resultiert aus der Notwendigkeit, das Trägersystem samt Flugkörper und weitergehend sogar den gesamten Flugkörperverband als aerodynamische Einheit rechnerisch zu erfassen und Aussagen über die Dynamik

Ziel der einzelnen Körper zu machen. Durch den Umstand, daß diesbezügliche Windkanalmessungen weitgehend fehlen, kommt der Entwicklung geeigneter Rechenprogramme eine große Bedeutung zu.

Lösungsweg

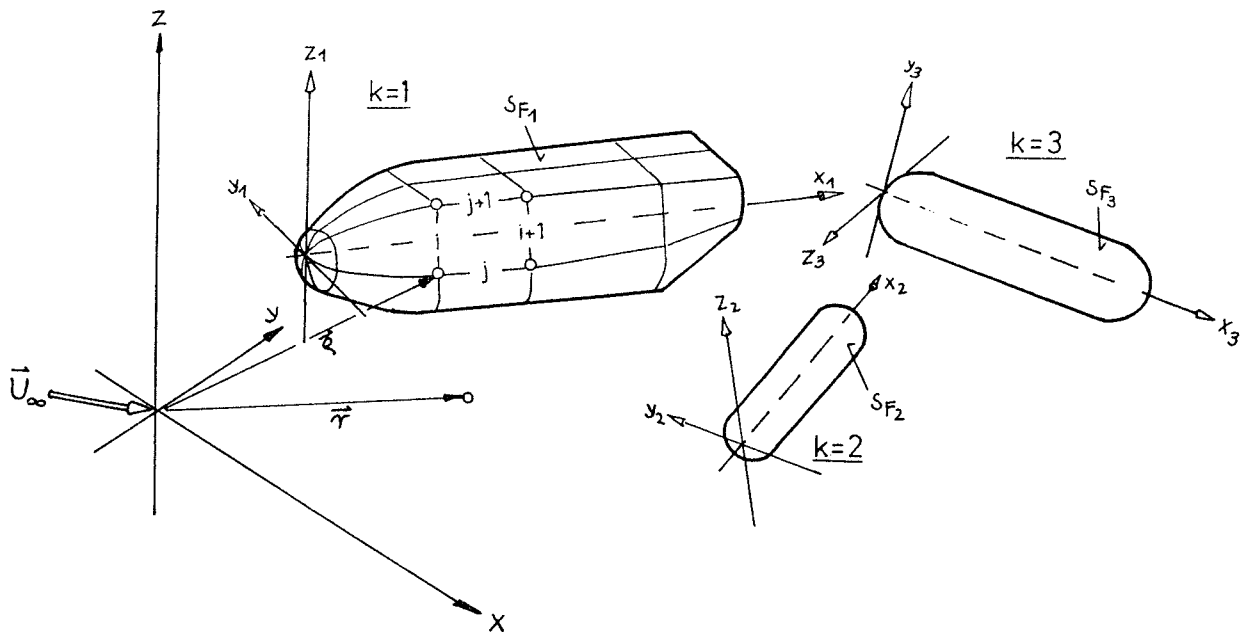
Da Feldverfahren vorläufig wegen des zu großen Rechenaufwandes nicht in Frage kommen, wurde in dieser Arbeit ein Panelverfahren als Grundlage für eine Weiterentwicklung herangezogen. Bearbeitet wurde zunächst die lineare Version dieses Verfahrens unter besonderer Berücksichtigung vieler interferierender Körper. Dazu wurde ein Algorithmus zur genaueren Berechnung der Koeffizienten der aerodynamischen Matrix in Bereichen hoher Krümmung der Geometrie und bei Aufpunkthöhe entwickelt und in das Programm eingebaut. Durch eine verbesserte Nachlaufmodellierung konnte die Genauigkeit des berechneten Nickmomenten- und Widerstandsbeiwertes erhöht werden.

Um nichtlineare Effekte infolge Strömungsablösung und Totwasserbereich an der Leeseite von Körpern erfassen zu können, wurde ein Wirbelverfahren für mehrere Körper ausgebaut und getestet.

Ergebnis

Um einen deutlicheren Einblick in die Strömung um ein Körperensemble zu erhalten, wurde ein Verfahren zur Berechnung von Feldstromlinien entwickelt und ausgetestet. Das Programmsystem wurde anhand des Ausstoßes von Submunition aus einem Behälter getestet.

$k=1(1)K$, K Anzahl der interferierenden Körper
 $i=1(1)N_1(k)+1$, N_1 Anzahl der Intervalle in Längsrichtung
 $j=1(1)N_2(k)+1$, N_2 Anzahl der Intervalle in Umfangsrichtung



Literatur

MBB-Bericht Nr. UA-1178/90 (1990).

weiteres Vorgehen

Zur Erweiterung des dreidimensionalen Panelverfahrens auf Überschallströmung wurde mit der Flügelaerodynamik begonnen. Als praxisbezogenes Testbeispiel wurden die aerodynamischen Eigenschaften einer Serie von Gitterflügeln untersucht.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe - Drehflügler

Ansprechpartner F.-W. Meyer

Institution Institut für Flugmechanik, TU Braunschweig

Adresse Rebenring 18
3300 Braunschweig

Telefon 0531/391-2602
Telefax

weitere Partner Dr. Hennig - Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Thema Simulation der Rumpfnachlaufströmung eines Hubschraubers

Ausgangssituation Die überwiegend anwendungsorientierte Formgebung von Hubschraubberrümpfen bewirkt häufig das Auftreten von abgelöster Strömung am Rumpfheck.

Die sich daraus ergebenden Beeinflussungen der Rumpfumströmung und damit der Flugeigenschaften, sowohl hinsichtlich der Leistungsfähigkeit als auch der Steuerwirksamkeit, begründen das Interesse, diese Ablöseerscheinungen in einer numerischen Simulation beschreiben zu können.

Ziel Dabei sollten auch Rotor-Interferenzen berücksichtigt werden.

Lösungsweg Der Rumpf und der Rotor werden durch Quell/Senken- bzw. Wirbelbelegungen simuliert. Für die vom Rotor abgehende Wirbelschleppe und die abgelöste Totwasserströmung findet eine Modellierung nach dem "Free-Wake"-Prinzip Anwendung. Die Wake-Generierung geschieht dabei in einem iterativen Zeitschrittverfahren.

Die Startwerte des Rumpfnachlaufes werden in jedem Iterationszyklus in der Grenzschichtrechnung neu bestimmt. Sie liefert sowohl die geometrische Lage der Ablöselinie auf der Kontur als auch die in das Totwasser eingespeisten Zirkulationsstärken, welche sich aus der Scherströmung der Grenzschicht ergeben.

Die Konvergenz des Verfahrens ist erreicht, wenn die vorab in einer Trimmzustandsrechnung aufgestellten Bedingungen nach Kräfte-, Momenten- und Energie-Gleichgewicht erfüllt sind. Dieser Gleichgewichtszustand wird durch die Vorgabe der Abwindverteilung in der Rotorscheibe beschrieben.

Das Ergebnis ist ein iteratives Berechnungsschema, daß in einer Kombination von Panelverfahren und Grenzschichtverfahren die potentialtheoretischen wie auch die reibungsbedingten Einflüsse verbindet.

Ergebnis

Mit dem so aufgebauten Iterationsverfahren werden an ausgewählten stationären Flugzuständen Beispielrechnungen durchgeführt.

Die Auswertung der Ergebnisse erfolgt unter anderem über die Darstellung von Druckverläufen in Längsrichtung, Stromlinienbildern und der Verteilung der Grenzschichtgrößen auf der Kontur.

Sie zeigen einen mit der Fluggeschwindigkeit abnehmenden Einfluß des Rotors und der von ihm abgehenden Wirbelschleppe auf die Rumpfstromung.

Die Wirkung des Rumpfnachlaufes bleibt auf den hinteren Teil der Kontur beschränkt und ist auch bei hohen Fluggeschwindigkeiten vorhanden.

Beide Einflüsse führen im Allgemeinen zu einer Erhöhung der Druckbeiwerte auf dem Rumpf und zu einer Ausweitung des Bereiches der abgelösten Strömung.

Zur Bestimmung der Druckbeiwerte in Gebieten abgelöster Strömung existieren bisher keine zuverlässigen Verfahren, die ohne Einbringung von empirischen Kenntnissen arbeiten.

Das vorgestellte Verfahren ist weitgehend unabhängig von solchen Erfahrungswerten. Es kann die Strömungsverzögerung im Totwasser richtig wiedergeben. Der damit in realen Strömungen einhergehende Druckabfall läßt sich jedoch nur ansatzweise beschreiben.

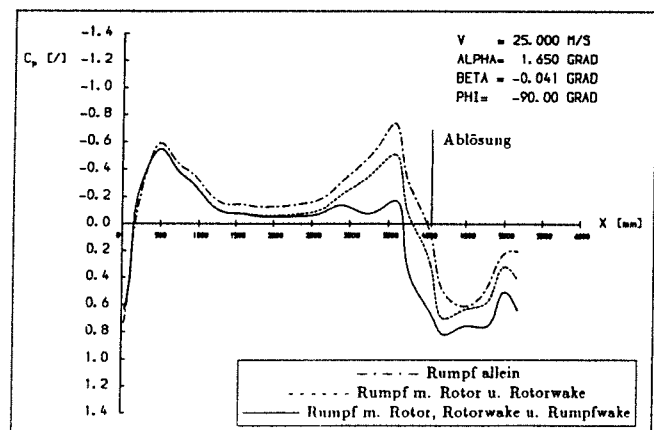
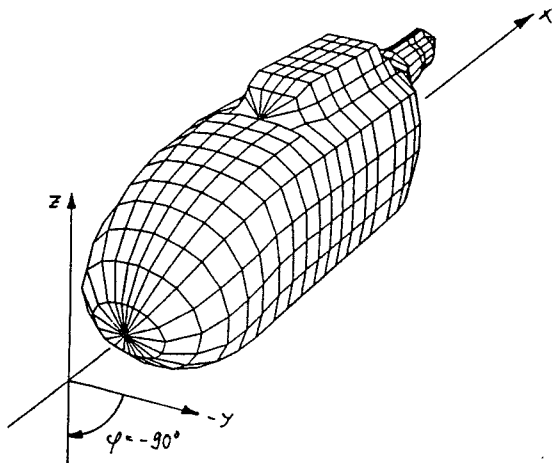


Abbildung 5.33: Druckverteilung längs des $\varphi = -90^\circ$ -Schnittes (BCL) bei $V = 25 \text{ m/s}$

Literatur

weiteres Vorgehen

Zur Verbesserung der Resultate wäre es erforderlich, ein Dissipationsmodell zu entwickeln und einzubinden, das die Umwandlung von Strömungsenergie in Wärme berücksichtigt.

Abschließend soll noch die Möglichkeit der Untersuchung von instationären Flugzuständen mit dem vorliegenden Verfahren erwähnt werden, da sich die zeitlich entwickelnden Wake-Modelle bei einer kontinuierlichen Rechnung den veränderten Strömungsverhältnissen anpassen können.

Mitteilung

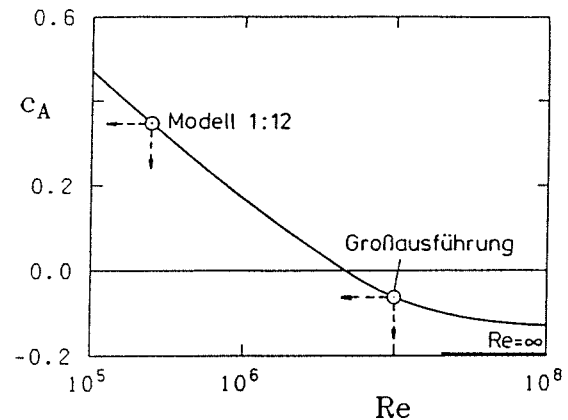
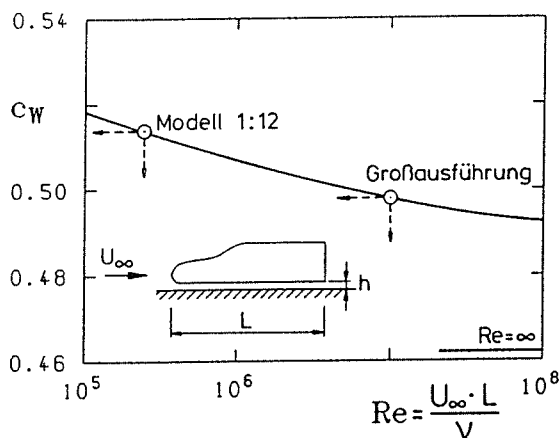
Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. Heinz-Dieter Papenfuss		
Institution	Ruhr-Universität Bochum		
Adresse	Institut für Thermo- und Fluidodynamik D-4630 Bochum 1	Telefon	(0234) 7003790
		Telefax	7002001
weitere Partner	Prof. Dr.-Ing. Klaus Gersten Ruhr-Universität Bochum Institut für Thermo- und Fluidodynamik		
Thema	Theoretische und experimentelle Untersuchungen zur Kraftfahrzeug-aerodynamik		
Ausgangssituation	Charakteristisch für die Umströmung eines Kraftfahrzeuges ist das Vorhandensein eines weit ausgedehnten Totwassers hinter dem Fahrzeugheck. Daraus resultiert eine Verdrängungswirkung, die die Strömung um das gesamte Fahrzeug beeinflusst. Eine Besonderheit stellt die Relativbewegung zwischen Fahrzeugunterseite und Fahrbahn dar. Die theoretische Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte und des Einflusses der Reynolds-Zahl auf die Kraftfahrzeugaerodynamik ist wegen dieser Besonderheiten bisher nicht möglich.		
Ziel	Berechnung der dreidimensionalen Druckverteilung und der aerodynamischen Beiwerte in Abhängigkeit von der Reynolds-Zahl. Besondere Beachtung sollen die Relativbewegung zwischen Fahrzeugunterseite und Fahrbahn sowie die Bodengrenzschicht finden.		
Lösungsweg	Als Berechnungsverfahren wird die sog. Zonenmethode verwendet. Bei dieser Methode nutzt man die Tatsache aus, dass das Strömungsfeld um ein Kraftfahrzeug (Reynolds-Zahl ca. 10 000000) strukturiert ist und in verschiedene Zonen eingeteilt werden kann: a) reibungslose Aussenströmung, b) anliegende Grenzschicht am Körper, c) abgelöstes Gebiet, Totwasser, d) anliegende Grenzschicht am bewegten Boden. Der zentrale Begriff des Verfahrens ist der Ersatzkörper, in dem sich die Verdrängungswirkung des Nachlaufs manifestiert. Hier werden universelle Ergebnisse bezüglich der Form des Ersatzkörpers verwendet, die an zurückspringenden Stufen experimentell bestimmt wurden. Die Form des Ersatzkörpers enthält freie Parameter, die auf iterativem Wege ermittelt werden. Hierzu werden eine Impulsbilanz sowie ein universeller Zusammenhang zwischen Basisdruck und Druck am Wiederanlegepunkt (Ende des Rückströmungsgebietes) verwendet. Die reibungslose Aussenströmung um den iterativ bestimmten Ersatzkörper wird im Fall der ebenen Strömung mit dem Martensen-Verfahren und im Fall der dreidimensionalen Strömung mit dem MBB-Panelverfahren berechnet. Für die Grenzschicht am bewegten Boden wird ein Differenzenverfahren und für die Grenzschicht an der Fahrzeugkontur ein Integralverfahren verwendet.		

Ergebnis

Die Zonenmethode wurde auf die Kraftfahrzeugumströmung angewendet, wobei wir uns zunächst auf den ebenen Fall beschränkt haben. Es wurde ein Fahrzeugtyp mit senkrechtem Heck (Typ Caravan) berechnet. Die Bilder zeigen die Abhängigkeit der berechneten Widerstands- und Auftriebsbeiwerte von der Reynolds-Zahl. Dies ist insofern von Bedeutung, da in der Modelltechnik die Reynolds-Zahlen fast zwei Zehnerpotenzen niedriger sein können als in der Realität. In den Rechnungen wurde der Effekt der bewegten Fahrbahn mit berücksichtigt. Der relative Bodenabstand h/L betrug 0.05.

Das Anwachsen des Widerstandsbeiwertes mit abnehmender Reynolds-Zahl erklärt sich durch die Zunahme des Reibungswiderstandes infolge der anwachsenden Grenzschichten. Der Basisdruck bleibt dagegen nahezu erhalten, so dass sich der Druckwiderstand kaum ändert. Beim Auftriebsbeiwert ist ein noch grösserer Unterschied zwischen Grossausführung und Modell festzustellen. Bei wachsenden Grenzschichten am Boden und an der Fahrzeugunterseite wird die Strömung zwischen Fahrzeug und Boden abgeschnürt, wodurch sich der Druck an der Unterseite infolge Aufstaus erhöht.

Rechnungen für den sog. Bearman-Körper nach der Zonenmethode zeigten eine sehr gute Übereinstimmung mit in der Fachliteratur veröffentlichten experimentellen Ergebnissen. Der Versuch, ein ebenes Fahrzeugmodell mit Hilfe eines verfügbaren modernen Navier-Stokes-Programms zu berechnen, bewies die Überlegenheit der Zonenmethode als Verfahren in der Kraftfahrzeugaerodynamik.



Abhängigkeit des Widerstands- und Auftriebsbeiwertes von der Reynolds-Zahl

Literatur

weiteres Vorgehen

Es sollen zwei der am häufigsten vorkommenden Heckformen (Stufenheck, Fließheck) an dreidimensionalen Konfigurationen untersucht werden. Als Grundkörper sollen Halb- und Viertelellipsoide verwendet werden. Als Berechnungsverfahren soll wieder die Zonenmethode verwendet werden, wobei fehlende Informationen bezüglich der Verdrängungswirkung des Nachlaufs aus dem Experiment gewonnen werden sollen. Die experimentellen Untersuchungen werden im Windkanal mit laufendem Band und in unserer Katapultanlage mit Simulation des Bodeneffektes durchgeführt.

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 im allgemeinen auch relativ langsam, so daß vor allem bei der Berechnung dreidimensionaler Probleme die Rechenzeiten für praktische Zwecke zu hoch sind.

Ziel

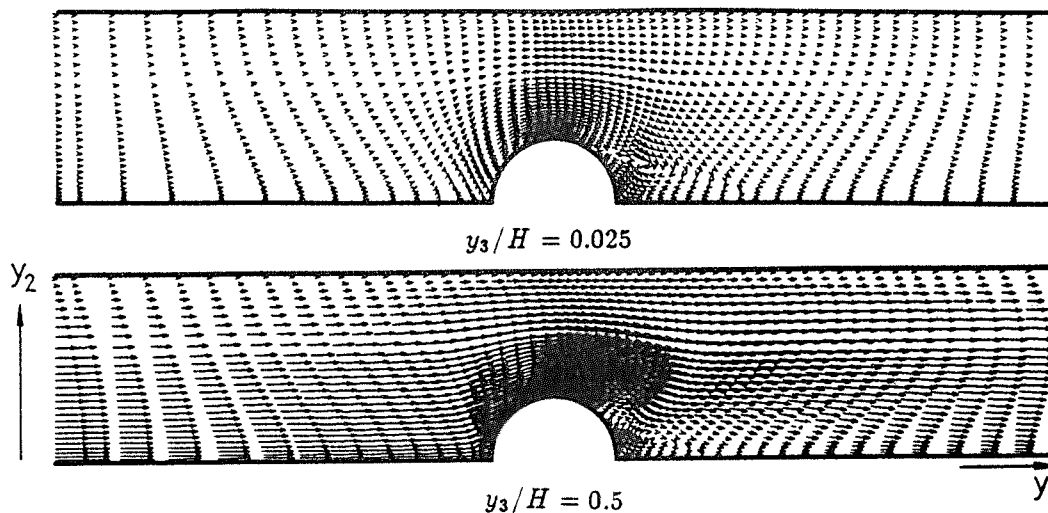
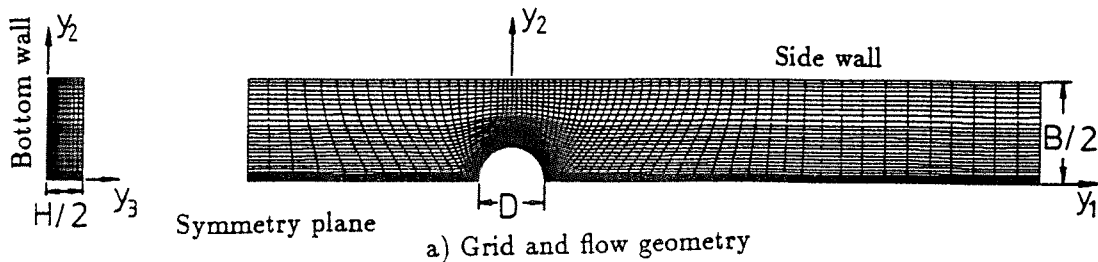
Entwicklung eines Computerprogramms, mit dem sich allgemeine dreidimensionale inkompressible Strömungen ausreichend genau und doch mit vertretbarem Rechenaufwand simulieren lassen.

Lösungsweg

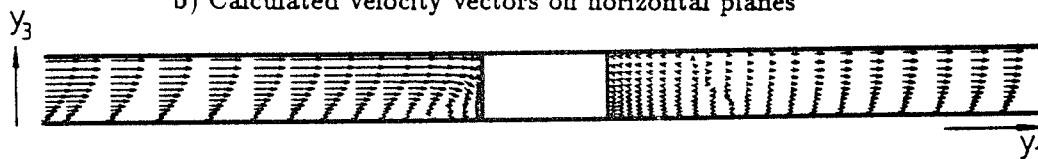
Lösung der statistisch gemittelten 3D Navier-Stokes-Gleichung mit einem effizienten Finite-Volumen-Verfahren, das beliebige krummlinige körperangepaßte Gitter verwenden kann. Das entwickelte Verfahren ist durch folgende Hauptmerkmale gekennzeichnet: Es verwendet nicht-versetzte Variablenanordnung in Verbindung mit einer besonderen Interpolation der Massenflüsse an den Kontrollvolumenflächen zur Vermeidung von Druckoszillationen, ein entkoppeltes Lösungsverfahren, kartesische Geschwindigkeitskomponenten, ein Mehrgitterverfahren zur Beschleunigung der Konvergenz bei der iterativen Lösung, ein neuentwickeltes räumliches Diskretisierungsverfahren SOUCOUP [1] 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 zunächst für eine Reihe von laminaren Strömungen getestet, darunter Strömungen in einem gekrümmten Rohr und in einem S-förmigen Diffusor, sowie die Strömung um eine auf einer Bodenplatte sitzenden Halbkugel und um einen Zylinder in einem ebenen Kanal. Für letzteres Beispiel werden nachfolgend berechnete Geschwindigkeitsvektoren gezeigt. Die Rechnungen wurden mit einem $70 \times 30 \times 14$ Gitter durchgeführt und benötigten auf einer Siemens VP 400 EX - Maschine 0,46 Minuten Rechenzeit. Das $k-\epsilon$ Turbulenzmodell wurde in das Rechenprogramm eingebaut und es wurden auch schon erste Rechnungen für turbulente Strömungen in gekrümmten Kanälen durchgeführt.



b) Calculated velocity vectors on horizontal planes



Literatur

1. Zhu, J., Rodi, W.: "A low-dispersion and bounded convection scheme". to appear in Comput. Meth. Appl. Mech. Engg.
2. Majumdar, S., Rodi, W., Schöning, B.: "Calculation procedure for incompressible three-dimensional flows with complex boundaries". in Finite Approximations in Fluid Mechanics II, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Verlag, 1989.

weiteres Vorgehen

Verstärktes Austesten des Rechenverfahrens für turbulente Umströmung von Körpern, auch Umströmung von Schiffskörpern

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

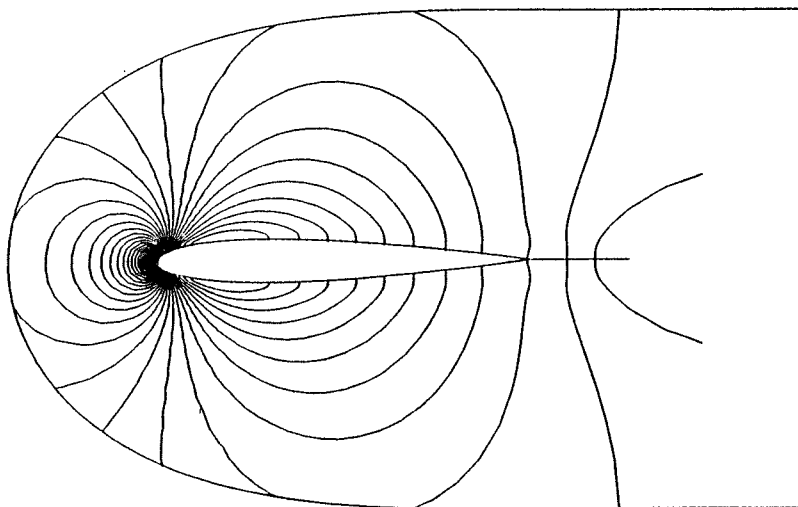
- o Verwendung von körperangepaßten Gittern
- o Finites-Volumen-Verfahren
- o Verwendung von nichtgestaffelten Gittern
- o zeitunabhängiges Verfahren
- Verwendung eines Zweischichten-Turbulenzmodells, das im Außenbereich das Standard-k- ϵ Modell verwendet und im viskositätsbeeinflussten, wandnahen Bereich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

Ergebnis

Erste Testrechnungen wurden für die folgende Strömung durchgeführt:

1. Driver and Seegmiller (1985): Features of a reattaching turbulent shear layer in divergent channel flow, AIAA Journal, Vol. 23, No. 2, pp. 161-171.
2. Jaroch, M. (1987): Eine kritische Betrachtung der Methode diskreter Wirbel als Modell für eine abgelöste Strömung mit geschlossener Ablöseblase auf der Basis experimenteller Erkenntnisse, Fortschrittsberichte VDI, Reihe 7, Nr. 127.
3. Testproblem für die 13. Sitzung der IAHR Working Group on Refined Modelling of Flows: Strömung über eine raue Düne
4. Laminare Umströmung eines NACA-0012-Tragflügels bei $Re = 0.5 \times 10^4$

Beispiel: Simulierte Druckverteilung um einen NACA-0012-Tragflügel



Literatur

weiteres Vorgehen

Anwendung des numerischen Verfahrens und des Zweischichten-Modells auf Strömungen um Tragflügel mit Hinterkantenablösung

Förderung durch:

DFG, Schwerpunktprogramm "Physik abgelöster Strömungen"

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Rodi, Franke

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

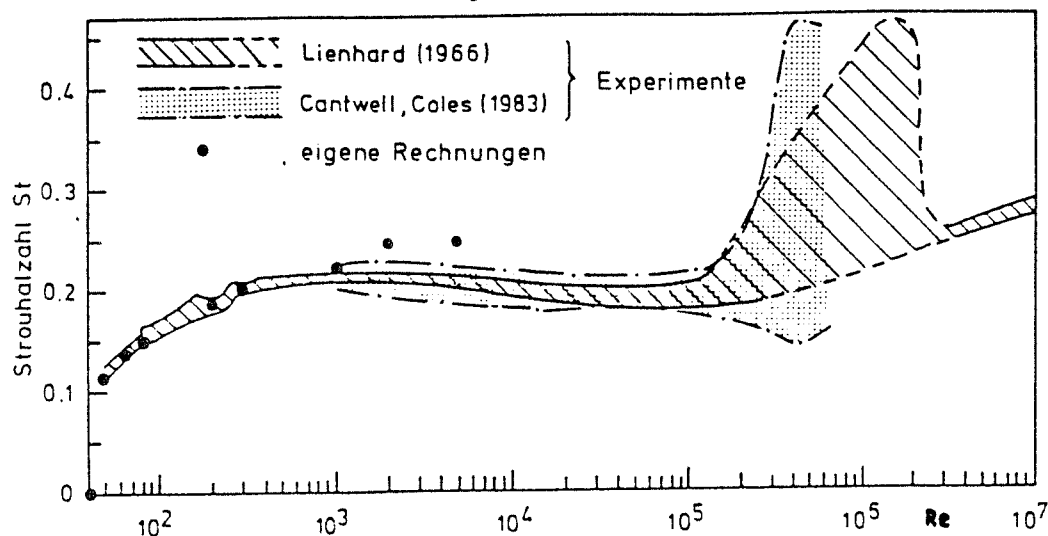
Zielsetzung des Projektes ist die Entwicklung eines Berechnungsverfahrens, das auch für hohe Reynolds-Zahlen die korrekten instationären Belastungen des umströmten Körpers vorhersagen kann. In der derzeitigen Entwicklungsphase steht die turbulente, zweidimensionale Umströmung quadratischer und kreisförmiger Zylindergeometrien 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

Ergebnisse liegen aus Berechnungen der laminaren Wirbelablösung hinter quadratischen Zylindern ($70 < Re < 300$) und hinter Kreiszylindern ($40 < Re < 1000$) vor. Das Rechenverfahren erlaubt eine gute Vorhersage der auf den umströmten Körper wirkenden dynamischen Kräfte und der Strömungseigenschaften, wie z.B. der Strouhal-Zahl (s. Abb.). Das Einsetzen der Wirbelablösung (quadratischer Zylinder $Re_{ws} = 70$, Kreiszylinder $Re_{ws} = 40$) wird korrekt in Abhängigkeit von der Reynolds-Zahl vorhergesagt. Anhand der turbulenten Umströmung des quadratischen Zylinders bei $Re = 22000$ wurden die oben genannten Turbulenzmodellansätze getestet. Insbesondere das Reynoldsspannungsmodell nach Launder, Reece und Rodi (LRR) liefert ermutigende Ergebnisse (vgl. Tabelle) und ist dem Wirbelviskositätsansatz deutlich überlegen.



Strouhalzahlen in Abhängigkeit der Reynoldszahl bei der Umströmung des Kreiszylinder

	Turbulenzmodelle					Experiment
	Standard k-ε	2-Zonen k-ε	mod. 2-Zonen k-ε	Standard LRR	2-Zonen LRR	Lyn/Re=22000 Durao/Re=14000
St	stationär	.124	.129	.136	.159	Lyn .135 Dur. .139
$\bar{c}_D$	1.55	1.79	1.89	2.15	2.43	-
$\tilde{c}_D$	-	-	-	± .383	± .0786	-
$\tilde{c}_L$	-	± .323	± .883	± 2.11	± 1.84	-

Tabelle: Integrale Strömungsgrößen der Umströmung des quadratischen Zylinders bei $Re = 22000$, berechnet mittels verschiedener Turbulenzmodelle

Literatur

Franke, R., Schönung, B., 1988: "Die numerische Simulation der laminaren Wirbelablösung an Zylindern mit quadratischen und runden Querschnitten". Bericht SFB 210/T/39, Sonderforschungsbereich 210, Universität Karlsruhe.

Franke, R., Rodi, W., Schönung, B., 1989: "Analysis of experimental vortex-shedding data with respect to turbulence modelling". Proc. 7th Symposium on Turbulent Shear Flows, Stanford University, August 21-23.

weiteres Vorgehen

Berechnen der turbulenten Kreiszylinderumströmung, Optimierung des Turbulenzmodells, Berechnung von Mehrkörperkonfigurationen.

Förderung durch:

DFG - SFB 210 Teilprojekt C7

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Stumpfe Körper / Rumpfe

Ansprechpartner Dr. Ing. D. Schmidt / Dr. Ing. M. Wessels

Institution Daimler-Benz AG

Adresse Postfach 80 02 30
7000 Stuttgart 80

0711/17-48362
Telefon 0711/17-48373
Telefax 0711/17-48073

weitere Partner DLR-Göttingen

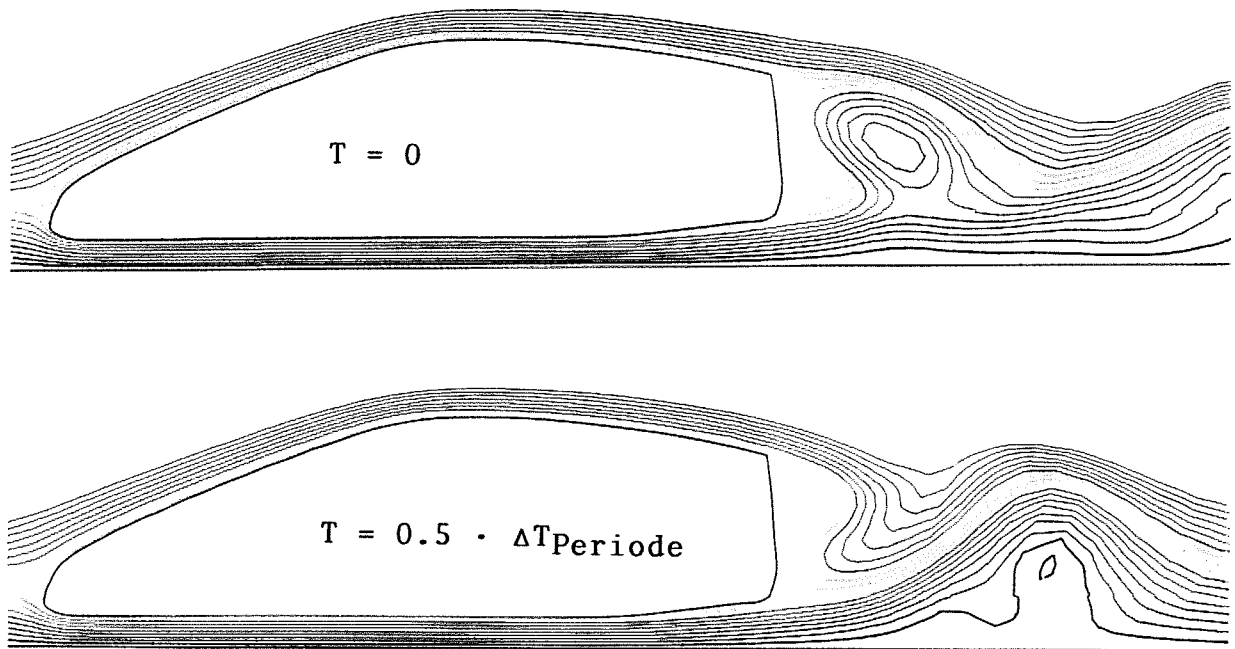
Thema Totwasserströmungen bei Kraftfahrzeugen

Ausgangssituation Der Luftwiderstand bei Kraftfahrzeugen wird maßgeblich durch die Totwasserströmung des stumpfen Hecks bestimmt. Die Kenntnis der Vorgänge in diesem Strömungsgebiet sind unzureichend, um gezielte Maßnahmen zur drastischen Senkung des Luftwiderstands zu entwickeln.

Ziel Physikalisches Verständnis und numerische Simulation der Totwasserströmung, Reduzierung des Druckwiderstandes.

Lösungsweg

- a) stationäre und instationäre Druckmessungen am Körper, Geschwindigkeitsmessungen einschließlich der Turbulenz im Totwasser und in der Nachlaufströmung,
- b) numerische Simulation der instationären und turbulenten Totwasserströmung mit Navier-Stokes-Verfahren (z.B. FE-Verfahren FIDAP),
- c) Vergleich der Versuchsergebnisse mit den Berechnungsergebnissen, Erweiterung / Verbesserung der verwendeten Turbulenzmodelle.



Fahrzeuggrundkörper mit Stromlinien zur Zeit T

Skizze/Diagramm/Bild

Die turbulente 2D-Strömung wurde mit dem FE-Navier-Stokes-Verfahren FIDAP und mit dem Standard-k- ϵ -Turbulenzmodell plus log. Wandgesetz berechnet.

Im Vergleich mit Messungen an einem 2D-Modell sind die berechneten instationären Druckschwankungen auf der Heckbasis und im letzten Drittel des Kanals auf der Fahrzeugunterseite erheblich zu groß ($\approx$ Faktor 70).

Der Zustand der Grenzschicht an den Ablösekanten beeinflusst die berechneten Druckschwankungen nur geringfügig und ist damit nicht maßgeblich für die Abweichung Rechnung/Messung /1/.

Literatur

/1/ Dr. Ing. M. Wessels: Berechnung der Umströmung eines Fahrzeuggrundkörpers mit stumpfem Heck unter Berücksichtigung des laminar/turbulenten Umschlags der Grenzschicht.

Vortrag auf 4. STAB-Workshop, 08.-10.11.89, DLR-Göttingen

weiteres Vorgehen

- Netzverfeinerung und -adaptierung
- Verbesserung der Turbulenzmodellierung

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner R.-A. Schmidt

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089) 607-22553

Telefax (089) 607-25764

weitere Partner D. Nikolitsch

Thema Fallschirmsysteme

Ausgangssituation

Mit dieser Arbeit wurde das Ziel verfolgt, ein mittel- bis langfristiges Konzept zur analytischen Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte von Fallschirmsystemen zu entwickeln. Grundlage für die Bearbeitung der Studie waren die in der Vorgängerstudie "Treffverhalten von Fallschirmsystemen" erworbenen Kenntnisse auf dem Gebiet des dynamischen Verhaltens von Fallschirm-Last-Systemen.

Ziel

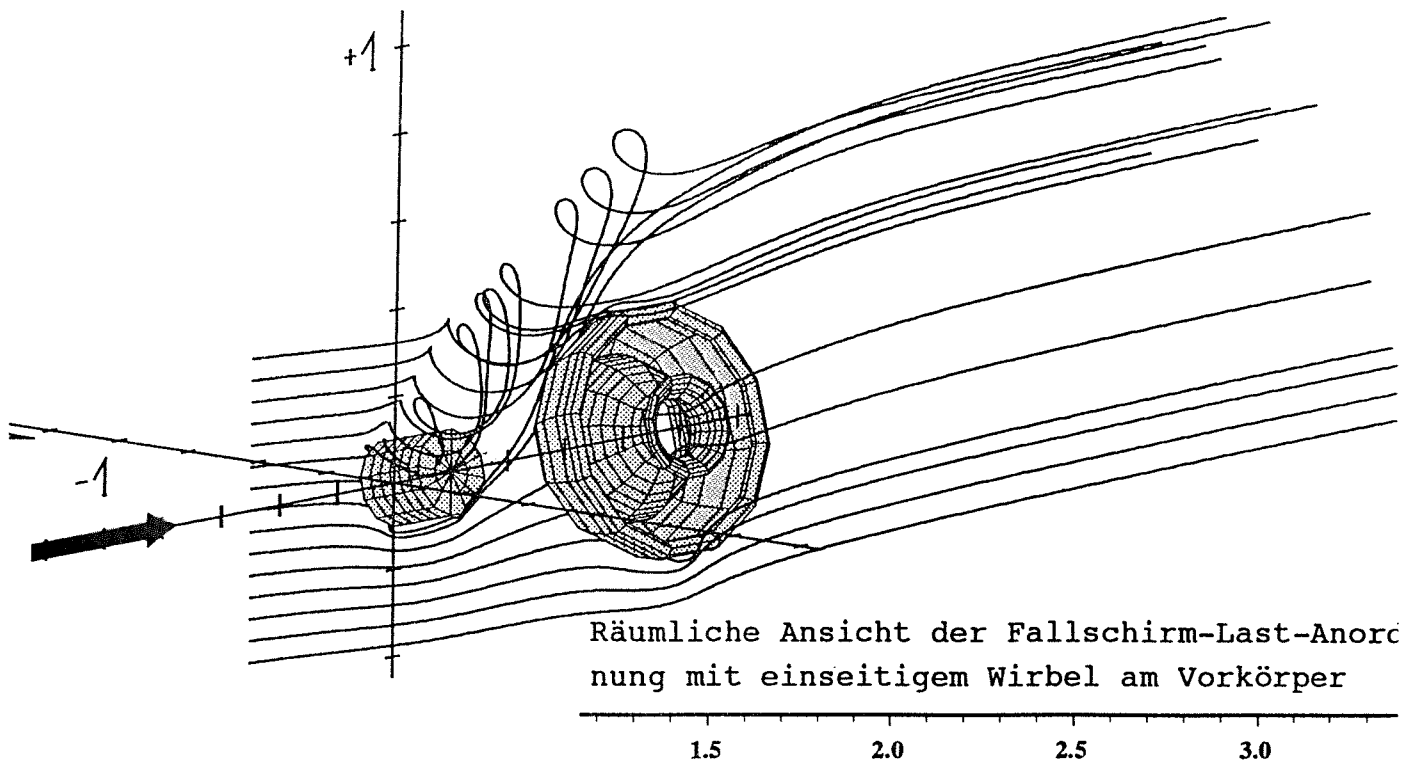
Lösungsweg

Die vorliegende Studie konzentrierte sich im wesentlichen auf folgende Bereiche:

1. Anpassung des bei MBB-UA verwendeten nichtlinearen Panel-Programmes an die Erfordernisse der Fallschirmtechnik, sowie die Koppelung mit einem 9-Freiheitsgrad-Simulationsprogramm
2. Erste Berechnungen mit verschiedenen Fallschirmtypen.
Überarbeitung und Verbesserung des Verfahrens für abgelöste Strömung
3. Erste Berechnungen zur Fallschirm-Last-Anordnung
4. Windkanalversuche zur Fallschirm-Last-Anordnung
5. Beschreibung einer möglichen Einbindung der Versuchsergebnisse in das Simulationsprogramm.

Ergebnis

Die Fortführung der Studie "Treffverhalten von Fallschirmsystemen" hat gezeigt, daß die aerodynamischen Beiwerte einer Fallschirm-Last-Anordnung mit Hilfe eines Panel-Programms erzeugt werden können. Die ermittelten Beiwerte wurden jedoch mit einigen Kompromissen bei semiempirischen Ansätzen erzielt. Die Ergebnisse deuten aber darauf hin, daß eine Verfeinerung des Verfahrens, insbesondere durch eine verbesserte Nachlaufmodellierung, in einer Folgestudie denkbar ist. In einer Folgestudie müßten neben verbesserten theoretischen Modellen vor allem weitere Windkanalversuche durchgeführt werden, um einen besseren Vergleich verschiedener Fallschirm-Last-Anordnungen mit Rechenergebnissen zu ermöglichen. Die Windkanalversuche müßten vor allem unterschiedliche Fallschirmtypen und Vorkörperabmessungen berücksichtigen, da sich die ermittelten Abminderungsfaktoren jeweils nur auf eine Fallschirm-Last-Konfiguration beschränken können. Eine tabellarische Zusammenstellung von Kraftbeiwerten und Abminderungsfaktoren in Abhängigkeit der Fallschirm-Last-Konfiguration ist für eine Verbreiterung des Anwendungsspektrums unumgänglich. Mit dieser Verbreiterung des Anwendungsspektrums und der Verfeinerung des Verfahrens ist eine praktische Anwendung für Fallschirmdimensionierung, Berechnung der Fallschirmkraftbeiwerte und eine Simulation der geodätischen Flugbahn möglich.



Literatur

MBB-Bericht Nr. UA-1023-89-2 (1990)

weitere Vorgehen

Datum

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. H. Schneider

Institution MBB-UA/AS522

Adresse Postfach 801149
8000 München 80

Telefon 089/60725237

Telefax 089/60725764

weitere Partner

Thema Aero-thermodynamischer Entwurf von Hyperschall-Projektilen

Ausgangssituation

In Verbindung mit der Entwicklung von Startanlagen sehr hoher Beschleunigungsfähigkeit sind Flugkörper für den Geschwindigkeitsbereich bis etwa $Ma = 12$ in Bodennähe auszulegen.

Ziel

Entwicklung eines Hyperschall-Projektils für den erwähnten Einsatzbereich. Der Flugkörper muß dabei unter Berücksichtigung aerodynamischer, sowie thermodynamischer Forderungen (einschließlich Minimierung von Ablationserscheinungen) optimal gestaltet werden, um ausreichende Zielwirkung (hohe Durchdringungsleistung) zu erreichen.

Lösungsweg

Schritt 1: Überprüfung (anhand experimenteller Daten) aerodynamischer Entwurfsprogramme des Überschallbereichs, ob auch im Hyperschallbereich zutreffende Ergebnisse (in erster Linie für Widerstand und Stabilität) erreicht werden.

Schritt 2: Parametrische Untersuchung grundlegender Konfigurationsmerkmale (Nasenform, Abrundungsradius, Schlankheit, Stabilisierung mit Flare oder Fins) zur Auswahl einer geeigneten Projektilform.

Schritt 3: Optimierung (bezüglich Widerstand, Stabilität, aerothermischer Aufheizung) der nach Schritt 2 ausgewählten Konfiguration.

Ergebnis

Es wird eine Projektilform vorgestellt, deren aerodynamische und thermische Eigenschaften einen guten Kompromiß zwischen Forderungen nach geringem Widerstand, beherrschbarer aerothermischer Aufheizung und ausreichender Längsstabilität darstellen. Diese Basiskonfiguration wird weiterführenden experimentellen Untersuchungen (aerodynamischer Beiwerte, Wärmeübergang, Ablationsverhalten) zugrunde gelegt. Ihre wesentlichen aerodynamischen Eigenschaften, sowie der (unter Berücksichtigung von Realgaseigenschaften) bezeichnete zeitabhängige Verlauf von Strukturtemperaturen werden angegeben.

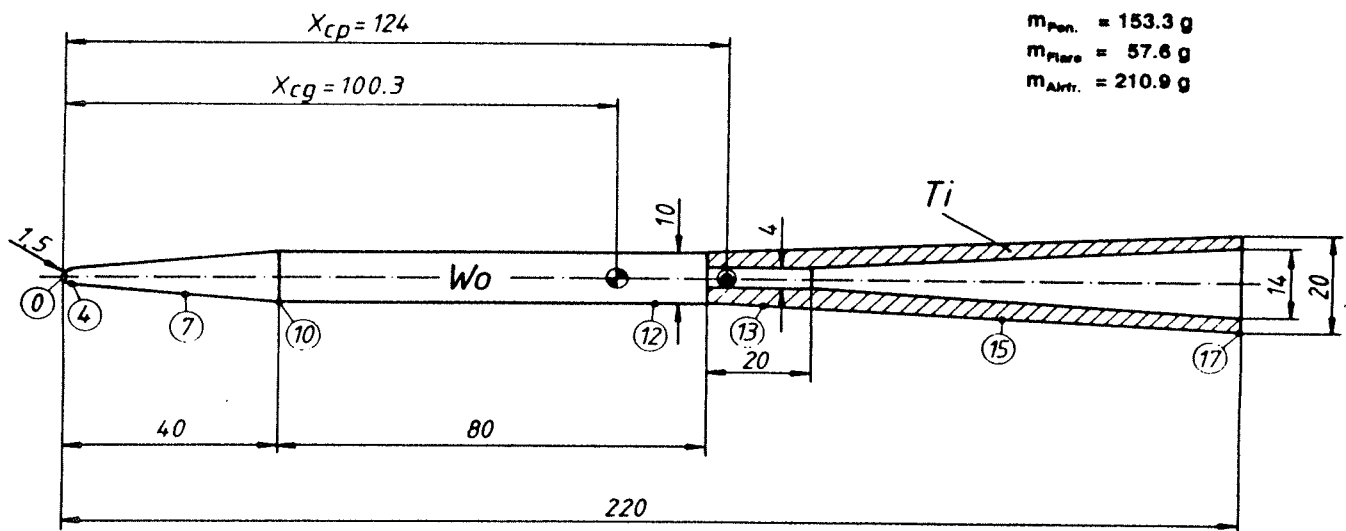


Fig.25: Basiskonfiguration Hyperschall-Projektill
(• Stationen für thermische Berechnungen)

Literatur

MBB-Bericht Nr. TN-AS52-33/89 (1989).

W.Wüst Review über Hyperschall-Meßergebnisse an Grundformen von Projektilen
DLR-IB 222-89 CO2

weiteres Vorgehen

- Theoretische Untersuchungen von Ablation
- Experimentelle Untersuchungen auf den Gebieten:
 - Aerodynamik
 - Aerothermische Aufheizung (Wärmeübergang)
 - Ablation

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe

Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner B. Schulte-Werning, Dr. U. Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik
Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

Adresse

Telefon (0551)-709-2427
-2442

Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner

Thema Numerische Simulation der viskosen
kompressiblen Umströmung einer Kugel

Ausgangssituation / Ziel

Dem Übergang von stationärer zu instationärer Ablösung und der Änderung von zwei- zu dreidimensionalen abgelösten Strömungsformen bei festgehaltenen Randbedingungen gilt besonderes Interesse. Als eine mögliche Modellkonfiguration zur Untersuchung von Strukturbildung und topologischen Veränderungen laminar abgelöster Strömungen an stumpfen Körpern wurde die kompressible axialsymmetrische und räumliche Umströmung einer Kugel numerisch simuliert.

Lösungsweg

Die verwendeten Lösungsverfahren vom Beam-Warming-Typ sind bisher erfolgreich im Trans- und Supersonik-Bereich bei hohen Re -Zahlen der Anströmung eingesetzt worden. Für den hier interessierenden Fall kleiner Ma -Zahlen der Anströmung wurde daher ein Vergleich mit aus der Literatur erhältlichen Lösungen für den axialsymmetrischen Strömungszustand bei kleinen und mittleren Re -Zahlen durchgeführt. Bild 1 gibt die Länge der Ablöseblase L/D hinter der Kugel als Funktion der Re -Zahl an. Für kleine Re wächst sowohl numerisch als auch experimentell diese Länge etwa linear mit $\log Re$, dabei ist eine gute Übereinstimmung in den Daten verschiedener Autoren ersichtlich. Ab $Re > 130$ treten im Experiment die ersten physikalischen Instabilitäten auf, die zu Abweichungen vom axialsymmetrischen Zustand führen. Ab etwa dieser Re -Zahl werden auch die Abweichungen der verschiedenen - unter Annahme der Axialsymmetrie erhaltenen - numerischen Lösungen voneinander deutlich größer [1], [2]. Beim Übergang zur räumlichen Anströmung der Kugel sind erste schwache dreidimensionale Effekte schon bei $Re = 100$ sichtbar, Bild 2, die anhand der auf die Äquatorebene projizierten rückwärtigen Wandschubspannungslinien verdeutlicht werden. Entlang der (primären) Ablöselinie ist ein kleiner, dem axialsymmetrischen Zustand überlagerter Drall erkennbar. Bei $Re = 500$ hat sich eine der numerischen Simulationen nicht vorgegebene Links-Rechts-Symmetrie ausgebildet, und der rückwärtige Staupunkt entfernt sich von der geometrischen Achse. Bei $Re = 750$ sind im abgelösten Gebiet weitere kritische Punkte, in denen der Wandschubspannungsvektor verschwindet, durch eine lokale Verzweigung in der Symmetrielinie entstanden. Die Darstellung der Strömungsstruktur im Nachlauf durch Stromlinien erweist sich als nicht zufriedenstellend, erst invariante Wirbellinien lassen den Wirbel hinter der Kugel erkennen, wie im Bild 2 für $Re = 2000$ gezeigt [3].

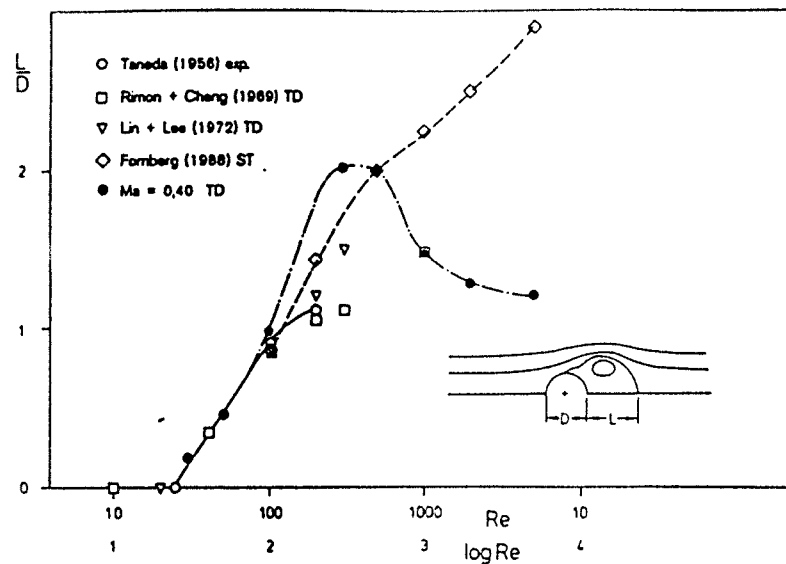


Bild 1. Nachlaufänge L/D der axialsymmetrischen Kugelumströmung als Funktion der Reynoldszahl.

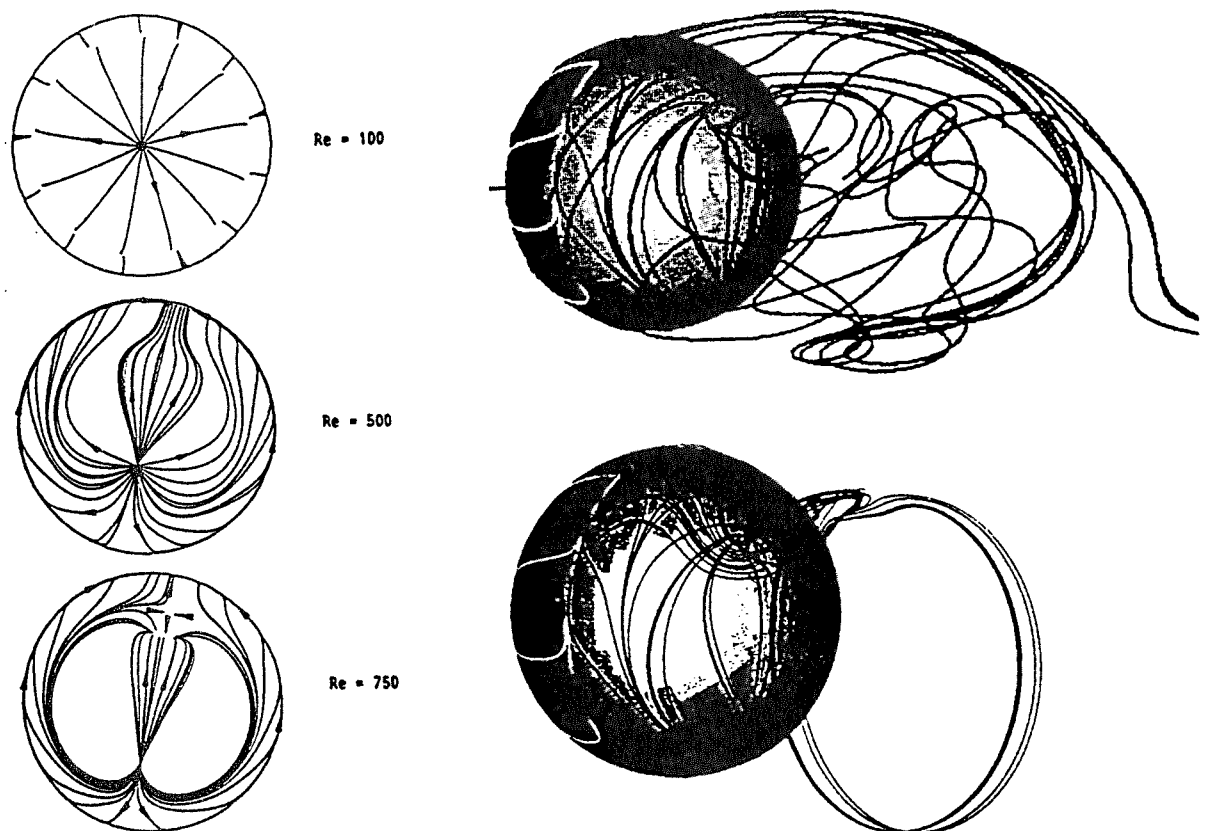


Bild 2. Stationäre Wandschubspannungslinien der dreidimensionalen Kugelumströmung bei verschiedenen Re (links); Strom- (rechts oben) und Wirbellinien (rechts unten) der Kugelumströmung für $Re = 2000$.

Literatur

- [1] Schulte-Werning, B.; Dallmann, U.; Müller, B.: Zur numerischen Lösung der zweidimensionalen, symmetrischen Zylinder- und Kugelumströmung. DLR-IB 221-89 A 14.
- [2] Schulte-Werning, B.; Dallmann, U.; Müller, B.: Some Aspects of the Numerical Simulation of Compressible Viscous Flow around Bluff Bodies at low Ma-Number. Proc. 8th GAMM Conference on Numerical Methods in Fluid Mechanics, Delft, The Netherlands, 1989, Vieweg Verlag, to appear.
- [3] Dallmann, U.; Schulte-Werning, B.: Topological Changes of Axisymmetric and Non-Axisymmetric Vortex Flows. Proc. IUTAM Symposium on Topological Fluid Mechanics, Cambridge, UK, 1989, Cambridge University Press, to appear.

Mitteilung

Projektgruppe/ SPP "Physik abgelöster Stömungen."

Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. I. Teipel, Dipl.-Ing. P. Stücke

Institution Institut für Mechanik, Universität Hannover

Adresse Appelstr. 11, 3000 Hannover1

Telefon 0511 762-4113

Telefax

weitere Partner -.-

Thema Experimentelle Untersuchung in der Grenzschicht eines
Kreiszyinders bei subkritischen Reynolds'schen Zahlen

Ausgangssituation

- Entwurf einer Meßstrecke, optimiert für zweidimensionale Strömungsverhältnisse am Meßort.
- Weiterentwicklung der Lichtschnittmethode zur Visualisierung der Strömung in der unmittelbaren Umgebung des Ablösepunktes am Kreiszyinder.

Ziel Bestimmung des Ablösepunktes am Umfang des querangeströmten Kreiszyinders in Abhängigkeit von der Reynoldszahl.

Lösungsweg

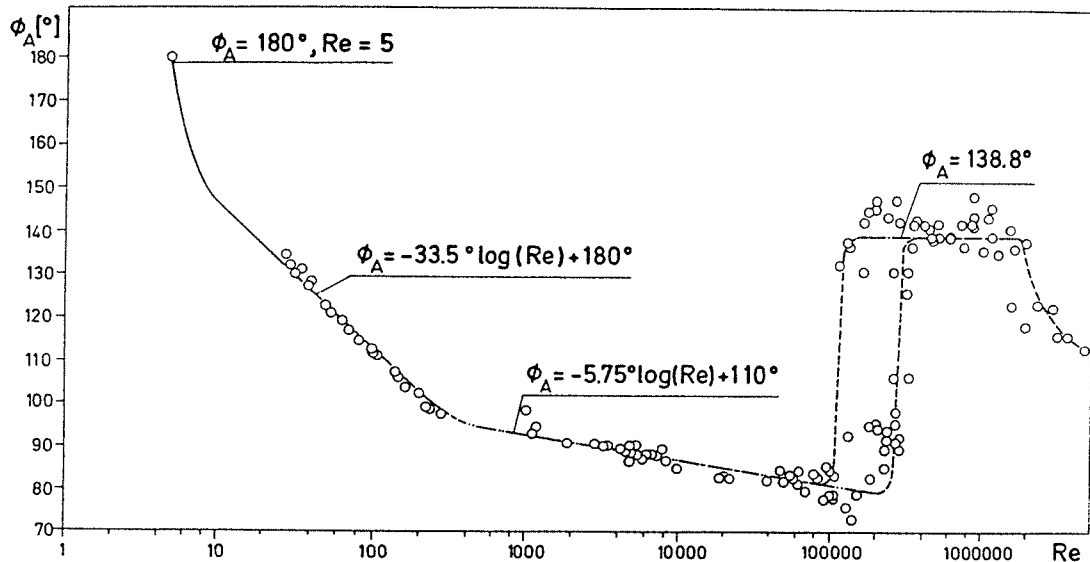
In einer strömungsmechanisch optimierten Meßstrecke wurden Versuche mit dem querangeströmten Kreiszyinder durchgeführt. Die Reynoldszahl betrug $Re = 1000$ bis $Re = 8500$. Unter Verwendung eines Glasmodells konnte eine neuartige Lichtschnittmethode angewendet werden. Dazu wurde das Licht axial in das Modell geleitet und innen an einem Spiegel derart reflektiert, daß es in einer Ebene parallel zur Hauptströmungsrichtung und normal zur Zylinderachse aus dem Modell austrat. Somit war es möglich, die Strömung oberflächennah in unmittelbarer Umgebung des Ablösepunktes zu visualisieren.

Ergebnis

Aus den so gefundenen Werten für den Ablösewinkel ϕ vom Staupunkt aus gemessen und den Ergebnissen, die in der Literatur veröffentlicht waren, konnte für den Bereich $600 < Re < 200000$ die Beziehung

$$\phi_A = -5,75^\circ \log(Re) + 110^\circ$$

abgeleitet werden. Im nachfolgenden Bild sind die Beziehungen zwischen ϕ_A und Re für Reynoldszahlen von $Re = 1$ bis $Re = 3\,000\,000$ zusammengefaßt dargestellt.



Übersicht aller gefundenen funktionalen Zusammenhänge zwischen ϕ_A und Re . Beginn der Wirbelbildung bei $Re = 5$, laminare Wirbelstraße: Gleichung (4), turbulente Wirbelstraße: Gleichung (7), superkritische Hochlage: $\phi_A = 138,8^\circ$. Alle für diesen Vergleich herangezogenen Meßergebnisse sind einheitlich durch Kreise dargestellt. Durch direkten Vergleich können die einzelnen Quellen bestimmt werden.

Literatur

Achenbach, E.: Distribution of Local Pressure and Skin Friction Around a Circular Cylinder in Crossflow up to $Re = 5 \cdot 10^6$. Journal of Fluid Mechanics, vol. 34, pp. 625-639. (1968).

Fage, A.: The Airflow Around a Circular Cylinder in the Region where the Boundary Layer Separates from the Surface. Philosophical Magazine, Serie 7, pp. 253-273. (1929).

Fage, A.; Falkner, V.M.: Further Experiments on the Flow Around a Circular Cylinder. Technical Reports of the Aeronautical Research Committee for the Year 1930 - 1931, vol. 1, Aeronautics, Reports and Memoranda Nr. 1369. (1931)

Hiemenz, K.: Die Grenzschicht an einem in den gleichförmigen Flüssigkeitsstrom eingetauchten geraden Kreiszylinder. Dinglers polytechnisches Journal, Bd. 326, Heft 21, S. 41ff. (1911).

Nagata, H.; Hayashi, K.; Kawai, M.: Unsteady Flow Near a Circular Cylinder Oscillated Sinusoidally in Uniform Flow. Bulletin of the JSME, vol. 28, Nr. 246, pp. 2931-2939. (1985).

Rumsey, C.L.: Details of the Computed Flowfield Over a Circular Cylinder at Reynolds Number 1200. Transactions of the ASME: Journal of Fluids Engineering, vol. 110, Nr. 4, pp. 446-452. (1988).

Son, J.S.; Hanratty, T.S.: Velocity Gradients at the Wall for Flow Around a Circular Cylinder at Reynolds Numbers from $5 \cdot 10^3$ to 10^5 . Journal of Fluid Mechanics, vol. 35, pp. 353-368. (1969).

Stücke, P.: Über die Ablösung der Strömung am querangeströmten Kreiszylinder. Dissertation, Universität Hannover. (vorrauss. 1990).

Taphorn, W.; Hellert, V.; Schultze - von Glahn, M.: Wirbelablösung an Zylindern. Vortrag in: Fortschritte in der Akustik DAGA 89, Duisburg. (1989).

Zukauskas, A.; Ziugzda, J.: Heat Transfer of a Cylinder in Crossflow. Hemisphere, Washington. (1985).

weitaeres Vorgehen

Förderung durch

DFG - SPP

14.11.1989

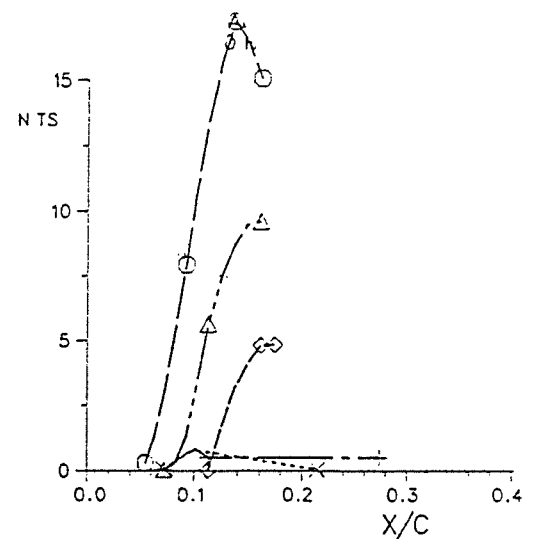
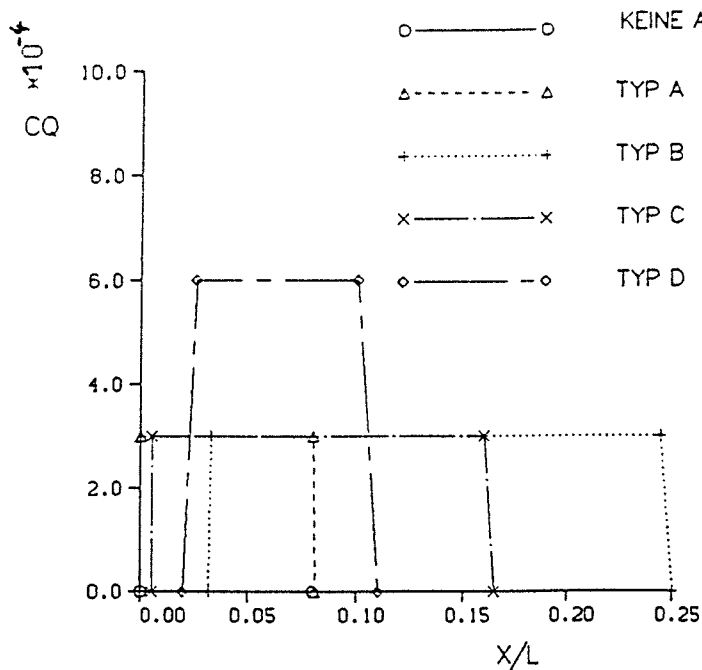
Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Dr. H. Bieler		
Institution	Deutsche Airbus GmbH		
Adresse	DA TE221 Postfach 10 78 45 2800 Bremen 1	Telefon	0421-538-3232
		Telefax	0421-538-3320
weitere Partner			
Thema	Dreidimensionale Stabilitätsanalyse von Flügelgrenzschichten bei lokaler Absaugung im Vorderkantenbereich		
Ausgangssituation	Bei größeren Verkehrsflugzeugen (z.B. vom Airbus-Typ) läßt sich eine Laminarhaltung der Flügelumströmung durch Formgebung allein kaum realisieren. Wirkungsvoller ist in diesem Fall eine lokale Absaugung im Vorderkantenbereich.		
Ziel	Bei gegebenen Randbedingungen (Flughöhe, Druckverteilung etc.) ist diejenige Absaugeverteilung zu suchen, die zu einem Minimum des Gesamtwiderstandes (Absaugeleistung berücksichtigt) führt.		
Lösungsweg	Am Beispiel des mäßig gepfeilten VFW614-Flügels wird für einen rumpfnahen Flügelschnitt bei variierten Anströmbedingungen der Einfluß von verschiedenen Absaugemengenverteilungen auf das Stabilitätsverhalten der laminaren Grenzschicht ermittelt. Dazu werden mit Hilfe des Orr-Sommerfeld Löser SALLY N-Faktoren jeweils für die Tollmien-Schlichting und Querströmungsinstabilität berechnet.		

Ergebnis

Bei festgehaltenem Absaugeprofil führt eine verstärkte Absaugung zu einem verringerten Anstieg der lokalen Reynoldszahlen und zu stabileren Geschwindigkeitsprofilen. Hinter dem Absaugegebiet kann es lokal zu destabilisierenden Profilen kommen als bei fehlender Absaugung. Eine Variation des Absaugeprofils und der Absaugestrecke zeigt u.a., daß der primäre Instabilitätspunkt in der ersten Hälfte des Absaugegebietes liegen sollte (siehe Bild).



Literatur

Pfenninger, W.: Laminar flow control. Laminarization
In: AGARD-R-654 (1977).

weiteres Vorgehen

Experimentell: Für den S1-Windkanal der ONERA ist im Rahmen des BRITE/EURAM Programms ein Absaugeexperiment geplant.

Theoretisch: Begleitende Stabilitätsanalysen zur Unterstützung des S1-Experimentes.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. H. Bippes

Institution DLR

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2406

Telefax 0551/709-2101

weitere Partner H. Deyhle, C. Berger

Thema Experimentelle Untersuchung der Transition am schiebenden Flügel

Ausgangssituation

Die Transition am schiebenden Flügel wird durch verschiedene Instabilitätsmechanismen herbeigeführt. Es handelt sich daher um einen sehr komplexen Vorgang. Zur Klärung und Beschreibung sind grundlegende Experimente notwendig. Die Ergebnisse müssen nicht nur Daten für die Aufstellung von Umschlagskriterien liefern, sondern vor allem für die Aufstellung und Überprüfung von Rechenverfahren.

Ziel

Untersuchung der Instabilitätsmechanismen am schiebenden Flügel als Grundlage für die Aufstellung von Rechenverfahren zur Bestimmung der Transition dreidimensionaler Grenzschichten

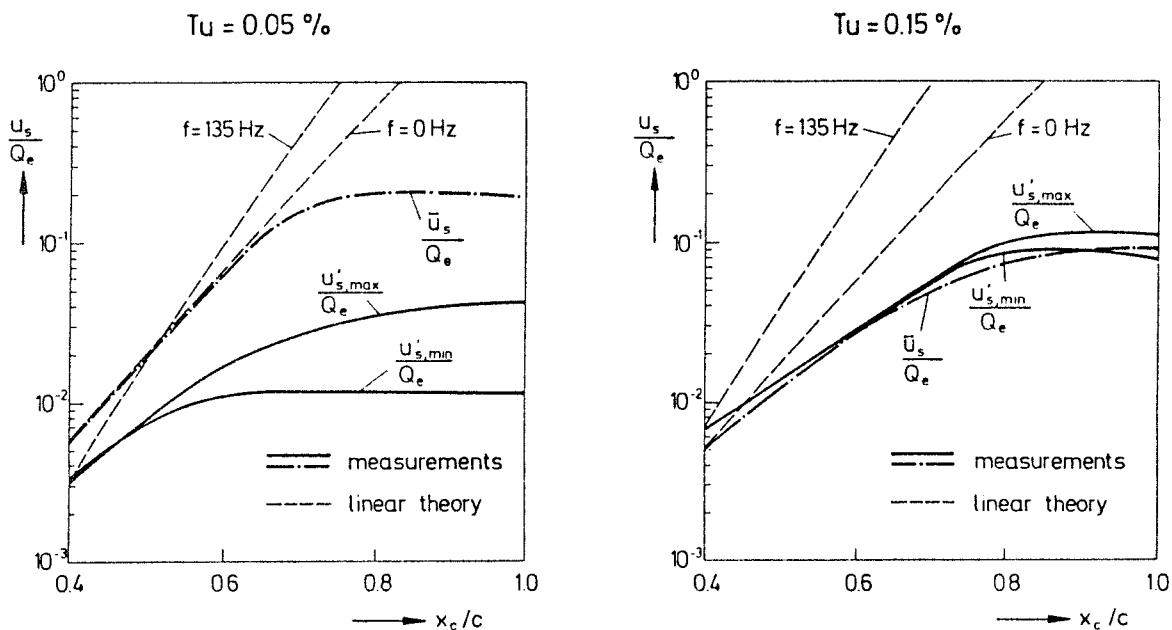
Lösungsweg

In einem gemeinsamen Programm mit der stabilitätstheoretischen Behandlung des Transitionsprozesses am schiebenden Flügel werden Experimente durchgeführt, die den Transitionsprozeß physikalisch beschreiben und die es erlauben, Stabilitätsrechnungen zu verifizieren. Die Experimente sind so ausgelegt, daß die den Rechnungen zugrunde gelegten Modellströmungen möglichst genau simuliert werden, um realistische Vergleichsmöglichkeiten zu schaffen. Versuche an verschiedenen Windkanälen sollen den Einfluß anlagenspezifischer Störquellen klären.

Um einen Zugang zur Beschreibung des komplexen Transitionsprozesses am schiebenden Flügel zu finden, werden anstelle realer Flügelformen zunächst prinzipielle Flügelformen untersucht, an denen jeweils einer der möglichen Instabilitätsmechanismen dominiert.

Ergebnis

Vergleichende Untersuchungen der instabilen dreidimensionalen Grenzschicht eines Prinzipmodells in verschiedenen Windkanälen hat gezeigt, daß die dominierenden Störmoden von den Anfangsbedingungen abhängen. Dies führt zu unterschiedlichen Sekundärinstabilitäten und zu unterschiedlichem Transitionsverlauf. Vergleiche von Meßergebnissen aus Versuchen unter Bedingungen natürlichen Transition sind nur beschränkt möglich, da bereits zu Beginn des meßbaren Anfachsungsprozesses nicht lineare Wechselwirkungen vorherrschen. Es wurde deshalb versucht, in einem Reynoldszahlbereich, in dem die Grenzschicht instabil wird, das Anwachsen künstlich erregter Störungen zu messen. Bisherige Ergebnisse zeigten, daß die lineare Stabilitätstheorie, bei Vernachlässigung der Krümmungsterme, die Anfachung zu stark voraussagt.



Anfachung der stationären ($\bar{u}_s \triangleq f = 0 \text{ Hz}$) und instationären ($u'_{s,\min}; u'_{s,\max} \triangleq f \neq 0 \text{ Hz}$) Störungen gemessen in 2 Windkanälen und Vergleich mit den theor. instabilsten Störmoden. Q_e = Geschw. der Außenströmung.

Literatur

- [1] H. Bippes, B. Müller: Proc. 4th Symp. on Num. and Phys. Aspects in Aerodyn. Flows, Long Beach, CA, 16.-19. I. 89 (erscheint im Springer Verlag).
- [2] H. Bippes: 3rd IUTAM Symp. on Laminar-Turbulent Transition, Toulouse, 11.-15.IX.89 (erscheint im Springer Verlag).
- [3] B. Müller: 3rd IUTAM Symp. on Laminar-Turbulent Transition, Toulouse, 11.-15.IX.89 (erscheint im Springer Verlag).

weiteres Vorgehen

Für eine zuverlässige Voraussage des laminar-turbulenten Umschlags dreidimensionaler Grenzschichten muß mehr noch als in zweidimensionalen Grenzschichten auf das „receptivity“ Problem eingegangen werden. Es muß der Zusammenhang zwischen den Störcharakteristiken des Windkanales sowie des Schallpegels und der Anregung der Instabilitäten hergestellt werden. Bezüglich der stat. Störungen ist überdies der Vorderkantenbereich besonders zu beachten. Begleitende numerische Simulationsrechnungen sollen zeigen, ob die experimentell erfaßten Anfangsbedingungen den beobachteten Transitionsverlauf erklären.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln

Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Leonid Brevdo

Institution DLR - Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10, D-3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2418

Telefax 0551/709-2101

weitere Partner

Thema Three-dimensional absolute and convective instabilities,
and applications to the transition to turbulence.

Ausgangssituation The importance of 3-D instabilities in the transition to turbulence in 3-D boundary layers is well recognized. However, there exists no theory for realistic linear 3-D instabilities.

Ziel Development of the theory for 3-D wave packet evolution.

Lösungsweg / Ergebnis

The mathematical apparatus of linear unstable three-dimensional wave packets is developed in [2]. In this study we give an extension of the formalism, developed in [3] for 2-D instabilities and recently extended to stratified flows and flows with shear in [1]. The treatment is based on the initial-value problem approach in the linear stability analysis. The solution of the problem is given by an inverse single Laplace double Fourier transform. Its asymptotics in time and in space are obtained using an analytic continuation technique. The analytic criterion for a point (k_0, l_0, ω_0) in the parameter space to contribute to absolute instability is formulated in terms of the dispersion relation function $D(k, l, \omega)$ of the problem. Here k and l are wave numbers, and ω is a frequency. The analytic causality condition for spatially amplifying 3-D waves in absolutely stable, but convectively unstable flow is derived. This formalism can be applied to studying linear perturbation dynamics in any flow in which the physical parameters do not vary in the plane of wave propagation. Possible applications include 3-D boundary layers in which a parallel flow assumption is made.

A mathematical solution of the equations of motion which is linearly absolutely unstable cannot represent a physically realizable flow, since growing disturbances at every point in space will affect the basic flow through nonlinear effects. On the other hand an unstable but absolutely stable solution can be considered as physically meaningful in some region upstream from the region of the transition to turbulence. The downstream extent of this region depends on the properties (evolving spatial extent, maximal growth rate, group velocity, etc.) of the growing and moving away wave packet. The developed formalism gives a tool for studying these properties in the 3-D case. In this context we suggest a procedure for computing the N -factor in the e^N method, which is based on the wave packet approach. The procedure has its advantage in a rigorous determination of the direction of maximal amplification, and of growth rates.

Skizze/Diagramm/Bild

- Literatur**
- [1] Brevdo, L., "A Study of Absolute and Convective Instabilities with an Application to the Eady Model," *Geophys. Astrophys. Fluid Dyn.* **40**, 1 - 92 (1988)
 - [2] Brevdo, L., "Analytic Formalism of Three-dimensional Absolute and Convective Instabilities," submitted.
 - [3] Briggs, R.J., *Electron-Stream Interactions in Plasmas*, MIT Press 1964

weiteres Vorgehen Studying the conditions under which 3-D boundary layer can become absolutely unstable, and investigation of the dominant feature of crossflow instability in 3-D boundary layers. We anticipate that this instability could be explained in terms of spatially amplifying waves in an absolutely stable 3-D layer, subjected to a low frequency (possibly stationary) forcing.

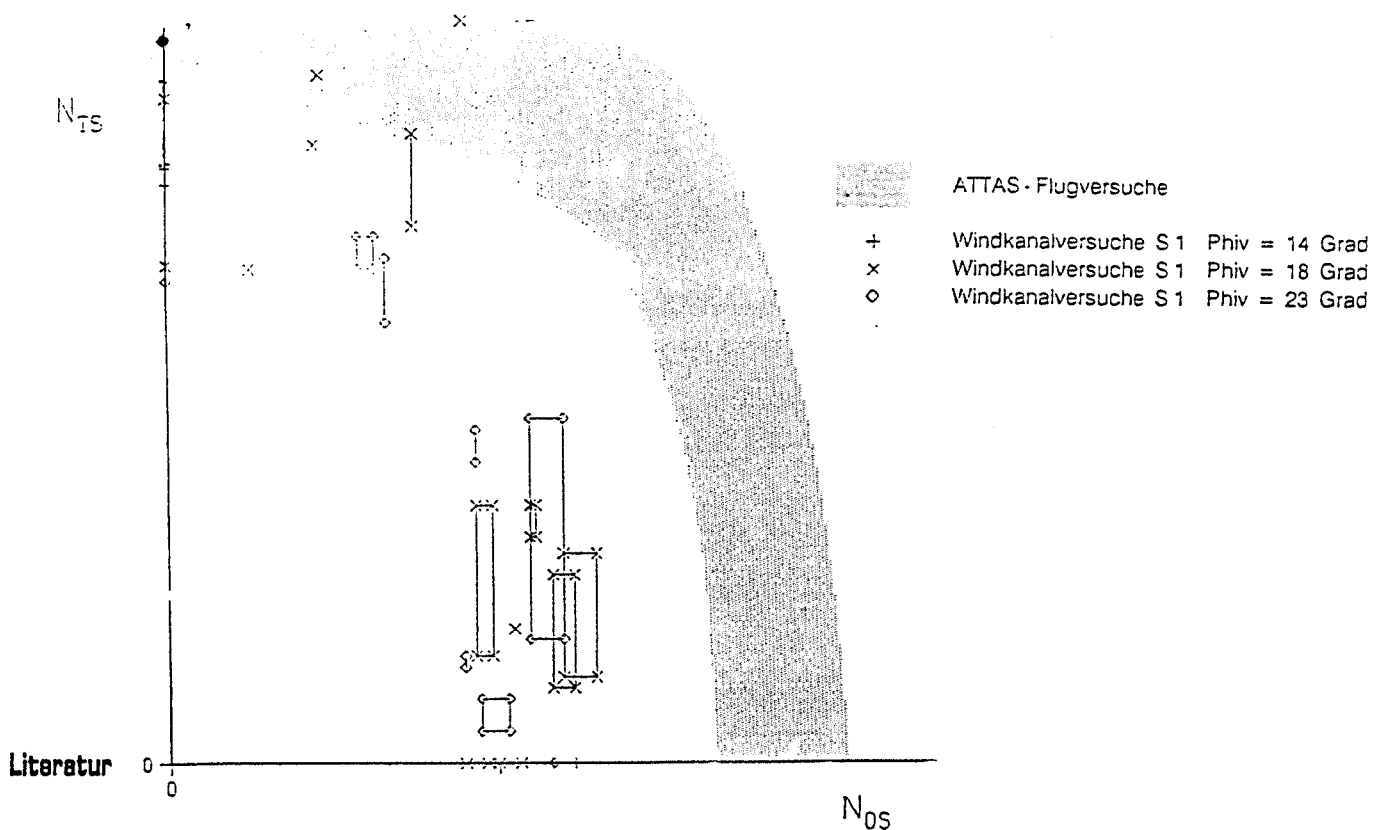
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Transsonischer Laminarflügel		
Ansprechpartner	U. Dreßler		
Institution	DA, Bremen		
Adresse	Hünefeldstr. 1-5, 2800 BREMEN 1	Telefon	0421-538-3906
		Telefax	0421-538-3320
weitere Partner	DLR Braunschweig, DLR Göttingen, TU Berlin		
Thema	ATTAS-Laminarhandschuh - Vergleich Windkanal-Flugversuch		
Ausgangssituation	Keine Untersuchung über die Eignung von Windkanälen im interessierenden Mach- und Reynoldszahlbereich vorhanden.		
Ziel	Beurteilung der Eignung von Windkanälen bei der Entwicklung eines transsonischen Laminarflügels		
Lösungsweg	Im Oktober 1988 und März 1989 wurden mit einem 1:2 Modell des ATTAS-Flügels mit Laminarhandschuh Windkanaluntersuchungen im DNW und SI (Modane) unternommen. Die Versuche zeigen, unter welchen Bedingungen Windkanalversuche an transsonischen Laminarflügeln möglich sind. Das mit Druckverteilungsmeßschnitten, einer für Infrarotaufnahmen im Handschuhbereich thermisch isolierten Oberfläche, einer abnehmbaren Durchflußgondel mit austauschbarem Drosselsieb zur Änderung des Massendurchsatzes und mit 3 fernverstellbaren Klappen zur Beeinflussung der Zirkulation ausgestattete Windkanalmodell erlaubt einen direkten Vergleich zum Flugversuch. Ähnlich wie im Flugversuch durch Schiebeflug konnten durch Schwenken des Fußes neben der ATTAS-Vorderkantenpfeilung von $\varphi_v = 18^\circ$ auch Pfeilwinkel von $\varphi_v = 14^\circ$ und $\varphi_v = 23^\circ$ eingestellt werden. Weiterhin war das Modell mit einer Vielzahl verschiedener Sensoren ausgestattet.		

Ergebnis

Durch Variation des Anstellwinkels konnte in allen drei Pfeilstellungen ein Umschlag sowohl durch Tollmien-Schlichting Instabilität als auch durch Querströmungsinstabilität herbeigeführt werden. Die Stabilitätsanalyse dieser Meßpunkte (siehe Bild unten) ermöglicht die Beurteilung der Strömungsqualität im DNW und SI. Auch ein Umschlag direkt in der Anlegelinie konnte mit Hilfe einer Störung an der Profalnase im Windkanal ausgelöst und mit den aufgezeichneten Daten korreliert werden. Weiterhin können aus den Messungen der Einfluß des Triebwerks auf die Druckverteilungen analysiert und Rechenverfahren überprüft werden.

Obwohl Flugversuche wegen der turbulenzfreien Anströmung und der hohen Reynoldszahl einen ganz besonders hohen Stellenwert besitzen, sind auch Windkanalversuche aufgrund ihrer konstanten und leicht reproduzierbaren Anströmbedingungen, der einfacher durchzuführenden Konfigurationsänderungen und der vielfältigen Meßmöglichkeiten und -methoden für die Entwicklung eines transsonischen Laminarflügels unverzichtbar. Die Einschränkungen hinsichtlich des Grenzanfachungsfaktors am Umschlagsort müssen dafür in Kauf genommen werden.



weiteres Vorgehen

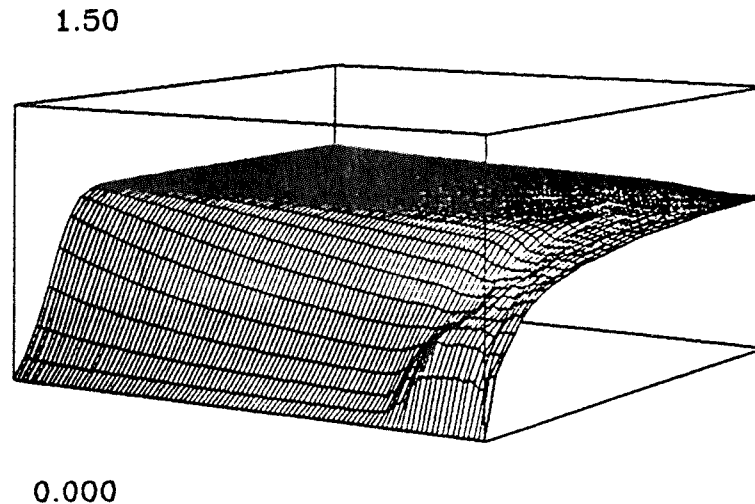
Weitere Untersuchungen im Rahmen des europäischen Forschungsprogramms ELFIN.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Prof. R. Eppler (IAM), Prof. H. Fasel, 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	
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 inkompressiblen, dreidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen verwendet werden, das entsprechend modifiziert und erweitert werden kann.		

Ergebnis

Erste Ergebnisse zum Umschlag in beschleunigten und verzögerten Grenzschichten liegen vor und sollen mit weitergehenden Untersuchungen abgesichert werden. Die passive Beeinflussung von dreidimensionalen Störungen durch Absaugung wurde parallel dazu untersucht. Zur Zeit wird das Verfahren erweitert um Störungen in Grundströmungen mit Querströmung simulieren zu können. Zunächst sollen einzelne schräglaufige Störwellen untersucht werden.



G-.18 FUN P14: U-BASEFLOW+(0,0)

Schrägbilddarstellung der sich einstellenden zeitinvarianten Längsgeschwindigkeitskomponente u über der x - y -Ebene für eine gestörte, verzögerte Grenzschichtströmung mit einem Hartree-Parameter von $\beta = -0.18$. Links ist das ungestörte zu $\beta = -0.18$ gehörende Grenzschichtprofil zu erkennen, während weiter sich weiter stromabwärts (im rechten Teil des Bildes) ein durch die Störungen hervorgerufenenes turbulentes Grenzschichtprofil eingestellt hat.

Literatur

M. Kloker, H. Fasel, Numerical Simulation of Two- and Three-Dimensional Instability Waves in Two-Dimensional Boundary Layers with Streamwise Pressure Gradients. Proceedings 3. IUTAM-Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Toulouse (1989).

weitere Vorgehen

Untersuchung der Umschlagbeeinflussung mit Hilfe von Absaugung in Grenzschichtströmungen mit Druckgradient. Erweiterung des Verfahrens für die Anwendung auf dreidimensionale Grenzschichten mit konstanter Querströmung (schiebender Flügel).

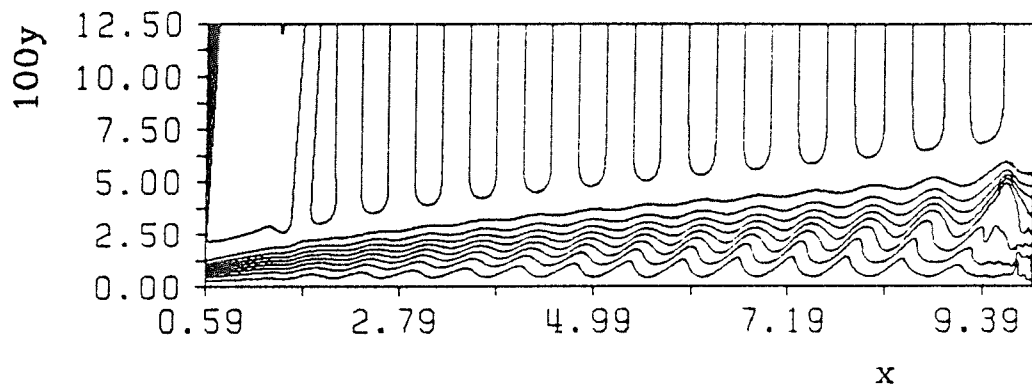
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Prof. R. Eppler (IAM), Prof. H. Fasel, 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	
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 instationären, kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen. Simulation der zwei- und dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen ohne und mit Druckgradient in Strömungsrichtung.		

Ergebnis

Bei einer Machzahl von $M=1.6$ wurde die räumliche, nichtlineare Entwicklung dreidimensionaler Störwellen numerisch simuliert. Dabei wurde, wie beim Strömungsumschlag in inkompressiblen Grenzschichtströmungen, ein im Vergleich zur linearen Stabilitätstheorie, wesentlich stärkeres Wachstum dreidimensionaler Störwellen festgestellt. Ursache ist wieder das Vorhandensein einer zweidimensionalen Störwelle großer Amplitude.

Temperatur $L=16.0$ Peak-Ebene $z=0$



Simulation der nichtlinearen Entwicklung dreidimensionaler Störwellen in einer ebenen Grenzschichtströmung mit adiabater Wand und ohne Druckgradient bei einer Machzahl $M=1.6$ und einer Anströmtemperatur von $T_\infty=300\text{K}$. Gezeigt wird ein Momentanbild der räumlichen Entwicklung der Temperaturgrenzschicht an einer Ebene $z=0$.

Literatur

A. Thumm, W. Wolz, H. Fasel, Numerical Simulation of Spatially Growing Three-Dimensional Disturbance Waves in Compressible Boundary Layers. Proceedings 3. IUTAM-Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Toulouse (1989).

weiteres Vorgehen

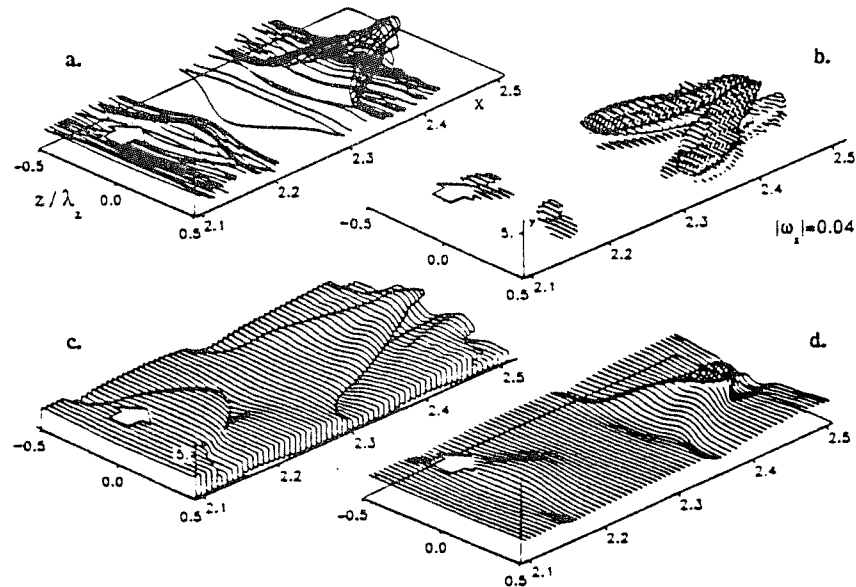
Numerische Simulationsrechnungen bis zum Entstehen turbulenter Strömungsstrukturen in ebenen transsonischen Grenzschichtströmungen. Erweiterung des bestehenden Verfahrens so daß Grenzschichtströmungen mit Druckgradient simuliert werden können..

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Prof. H. Fasel, Dr. H. Bestek		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 7000 Stuttgart 80	Telefon	(0711) 685-3405
		Telefax	
weitere Partner			
Thema	Untersuchung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags in inkompressiblen Grenzschichten		
Ausgangssituation	Das Verständnis des Strömungsumschlages von laminarer bis zur voll ausgebildeten turbulenten Strömung in Plattengrenzschichtströmungen ist immer noch lückenhaft. Die detaillierte Kenntnis des vollständigen Umschlagvorgangs ist jedoch für die Beurteilung von Maßnahmen zur aktiven Grenzschichtbeeinflussung unbedingt notwendig.		
Ziel	Umfassende Untersuchung des Umschlagvorgangs in ebenen inkompressiblen Grenzschichtströmungen ohne Druckgradient in Strömungsrichtung. Untersuchung der Möglichkeiten zur aktiven Grenzschichtbeeinflussung.		
Lösungsweg	Numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in zweidimensionalen Grenzschichten ohne Druckgradient in der Außenströmung. Ein kombiniertes Differenzen-Spektralverfahren zur Lösung der inkompressiblen, dreidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen ist vorhanden. Untersuchung der sich ergebenden Strömungsfelder mit Hilfe von sekundären Stabilitätstheorien.		

Ergebnis

Eine Simulationsrechnung bis zum Auftreten turbulenter Strukturen im Strömungsfeld wurde durchgeführt. Der Vergleich mit einem Experiment mit denselben Grenzschicht- und Störungsparametern zeigt überraschend gute Übereinstimmung. Im Gegensatz zum Experiment steht uns bei der numerischen Simulation die vollständige Geschwindigkeits- und Wirbelstärkeverteilung der Strömung zur Verfügung. Die räumliche Struktur der Wirbelstärkeverteilungen (sogenannter Λ -Wirbel mit Schicht hoher Scherung) wurde ausführlich untersucht.



Perspektivische Darstellung (Ansicht schräg auf die Platte) des Λ -Wirbels mit der Schicht hoher Scherung beim laminar-turbulenten Umschlag in einer ebenen Blasius-Grenzschicht. a) Zeitlinien; b) Fläche konstanter Wirbelstärke in x-Richtung ($\omega_x=0.04$) ; c) Fläche konstanter Wirbelstärke in z-Richtung ($\omega_z=0.2$); d) Wirbellinien.

Literatur

H. Fasel, Numerical Simulation of Instability and Transition in Boundary Layer Flows. Proceedings 3. IUTAM-Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Toulouse (1989).

H. Fasel, U. Rist, U. Konzelmann, Numerical Investigation of the Three-Dimensional Development in Boundary Layer Transition. AIAA J. Vol. 28,1 (1990).

weiteres Vorgehen

Verifikation der bisher erhaltenen Ergebnisse durch ausführliche Rechnungen mit unterschiedlichen Schrittweiten. Analyse der erhaltenen Ergebnisse mit Hilfe sekundärer Stabilitätstheorien.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln

Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr. T.M. Fischer

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Bunsenstraße 10

Adresse 3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2294

Telefax (0551) 709-2101

weitere Partner Dr. U. Dallmann, DLR, Inst. f. Theoret. Strömungsmechanik
Dr. H. Bippes, DLR, Inst. f. Exp. Strömungsmechanik
Prof. Dr. K. Kirchgässner, Uni Stuttgart, Math. Institut A
Prof. Dr. W. Wendland, Uni Stuttgart, Math. Institut A

Thema Ein mathematisch-physikalisches Modell zur Beschreibung
transitioneller Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Ziel Die bekannten Verfahren zur Beschreibung der Transition in Grenzschichten basieren auf einem linearen Stabilitätsmodell. Im Gegensatz dazu sind die zugrundeliegenden Störungsdifferentialgleichungen nichtlinear. Wir untersuchen, inwieweit die linearen Anteile dieser Gleichungen qualitativ die Gestalt der Lösungen bestimmen. Als Beispiel wird die Querströmungsinstabilität in einer dreidimensionalen Grenzschicht betrachtet. Das Ziel ist die Entwicklung eines geeigneten, mathematisch-physikalischen Modells zur Beschreibung transitioneller Grenzschichtströmungen.

Lösungsweg

Es wurde zunächst das Spektrum der linearisierten Störungsdifferentialgleichungen (d.h. der Orr-Sommerfeld-Gleichung) analysiert und die Konvergenz des numerischen Verfahrens gezeigt. Insbesondere wurde bewiesen, daß das Spektrum des Orr-Sommerfeld-Operators außerhalb einer bestimmten, eindimensionalen Menge der komplexen Zahlenebene diskret ist und daß das Galerkin-Verfahren (mit Jacobischen Polynomen als Ansatzfunktionen) im wesentlichen mit der Ordnung des Abschneidefehlers konvergiert [1], [2]. Die für das lineare Problem gewonnenen, theoretischen Ergebnisse wurden dann als Grundlage für eine asymptotische Theorie periodischer Lösungen der zeitabhängigen, nichtlinearen Gleichungen verwendet. Dabei wurde eine bestimmte Ausbreitungsrichtung der Störungen (z.B. die Richtung quer zur Außenströmung in einer dreidimensionalen Grenzschicht) vorgegeben und das asymptotische Verhalten der bzgl. dieser Richtung periodischen Störungen in der Nähe der kritischen Reynoldszahl und für große Zeiten t untersucht. Als Ergebnis erhalten wir eine Landau-Gleichung, die mit einer inhomogenen Wärmeleitungsgleichung gekoppelt ist, zur Bestimmung der Amplitude der Störung und der mittleren Verformung des Grenzschichtprofils [3].

Ergebnis

Von besonderem Interesse ist das Verzweigungsverhalten der in dreidimensionalen Grenzschichten auf Grund der Querströmungsinstabilität auftretenden 0Hertz-Störungen. In Bild 1 ist der für eine Falkner-Skan-Cooke-Modellströmung berechnete Sättigungswert A der Amplitude (der Geschwindigkeitskomponente in Wandnormalenrichtung) in Abhängigkeit von der Wellenzahl α und der Reynoldszahl Re dargestellt. Mit Hilfe dieser Sättigungswerte kann eine neue Grundströmung zur Untersuchung sog. sekundärer Störungen definiert werden. Die Ergebnisse der asymptotischen Theorie ermöglichen darüberhinaus eine Überprüfung numerischer Langzeitintegrationen der vollständigen, nichtlinearen (Navier-Stokes-) Gleichungen.

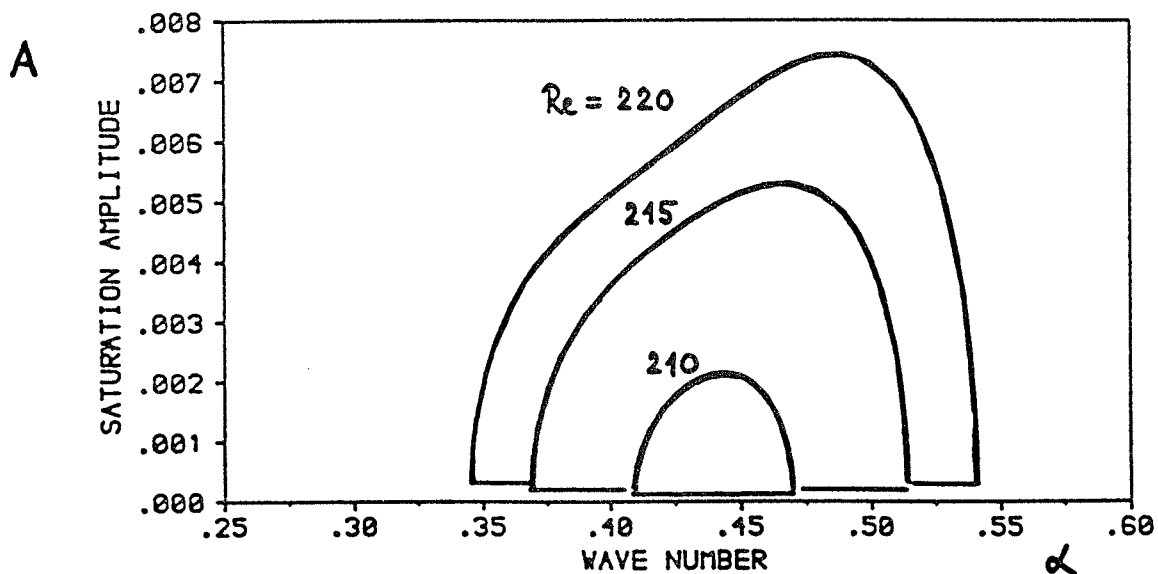


Bild 1. Sättigungsamplituden der stationären Querströmungswirbel.

Literatur

- [1] Fischer, T.M., *A Galerkin approximation for linear eigenvalue problems in two and three-dimensional boundary-layer flows*. In: Proc. of the conf. on The Navier-Stokes Equations: Theory and Numerical Methods, Sept. 18-24, 1988, Oberwolfach, FR Germany.
- [2] Fischer, T.M., *Theoretical and numerical investigation of boundary-layer instabilities*. In: Proc. of the 8th Symposium on Trends in Applications of Mathematics to Mechanics, Aug. 13-18, 1989, Hollabrunn, Austria.
- [3] Fischer, T.M., *Ein mathematisch-physikalisches Modell zur Beschreibung transitioneller Grenzschichtströmungen*. DLR Report (1990), to appear.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** STAB04WS

Ansprechpartner H. HANSEN

Institution MBB-UT BREMEN

Adresse HÜNEFELDSTR. 1-5, 2800 BREMEN 1

Telefon 0421-538-3905

Telefax 0421-538-3320

weitere Partner

Thema Nachlaufmessungen am TLF-Halbmodell

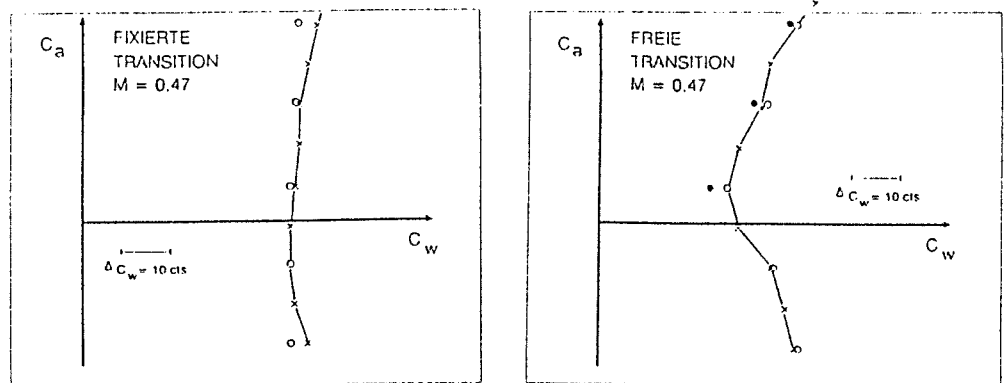
Ausgangssituation Es liegen nahezu keine (veröffentlichten) Nachlaufmessungen an dreidimensionalen Flügeln mit Laminarprofilierung vor.

Ziel Schaffung einer Datenbasis zur Beurteilung des Widerstandsverhaltens von Laminarflügeln und zum Vergleich mit Rechenverfahren

Lösungsweg Im Rahmen des TLF Programms wurden Kraft-, Druckverteilungs- und Nachlaufmessungen an einem großen Halbmodell (M1:2) der VFW614 mit einem Laminarteilhandschuh im S1-Kanal der ONERA durchgeführt. Die Umschlagslage wurde dabei mit Hilfe der Infrarottechnik sichtbar gemacht. Die Nachlaufrechenposition wurde sowohl in Tiefen- als auch in Spannweitenrichtung variiert.

Ergebnis

Es zeigte sich erwartungsgemäß ein deutlicher Widerstandsgewinn durch Laminarität der Oberseite bei den untersuchten Machzahlen $M = .47$, $.70$. Der Vergleich des gemessenen Widerstands mit rechnerischen Ergebnissen liefert eine sehr gute Übereinstimmung (s. Fig.). Zur Bewertung der Meßergebnisse ist jedoch die genaue Kenntnis der Umschlagslage aus dem Infrarotbild notwendig. Insbesondere gilt dies bei spannungsweitischer Variation des Nachlaufrechens oder bei Auftreten von Turbulenzkeilen durch Verschmutzung der Flügel Nase. Probleme bereiteten Schmutz im Kanal, Kanallärm und die Messung des statischen Drucks im Nachlauf über 5-Loch Sonden.



Vergleich der Messung und
Rechnung bei $M = .47$

- x — Messung
- o Rechnung (quasi 2D)
Transition aus Infrarotbild
- Rechnung (quasi 2D)
Transition rechnerisch ($N_{15} = 9$)

Literatur

- [1] H. Hansen
Auswertung der TLF Messung am ATTAS-Halbmodell im S1
TLF Ergebnisbericht Nr. 6, TE2-1732, Juli 1989

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. K.H. Horstmann

Institution DLR, Inst. f. Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 395 2430

Telefax 395-2320

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

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.

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.
3. Stabilitätsanalyse auf Basis der gemessenen Druckverteilungen.
4. Vergleich von 2. und 3.

Ergebnis

Bild 1 zeigt den zeitlichen Verlauf von 4 Hitzdrahtsignalen bei ca. 43% der Profiltiefe. Die mittlere Sonde ist gegenüber den anderen drei Sonden um ca. 5 mm weiter stromaufwärts angeordnet. Der spannweite Abstand der Sonden beträgt ca. 25 mm. Bei diesem Abstand zeigen sich bereits sehr unterschiedliche Amplitudenverläufe. Eine Frequenzanalyse des Signals der mittleren Sone ist in Bild 2 dargestellt zusammen mit den Ergebnissen einer Stabilitätsanalyse, die auf der gemessenen Druckverteilung basiert. Bei maximaler Amplitude stimmen die Frequenzen aus Rechnung und Messung recht gut überein.

Durch Kreuzkorrelation lassen sich Phasenverschiebungen zwischen der mittleren und den beiden äußeren Sonden ermitteln, mit denen die Berechnung der Wellenlängen möglich ist. In Bild 3 zeigt der Vergleich von stabilitätstheoretisch und experimentell ermittelten Wellenlängen bei 47 % der Profiltiefe recht gute Übereinstimmung.

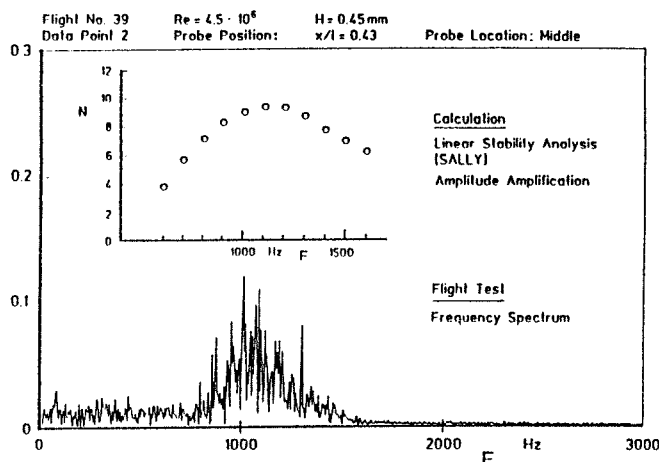


Bild 2: Vergleich von gemessenem Frequenzspektrum und errechnetem N-Faktor-Verlauf

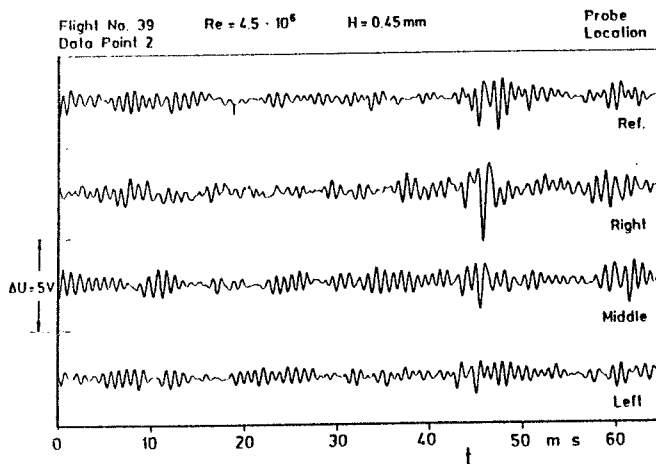


Bild 1: Hitzdrahtsignale von TS-Wellen

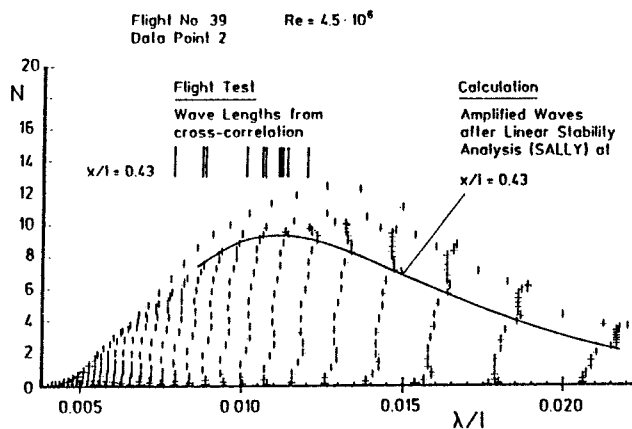


Bild 3: Vergleich gemessener und errechneter Wellenlängen

Literatur

ICAS-90-6.1.2

K.H. Horstmann, G. Redeker, S.J. Miley:

Flight Investigations of Tollmien-Schlichting Waves on an Aircraft Wing

weiteres Vorgehen

- weitergehende Analyse der Flugmeßdaten
- Messungen mit dem LFU Flügel im DNW
- Vergleich Freiflug, Windkanal, Theorie

Datum 9.7.90

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln

Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr. L. Kleiser, Dr. F. Meyer

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2295

Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner Dr. H. Bippes, B. Müller
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 Beschreibung der nichtlinearen Störungsentwicklung, und erst recht zur Vorhersage der Transition, fehlen.

Ziel

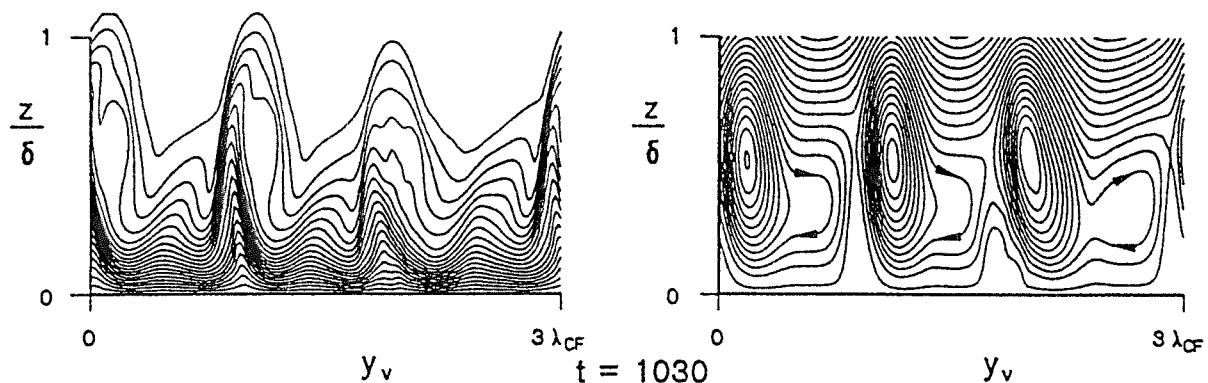
Aufklärung von Phänomenen und Mechanismen der Transition in dreidimensionalen Grenzschichten und Ableitung vereinfachter Modelle für die Berechnung des Transitionsbereichs. Untersucht wird insbesondere die durch Querströmungsinstabilität verursachte Transition.

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 numerischen Simulationen der durch Querströmungsinstabilität ausgelösten Transition wurden im Anschluß an frühere Untersuchungen [1] bis in spätes Stadium der Transition fortgeführt [2,3]. Die berechneten Strömungsfelder zu verschiedenen Entwicklungsstadien wurden eingehend ausgewertet und mit Messungen verglichen. Es zeigt sich im allgemeinen eine gute Übereinstimmung. Die gleichsinnig rotierenden Querströmungswirbel wachsen stark an und führen zu einer entsprechenden Deformation in der Verteilung der Stromabkomponente mit einer charakteristischen Asymmetrie (s. Bild). Die RMS-Fluktuationen zeigen ausgeprägte lokale Maxima von bis zu 20% der Außengeschwindigkeit für die Stromabkomponente. Diese Maxima liegen an derselben Spannweitenposition wie die Wirbelzentren, jedoch näher an der Wand. Die Verteilung der Energie auf die einzelnen Störmoden, wie auch eine Stabilitätsuntersuchung der nichtlinear verformten, global gemittelten Geschwindigkeitsprofile zeigen, daß der Charakter der Querströmungsinstabilität auch im nichtlinearen Bereich der Transition erhalten bleibt.



Mittleres Geschwindigkeitsfeld zu einem weit entwickelten Stadium der Transition. Links: Höhenlinien der Geschwindigkeitskomponente in Wirbelachsenrichtung, rechts: nichtlinear verformte Querströmungswirbel.

- Literatur**
- [1] F. Meyer, L. Kleiser: Numerical investigation of transition in 3D boundary layers. In AGARD-CP-438, 16-1 - 16-17, 1989.
 - [2] F. Meyer, L. Kleiser: Numerical simulation of transition due to crossflow instability. Proc. Third IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Toulouse, Sept. 11-15, 1989.
 - [3] F. Meyer: Numerische Simulation der Transition in dreidimensionalen Grenzschichten. DLR-FB 89-12.

weiteres Vorgehen

Weiteres Vordringen im Transitionsprozeß und Untersuchung des Einflusses von Anfangsstörungen

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln

Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr. W. Koch

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2263

Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner Dr. U. Ehrenstein
Institut Français du Pétrol, F-92506 Rueil Malmaison

Thema Nichtlineare Stabilitätstheorie

Ausgangssituation

Gegenwärtige Transitionskriterien beruhen auf semiempirischen, linearen Verfahren, deren physikalischer Aussagewert verhältnismäßig gering ist, und die für jede neue Ausgangsposition äußerst kostspielige Versuche zur Bestimmung der empirischen Konstanten erfordern.

Ziel

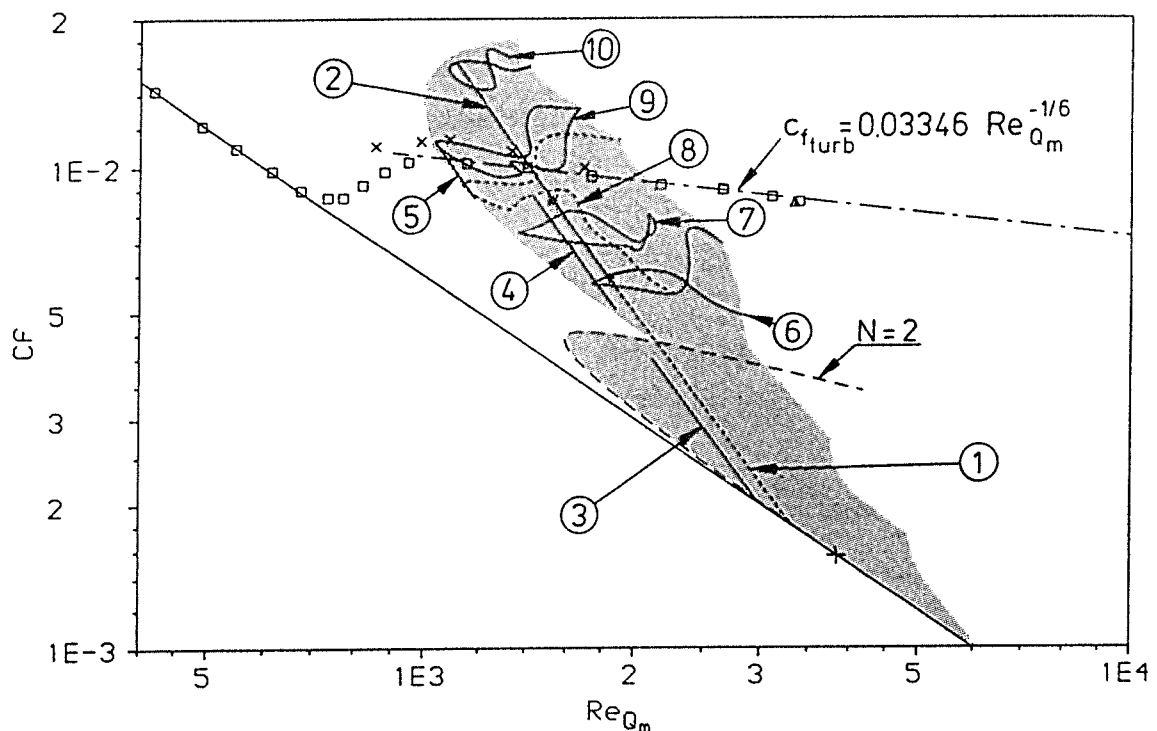
Durch genaue Erfassung der physikalischen Zusammenhänge soll ein vertiefter Einblick in den Transitionsvorgang und damit eine theoretisch fundierte Vorhersage der Transition erreicht werden.

Lösungsweg

Das nichtlineare Verzweigungs- und Stabilitätsverhalten von Gleichgewichtslösungen der Navier-Stokes-Gleichungen wird unter der Hypothese untersucht, daß diese Gleichgewichtslösungen die großräumigen Strukturen in transitionellen und turbulenten Strömungen widerspiegeln. Dieser Lösungsweg stellt eine sinnvolle Alternative bzw. Ergänzung zur zeitabhängigen numerischen Simulation dar.

Ergebnis

Ausgehend von den Neutralpunkten sekundärer Instabilitätsmoden wurden die dort verzweigenden Neutralflächen für das Modellproblem der ebenen Poiseuilleströmung berechnet. Die Sättigungszustände dieser sekundären, wellenartigen Lösungszweige ergaben Reibungsbeiwerte, die im allgemeinen unter denen der 2D Lösung (Kurve $N=2$ in Bild 1) lagen. Erst die Untersuchung bikritischer Punkte, in denen zwei sekundär instabile Moden gleichzeitig neutral werden, führte zur Entdeckung neuer Lösungszweige, bei denen in Spannweitenrichtung nur gerade Harmonische angeregt werden, [1], [2]. Die entsprechenden Reibungsbeiwerte c_f dieser neuen Lösungen (schraffiert in Bild 1) liegen im Bereich der experimentell gefundenen Werte (Symbole $\square$ in Bild 1) und ergaben eine mit der mittleren Strömungsgeschwindigkeit gebildete, kritische Reynoldszahl Re_{Q_m} nahe bei 1000, ebenfalls in Übereinstimmung mit dem Experiment.



Literatur

- [1] Ehrenstein, U. und Koch, W., "Nonlinear bifurcation study of plane Poiseuille flow", DLR-FB 89-42. 1989.
- [2] Ehrenstein, U. und Koch, W., "Nonlinear secondary bifurcation solutions in plane Poiseuille flow", Proceedings of The Third International Congress of Fluid Mechanics, Cairo, Egypt, Jan. 2-4, 1990, pp.867-878.

weitaeres Vorgehen

Es wird untersucht, inwieweit die neuen Lösungen zu einer verbesserten Transitionsvorhersage herangezogen werden können. Dazu ist geplant, die Resultate zunächst auf die quasiparallele Blasiusgrenzschicht zu übertragen.

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 im Jahre 1987 Freiflugmessungen am ATTAS-Laminarhandschuh durchgeführt worden. Diese Untersuchungen wurden inzwischen durch Windkanalmessungen an einem 1:2 Modell des ATTAS-Flügels mit Laminarhandschuh (TLF-Modell) im DNW und S1-Windkanal der ONERA fortgesetzt.

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.

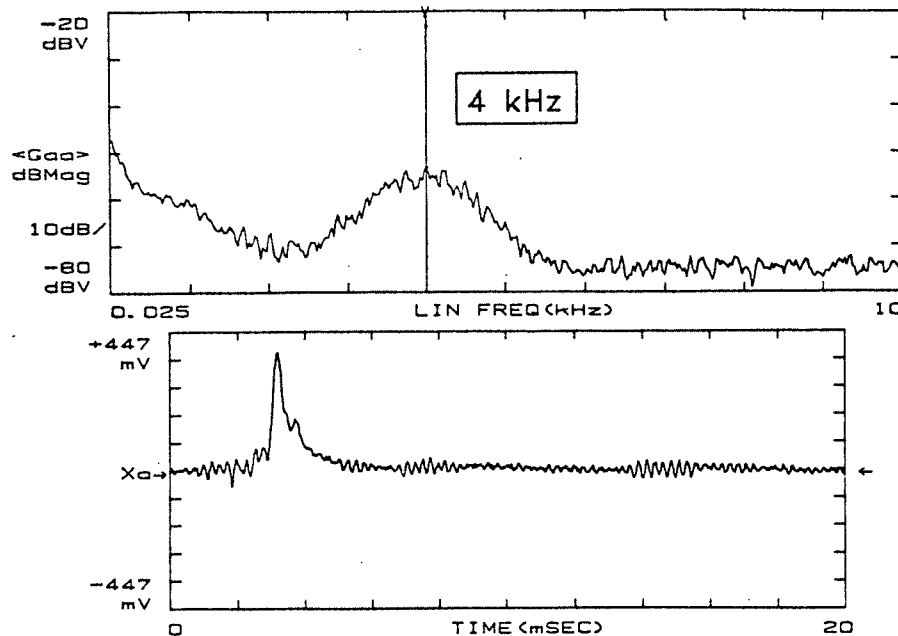
Lösungsweg

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.

Da die Heißfilmsensoren nur eine lokale Information liefern, muß besonders bei der empfindlichen Strömung an Laminarflügeln durch eine Feldmessung wie z.B. die Infrarotthermographie sichergestellt werden, daß der Meßort der Heißfilme für die gesamte Grenzschicht charakteristisch und nicht durch Störungen (Turbulenzkeile) beeinflusst ist



Heißfilmsignal (unten) und Frequenzspektrum (oben) mit Tollmien-Schlichting-Wellen und ersten turbulenten Spots am TLF-Modell im ONERA-Windkanal S1-Ma; $Ma = 0,27$, $\alpha = 3^\circ$, $x/L = 0,2$.

Literatur

- /1/ H.-P. Kreplin, G. Höhler, M. Scheibe: Oberflächenheißfilmmessungen am MBB-TLF-Halbmodell im DNW, Datenbericht: RMS-Verteilungen. DLR, IB 222-89 A 09.
- /2/ H.-P. Kreplin, G. Höhler, M. Scheibe: Oberflächenheißfilmmessungen am MBB-TLF-Halbmodell im ONERA-Windkanal S1-Ma, Datenbericht: RMS-Verteilungen. DLR, IB 222-89 A 30.
- /3/ H.-P. Kreplin, G. Höhler: Oberflächenheißfilmmessungen am ATTAS-Laminarhandschuh im Freiflug und Windkanal. Vortrag zweifach gehalten: a) Deutscher Luft- u. Raumfahrtkongreß 1989, Hamburg, 2.-4.10.1989 (DGLR 89-188, erscheint im DGLR-Jahrbuch 1989-II)
weiteres Vorgehen b) 4. STAB-Workshop, Göttingen, 8-10.11.1989

- Detaillierte Auswertung der instationären Signale
- Auswertung der zeitlichen Mittelwerte
- Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen im Rahmen von BRITE-EURAM

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner

Dr. F.X.Münch

InstitutionDeutsche Airbus GmbH
EF 17**Adresse**Hünefeldstr. 1-5
2800 Bremen 1**Telefon**

0421/5383913

Telefax

0421/5383320

weitere Partner

R.Henke

THEMA:

Einfluß unterschiedlicher Strömungsbedingungen auf ein Laminarprofil

AUSGANGSSITUATION:

Die Angaben zur Strömungsqualität in Windkanal-Meßstrecken beziehen sich meist auf eine leere Meßstrecke. Die gemessenen Größen hierbei sind Geschwindigkeits-, Druck- und Temperaturfluktuationen als Funktion der Reynolds-Zahl. Sie bestimmen wesentlich den laminar/turbulenten Umschlagsbereich bei umströmten Körpern. Da jedoch der zu messende Körper für das Strömungsfeld selbst eine erhebliche Störquelle darstellen kann, sind die Kanaldaten bei leerer Meßstrecke nicht ausreichend zur Dokumentation der Umgebungsbedingungen.

ZIEL:

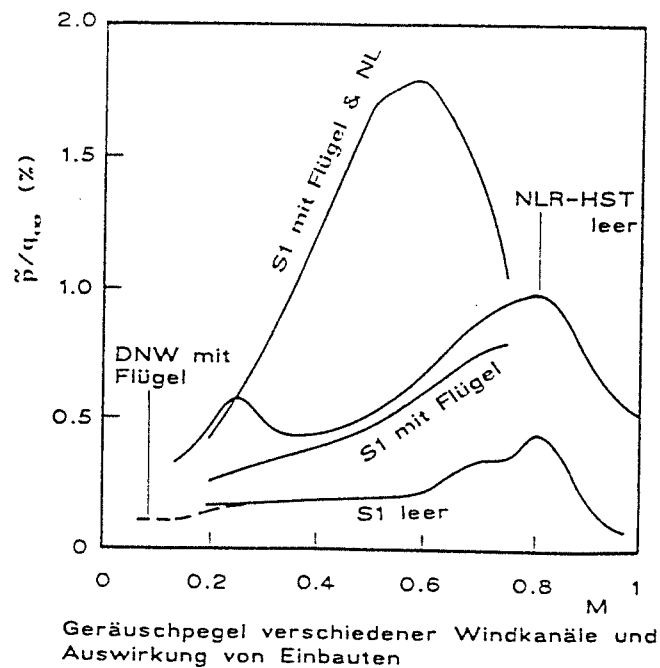
Erstes Ziel waren Feststellung der geänderten Strömungsbedingungen durch Vorhandensein des Flügels selbst sowie durch weitere Einbauten in der Meßstrecke, wie Nachlauftraversierung. Weiterhin sollten die unterschiedlichen Transitionslagen im Hinblick auf die Zuströmbedingungen verglichen werden.

LÖSUNGSWEG:

Die Ermittlung der Geschwindigkeitsfluktuationen und Druckfluktuationen in der Meßstrecke erfolgte mit einer Hitzdrahtsonde und zwei axial versetzten Mikrofonen, die seitlich vom Modell positioniert waren, sowie einem Mikrofon, das an der Flügelspitze installiert war. Die Auswirkung unterschiedlicher Störpegel auf die Modellumströmung wurde mit wandbündig eingebauten Sensoren wie Heißfilmen und Miniaturdruckgeber, wie auch der Infrarot-Technik registriert.

ERGEBNIS:

Die Schalldruckschwankungsmessungen zeigten den erheblichen Einfluß, den das Modell selbst und zusätzliche Einbauten in der Meßstrecke hervorriefen: Am Beispiel des Windkanals S1Ma ergibt sich durch den Flügel alleine annähernd eine Verdoppelung des Schalldruckpegels (6dB), annähernd konstant von $M=0.2$ bis $M=0.8$. Die größte zusätzliche Störung erzeugte eine Nachlauftraversierung mit einer Verdreifachung (10dB) des Schalldruckpegels bei $M=0.6$ gegenüber dem Flügel alleine. Durch Phasengeschwindigkeitsmessung und Frequenzmessung der Druckstörungen konnte der Ort der Störung sowie deren geometrische Abmessung ermittelt werden. Die Auswirkung speziell der Nachlauftraversierung ergab eine Vorverlagerung der Grenzschichttransition auf dem Flügel um etwa $x/l=5\%$, festgestellt durch die Infrarot-Technik. Daß im S1Ma auch bei hohen Unterschallmachzahlen laminare Lauf-längen von bis zu $x/l=60\%$ erreicht wurden, ist sowohl dem hochwertigen Profilentwurf als auch dem vergleichsweise guten Windkanal zuzuschreiben.



LITERATUR:

Owen, F.K.; Stainback, P.C.; Harvey, W.D.: An Evaluation of Factors Affecting the Flow Quality in Wind Tunnels. AGARD CP 348, 1983.
Steinle, F.; Stanewsky, E.: Wind Tunnel Flow Quality and Data Accuracy Requirements. AGARD AR 184, 1982

WEITERES VORGEHEN:

Zusätzliche Hitzdrahtauswertungen und Registrierung der Temperaturfluktuationen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Laminarflügel

Ansprechpartner Priv.-Doz. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse Sekr. F 2, Marchstraße 14, D-1000 Berlin 10

Telefon (0 30) 3 14-24449

Telefax (0 30) 3 14-22866

weitere Partner TH Darmstadt/RW TH Aachen/Universität Erlangen

Thema Entwicklung experimenteller Nachweisverfahren für laminar-turbulente Strömungszustände an Tragflügeln

Ausgangssituation Im Rahmen des BMFT-Hochschulvorhabens "Meßtechnik für Laminarflügel" (TH Darmstadt, RWTH Aachen, Universität Erlangen/Nürnberg, TU Berlin) werden experimentelle Nachweisverfahren entwickelt, die sowohl bei Windkanal- als auch Freiflugversuchen zur Detektion laminarer, transitionaler und turbulenter Strömungszustände eingesetzt werden können.

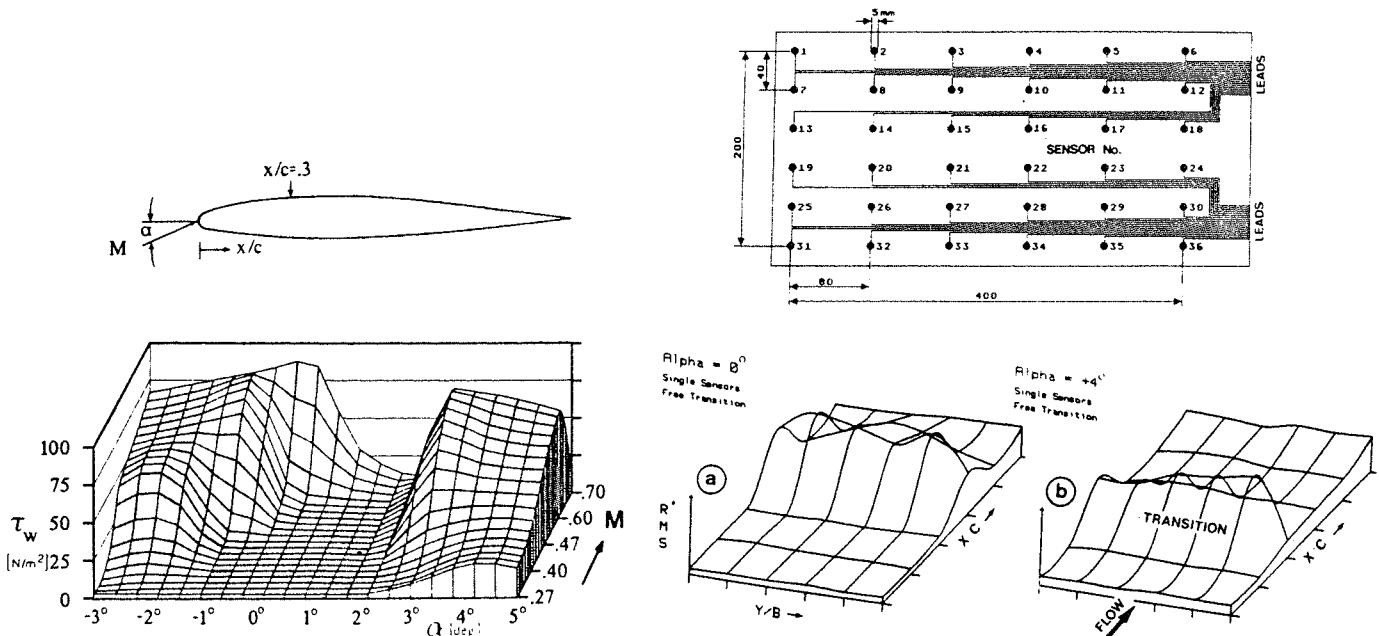
Ziel Die an der TU Berlin durchgeführten Arbeiten haben zum Ziel, den Nachweis laminar-turbulenter Profilströmungen einerseits durch die Messung lokaler Wandschubspannungen (Computational Preston Tube Method CPM) und andererseits durch flächendeckende Erfassung der instationären Wandkräfte (Piezofolientechnik) zu führen.

Lösungsweg Das CPM-Verfahren ermittelt die lokale Wandschubspannung aus dem dynamischen Druck von drei wandbündigen Miniatur-Pitotsonden durch Approximation des wandnahen Grenzschichtprofils. Das Verfahren erfordert keine Eichung und kann - neben der punktuellen Messung der Wandreibung - insbesondere auch zur Kalibrierung anderer Meßverfahren (Hot-Film-Array) eingesetzt werden /1/, /2/.

Die Piezofolientechnik liefert im Gegensatz zum CPM-Verfahren zunächst nur qualitative Informationen über den Grenzschichtzustand. Die im Transitionsgebiet stark zunehmenden instationären Wandkräfte können aber flächendeckend (Raster-/Matrix-Arrays) ermittelt werden, ohne die Strömung zu stören /3/. Durch den Einsatz geeigneter signalanalytischer Verfahren lassen sich aus den Foliensignalen auch Detailinformationen über die Strömungsinstabilitäten gewinnen /4/.

Ergebnis

Im Rahmen von Windkanal- und ersten Freiflugversuchen haben beide Meßtechniken ihrer Eignung für die jeweilige Meßaufgabe unter Beweis gestellt. Bild 1 zeigt dazu einen Ausschnitt aus einer S1-Meßkampagne, bei der die lokale Wandreibung als Funktion der Machzahl und des Anstellwinkels gemessen wurde. Die laminaren und turbulenten Strömungszustände lassen sich sehr deutlich erkennen. Ein Beispiel zur Transitionserkennung mit Hilfe eines flächigen Piezoarrays an einem NACA 0012-Profil ($c=800$ cm) zeigt Bild 2. Der Transitionsverlauf wird hier bereits durch eine einfache Betrachtung der RMS-Werte der Einzelsensoren deutlich abgebildet.



① Lokale Wandschubspannung (CPM 3)

② Transitionserkennung mit einem 6x6 Piezoarray

Literatur

- /1/ Weiser, Mirow, Nitsche
- /2/ Nitsche, Szodruch
- /3/ Nitsche, Mirow, Szodruch
- /4/ Nitsche, Mirow, Dörfler

DGLR-Paper '89-189 (1989)
 ICAS 90-6.1.4 (1990)
 Exp. in Fluids 7 (1989)
 3rd IUTAM-Symp. "Laminar Turbulent Transition" (1989)

weiteres Vorgehen

Die obengenannten Meßtechniken werden gegenwärtig im Freiflug erprobt. Neben der meßtechnischen Weiterentwicklung unter Berücksichtigung der veränderten Versuchsbedingungen stehen dabei insbesondere auch die Entwicklung und Erprobung einer geeigneten Meßdatenerfassungsanlage an, die eine on-line Messung unmittelbar während der Freiflugversuche gestattet.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Quast

Institution DLR, Inst. f. Entwurfsaerodynamik

Adresse 3300 Braunschweig-Flughafen

Telefon 0531 395 2437

Telefax

weitere Partner

Thema Reinigungssysteme für Laminarflügel

Ausgangssituation

Für den wirtschaftlichen Betrieb von Verkehrsflugzeugen mit Laminarprofilen ist das Vermeiden oder Beseitigen von Insektenansatz notwendig.

Ziel

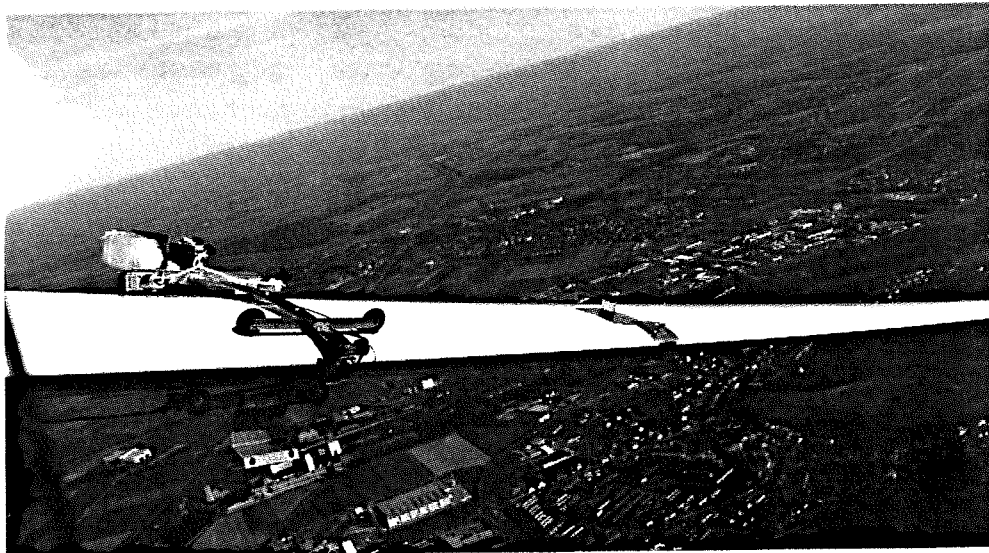
Bereitstellung eines oder mehrerer Systeme zur Vermeidung von Insektenansatz oder zum Beseitigen von Insektenansatz.

Lösungsweg

1. Bedecken des Flügels während Start und Landung mit einer Flüssigkeitsschicht, die ein Ankleben der aufgeschlagenen Insekten vermeidet.
2. Nachbilden des Handwaschverfahrens durch einen Wagen, der sich über die Flügelnase in Spannweitenrichtung bewegt und der eine umlaufende Kordel enthält. Die angefeuchtete Kordel reibt über die Flügelnase und entfernt dabei anhaftende, aufgeschlagene Insekten.

Ergebnis

1. Flugzeugenteisungsflüssigkeiten eignen sich auch, den Insektenansatz im Fluge zu verhindern. Allerdings durchschlagen einige Insekten den Flüssigkeitsfilm und haften dann trotzdem an der Tragflügelnahe. Der Vermeidungserfolg hängt ganz wesentlich von den physikalischen Eigenschaften der verwendeten Flüssigkeit ab. Möglicherweise müssen neue Flüssigkeiten entwickelt werden. Die Versuche mußten abgebrochen werden, weil eine Testflüssigkeit mit langen Fadenmolekülen die Enteisungsanlage irreversibel verstopft hatte. Das Auszählen der durch Insektenansatz ausgelösten turbulenten Störkeile auf den Infrarotbildern war möglich, der Flügelabschnitt mit und ohne Flüssigkeitsschutz war aber etwas zu klein, um sinnvolle statistische Daten zu sammeln.
2. Das Labormodell eines Wagens mit umlaufender, feuchter Reinigungskordel wurde im Flug erfolgreich erprobt. Nach dreimaligem Hin und Her des Wagens war ein mit angetrockneten Insekten verschmutzter Flügel praktisch sauber.



Literatur

Lachmann G.V. Boundary Layer and Flow Control
Pergamon Press Oxford, London, New York, Paris, 1961.

weitere Vorgehen

1. Betrachtung größerer Flügelabschnitte zur besseren Auswertung der von aufgeschlagenen Insekten ausgelösten turbulenten Störkeile mit Hilfe der Infrarottechnik.
2. Bau einer Anlage mit Energieversorgung durch Fahrtwind-Propeller und Einziehmöglichkeit in den Rumpf.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Dr. G. REDEKER

Institution DLR Institut für Entwurf- und Aerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig

Telefon 395-2430
Telefax 352695

weitere Partner Dr. H. BIELER
Deutsche Airbus GmbH, Bremen

Thema Auswertung von ATTAS-Flugversuchen

Ausgangssituation

Der laminar-turbulente Umschlag an Pfeilflügeln wird sowohl durch Querströmungsinstabilität als auch durch Tollmien-Schlichting-Instabilität hervorgerufen. Für beide Umschlagsmechanismen gibt es bei hohen Re-Zahlen keine geeigneten Umschlagskriterien.

Ziel

Ziel der Arbeit ist die Erstellung eines vertrauenswürdigen Umschlagskriteriums für Pfeilflügel im Re-Zahlbereich bis $Re = 30 \cdot 10^6$ auf der Basis ingenieurmäßiger Methoden.

Lösungsweg

Auf der Basis der linearen Stabilitätstheorie wird mit Hilfe der N-Faktor-Methode anhand von geeigneten Experimenten im Freiflug am Laminarhandschuh der VFW-614/ATTAS der DLR eine Grenzkurve für N-Faktoren infolge Tollmien-Schlichting-Instabilität und Querströmungsinstabilität erstellt.

Ergebnis

Die Auswertung der Flugversuche zeigt das in Bild 1 dargestellte Ergebnis. Die Meßdaten im N_{TS}/N_{CF} -Diagramm umschließen einen freien Bereich, der durch eine Grenzkurve angenähert werden kann. Innerhalb dieses Bereiches sind laminare Grenzschichten am Pfeilflügel zu erwarten.

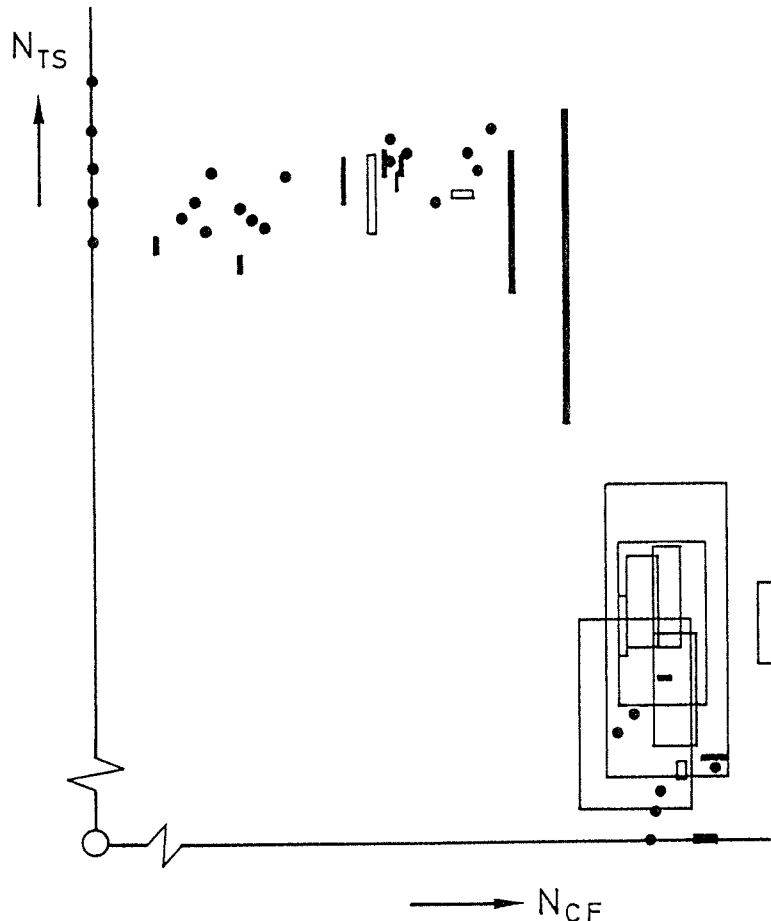


Bild 1: Auswertung der ATTAS-Flugversuche im N_{TS}/N_{CF} -Diagramm

Literatur

REDEKER, G., BIELER, H.: Weitere Auswertungen des ATTAS-Flugversuches.
Vortrag 4. STAB-Workshop, Göttingen, 8.-10.11.1989.

weitere Vorgehen

Detaillierte Analyse der Flug Versuchsergebnisse.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner Claas-Hinrik Rohardt

Institution Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Postfach 3267
3300 Braunschweig

Telefon 0531/395 2444
Telefax

weitere Partner

Thema Feasibility Study on Forced Laminar Flow at Horizontal Tail

Ausgangssituation

Widerstandsreduktion ist ein wichtiges Hilfsmittel, um Kraftstoff einzusparen und damit die Gesamtwirtschaftlichkeit von Verkehrsflugzeugen zu verbessern. Man kann dies erreichen, indem die Strömung auf einem großen Teil der bespülten Oberfläche der Flugzeuge laminar gehalten wird. Unter bestimmten Bedingungen kann dies an Tragflügeln verwirklicht werden. Auch an Gondeln von Triebwerken mit großem Nebenstromverhältnis scheint es lohnend zu sein.

Ziel

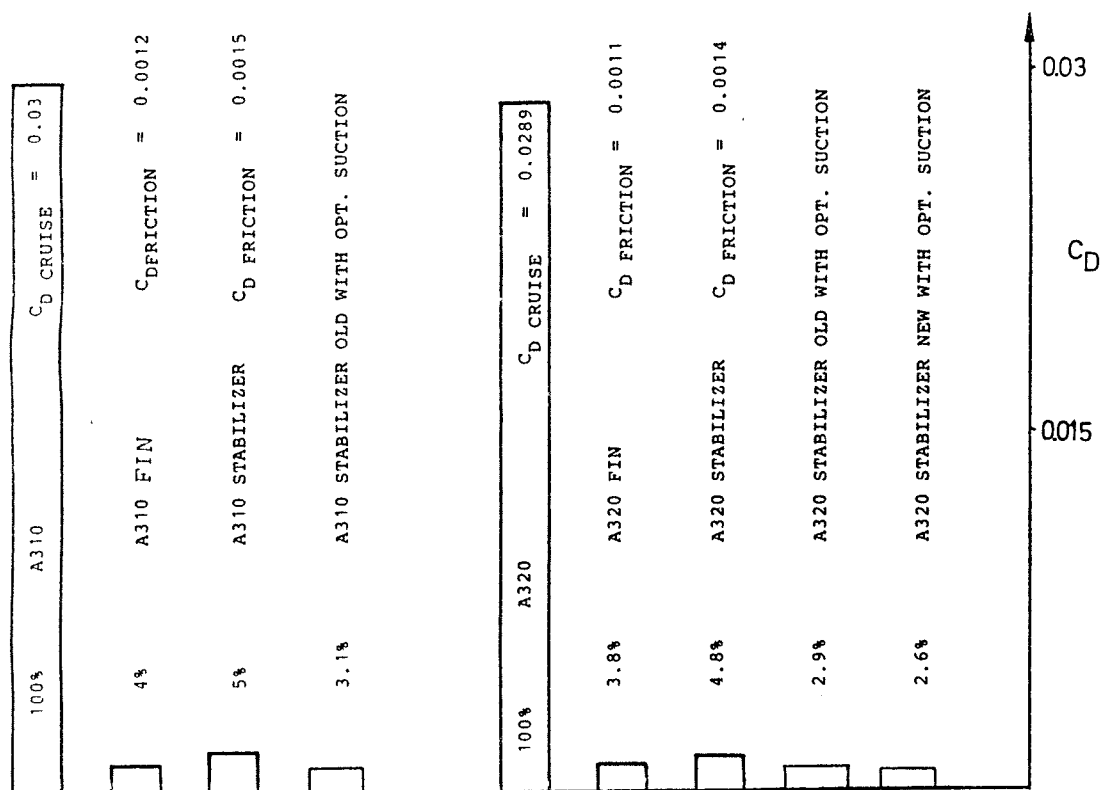
Das Hauptziel dieser Studie ist zu untersuchen, ob auch an Komponenten, wie z.B. dem Höhenleitwerk, von Flugzeugen des Typs AIRBUS A310 und A320 lange Lauflängen laminarer Grenzschichtströmung möglich sind und welche Gesamtwiderstandsreduktionen zu erwarten sind.

Lösungsweg

An Verkehrsflugzeugflügeln werden wir mit sehr großen Reynoldszahlen in Verbindung mit großen Pfeilwinkeln konfrontiert, so daß Laminarhaltung durch Formgebung (natürliche Laminarhaltung) in der Regel nicht möglich ist. An den Höhenleitwerken von Airbus A310 und A320 betragen die Vorderkantenpfeilwinkel 37° bzw. 32° . Die Reynoldszahlen bezogen auf die mittlere Leitwerkstiefe sind $33 \cdot 10^6$ bzw. $21,5 \cdot 10^6$. Grenzschichtabsaugung kann unter diesen Bedingungen entscheidende Verbesserungen bringen. Kombiniert man Grenzschichtabsaugung im Bereich der Flügelvorderkante mit einem stabilisierenden Profildruckgradienten, können beträchtliche laminare Lauflängen bei kleinem, zusätzlichem Energieaufwand für die Absaugung erreicht werden. Die Höhenleitwerke der oben erwähnten AIRBUS-Typen sind besonders geeignet, da sie keine Vorflügel und kein Enteisungssystem aufweisen und somit konstruktive Probleme kleiner werden. Aus dem gleichen Grund soll Absaugung nur stromauf des Holmkastens angewendet werden. Die rechnerisch ermittelten Profildruckverteilungen wurden unter Berücksichtigung des Vorderkantenpfeilwinkels und der Zuspitzung in 3D-Druckverteilungen konvertiert. Eine Vorhersage der Lage des laminar-turbulenten Umschlags erfolgte mit Hilfe von Stabilitätsrechnungen der Grenzschicht unter Berücksichtigung von Grenz-N-Faktoren. Die Verbesserung in einem repräsentativen Schnitt der Höhenleitwerke wurde auf das gesamte Höhenleitwerk übertragen und ermöglichte unter Berücksichtigung der für die Absaugung nötigen Leistung eine Abschätzung der Netto-Kraftstoffeinsparung.

Ergebnis

Der normalerweise sehr weit stromauf im Bereich der Flügelvorderkante infolge der Querströmungsinstabilität liegende Umschlagpunkt sowie der Umschlag an der Anlegelinie kann durch lokale Absaugegeschwindigkeiten zwischen 0.09 und 0.36 m/s verhindert werden. Dabei ergeben sich rechnerische Kraftstoffeinsparungen durch Anwendungen der Absaugetechnik am Höhenleitwerk bei A310 und A320 von 1,9% bezogen auf die Gesamtkonfiguration. Eine Verbesserung der Profilform des A320 Höhenleitwerkes läßt eine Vergrößerung des Gewinns um 0,3% erwarten, da durch günstigere Gestaltung der Profildruckverteilung die nötige Absaugeleistung reduziert werden kann.



Maximum estimated drag of horizontal tails with suction of A310 and A320

Literatur

Rohardt, C.-H.: Feasibility Study on Forced Laminar Flow at Horizontal Tail; DLR-IB 129-89/4 (1989)

weiteres Vorgehen

- Lösung der technologischen und mechanischen Probleme eines Absaugesystems
- Entwicklung von glatten, wellenfreien Oberflächen ohne Stufen oder Schlitze
- Entwicklung eines Systems zur Verhinderung von Kontamination der Flügelnase mit Insektenresten, Staub und Eis
- Studium des Rumpfgrenzschichteneinflusses auf Flügel

Datum

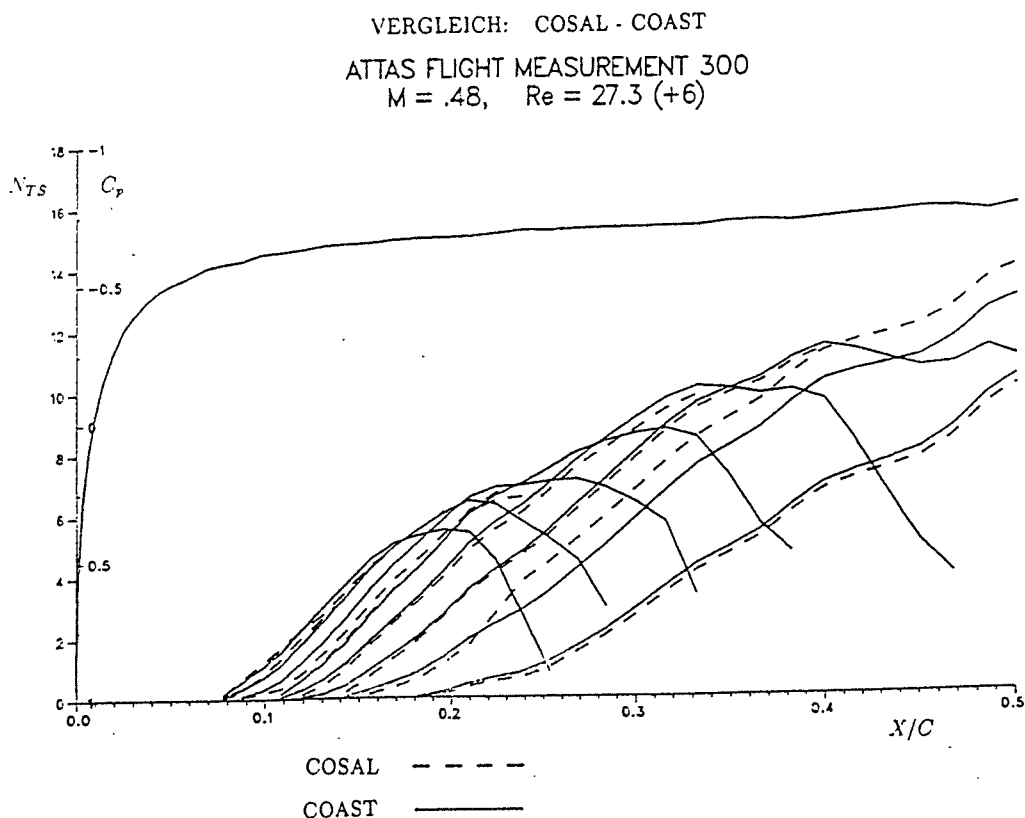
AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel	
Ansprechpartner	Dr. G. Schrauf	
Institution	Deutsche Airbus GmbH	
Adresse	DA TE221 Postfach 10 78 45 2800 Bremen 1	Telefon 0421-538-3232 Telefax 0421-538-3320
weitere Partner	DLR-Institut für Theoretische Strömungsmechanik, Göttingen Institut für Mechanik A der Universität Stuttgart	
Thema	Entwicklung eines kompressiblen Stabilitätscodes	
Ausgangssituation	Die Kompressibilität des Strömungsmediums dämpft die Anfachung von Störwellen und muß daher beim Entwurf von Laminarflügeln mit berücksichtigt werden.	
Ziel	Berechnung der Anfachungsraten von linearen Störwellen mit Hilfe der kompressiblen Stördifferentialgleichungen.	
Lösungsweg	(1) Herleitung der kompressiblen Stördifferentialgleichungen (2) Herleitung geeigneter Randbedingungen (Druck, Außenrand?) (3) Formulierung des verallgemeinerten Eigenwertproblems (4) Transformation auf ein gewöhnliches Eigenwertproblem (5) Diskretisierung der transformierten Differentialgleichungen (6) Aufstellen eines Matrix-Eigenwertproblems (7) Berechnung der Eigenwerte und Eigenfunktionen und damit der lokalen Anfachungsrate (8) Aufintegration der lokalen Anfachungsrate zu einem "N-Faktor"	

Ergebnis

Teilschritt (8) wurde fertiggestellt. Für die Aufintegrierung der globalen Anfachungsraten (N-Faktoren) wurden zwei Strategien implementiert: vorgeschriebene Ausbreitungsrichtung/vorgeschriebene Frequenz für die Tollmien-Schlichting Instabilität, sowie vorgeschriebene Frequenz/vorgeschriebene Wellenlänge für die Querströmungsinstabilität. Ferner wurde der Code mit zwei- und dreidimensionalen Grenzschichtströmungen ausgetestet.



- Literatur**
- G. Schrauf: A Chapman-Rubesin type solution for a compressible boundary layer with zero pressure gradient. MBB-Report Nr. TE2-1701, Februar 1989
 - G. Schrauf: COAST - A compressible stability code. User's Guide and Tutorial. MBB-Report Nr. TE2-1751, Dezember 1989.
 - G. Schrauf: An inverse Rayleigh iteration for complex band matrices. Eingereicht bei ACM TOMS.
 - G. Schrauf: Erste Vergleichsrechnungen des Stabilitätscodes COSTA und COAST. MBB-Report TE2-1758, Januar 1980.

weiteres Vorgehen Einbau der Krümmungsterme

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln

Fachkreis

Ansprechpartner Arne Seitz

Institution Institut für Entwurfsaerodynamik der DLR

Adresse Postfach 3267
3300 Braunschweig

Telefon 0531/395-2437

Telefax

weitere Partner

Thema Ermittlung des Querströmungs-N-Faktors zur Umschlagvorhersage
im Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig (NWB)

Ausgangssituation

Im Rahmen des Laminarflügel-Projektes ist es erforderlich, auch für die Bedingungen von Windkanälen die Stabilität dreidimensionaler Grenzschichten zu untersuchen und die limitierenden N-Faktoren zu bestimmen. Ausgangspunkt der Arbeit war ein Experiment von Quast [1] zur Querströmungsinstabilität im Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig.

Ziel Ziel war es, den Grenz-N-Faktor für Querströmungsstörungen im Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig (NWB) zu ermitteln.

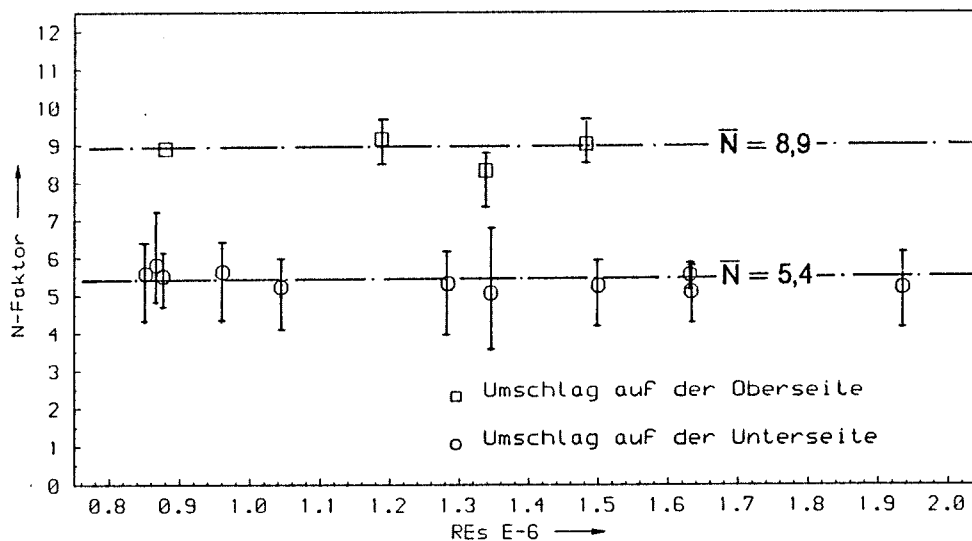
Lösungsweg

Die analysierten Fälle des der Arbeit zugrundegelegten Experiments waren hinsichtlich der Versuchsbedingungen so gewählt worden, daß der laminar-turbulente Umschlag durch die Querströmungsinstabilität dominiert wurde. Das Wachstum kleiner Störungen wurde auf Basis der linearen Stabilitätstheorie (e^N oder N-Faktor-Methode) berechnet und mit der gemessenen Lage der laminar turbulenten Transition korreliert. Als Querströmungsstörungen wurden dabei ausschließlich stehende Wellen (Frequenz $f = 0\text{ Hz}$) in Ansatz gebracht.

Ergebnis

Die Auswertung von fünfzehn Versuchen zeigte einen bemerkenswerten Unterschied in den von den Querströmungsinstabilitäten erreichten maximalen N-Faktor am Ort des Umschlags, abhängig davon, ob die Transition der Grenzschichtströmung auf der Oberseite oder auf der Unterseite des Tragflügelmodells stattfand. Dabei wurde für die Oberseite ein größerer mittlerer Grenz-N-Faktor ($\bar{N} = 8,9$) als für die Unterseite ($\bar{N} = 5,4$) gefunden.

Grenz-N-Faktoren aufgetragen über der Reynoldszahl am Ort des Umschlags



Literatur

- [1] Quast, A. : Untersuchungen zur Querströmungsinstabilität an einem Laminarprofil im 3m-Niedergeschwindigkeitswindkanal (NWB), DGLR Workshop 2D-Meßtechnik, Markdorf, Okt. 1988.
- [2] Collier, F.S. Jr.: Curvature Effects on the Stability of Three Dimensional Boundary Layers. Ph. D. Dissertation, Virginia Polytechnic Institute and State University, May 1988.

weiteres Vorgehen

Es wird vermutet, daß die Nichtbeachtung von Krümmungseffekten im verwendeten Stabilitätsanalyseverfahren zu der oben beschriebenen Differenz im Grenz-N-Faktor für die Querströmungsinstabilitäten führte. Die hier gefundenen Ergebnisse stimmen dabei in ihrer Tendenz (Stabilisierung durch eine konvexe Oberfläche) mit einer Arbeit von Collier [2] überein. Weitere Arbeiten sollten in dieser Richtung durchgeführt werden.

Mitteilung

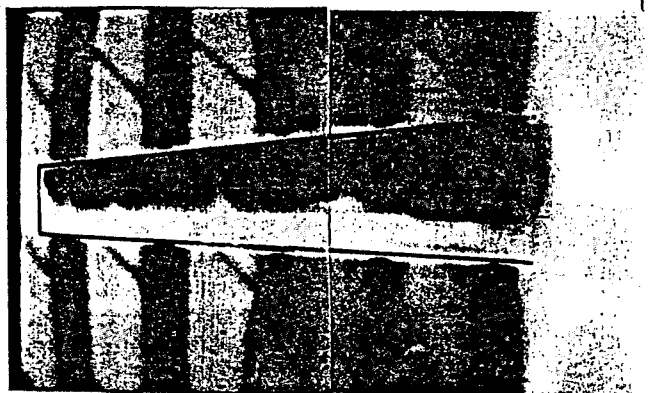
Projektgruppe/ Fachkreis	LAMINARHALTUNG VON TRAGFLÜGELN	
Ansprechpartner	W. WOHLRATH, H. ECHTLE	
Institution	DORNIER LUFTFAHRT GmbH	
Adresse	POSTFACH 13 03, 7990 Friedrichshafen 1 ABT. BF	Telefon Telefax
weitere Partner	DLR, MBB, HOCHSCHULEN	
Thema	ZUR AERODYNAMIK VON LAMINARFLÜGELN FÜR COMMUTERFLUGZEUGE	
Ausgangssituation	Die Laminarhaltung an Tragflügeln führt auf eine deutliche Reduktion im Reibungswiderstand. Im Gegensatz zur aktiven Laminarhaltung erfordert die hier angestrebte passive Laminarhaltung keinen erheblichen Konstruktions- und Gewichtsaufwand.	
Ziel	Weiterentwicklung der Entwurfswerkzeuge für transson. Laminarprofile, Erarbeiten von know-how im Entwurf von Laminarprofilen, Definition des Flügels für ein Technologieträgerkonzept.	
Lösungsweg	Anwendung der weiterentwickelten Verfahren im Profilentwurf. Profilmessungen im Niedergeschwindigkeits- und Hochgeschwindigkeitsbereich. Hochgeschwindigkeitsmessungen an einem Halbmodell des Technologieträgers (Flügelrumpfkombination)	

Ergebnis

Die Arbeiten zur Phase I zeigen, daß die Entwicklung eines Laminarflügels für einen Technologieträger bei den angestrebten Auslegungsbedingungen ($M = 0.70$, $Re = 9.16^6$) realisierbar ist. Bei einer laminaren Laufstrecke von 50 % auf Ober- und Unterseite wird im Profilwiderstand eine Reduktion um 50 % gegenüber dem turbulenten Wert erreicht. Für das gesamte Flugzeug bedeutet dies einen Widerstandsvorteil in der Größenordnung von 10 % ($C_A = 0.40$)

A

RUMPF-
MITTE



Infrarotaufnahme der Flügeloberseite

(Halbmodellmessung im NLR-HST)

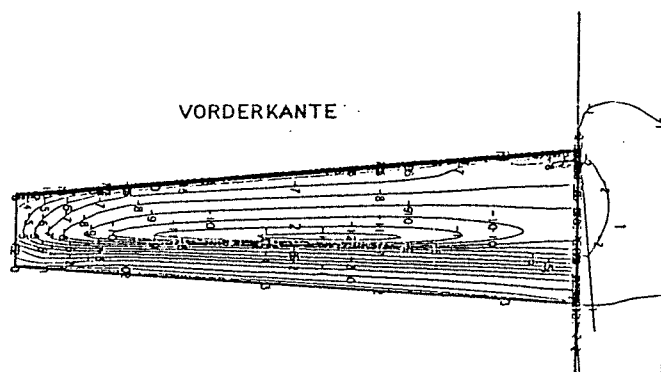
$M = 0.7$, $C_A = 0.36$, $Re = 6 \cdot 10^6$



LAMINAR



TURBULENT



Isobaren auf der Flügeloberseite

(Nachrechnung mit dem Euler-Verfahren)

$M = 0.7$, $C_A = 0.39$

Literatur

weiterees Vorgehen

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Drehflügler

Ansprechpartner B. Beesten

Institution Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen

Adresse Wüllnerstr. 7,
5100 Aachen

Telefon 0241 / 80 - 6822

Telefax 0241 / 35 010

weitere Partner

Thema Berechnung instationärer Druckverläufe im Hubschraubervorwärtsflug

Ausgangssituation Im Zusammenhang mit Strukturbelastungen und Lärmemissionen am Hubschrauberrotor im Vorwärtsflug kommt den instationären Drücken an den Rotorblättern besondere Bedeutung zu. Neben der Messung der Druckverläufe ist auch deren Berechnung wünschenswert.

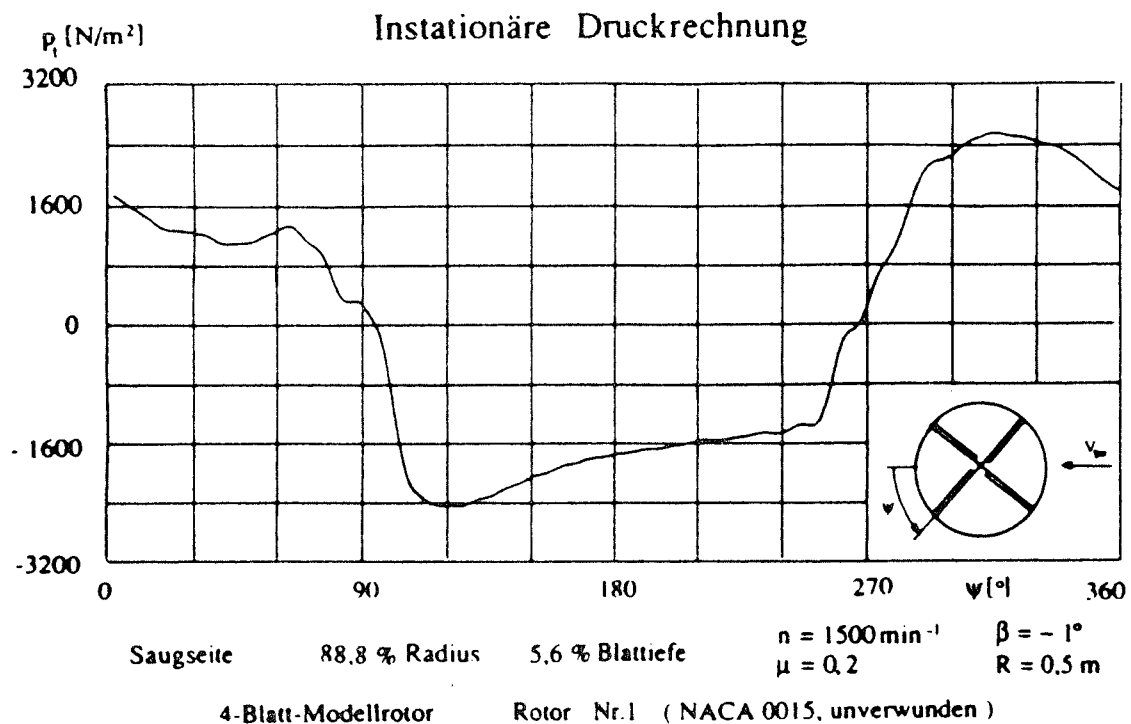
Ziel Das Ziel dieses Vorhabens ist die vollständige rechnerische Ermittlung aerodynamischer Lasten (instat. Drücke und Kräfte) sowie der Lärmemission im Hubschraubervorwärtsflug. Ein derartiges Programmsystem wäre ein wertvolles Werkzeug bei der Optimierung neuer Hubschrauberrotoren.

Lösungsweg Es wurde ein modulares Programmsystem entwickelt, welches nach einem Integralverfahren instationäre Kräfte und Drücke am Rotorblatt sowie den vom Rotor abgestrahlten Lärm berechnet. Dabei werden in einem auf der Vortex-Lattice-Methode basierendem Programm die Störgeschwindigkeiten und Zirkulation am Blatt berechnet. Die Weiterverarbeitung der Ergebnisse dieses 3-dim.-quasistat. Verfahrens erfolgt in einem nach der Naumann-Yeh-Theorie entwickelten 2-dim.-instat. Verfahren. Als Ergebnisse bieten sich instat. Druck- und Kraftverläufe. Diese Druckverläufe ermöglichen dann eine Lärmberechnung mit Hilfe der FWH-Gleichung. Die Berechnung setzt eine genaue Kenntnis der Wirbelgeometrie voraus. Die gewünschte Genauigkeit läßt sich gegenwärtig nur durch Sichtbarmachen und Vermessen der Wirbelspiralen im Nachlauf des Rotors erreichen. Jedoch sind Arbeiten zur numerischen Bestimmung der Wirbelgeometrie im Gange.

Ergebnis

Die Verläufe des instationären Druckes als Funktion des Rotorazimuth ψ lassen sich mit dem am Institut für Luft- und Raumfahrt der RWTH Aachen entwickelten Programmsystem für jedes Blattelement berechnen. Bei der Berechnung werden insbesondere Druckschwankungen durch Blatt-Wirbel-Interaktionen berücksichtigt. Ein exemplarischer Druckverlauf ist in der folgenden Abbildung dargestellt. Er zeigt den Verlauf des instationären Druckes p_i an einem Punkt auf der Saugseite eines Blattes.

Zur Bewertung der Rechnung wird ein Vergleich mit Druckmessungen am Modellhubschrauber vorgenommen. Dieser Vergleich zeigt gute Übereinstimmung. Ein Vergleich von Druckverläufen am Winglet mit denen an Referenzblättern zeigt Verbesserungen, die sich infolge größerer Blatt-Wirbel-Abstände und diffuserer Wirbelkerne ergeben. Derartige Verbesserungen waren schon anhand der Geometrie der Wirbelspiralen vermutet worden.



Literatur

- Müller, R. H. G., "Der Einfluß von Winglets an Rotorblattspitzen auf die Strömungsverhältnisse am Hubschrauberrotor", VDI- Fortschritt-Ber. Reihe 12, Nr 108, Dez. 1988
- Müller, R. H. G., "Winglets on rotor blades in forward flight - A theoretical and experimental investigation", 14th European Rotorcraft Forum, Paper No 10, Milano, Sept. 1988,
- Scully, M. P. , "Computation of helicopter rotor wake geometrie and its influence on rotor harmonic airloads", ASRL-TR-178, MIT, March 1975

weitere Vorgehen

Die begonnen Arbeiten zur numerischen Ermittlung der Wirbelpositionen werden fortgesetzt. Das in Anwendung befindliche Scully-Verfahren soll auf die spezifischen Randbedingungen nicht planarer Blattspitzen angepaßt bzw. erweitert werden. Eine genauere Berechnung der Zirkulation der Blattspitzenwirbel soll die Ergebnisse weiter verbessern.

Förderung durch DFG, SFB 25

Datum 12.01.90

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Dr. W. Geißler

Institution Institut für Aeroelastik der DLR Göttingen

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2353

Telefax (0551) 709-2862

weitere Partner ./.

Thema Instationäre Ablösung an schwingenden Profilen
(Dynamic Stall Onset)

Ausgangssituation

Bei der Umströmung von Rotorblättern - insbesondere am rücklaufenden Blatt - spielen instationäre Reibungseffekte eine entscheidende Rolle. Die Schwingungsbewegung des Blattes führt zu zeitlichen Verzögerungen der Ablösung und des Wiederanliegens der Strömung: Es entstehen im Auftriebs-, Momenten- und Widerstandsverhalten ausgeprägte Hysteresiseffekte.

Ziel

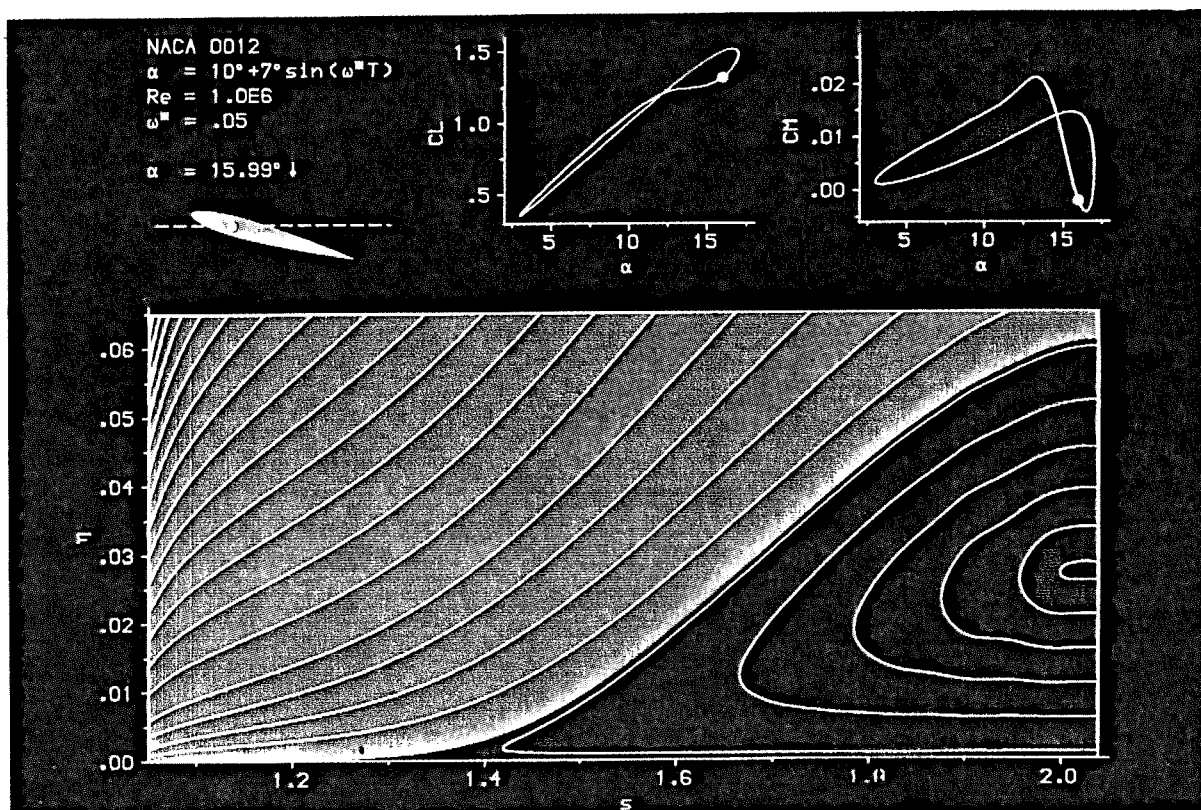
Die bei Nickschwingungen entstehenden Hysteresiseffekte im zeitlichen Momentenverlauf können über einen Teilbereich der Schwingungsperiode zu negativer aerodynamischer Dämpfung führen. Dieses Verhalten ist Voraussetzung für das Auftreten von gefährlichem Stallflattern. Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, die Grenzen für das Auftreten negativer aerodynamischer Dämpfung im Detail zu identifizieren.

Lösungsweg

Die vorliegende Arbeit untersucht instationäre Ablöseeffekte an schwingenden Profilen auf der Basis einer strengen Kopplung zwischen reibungsloser und reibungsbehafteter Strömung mit Hilfe eines Panelverfahrens (Potentialtheorie) und einer instationären Grenzschichtrechnung (laminar/turbulent). Die strenge Kopplung ist notwendig, um Verdrängungseffekte im Bereich der instationären Ablösung im reibungsfreien Verfahren zu berücksichtigen und um eine Singularität in den Grenzschichtgleichungen bei Auftreten von Rückströmungen am Profil zu verhindern. Von entscheidender Bedeutung für das vorliegende Problem sind insbesondere die Parameter: reduzierte Frequenz (Schnelligkeit der Schwingungsbewegung) sowie die Reynoldszahl. Weiterhin von Bedeutung sind Profilgeometrie sowie der mittlere Anstellwinkel und die Amplitude der Schwingungsbewegung. Sämtliche genannten Parameter sollen durch das Kopplungsverfahren berücksichtigt werden.

Ergebnis

Das vorliegende Verfahren [1, 2] verwendet ein semiimplizites Differenzenverfahren mit Lösungen von Block-Tridiagonal-Matrizen in Richtung normal zur umströmten Profilkontur. Dieses Verfahren macht es daher möglich, Details der Strömung wie Geschwindigkeits- und Wirbeldichte Verteilung in der Grenzschicht aber auch Konturdrücke und daraus resultierende Auftriebs-, Momenten- und Widerstandsverläufe zu berechnen. Entscheidend für das physikalische Verständnis dieser komplizierten instationären reibungsbehafteten Strömung ist die geeignete Darstellung der Ergebnisse. Für zeitgenaue instationäre Strömungen bietet sich hierfür das Mittel 'filmische Darstellung' an. Die aus den Geschwindigkeitskomponenten ermittelten Stromlinien wurden daher in ihrer zeitlichen Entwicklung filmisch dargestellt und mit der Entwicklung der Gesamtkräfte (Auftrieb und Moment) verglichen [3]. Als Parameter wurde die reduzierte Frequenz variiert.



Momentanstromlinienbild auf der Profiloberseite, Auftriebs- und Momentenkurven

Literatur

- [1] W.Geißler: Numerical Calculations of Unsteady Separating Flow on Oscillating Airfoils (Dynamic Stall). Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol.25 (1989), Vieweg Braunschwg.
- [2] W.Geißler, S.Schönekeß: Dynamic Stall Onset (16mm Film). Göttingen 1989
- [3] W.Geißler, L.W.Carr, T.Cebeci: Viscous/Inviscid Interaction Procedure for High-Amplitude Oscillating Airfoils. Proc. ICAS-Congress, Jerusalem, 28.8.-2.9.1988

Weiteres Vorgehen

- a) Experimentelle Nachprüfung der numerischen Ergebnisse im Hochdruck-Windkanal der DLR-Göttingen (Re-Zahl-Variation)
- b) Weiterentwicklung eines 2d-instationären, zeitgenauen Navierstokes-Verfahrens für schwingende Profile

Förderung durch

DLR, DFG (teilweise)

Datum 30.01.1990

W. Geißler
(Dr. W. Geißler) 207

AG ETAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis Strömungen mit Ablösungen

Ansprechpartner Dr. V. Klöppel, G. Niesl / HE 123

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH

Adresse Postfach 80 11 40
8000 München 80

Telefon 6072 6093
Telefax 6072 6883

weitere Partner AGUSTA, Aerospatiale, Westland, CASA

Thema Außenlärmberechnung von Tiltrotorflugzeugen

Ausgangssituation Wegen der zunehmender Sensitivität der Bevölkerung gegenüber Lärm ist es ein anspruchsvolles Unternehmen ein ziviles Fluggerät zu entwickeln und einzuführen, dessen Hauptanwendung in Stadt- Stadt-Verbindungen wenn möglich ohne Belastung des bestehenden Flugverkehrs, sowie unter Verwendung stadtnaher Vertiports zu sehen ist. Deshalb steht die Lärmentwicklung neben Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen mit an erster Stelle von Auslegungsstudie.

Ziel Vorhersagemethode der Schallabstrahlung von Kipprotorflugzeugen unter Berücksichtigung der wesentlichen Rotorauslegungsparameter, der Flugzeugtrimmlagen sowie unterschiedlicher Flugverfahren. Dabei sollen alle wesentlichen Lärmquellen des Fluggeräts erfaßt werden.

Lösungsweg Die Berechnung der Schallabstrahlung von Rotoren erfordert Informationen über die Schub- und Widerstandsverhältnisse in den Rotoren. Dazu wurde das Rotorrechenprogramm SACRA (Stability Analysis of Convertible Rotor Aircrafts) an die Anforderungen der Lärmberechnung angepaßt. Mit dem Rechenprogramm können für Kipprotorflugzeuge das Steuerverhalten sowie Leistungsbedarf, Lasten und Bewegungsverläufe beliebiger Art berechnet werden. Diese Rechnungen sind für beliebige Flugzustände durchführbar, das heißt vom Schwebeflug über den Transitionsflug zum Vorwärtsflug. Dabei ist es möglich, Flugbahnen so zu simulieren, daß auch die Anforderungen von Zertifikationsverfahren erfüllt werden. Deshalb müssen die aerodynamischen Einflüsse von Rumpf, Flügel und Leitwerken bei beliebiger Anströmrichtung erfaßt werden. Berücksichtigt wird der Blattfreiheitsgrad Schlagen des Rotors und alle Starrkörperfreiheitsgrade des Flugzeuges. Die Eingabeparameter umfassen zyklische und kollektive Blattsteuerung, Einstellungen von Klappen und Leitwerksrudder, Rotorkippwinkel und Schwerpunktslagen. Für den ausgetrimmten Flugzustand werden die berechneten Luftkräfte an bis zu 15 radialen Stützstellen über dem Blattumlauf berechnet und an das Lärmrechenprogramm übergeben. Die Lärmberechnung berücksichtigt Drehklang, Breitbandlärm, Dickenlärm und Triebwerkslärm.

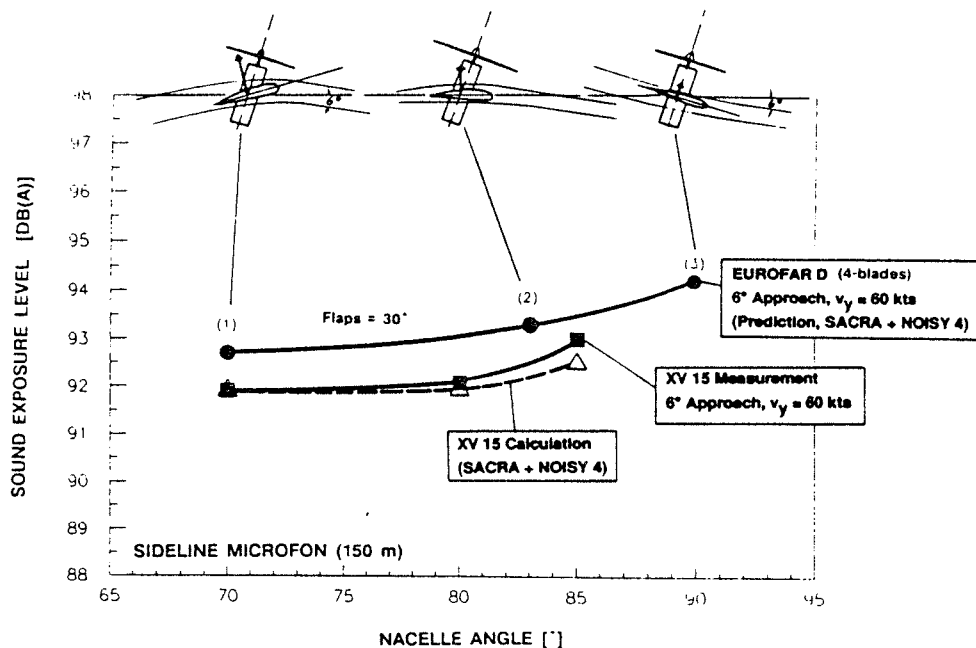
Ergebnis

Das Rechenprogramm wurde anhand von Meßergebnissen des Erprobungsflugzeuges XV 15 validiert. Dabei zeigte sich eine gute Übereinstimmung mit den Meßergebnissen in der Hubschrauber-Mode und in der Aircraft-Mode. Während der Kippphase treten jedoch größere Abweichung zwischen Rechnung und Messung auf, die auf eine ungenügende Berechnung der Blatt-Wirbel-Interferenzen zurückzuführen sind.

Die Weiterverarbeitung der berechneten Daten in einem parallel entwickelten Lärmkonturrechenprogramm zeigt den Zusammenhang zwischen Flugverfahren und der mit Lärm beaufschlagten Bodenflächen. Mit der Hilfe entwickelten Rechenprogramme wurden verschiedene EUROFAR-Entwürfe berechnet und anhand von Lärmschutzrichtlinien bewertet. Ein gezielt lärmarmere Entwurf mit großer Blattfläche und niedriger Blattspitzengeschwindigkeit wäre durchaus in der Lage auch die sehr niedrigen Richtwerte von stadtnahen Heliports einzuhalten.

EUROFAR
Preliminary Phase

EFFECT OF NACELLE TILT ON NOISE EXPOSURE
DURING APPROACH (FLAPS = 30°)



Literatur

"Tilt Rotor Aircraft Aeroacoustics", Albert R. George et al., presented at the 45th annual Forum & Technology Display of the American Helicopter Society, Boston, Massachusetts, May 22-24, 1989

weiteres Vorgehen

Besondere Aufmerksamkeit wird dem Problem der Blatt-wirbelinterferenz gewidmet, da diese einerseits eine der stärksten Schallquellen darstellt und andererseits eine aufwendige aero-dynamische Bestimmung von Wirbellagen und -stärken erfordert. Die Möglichkeit solcher Berechnungen mit Hilfe des Eulerverfahrens sowie dessen Anwendung zur Ermittlung des Kompressibilitätslärms wird untersucht.

Förderung durch

29. 1. 1990

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Ansprechpartner H.-M. Lent u. F. Obermeier

Institution Max-Planck-Institut für Strömungsforschung

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2528

Telefax 0551/709-2704

weitere Partner

Thema Schallentstehung bei kompressibler Wirbel-Körperwechselwirkung

Ausgangssituation

Die Schallentstehung bei dem Vorbeiflug eines Wirbels an einem Körper war qualitativ in zwei verschiedenen Experimenten beobachtet worden. Zu diesen Experimenten existieren numerische Rechnungen, die ebenfalls die Entstehung dieser Schallwelle liefern.

Ziel

Die Schallwelle sollte quantitativ gemessen werden. Die Stärke der Welle in Zusammenhang mit den Parametern gebracht werden.

Diese Parameter sind:

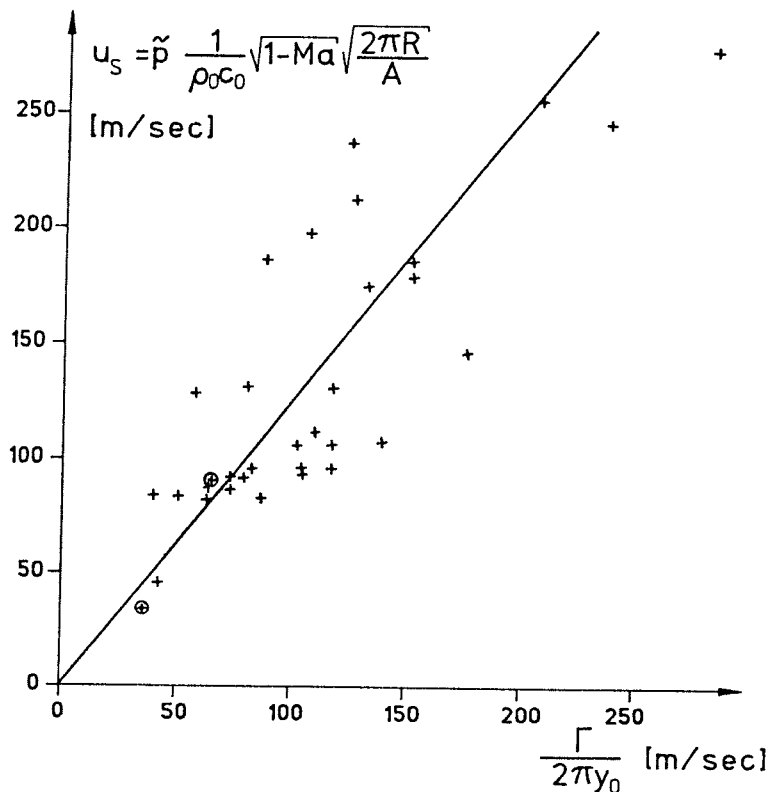
- Strömungsmachzahl
- Zirkulation des Wirbels
- Vorbeiflugabstand Wirbel-Körper
- Körpergeometrie

Lösungsweg

Es wurde ein Stoßrohr mit einem rechteckigen Querschnitt aufgebaut, in dem ein Anfahrwirbel an einem angestellten Profil erzeugt wird. Der so erzeugte Wirbel wird mit der Strömung mitkonvektiert, und trifft auf einen Testkörper auf. Diese Wechselwirkung wurde mit Hilfe eines holographischen Interferometers mit einer High-Speed Kamera aufgenommen. Die entstehende Druckwelle wurde sowohl mit einem Druckwandler gemessen, als auch in den Interferogrammen ausgewertet. Die Wirbelzirkulation und die Vorbeiflughöhe wurde den Interferogrammen entnommen.

Ergebnis

Ein einfaches Modell dieser Schallabstrahlung wurde entwickelt, mit dem die Druckamplitude abgeschätzt wird. Dabei zeigt sich, daß die Vorderkante des Testkörpers wie ein nichtkompakter Kolbenstrahler aufgefaßt werden kann, an dessen Oberfläche die Schallschnelle gerade entgegengesetzt gleich der Geschwindigkeit ist, die der Wirbel induziert.



Die Abbildung zeigt die Schallschnelle, die ein äquivalenter Kolbenstrahler zur Erzeugung der Schallwelle $\tilde{p}$ haben müßte, in Abhängigkeit der experimentell ermittelten induzierten Geschwindigkeit.

Literatur

weitere Vorgehen

Die horizontale Kraft, die auf den Körper bei der Wechselwirkung einwirkt, stellt ein integrales Maß für den abgestrahlten Schall dar. Eine Korrelation zwischen Schallsignal und Wechselkraft an dem Körper soll hergestellt werden. Damit soll der Einfluß der Körperkontur auf den abgestrahlten Schall ermittelt werden.

Förderung durch

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis

Ansprechpartner M. Lerch; R. Lösch; Prof. S. Wagner

Institution Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 089/6004-4086

Telefax 089/6004-3560

weitere Partner

Thema Ein Modell zur analytischen Darstellung halbempirisch bestimmter, stationärer Profilpolaren

Ausgangssituation

Am drehenden Rotorblatt treten beliebige Anströmzustände mit anliegender und abgelöster Strömung sowohl bezüglich des Anstellwinkels, als auch der Machzahl auf. Zweidimensionale Interpolationsverfahren auf der Grundlage von Windkanalmessungen am Profil sind in den meisten Fällen auf den Bereich anliegender Strömung und beginnender Ablösung begrenzt.

Ziel

Es ist das Ziel des halbempirischen Modells, den Verlauf der aerodynamischen Beiwerte auf der Grundlage von Messungen als Funktion von Anstellwinkel und Machzahl darzustellen. Dabei sollen die vorgegebenen Messwerte ausreichend genau wiedergegeben werden und in Bereichen ohne Messung eine physikalisch sinnvolle Wiedergabe der Beiwertverläufe erreicht werden.

Lösungsweg

Das Verfahren geht von der Annahme aus, daß sich die aus der Umströmung eines Profils resultierenden aerodynamischen Beiwerte durch Überlagerung der Beiwerte von Teilströmungen, wie z.B. der reinen Verdrängungsströmung oder der zirkulationsbehafteten Strömung wiedergeben lassen. Im profilfesten Koordinatensystem werden analytische Funktionen für die Beiwerte der Teilströmungsformen in Abhängigkeit der Machzahlkomponenten senkrecht und parallel zur Profilsehne vorgegeben, deren Überlagerung bereits zur qualitativ richtigen Darstellung der aerodynamischen Beiwerte führt. Mit Hilfe freier Parameter, die jeweils konkrete physikalische Bedeutung haben, werden diese Funktionen an die Windkanalmessungen des zugrundeliegenden Profils so angepaßt, daß die Meßwerte wiedergegeben werden und für den weitaus größeren Anstellwinkel- und Machzahlbereich ohne Messung eine physikalisch sinnvolle Annäherung der aerodynamischen Beiwerte möglich ist.

ANALYTISCH BESTIMMTE AERODYNAMISCHE BEIWERTE

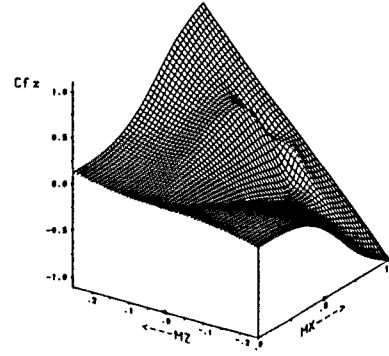
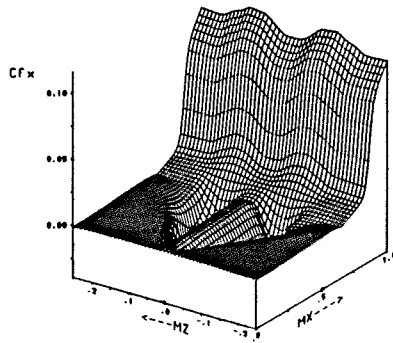
Ergebnis

Profil: NACA 0012

Beiwerte bezogen auf Schallstaudruck: $q_a = \frac{\rho}{2} a^2$

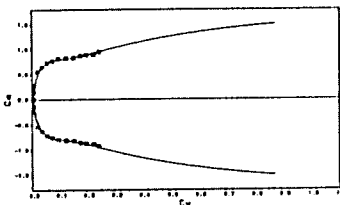
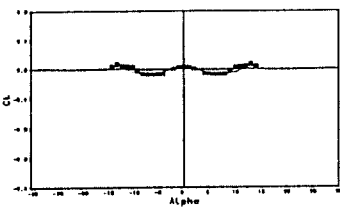
Tangentiellkraftbeiwert C_{fx}

Normalkraftbeiwert C_{fz}



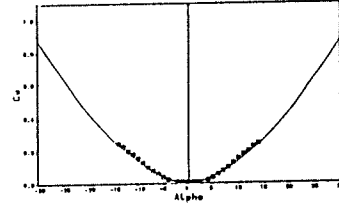
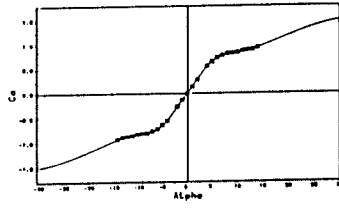
PROFIL NACA 0012

Bereitstellung der Messwerte mit analytischer Kurve



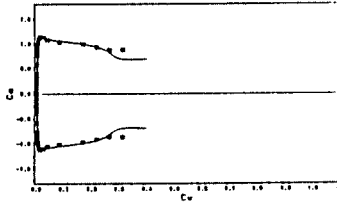
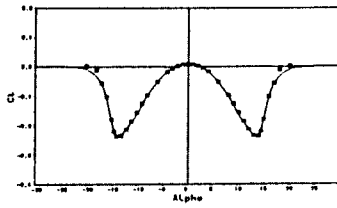
Mach: 0.700

Dr: 05.11.89 T: 12:49



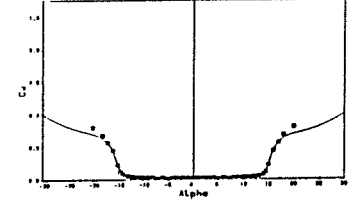
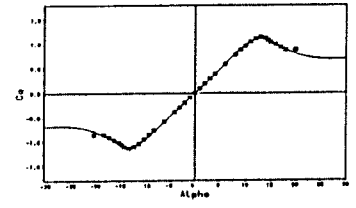
PROFIL NACA 0012

Bereitstellung der Messwerte mit analytischer Kurve



Mach: 0.350

Dr: 05.11.89 T: 12:49



Literatur

- [1] Leiss, U.; Wagner, S.: Toward a Unified Representation of Rotor Blade Airloads with Emphasis on Unsteady and Viscous Effects. Proc. of the 13th European Rotorcraft Forum, Paper No. 15, Arles, 1987.
- [2] Leiss, U.: Verbesserung der mathematischen Modelle von Hubschraubern zur Ermittlung von Modellstrukturen für Zwecke der Simulation und Regelung. Abschlußbericht, BMFT LFF 8340, Universität der Bundeswehr München, Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau, 1987.
- [3] Lerch, M.; Lösch, R.: Grundlagen, Erweiterung und Verifikation der Theorie zur halbempirischen Bestimmung der stationären analytischen Profilpolaren. Universität der Bundeswehr München, Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau, Institutsbericht Nr. 89/2, 1989.

weitere Vorgehen

Weiterentwicklung des Verfahrens, Darstellung gewölbter Profile unter der Voraussetzung ausreichender Messungen.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner A. Röttgermann, Prof. S. Wagner

Institution Universität der Bundeswehr München
 Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
 8014 Neubiberg

Telefon 089/6004-4079

Telefax 089/6004-3560

weitere Partner

Thema Anwendung eines Wirbelgitterverfahrens auf Rotordurchströmungen

Ausgangssituation

Mit einem auf Rotorströmungen angepaßten Wirbelgitterverfahren ist es möglich den instationären Anfahrvorgang eines Hubschrauberrotors im Schweben- und Vorwärtsflug zu untersuchen.

Ziel Das Ziel des Vorhabens ist eine möglichst genaue Wiedergabe der Entwicklung der Geometrie der freien Wirbelschleppe sowie der Blattlasten vom instationären Anfahrvorgang bis zum Erreichen einer stationären Blattlösung.

Lösungsweg

Zur Berechnung von grundlegenden Interferenzeffekten zwischen freien Wirbelschichten und Rotorblättern wurde ein zeitabhängiges Wirbelgitterverfahren für die Tragflügel entsprechend modifiziert.

Die Diskontinuitätsflächen - Blatt 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.

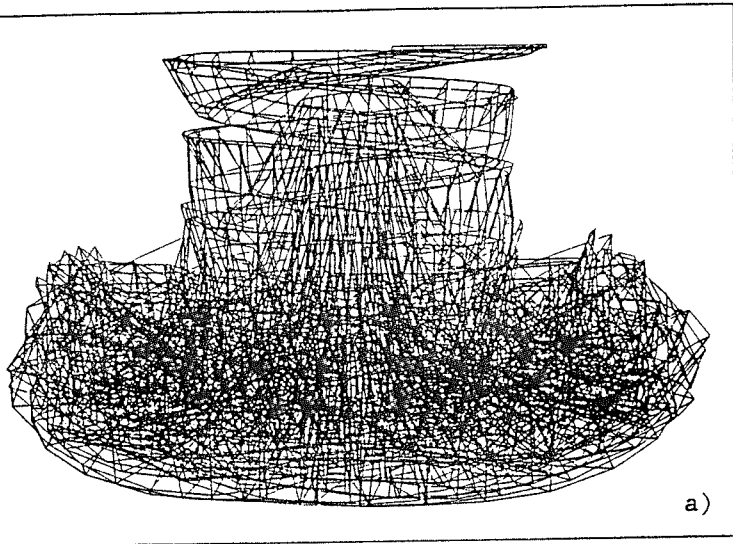
Dabei können bis auf die kinematischen Strömungsbedingung am Blatt alle übrigen Randbedingungen und Erhaltungssätze implizit erfüllt werden.

Der Nachlauf kann sich dabei stets so verformen, daß er kräftefrei bleibt.

Die zeitabhängige schrittweise Prozedur bietet zudem die Möglichkeit zur Simulation des instationären Anfahrvorgangs.

Ergebnis

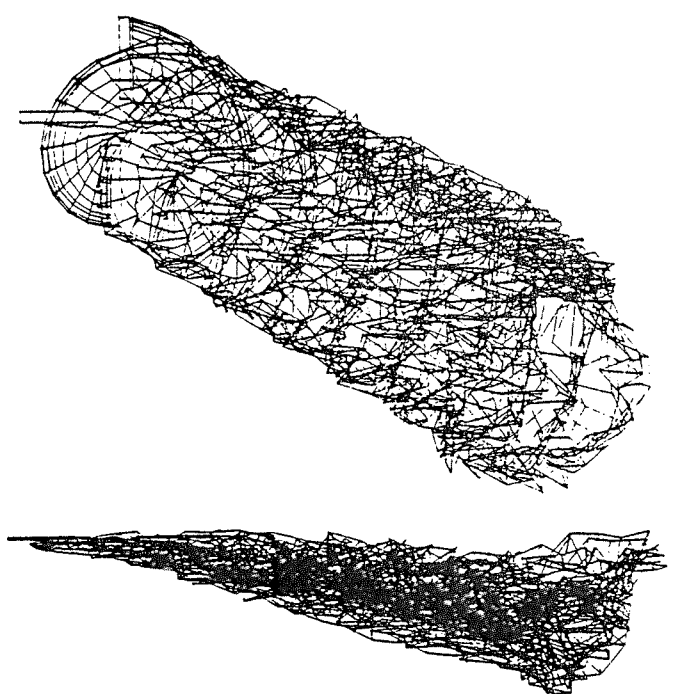
Es zeigte sich, daß sich im Schwebeflug die Randwirbel der ersten Umdrehungen des Rotors in bzw. unmittelbar unterhalb der Rotorebene sammeln und zu einem großen Ringwirbel vereinigen. Gleichzeitig findet eine Aufweitung dieses Ringwirbels auf etwa eineinhalb Rotorradien statt. Erst wenn sich genügend viele Randwirbelwindungen im Ringwirbel konzentriert haben, d.h. erst wenn der Ringwirbel ausreichend Abwind induziert um sich selbst abzusenken, erfolgt die Ausbildung der eingeschnürten Stromröhre.



a)

a) Wirbelschleppe im Schwebeflug

b) Wirbelschleppe im Vorwärtsflug



b)

- 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

weiterea Vorgehen

Für die Zukunft ist eine Kombination des Verfahrens für die Behandlung der freien Wirbelschichten mit einfachen Rumpfkörpern unterhalb der Rotorebene zur Untersuchung der Rotor-Rumpf-Interferenz geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis

Ansprechpartner Ch. Schöttl, Prof. Dr.-Ing 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 WIP-Consult
Sylvensteinstr. 2
D-8000 München 70

Thema Aeroelastisches Antwortverhalten von Windkraftanlagen auf aerodynamische Belastungen

Ausgangssituation

Windkraftanlagen mit horizontaler Drehachse können - je nach Bauart - ein sehr empfindliches Schwingungssystem darstellen, das von einer sehr komplexen Rotor-aerodynamik angeregt werden kann. Simulationsverfahren, die neben der Beschreibung des dynamischen Verhaltens einer gesamten Anlage auch "reale" Rotorströmungen bis hin zu (zum Teil gezielt eingesetzten) Extremzuständen (Strömungsablösung) berücksichtigen, sind nicht bekannt.

Ziel Primäres Ziel dieses Forschungsprojekts war die Entwicklung eines theoretischen Verfahrens zur Simulation des dynamischen und aeroelastischen Verhaltens von Windkraftanlagen mit horizontaler Drehachse. Mit Hilfe der zeitabhängigen Simulationsprogramme soll ein wirtschaftlicher Entwurf durch eine verlässliche Auslegung (Dimensionierung) ermöglicht werden. Die entwickelte Software sollte ein nützliches Werkzeug sein, um das Verhalten der elastischen Struktur, sowie die Reaktionen auf aerodynamische Belastungen bei unterschiedlichen Betriebsbedingungen zu untersuchen.

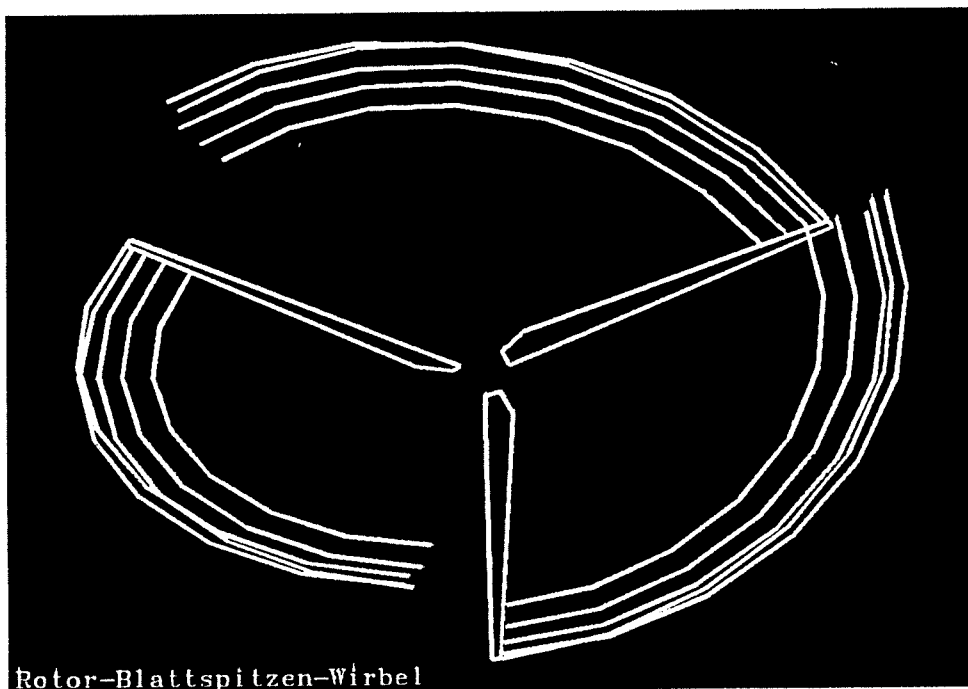
Lösungsweg Da nicht alle dynamischen und aeroelastischen Effekte an den losgelösten Teilkomponenten studiert werden können, wurde innerhalb dieses Projektes die Simulation einer kompletten Anlage in den Vordergrund gestellt, bei der wichtige Effekte berücksichtigt werden, die entweder durch Koppelungen hervorgerufen werden (z.B. Kreisel- und Zentrifugalkräfte) oder durch den Betriebszustand bedingt sind (Durchlaufen verschiedener Eigenfrequenzen beim Anfahren oder Abbremsen).

Auf der Basis von Hamilton's Prinzip der virtuellen Arbeiten (Variation der Lagrange Funktion) wurden die Bewegungsdifferentialgleichungen für bis zu 20 Freiheitsgrade (einschließlich der nichtlinearen Rotation) eines hybriden Modells (Starrkörper und elastische Kontinua) hergeleitet.

Das aerodynamische Modell zur Berechnung von Rotorströmungen und den daraus resultierenden Belastungen besteht aus einem drei-dimensionalen potentialtheoretischen Wirbelgitterverfahren und einer lokalen viskosen Korrektur. Mit Hilfe eines instationären Wirbelgitterverfahrens zur Berechnung des freien Nachlaufs von Rotoren wird ohne Berücksichtigung der elastischen Verformungen der stationäre Zustand der Nachlaufgeometrie berechnet. Dieser Zustand wird anschließend eingefroren und die "Einheits"-Induktionen in einer Wake-Einflußkoeffizientenmatrix abgelegt. Während der aeroelastischen Simulation wird die Dipolstärkenverteilung an den Blättern aktuell berechnet und zeitabhängig in den Nachlauf eingespeist. Wind, Bewegungszustand und Wakeinduktion bilden eine effektive Anströmung, die zusammen mit realen Polen zu einer aerodynamischen Belastung führen.

Ergebnis Die berechneten Ergebnisse lassen sich in 6 Hauptgruppen unterteilen.

- Berechnung dynamischer Charakteristika (Eigenwerte, Biegelinien) für losgelöste Komponenten im nichtdrehenden System.
- Berechnung von Eigenwerten und -vektoren für das stationär drehende "eingefrorene" Gesamtsystem.
- Dynamische Stabilitätsuntersuchung nach Floquet für das stationär drehende Gesamtsystem.
- Zeitabhängiges aeroelastisches Antwortverhalten auf unterschiedliche Windbelastungen sowie vorgeschriebene Steuergrößen.
- Fourieranalyse der berechneten Zeitverläufe.
- Erweiterte Fourieranalyse als Stabilitätskriterium.



Literatur

SCHÖTTL, Ch.; WAGNER, S.: Dynamic and Aeroelastic Response of Wind Energy Converter to Aerodynamic Loads, Abschlußbericht (EN3W-0040-D(B)), Brüssel B, zu veröffentlichen, 1989.
SCHÖTTL, Ch.; WAGNER, S.: Dynamic and Aeroelastic Response of Wind Energy Converter to Aerodynamic Loads, proc. European Community Wind Energy Conference and Exhibition, Herning DK, ed. Palz W., publ. by Stephans H. S. and Ass., pp 191-196, Juni 1988.

weitere Vorgehen

Validierung der entwickelten Programme anhand von Messungen, die an der drei-blättrigen Windkraftanlage DEBRA 25 der DLR in Stuttgart und auf dem Testfeld in Schnittlingen durchgeführt wurden.

Förderung durch Kommission der Europäischen Gemeinschaft, DG XII (EN3W-0040-D(B))

Datum

11.01.1990

Mitteilung

Projektgruppe/DREHFLÜGLER

Fachkreis

Ansprechpartner Heidemarie Stahl-Cucinelli

MBB-HE121

Institution

Adresse

Messerschmitt-Bölkow-Blohm
GmbH

Unternehmensbereich
Hubschrauber
Postfach 80 11 40
8000 München 80



Telefon 089/607-23681

Telefax 089/607-26883

weitere Partner keine

Thema ANWENDUNG EINES 3D EULER-CODES AUF ROTORBLATTSPITZEN

Ausgangssituation

Für die Berechnung der Strömung um die Rotorblattspitze standen bislang nur potential-theoretische Verfahren zur Verfügung, deren Aussagefähigkeit bei drehungsbehafteten Strömungen, wie sie naturgemäß am Rotorblatt vorliegen, stark eingeschränkt wird. Mit den Eulergleichungen können solche Strömungen berechnet werden.

Ziel

Die Strömung um die Rotorblattspitze soll mittels der Eulergleichungen berechnet werden. Zunächst soll eine 3D, stationäre Lösung gefunden werden, die den Hover beschreibt, und anhand von Messungen validiert wird. Anschließend soll auf der Grundlage des stationären Codes eine instationäre Erweiterung auf dem Vorwärtsflug durchgeführt werden.

Lösungsweg

Ein 3D, stationärer Euler-Code, der für die Berechnung von Flugzeugen entwickelt wurde, wird an die Bedingungen der Rotorströmung angepaßt. Das heißt, daß die normierte Startlösung für die Rotorströmung bestimmt wird und der Geschwindigkeitsgradient in die Fernfeldbedingung integriert wird.

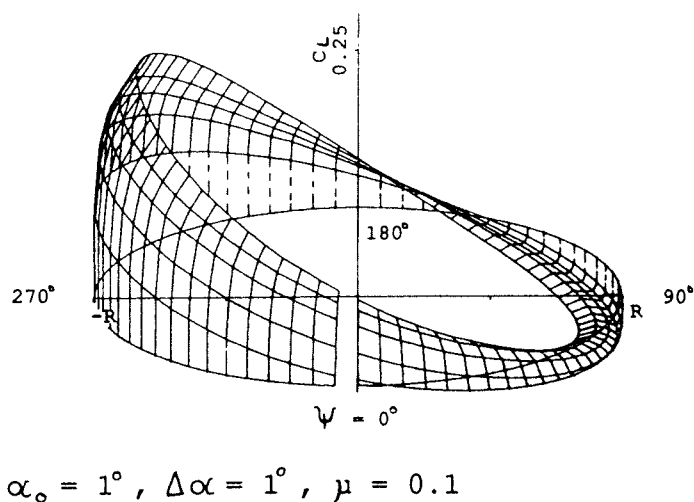
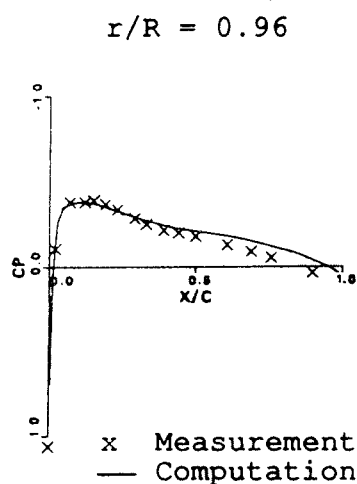
Für die Erweiterung des Codes von stationäre auf instationäre Strömungsbedingungen wird u.a. vom globalen auf den lokalen Zeitschritt übergegangen. Die zyklische Bewegung des Rotorblattes wird durch eine entsprechende geometrische Bewegung des Blattes im Rechen-netz simuliert. Die Machzahländerung, die sich aus der Vorwärtsgeschwindigkeit des Rotors ergibt, wird in die Fernfeldbedingung integriert.

Ergebnis

Der Vergleich von Rechnungen mit Messungen an einem Modellrotor in Hover, zeigt bei $\alpha = 0^\circ$ und $M_{TIP} = 0.52$ recht gute Übereinstimmung. Bei Untersuchungen von $\alpha \neq 0^\circ$ wird jedoch der Wirbeleinfluss der vorangegangenen Blätter mit berücksichtigt werden müssen.

Bei Rechnungen unter extremen Bedingungen, wie sie am Rücklaufblatt auftreten, d.h. $M_{TIP} < 0.6$ und $\alpha_{TIP} \geq \alpha_{STALL}$, war mit dem 3D, stationären Euler-Code eine konvergente Lösung erreichbar. Damit wird es wahrscheinlich möglich sein, eine instationäre Strömung, wie sie am Rotor bei $\mu > 0$ typischer Weise vorliegt, zu berechnen.

Erste 3D, instationäre Rechnungen wurden durchgeführt, um den Einfluß von Anstellwinkel- und Machzahloszillation getrennt und kombiniert zu untersuchen. Zu diesem Zweck wurde eine sinusförmige Schwingung für die Strömung mit $\alpha = 1^\circ$, $\Delta\alpha = 1^\circ$, $\mu = 0.1$ und $M_{TIP} = 0.6$ angenommen, die mit Sicherheit nicht in den Bereich kommt, wo bei stationärer Strömung Ablösung auftritt.



Literatur

1. A. Eberle MBB-EUFLEX, A new flux extrapolation scheme solving the Euler equations for arbitrary 3D geometry and speed, MBB/LKE122/S/pub/140, 1984
2. F.X. Caradonna Experimental and analytical studies of model helicopter rotor in hover, NASA TM 81232
C. Tuny

weiteres Vorgehen

Der 3D, stationäre und der 3D, instationäre Euler-Code für Rotorströmung sind anhand von Rotormessungen zu validieren. Um die Codes auf die wirklichen Strömungszustände am Hub-schrauber anwenden zu können, sind Untersuchungen der auftretenden Extremzustände der Strömung im Rücklaufbereich des Rotors durchzuführen und ihre Auswirkung auf die Lösung zu bestimmen.

Förderung durch betriebsinterne MBB-eigene Mittel (FF+E) und durch BRITE/EURAM auf internationaler Ebene.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler Aerodynamische Komponenten des Hochgeschwindigkeits-Drehflüglers
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. B. van der Wall
Institution	Deutsch Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e. V. (DLR) Institut für Flugmechanik
Adresse	Flughafen D-3300 Braunschweig
weitere Partner	– Telefon 0531 395 2687 Telefax 0531 352 695
Thema	Instationäre Luftkraftbeiwerte durch Anstellwinkeländerungen bei anliegender und abgelöster Strömung
Ausgangssituation	Die an einem Profilsegment angreifenden Strömungskomponenten sind im schnellen Vorwärtsflug hochgradig instationär und die Anstellwinkel gehen bis in den 'deep stall'-Bereich hinein. Bei höherharmonischer Steuerung wird von vornherein eine instationäre Strömung erzwungen. Mit tabellierten 2-D-Profilbeiwerten lassen sich die instationären Effekte nicht repräsentieren.
Ziel	Durch analytische Beschreibung der 2-D-Profilbeiwerte und instationäre Modellierung der wesentlichen Parameter Anstellwinkel und Anstellwinkel des Strömungsabrisses werden die instationären Profilbeiwerte im 2-D-Bereich richtig beschrieben. Der 3-D-Einfluß wird über ein Wirbelsystem im Rotornachlauf mit vorgeschriebener Geometrie erreicht.
Lösungsweg	Die stationären Profilbeiwerte werden durch einen Satz halbempirischer analytischer Ansatzfunktionen beschrieben, die die auftretenden physikalischen Effekte getrennt voneinander beschreiben (1). Deren Parameter werden durch geeignete Verfahren optimal angepaßt, so daß die stationären Beiwerte als Funktion der am Profil angreifenden Machzahlkomponenten ausreichend genau beschrieben werden (Bild 1). Instationäre Effekte resultieren zum einen aus einer Verschiebung von α zu einem effektiven Anstellwinkel (Zirkulationsverzögerung); die mit Hilfe der Wagner-Funktion als Sprungantwort auf Anstellwinkeländerungen beschrieben wird; zum anderen aus einer Grenzschichtträgheit, die den Anstellwinkel des Strömungsabrisses beeinflußt. Dieser Effekt wird im Prinzip auch durch einen Ansatz analog zur Wagner-Funktion beschrieben, jedoch mit anderen Koeffizienten. Durch simultane Überlagerung beider Effekte lassen sich die Beiwert hysterese bei anliegender Strömung, im Bereich des 'Stall-Onset' sowie im 'Post-Stall'-Bereich sehr gut beschreiben; auch mehrere überlagerte Schwingungen werden richtig repräsentiert (Bild 2, ungescherte Strömung). Scherströmungseffekte können gleichzeitig und unabhängig davon modelliert werden (Bild 2, Scherwinkel $\varphi=20^\circ$), (2).

Ergebnis

Die Anwendung in der Rotorsimulation zeigt bei mäßig belasteten Rotoren eine Reduzierung der Vibrationen durch kleinere maximale aerodynamische Lastspitzen (Profile arbeiten bei anliegender Strömung) als bei stationärer Rechnung (Bild 3). Gleichzeitig tritt eine Verschiebung der Auftriebsverteilung zu größeren Azimut ein. Bei hochbelasteten Rotoren, wo in größeren Bereichen Strömungsablösungen eintreten, werden die gerechneten Vibrationen jedoch größer als bei stationärer Rechnung, da hier die Auftriebshysteresen mit dem wachsenden $C_{A,max}$ auftreten.

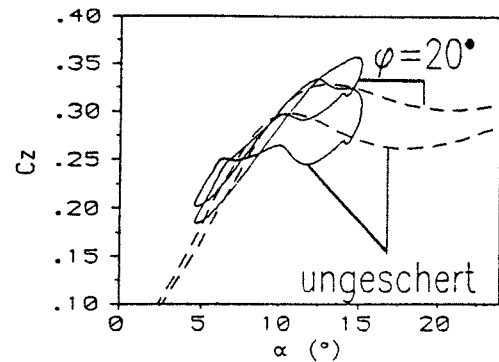
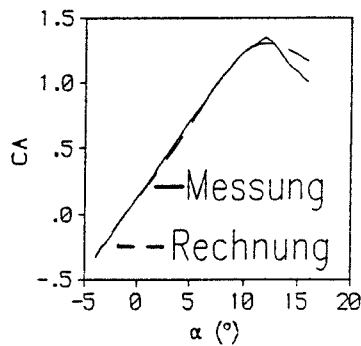


Bild 1: stationäre Beiwerte, $M=0.4$ Bild 2: Instationäre Auftriebshysteresis, $M=0$.

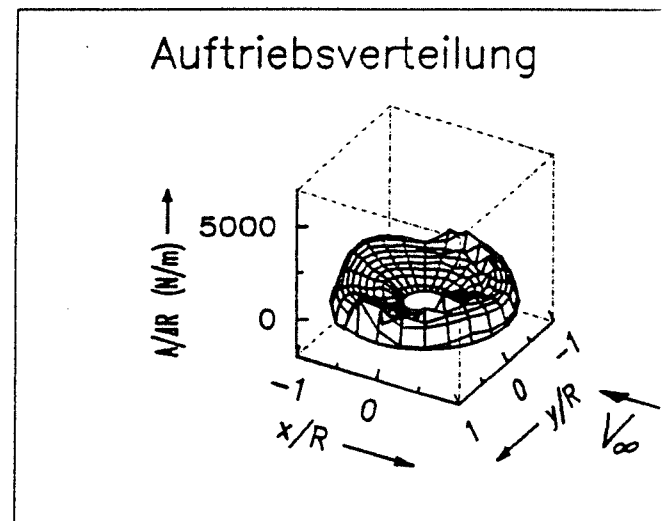
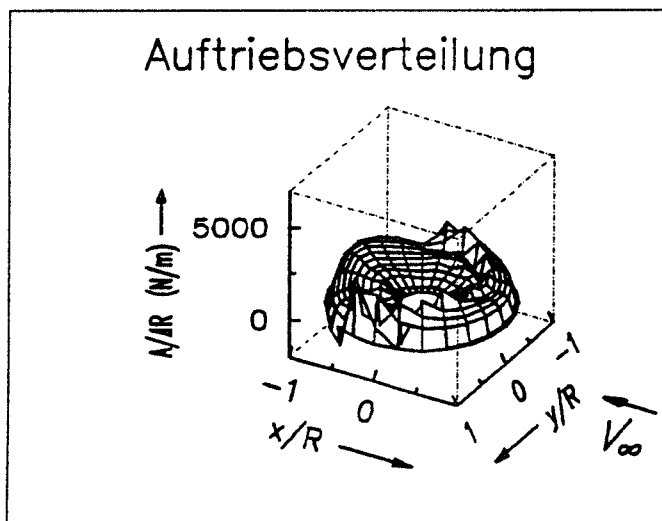


Bild 3: $\mu=0.15$, $C_T=0.0056$, Rechnung stationär (links) und instationär (rechts)

Literatur

- (1) U. Leiss, S. Wagner 'Analytische Darstellung der stationären und instationären aerodynamischen Beiwerte moderner Hubschrauber', DGLR-Jahrestagung 1985, Bonn-Bad Godesberg
- (2) B. v. d. Wall 'An analytical model of unsteady profile aerodynamics and its application to a rotor simulation program', 15th European Rotorcraft Forum 1989, Amsterdam

weiteres Vorgehen

Überprüfung der theoretischen Ergebnisse mit Versuchen am Rotorversuchsstand der DLR im Bereich der höherharmonischen Steuerung (HHC) sowie am hochbelasteten Rotor mittels Druckverteilungsmessungen am rotierenden Blatt.

Förderung durch

—

Datum

6. 12. 1989

M i t t e i l u n g

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner G. Brenner

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2124
Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

U. Dünzbach, DLR SM-TS

Thema

Navier-Stokes-Simulation von Nichtgleichgewichtsströmungen

Ausgangssituation

Simulation von laminaren Hyperschallströmungen von Luft im thermischen und chemischen Gleichgewicht.

Verfahren: zentrale Finite Differenzen und Upwind TVD Relaxationsverfahren

Ziel

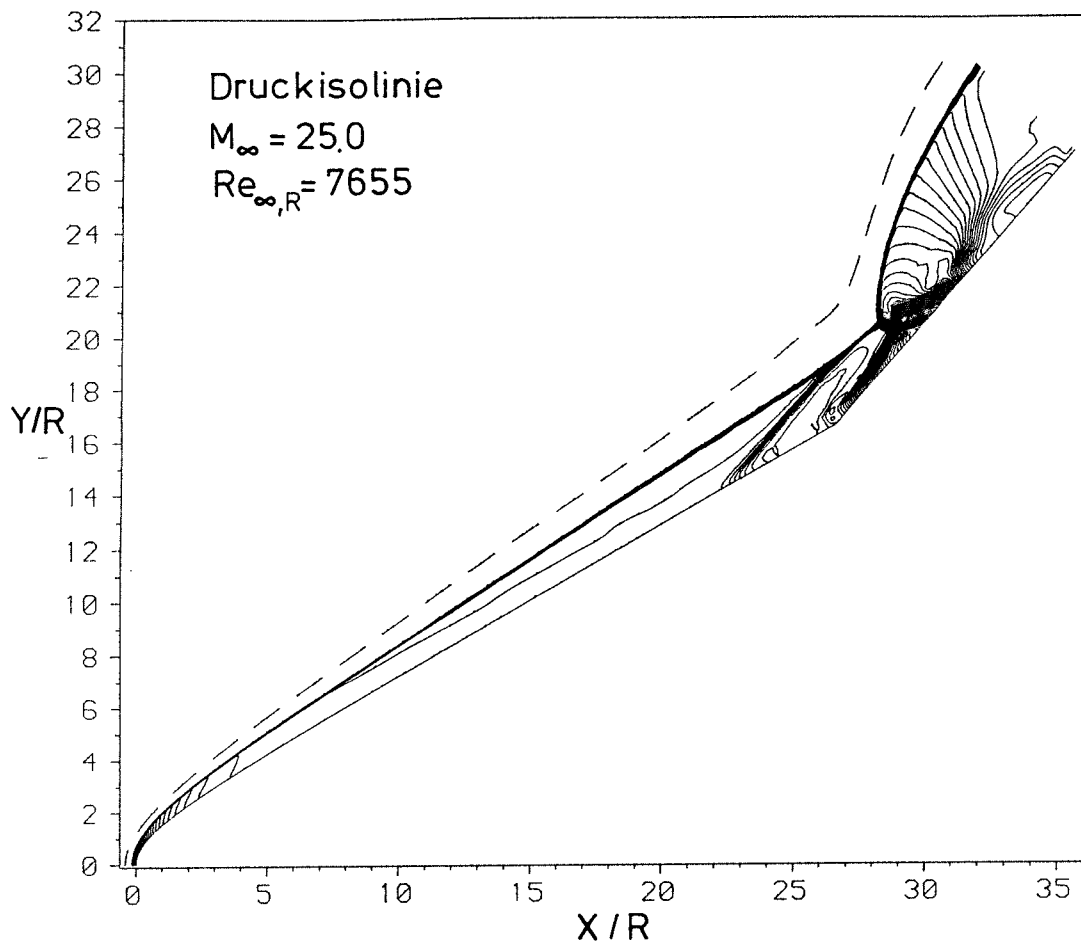
Simulation von thermischen und chemischen Nichtgleichgewichtsvorgängen in 2-dimensionalen Strömungen um stumpfe Körper

Lösungsweg

- Erweiterung eines Upwind TVD-Verfahrens für Nichtgleichgewichtsströmungen
- Untersuchung des Einflusses der chemischen Modellbildung
- Erweiterung auf 2-D.

Ergebnis

Simulation von Strömungen im chemischen und thermischen Gleichgewicht um 2-dimensionale stumpfe Körper (Hyperboloid + Flare). Einfluß starker eingebetteter Verdichtungsstöße auf Ablöseverhalten und Wärmebelastung.
(Skizze)



Literatur

1. Vinokur, Lin: "Upwind Algorithm for general thermo-chemical Nonequilibrium Flows". AIAA - 89 -0201
2. Brenner, Riedelbauch, Müller: "The computation of Axisymmetric Hypersonic Air Flows in Chemical Equilibrium. Part I + II." DLR IB 221-89 A09/10

weiteres Vorgehen

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.

Ziel Untersuchungen über

- o beginnende Ablösung bei hohen Ma-Zahlen ($Ma \approx 20$) und mäßigen Re-Zahlen im Bereich der "starken" Stoß-Grenzschichtwechselwirkung.
- o Topologie der abgelösten Strömung.
- o Wärmeübergang im Ablöse- und Wiederanlegegebiet.

Lösungsweg

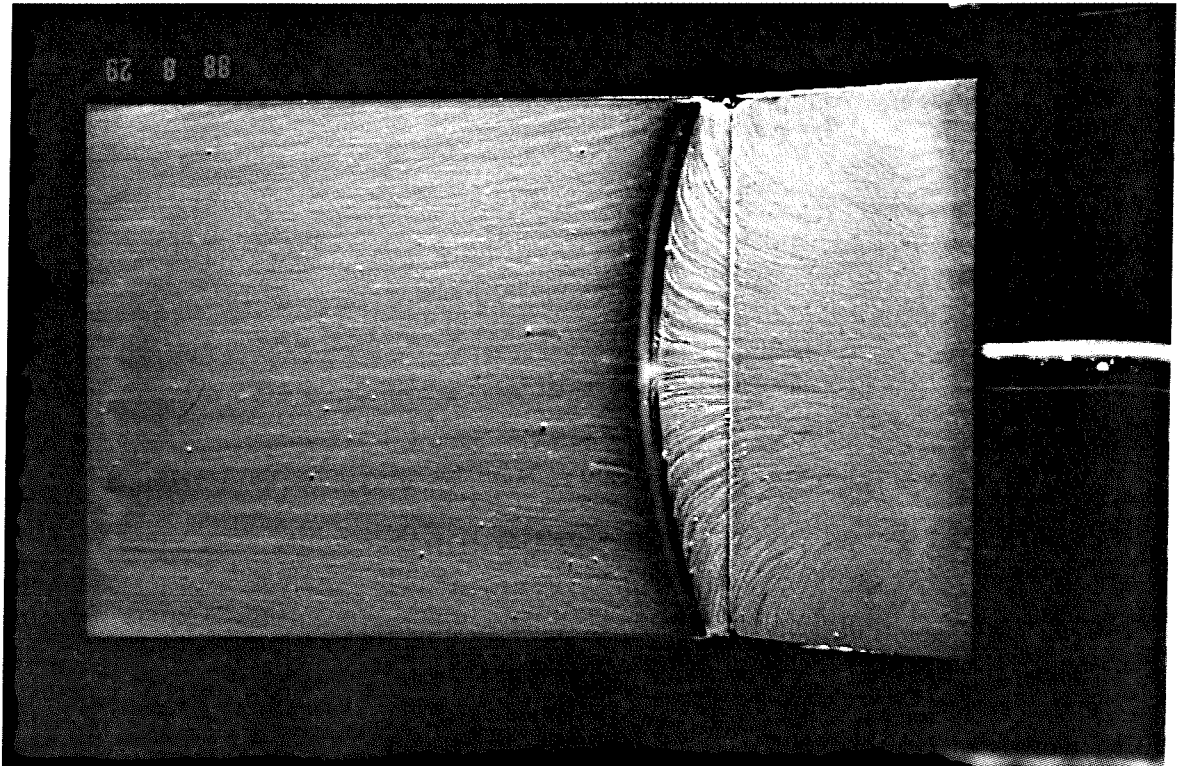
Zur Bestimmung der beginnenden Ablösung werden die Methode der Öl-anstrichbilder und der lokalen Wärmeübergangsmessung angewandt. Mittels der Ölanstrichbilder und der Strömungssichtbarmachung durch die Hochfrequenz-Gasentladungstechnik wird die Topologie der Schubspannungslinien und des Stoß-Systems erarbeitet.

Der lokale Wärmeübergang wird mit der instationären Dickwand-Methode bestimmt.

Ergebnis

Die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit Ablösung wird an sogenannten 2-D-Rampen-Modellen im Gebiet der "starken Wechselwirkung" einer Hyper-schallanströmung von $Ma \approx 20$ und $1,6 \cdot 10^4 < Re_l < 4 \cdot 10^4$ untersucht.

Es zeigt sich, daß die Ablösung bei einem Umlenkwinkel größer als 25° auftritt. Die abgelöste Strömung weist eine größere Abweichung von der 2-D-Struktur (Bild unten) auf. Trotz dieses 3-D-Charakters der abgelösten Strömung scheint das Needham-Stollery-Kriterium für den Umlenkwinkel der beginnenden 2-D-Ablösung eine brauchbare Voraussage in diesem Falle zu liefern.



Ölanstrichbild mit Ablöselinie vor der Kompressionsecke bei einem Umlenkwinkel von 35° .
 $Ma = 21,6$, $Re_l = 3,9 \cdot 10^4$, $\overline{\chi} = 42$.

Literatur

Ch.-H. Chun, Experimental Study of Transition Between Continuum and Molecular Flow. Part I: 2-D Ramp.
DFVLR-IB 222-89 A 11, March 1989.

weiteres Vorgehen

Kraftmessungen an 2-D Rampen sind geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner G. Dettleff, C.-H. Chun (ES)
K. Hannemann, B. Müller (TS)

Institution DLR, Institut für Experimentelle (ES) bzw. Theoretische (TS) Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551)-709-2434

(0551)-709-2477

Telefax (0551)-709-2101

weitere Partner

Thema

Hyperschalldüsenströmung

Ausgangssituation

- Nicht ausreichende Strömungsqualität in Hyperschall-Windkanaldüsen (Radialität, Stöße und Ablösung).
- Bedarf an Auslegeverfahren für neue Düsen.
- Nicht ausreichend bekannte Strömung in Triebwerksdüsen (Düsen aerodynamik).
- Notwendige Verifikation von vorhandenem numerischen Verfahren zur Lösung der Euler- bzw. Navier-Stokes Gleichungen für Düsenströmungen.

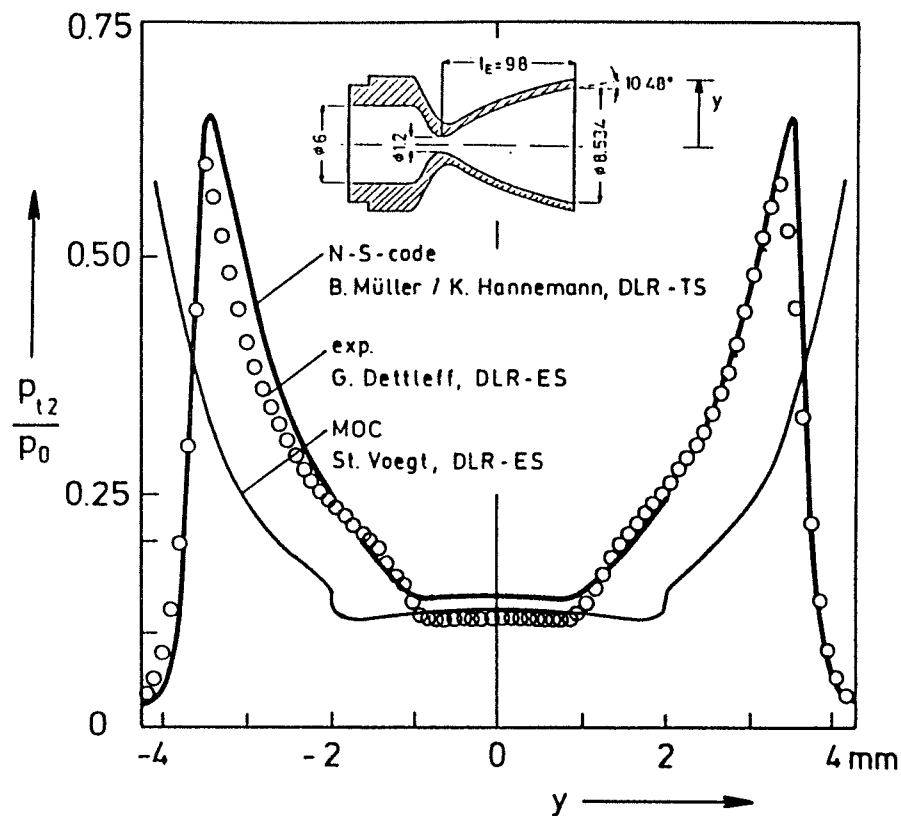
Ziel

Verbesserung der Strömung in Windkanaldüsen für Messung an Wiedereintrittsflugkörpern und Bestimmung des Strömungsfeldes in Triebwerksdüsen (Ausgangssituation für die Bestimmung der Strömung in Abgasstrahlen)

Lösungsweg

- Nachrechnen bereits experimentell untersuchter Hyperschalldüsenströmungen (reibungsfrei und reibungsbehaftet), einerseits zur Verifikation des numerischen Verfahrens und andererseits zur Erlangung eines besseren Verständnisses des Strömungsfeldes (Grenzschichtverlauf, Stöße, Wechselwirkung - Strömungsablösung)
- Auslegung von verbesserten, skalierten Windkanaldüsen
- Vermessung und Nachrechnung von diesen Düsen
- Verbesserte Auslegung der Windkanaldüsen
- Off-Design Verhalten
- Vermessen und Nachrechnen von Triebwerksdüsen

Ergebnis



Transverse Pitot pressure profiles $\frac{p_{t2}}{p_0} = f(y)$ at nozzle exit. Nozzle ERNO 2 N, $r_E = 4.27$ mm, $r^* = 0.6$ mm
test gas N_2 , $T_0 = 290$ K, $p_0 = 1$ bar, ($Re = 2600$).
Pitot probe diameter 0.6 mm.

Literatur

1. G. Dettleff & C. Dankert "Studies on Rocket Exhaust Plumes and Impingement Effects Related to the Columbus Space station Programme" DFVLR-IB 222-88 A14
2. G. Hefer "Eichung einer Mach-7-Düse für die erste Meßstrecke des Hypersonischen Windkanals der AVA", DLR FB 70-43
3. B. Müller, K. Hannemann, K. Droste, R. Wegener, DLR-IB in Vorbereitung
4. S. Voegt "Berechnung isentroper, rotationssymmetrischer Düsenströmungen mit dem Charakteristikenverfahren", DLR-IB 222-90 A05

weiteres Vorgehen

siehe Lösungsweg

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dünz bach, U.

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2124
Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

G. Brenner, B. Müller, DLR SM-TS

Thema

Navier-Stokes Simulation von Nichtgleichgewichtsströmungen

Ausgangssituation

Simulation von Hyperschallströmungen im thermo-chemischen Gleichgewicht mittels eines zentralen Differenzenverfahrens bzw. eines Upwind-TVD-Verfahrens.

Ziel

Simulation von 2-dim. viskoser Hyperschallströmungen im thermo-chemischen Nichtgleichgewicht um "einfache Geometrien"

Lösungsweg

Generalisierung des bestehenden TVD-Verfahrens zur Berechnung von Strömungen im (1) chemischen- und (2) thermo-chemischen Nichtgleichgewicht

- Untersuchung von gekoppelten und nichtgekoppelten Systemen am Beispiel von 1-dim. Stoßrohrproblemen (u.a. Steifigkeitszustand Aufwandsbetrachtungen)
- Erweiterung auf 2-D.

Ergebnis

Eine lineare Stabilitätsanalyse eines Upwind-Verfahrens anhand einer einfachen Modellgleichung für chemisch reagierende Gase gibt den Zusammenhang zwischen Zeitschrittrestriktionen und Steifigkeit des Systems an. Semiimplizite Verfahren werden deshalb aufgrund von Aufwandsgründen und den im Hyperschall auftretenden Reaktionsgeschwindigkeiten den Vorzug gegenüber vollimpliziten Verfahren erhalten.

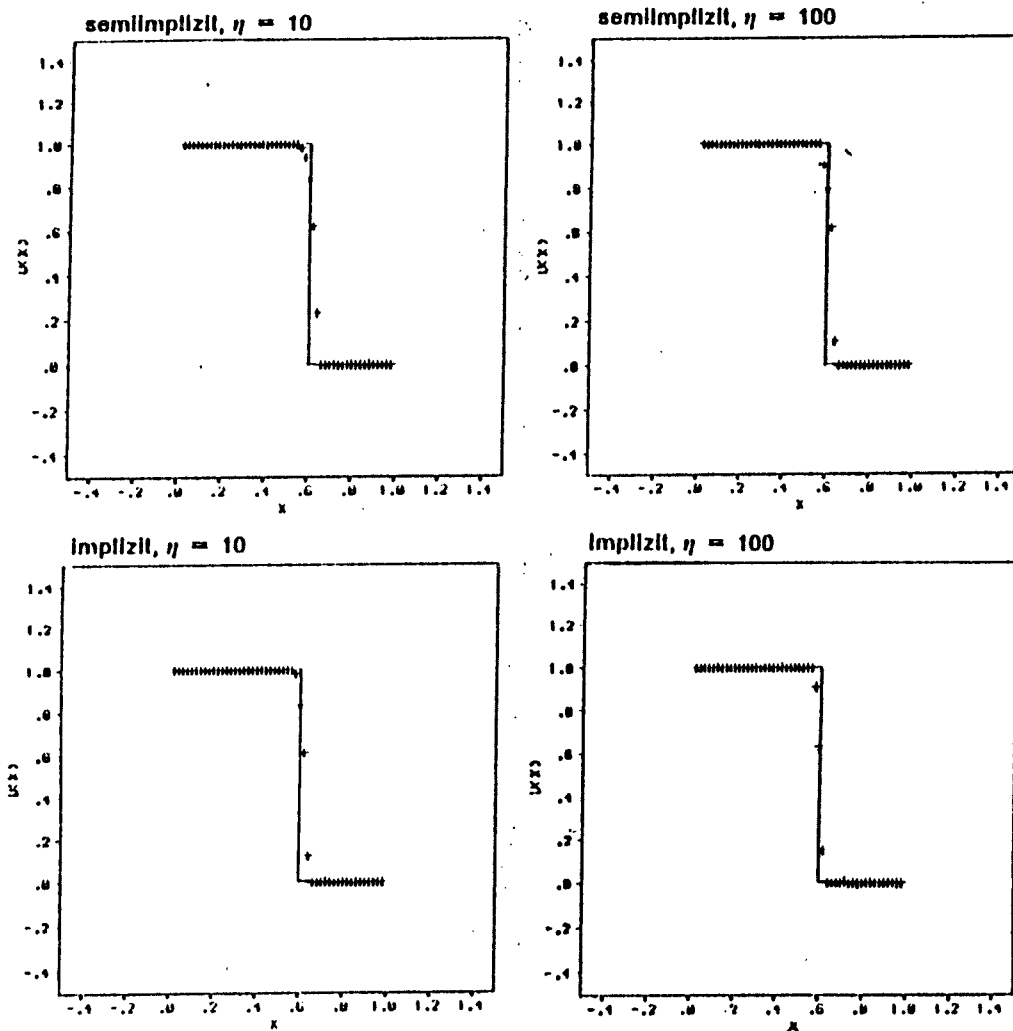


Abb.: Numerische Lösungen der inhomogenen Konvektionsgleichung unter Verwendung von unstetigen Anfangsdaten, — : wahre Lösung, +: num. Lösung.

Literatur

1. M. Vinokur, Y. Lin: "Upwind Algorithm for general Thermo-chemical Nonequilibrium Flows". AIAA - 89 - 0201

weiteres Vorgehen

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Harald Echte

Institution Dornier Luftfahrt GmbH

Adresse Grenzschicht Aerodynamik, BF50
Postfach 1303, 7990 Friedrichshafen 1

Telefon 07545/8-5648

Telefax 07545/8-4411

weitere Partner

Thema Entwicklung eines 3d Vorentwurf verfahrens zur Bestimmung der Temperaturbelastung von Hyperschallfluggeräten

Ausgangssituation Ein im Unter- und Transschall erprobter 2D Grenzschicht-Code

Ziel

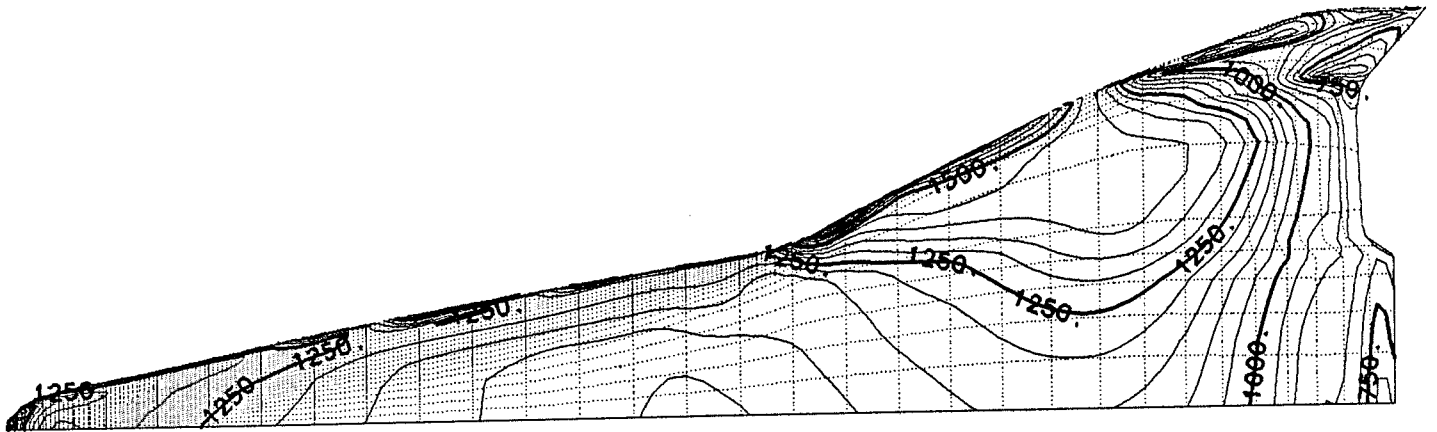
- Erweiterung des Codes auf Realgaseffekte,
- Berücksichtigung des Strahlungswärmefflusses
- möglichst gute Erfassung von 3d-Effekten

Lösungsweg

- Die Berücksichtigung von Realgaseffekten erfolgt unter der Annahme thermodynamischem chemischen Gleichgewichts. Die entsprechenden thermodynamischen Zustandsgrößen und Transportgrößen werden aus "Curve Fils" bestimmt.
- Der Strahlungswärmefluß wird unter Vernachlässigung von Wärme-flüssen in der Wand durch Variation der Wandtemperatur iterativ ermittelt.
- Die Grenzschichtgleichungen werden entlang von Stromlinien integriert. Die Stromliniendivergenz wird mit der Methode des "axisymetric analogue" berücksichtigt.

Ergebnis

Der Grenzschichtcode wird derzeit in Verbindung mit Ergebnissen des 3d-Eulercodes bis Mach 26 eingesetzt.
Das Bild zeigt die Temperaturverteilung auf der HORUS Unterseite bei $Ma = 26$, $\alpha = 25^\circ$.



Literatur

- H. Echtle, Calculation of Surface Heat Loads for the HORUS Reentry Body, DORNIER Bericht BF 6/90 B

weiterees Vorgehen

In nächster Zukunft ist die Erweiterung des Codes zur Stromlinienintegration für blockstrukturierte Netze geplant, sowie eingehende Vergleiche mit vorhandenen Messungen.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. G. Eitelberg

Institution DLR, SM-ES

Adresse Bunsenstraße 10,
3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2339

Telefax -2870

weitere Partner

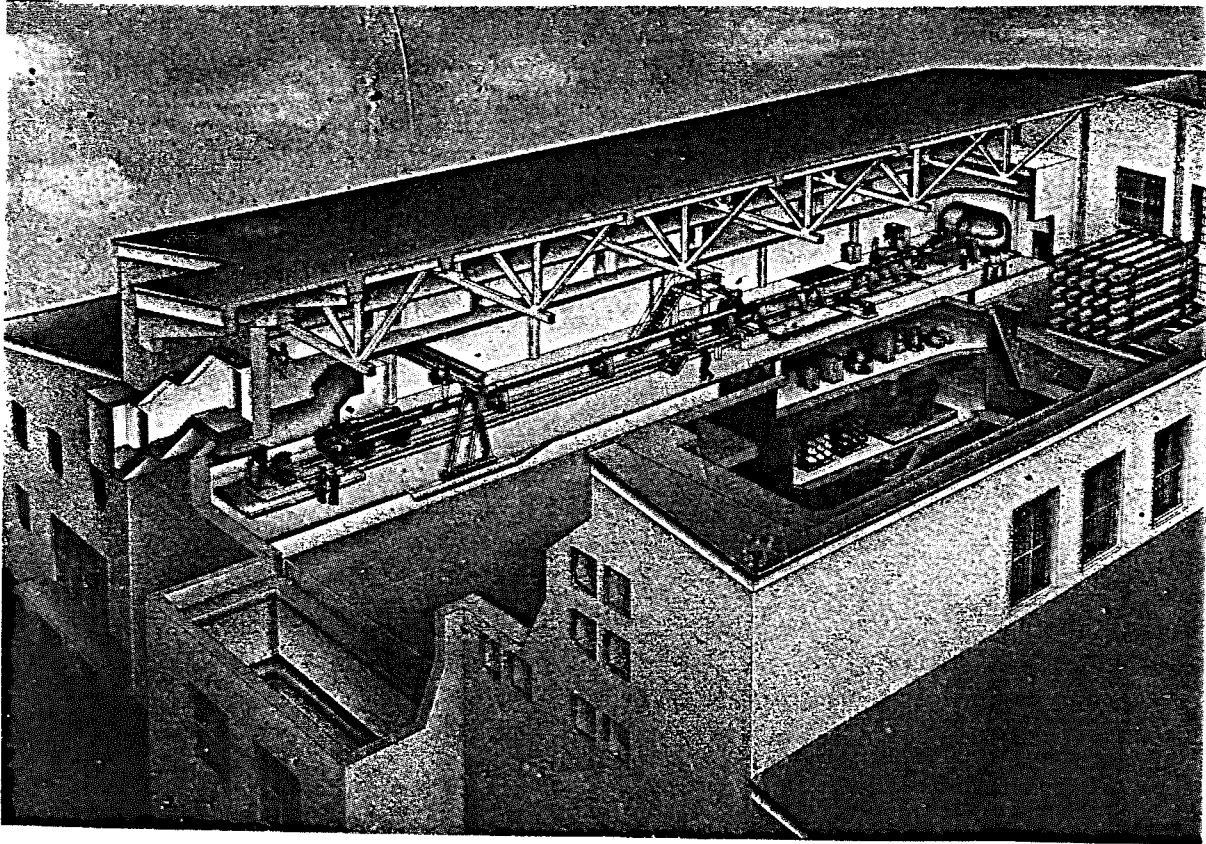
Thema Hochenthalpiekanal Göttingen HEG

Ausgangssituation Es fehlt an Versuchsanlagen zur Untersuchung von Real-gaseffekten im heißen Hyperschall.

Ziel Erstellung einer Versuchsanlage für Strömungen mit Real-gaseffekten im heißen Hyperschall, wobei die Reaktionslänge und die Strömungsgeschwindigkeit simuliert werden sollen.

Lösungsweg Konzipierung, Planung und Bau eines flugkolbengetriebenen Stoßwindkanals.

Ergebnis Laufende Bautätigkeit. Detaillierte Planungsunterlagen.
Aufbau von Meßtechniken incl. detaillierte Planungsunterlagen
für laserinduzierte Fluoreszenz (LIF).



Literatur

weiteres Vorgehen Bautätigkeit wird fortgesetzt. Die Aufstellung der Anlage wird weiter vorbereitet.

Mitteilung

Projektgruppe/	Hyperschall		
Fachkreis	Atmosphäre (Meteorologie)		
Ansprechpartner	Prof.Dr.D.Etling		
Institution	Institut für Meteorologie und Klimatologie, Universität Hannover		
Adresse	Herrenhäuser Str. 2 , 3000 Hannover 21	Telefon	0511 7622677
		Telefax	
weitere Partner	Sonderforschungsbereich 257 "Flugphysik von Hyperschallflugzeugen und Raumtransportern", Braunschweig		
Thema	Analytische und numerische Simulation von Wellen und Turbulenz		
Ausgangssituation	Problem: Beeinflussung des Flugverhaltens von Hyperschallflugzeugen durch Wellen und Turbulenz in der Stratosphäre.		
Ziel	Erfassung von Stärke, Andauer sowie der physikalischen Ursachen von Wellen und Turbulenz in der oberen Atmosphäre.		
Lösungsweg	Numerische Simulation der entsprechenden Gleichungen.		

Ergebnis Vorhaben beginnt am 1.1.1990

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

weiteres Vorgehen

Datum 5.3.90

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

M. Fey, R. Jeltsch, P. Karmann

Institution

Seminar für Angewandte Mathematik

Adresse

ETH-Zentrum
CH-8092 Zürich

Telefon

0041 1 256 3459

Telefax

weitere Partner

Thema

Numerische Lösung der Eulergleichung 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.

Ergebnis

Das Strömungsfeld wurde in den 2D-Rechnungen qualitativ gut wiedergegeben, vor allem konnte deutlich eine Reduzierung des Stoßabstandes gezeigt werden. Das Operator-Splitting stellte sich als unkritisch heraus. Auch mit einfachsten Lösern für die gewöhnlichen Differentialgleichungen konnten nahezu die gleichen Ergebnisse wie mit aufwendigen Lösern erzielt werden. Allerdings traten im Staupunkt starke Unterschiede der Zustandsgrößen bei Netzverfeinerung auf.

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

weitere 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.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner K. Hannemann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2477
Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

G. Eitelberg, DLR SM-ES

Thema

Auslegung einer axialsymmetrischen, Konturierten Düse für den Hochenthalpie-Windkanal Göttingen (HEG)

Ausgangssituation

Bedarf einer Hyperschalldüse für den im "reflektierten Mode" betriebenen HEG. Die Bedingungen im Staubereich sind hierbei: $p \approx 2000$ bar, $T \approx 13000$ K, $h \approx 44$ MJ/Kg, was zur Folge hat, daß das Testgas Luft fast vollständig dissoziiert ist.

Ziel

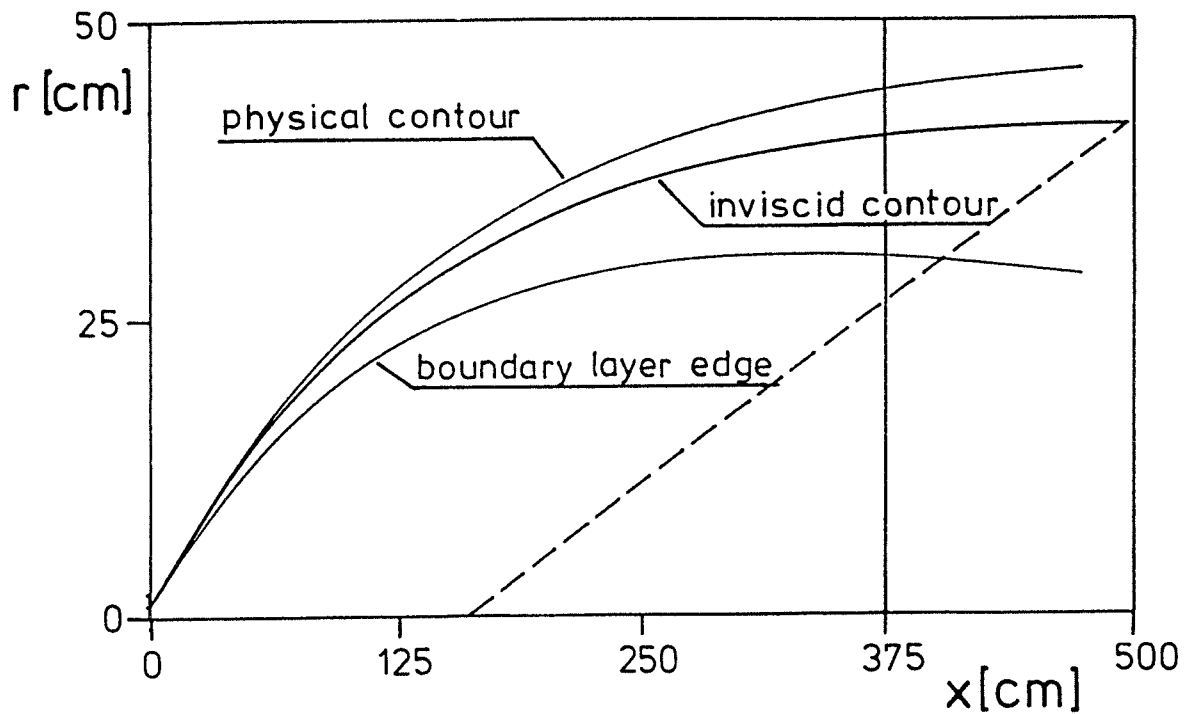
Möglichst gleichmäßige, parallele Strömung in der Meßstrecke bei einer maximalen Düsenlänge von $l = 3.75$ m und einem minimalen Austrittsdurchmesser von $d = 80$ cm.

Lösungsweg

- Iterative Bestimmung der reibungsfreien Düsenkontur mit einem Charakteristikenverfahren für ideales Gas und einem eindimensionalen Verfahren zur Berechnung der Düsenströmung im chemischen Nichtgleichgewicht. Hierbei handelt es sich um ein Vorgehen, das sich bereits bei der Auslegung der Düsen für die "Free-Piston-Shock Tunnel" T3 und T4 (Australien) bewährt hat.
- Berechnung der physikalischen Düsenkontur mit einer empirischen Grenzschichtkorrelation (Edenfield (1968)).
- Untersuchung von Off-Design Bedingungen.

AG STAB

Ergebnis



Geometrie der HEG Düse ($M_{\text{Austritt}} = 7$)

Literatur

1. Jacobs & Stalker "Design of Axisymmetric Nozzles for Reflected Shock Tunnels". Report 1/89 Department of Mech. Eng. University of Queensland (Australia)
2. Vardavas "Modelling Reactive Gas Flows within Shock Tunnels" Australian J. Phys., 37 pp. 157-177, 1984
3. Hannemann "Design of an Axisymmetric, Contoured Nozzle for the HEG" DLR-FB 90-04

weiteres Vorgehen

abgeschlossen

Datum 27.3.1990

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	U. Herrmann	
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Flughafen, D-3300 Braunschweig	Telefon 0531-395-2176 Telefax 0531-352695
weitere Partner	---	
Thema	Ein effizienter, interaktiver Netzgenerator - Voraussetzung zur Berechnung von Strömungen um Hyperschallkonfigurationen	
Ausgangssituation	a) Netzgenerierung mit körperangepaßten, krummlinienigen Koordinatensystemen wird für komplexe Konfigurationen zunehmend problematischer b) Die Kontrolle der Netzqualität von 3D-Netzen auf graphischen Displays ist sehr zeitaufwendig	
Ziel	Entwicklung eines Netzgenerators zur Erstellung von Oberflächen- und Raumnetzen mit Hilfe von algebraischen und auf der Lösung elliptischer Poisson Gleichungen beruhender Methoden unter Berücksichtigung der geplanten Verwendung für Hyperschallkonfigurationen.	
Lösungsweg	Die Wahl einer Workstation als Werkzeug ermöglicht die Zusammenfassung der Schritte der Netzgenerierung und der optischen Kontrolle der Netzqualität zu einem Paket. In seinen Teilsegmenten ist es über Menses oder alpha-numerische Eingabe einfach zu steuern. Durch kurze Antwortzeiten des Paketes entsteht Interaktivität. Hyperschallkonfigurationen sind meist schlanke Körper mit ausgeprägter Längsrichtung. Die Berandung des Strömungsfeldes ist ein Stoßkegel. Daher ist es möglich, 3D-Netze aus 2D-Netzen zusammenzusetzen, die entlang der Längsachse der Konfiguration aufgereiht sind. Dies gewährleistet Überschneidungsfreiheit in Körperlängsrichtung. Weiterhin ist 2D-Netzgenerierung weniger rechenintensiv als 3D-Netzgenerierung. Bild 1 zeigt einen "Segment"-Plan des Netzgenerators sowie die verwendeten Basismethoden; in Bild 2 ist eine Hyperschallkonfiguration mit zugehörigem Netz in der Austrittsebene gezeigt.	

I-MESH

(Interaktives Netzgenerierungsprogramm)

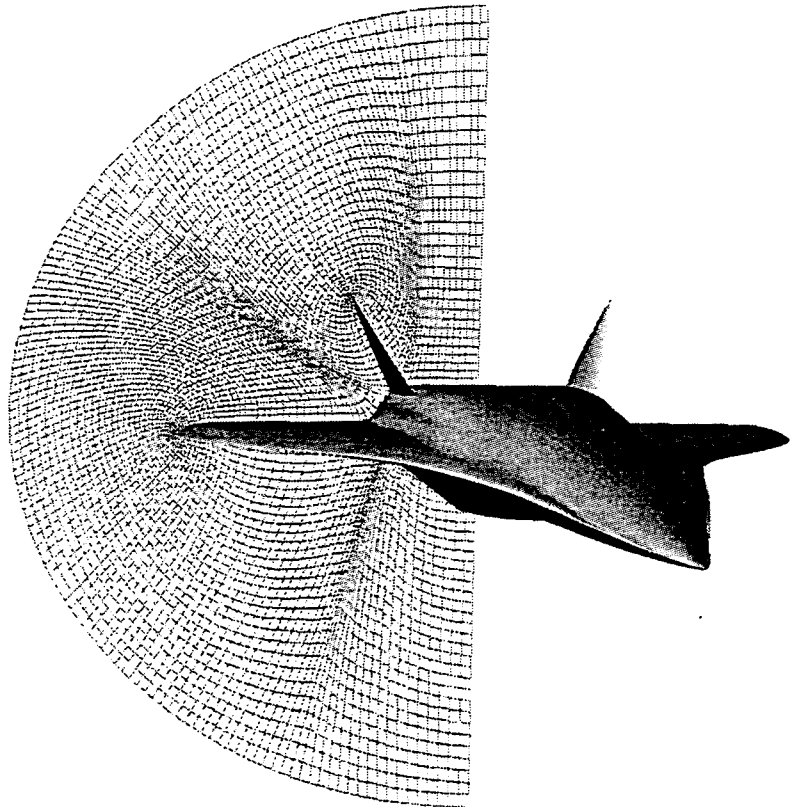
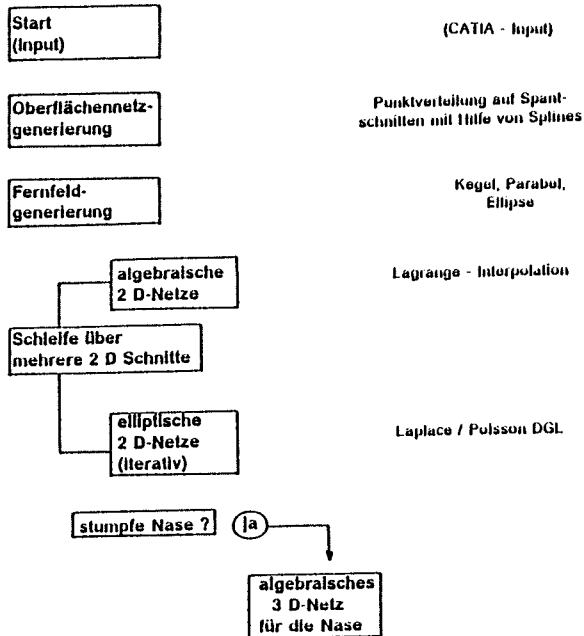


Bild 1 Segmente des inter-
aktiven Netzgenerators

Bild 2 2D-Netz in der Austritts-
ebene einer Hyperschall-
konfiguration

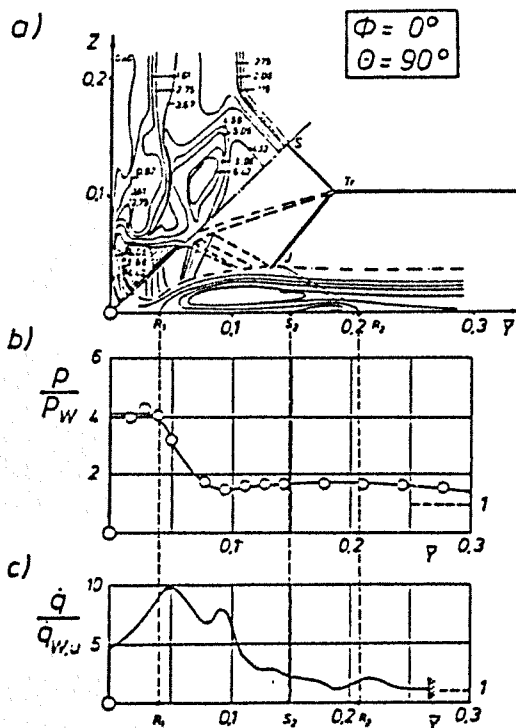
Literatur Sonar, Th., Grid Generation Using Elliptic Partial
Differential Equations, DFVLR-FB 89-15

weiteres Vorgehen

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	0531/391-2433(2327)
		Telefax	0531/391-4577
weitere Partner	Dipl.-Ing. H. Petzel	Telefon 0531/2327	
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. Auf Grund der nachgewiesenen kegelsymmetrischen Strömung ist es ausreichend, nur einen Meßschnitt normal zur Anströmung zu untersuchen.		

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

K. Kipke, D. Hummel: Untersuchungen an längsangeströmten Eckenkonfigurationen im Hyperschallbereich. Teil I: Ecken zwischen ungepfeilten Keilen. Z. Flugwiss. **23** (1975), 417 - 429.
W. Möllenstädt: Untersuchungen an längsangeströmten Eckenkonfigurationen im Hyperschallbereich. Teil II: Ecken zwischen gepfeilten Keilen. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. **8** (1984), 405 - 414.
D. Hummel: Axial flow in corners at supersonic and hypersonic speeds. AGARD-Report No. 764 (1990), 5-1 to 5-37.

weiterees Vorgehen

Im weiteren Verlauf der Forschungsarbeiten sollen die Untersuchungen auf unsymmetrische Konfigurationen ausgedehnt werden. 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 Wärmeübergangsmeßtechnik wird um die Flüssigkeitskristalltechnik erweitert. Für optische Untersuchungen des Dichtefeldes wird ein Differentialinterferometer aufgebaut.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Stefan Leicher und Klaus Dortmann

Institution Dornier Luftfahrt GmbH

Adresse Theoretische Strömungsmechanik, BF30,
Postfach 1303, 7990 Friedrichshafen 1

Telefon 07545/8-4819

Telefax 07545/8-4411

weitere Partner

Thema Weiterentwicklung eines dreidimensionalen blockstrukturierten Euler- und Navier-Stokes Codes zur Anwendung auf komplexe Hyperschall-Strömungsprobleme

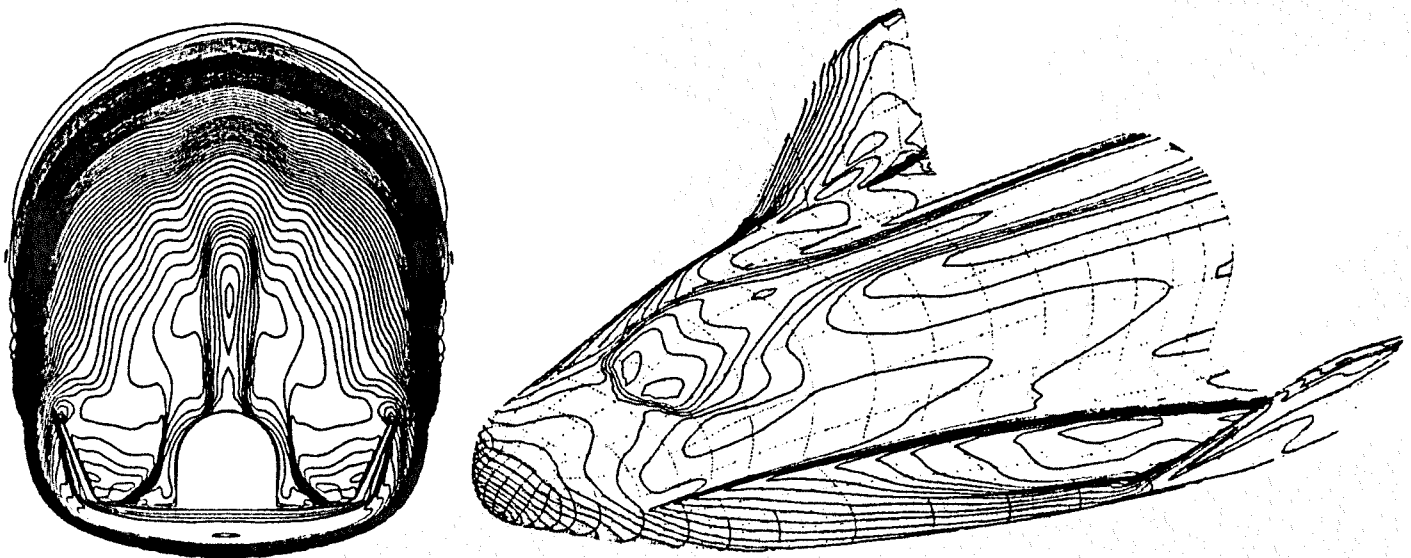
Ausgangssituation Ein im Unter- und Transschall erprobter dreidimensionaler block-strukturierter Euler- und Navier-Stokes Code.

Ziel Erweiterung des Codes auf den Hyperschallbereich unter Berücksichtigung von Gleichgewichts-Realgaseffekten

Lösungsweg Berücksichtigung der Realgaseffekte erfolgt unter der Annahme thermodynamischen und chemischen Gleichgewichts. Die entsprechenden Stofftransportgrößen sowie die thermodynamischen Zustandsgrößen werden aus "Curve Fits" bestimmt oder direkt aus Gleichgewichts-Reaktionsmodellen berechnet und in speziellen Interpolationstabellen abgelegt. Damit kann der Mehraufwand einer Rechnung mit Realgasbedingungen gegenüber jener unter Annahme idealer Gase sehr klein gehalten werden. Spezielle algorithmische Maßnahmen sind nötig, um die verschiedenen Lösungsverfahren in Gebieten extrem kleiner Dichten und Drücke stabil zu halten.

Ergebnis

Derzeit wird der Code eingesetzt, um reibungsfreie Strömungen unter Berücksichtigung von Realgaseffekten um vollständige Wiedereintritts-Flugkörper (Horus, Hermes) bis Mach 25 und Anstellwinkeln bis 30° zu berechnen. Dabei werden die Möglichkeiten der Blockstruktur dahingehend genutzt, um Wiedereintrittsflugkörper mit ausgeschlagenen Klappen effizient behandeln zu können. Im Staupunktbereich wird durch Einsatz eines speziellen Netzblocks das Auftreten von Singularitäten vermieden. Das Bild zeigt die Machzahlverteilung auf einer typischen Konfiguration bei $Ma = 25$ und $\alpha = 30^\circ$.



Literatur

- S. Leicher, Numerical Solution of 3-D Inviscid Flow Fields around Complete Aircraft Configurations. ICAS 86-1.3.2, 1986
- K. Dortmann Inviscid Flow Over a Double Ellipsoid Workshop on Hypersonic Flows for Re-entry Problems Band 7, Antibes (France), Jan 22-25, 1990

weitere Vorgehen

Geplant sind in nächster Zukunft die Berechnung reibungsbehafteter Strömungen um ähnliche vollständige Konfigurationen, sowie algorithmische Konvergenzverbesserungen durch spezielle adaptierte Mehrgitterstrategien.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

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

Thema Experimentelle Bestimmung der Wärmeübergangsverteilung in Bereichen laminar und turbulent ablösender Hyperschallgrenzschichten unter Einsatz der Infrarottechnik.

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 und/oder Kühlsysteme geht gewichtsmäßig auf Kosten der Nutzlast und bedarf der Optimierung. Schon im Frühstadium der Projekte ist die Kenntnis der lokalen Wärmebelastung erforderlich, die bei dreidimensionaler Umströmung mit nicht vermeidbarer laminarer oder auch turbulenter Ablösung experimentell zu überprüfen ist.

Lösungsweg An einfachen Modellen, wie etwa der tangential angeströmten Platte mit scharfer oder gerundeter Vorderkante, werden bei laminarer oder (erzwungen) turbulenter Grenzschicht durch schräg einfallende Stöße oder aufgesetzte Keile Grenzschichtablösungen erzeugt und Wärmeübergangsverteilungen gemessen.

Mit Hilfe der Thermovisionstechnik wird im gesamten Strömungsfeld die zeitliche Entwicklung der Oberflächentemperatur registriert. Mittels anschließender Bildverarbeitung und bekannten Auswerteverfahren werden Linien konstanten Wärmeübergangs ermittelt.

Der Aussagewert der Wärmeübergangsmessungen soll in einigen charakteristischen Anordnungen durch Messungen der Druckverteilung (z.B. in einem Längsschnitt) und durch Oberflächen-Fließbilder gesteigert werden.

Ergebnis

In einer kombinierten Infrarot- und Ölbildstudie wurde die Wechselwirkung zwischen einer Stoßfront und der laminaren Plattengrenzschicht untersucht. Dabei wurde die Stanton-Zahl-Verteilung auf der Platte aus Infrarotmessungen bestimmt.

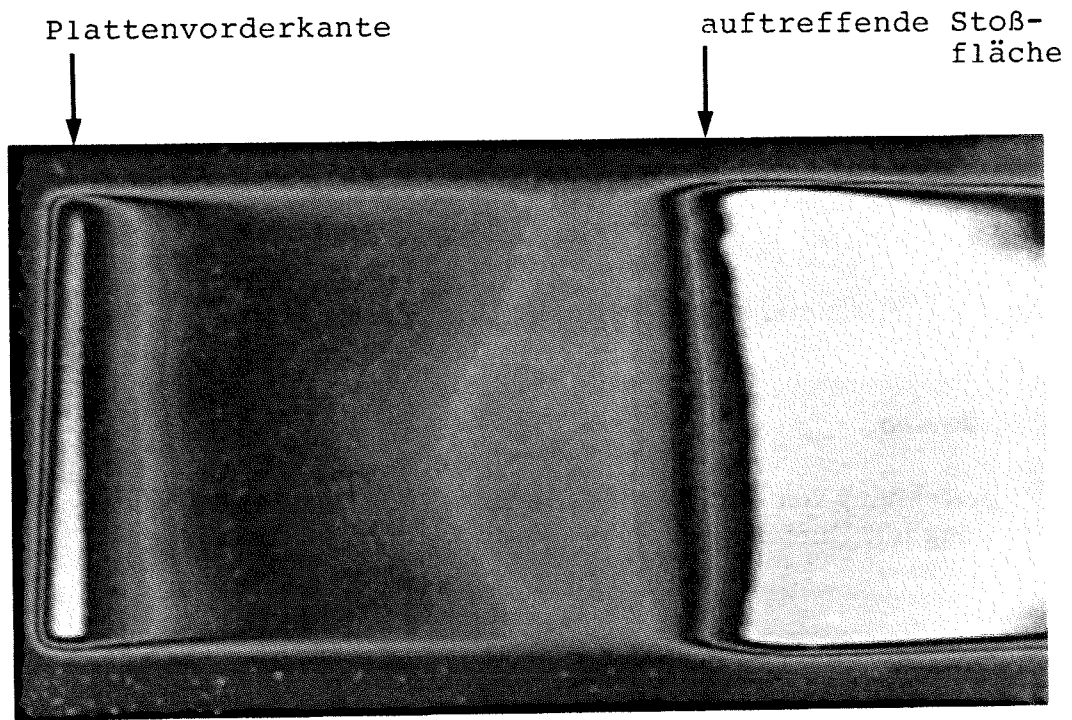


Abbildung: Infrarot-Bild der ebenen Platte im Bereich einer auftreffenden Stoßwellenfront. Auf der rechten Plattenseite ergibt sich ein deutlich höherer Wärmeübergang auf Grund der vorher abgelösten und nun wieder anliegenden Strömung.

Literatur

Henckels, A.; Maurer, F.:
Applications of Infrared-Thermography in a Hypersonic Blow 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 für den Hyperschall.
Bestimmung der Temperatur- und Wärmebelastungsverteilung im Wechselwirkungsbereich schräg einfallender Verdichtungsstöße bei Variation von Machzahl, Stoßintensität und Grenzschichtzustand.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

Dr.-Ing. S. Menne

Institution

Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH,
UK-KT 225

Adresse

Postfach 80 11 69
8000 München 80

Telefon (089) 6072-2517

Telefax (089) 6072-9370

weitere Partner

Thema

Überschall-Einlaufströmung

Ausgangssituation

Berechnung von Überschall-Einläufen für reibungsfreie und reibungsbehaftete Strömung mit Hilfe der 3-D Euler und Navier-Stokes Gleichungen.

Ziel

Ökonomische Lösung mit Hilfe von Marschierverfahren auch für reibungsbehaftete Strömung, solange keine starken Wechselwirkungen in Strömungsrichtung auftreten.

Lösungsweg

Erstellung eines 3-D Navier-Stokes Löser mit Marschieroption und Validierung mittels Vergleich mit anderen numerischen und experimentellen Ergebnissen.

Ergebnis

Lösung der 3-D Euler (Bilder 2 und 3) und Navier-Stokes Gleichungen (Bilder 1 und 4) mit Marschieroption (Bilder 1,2,4) und ohne (Bild 3). **Bild 1:** Keil-Platte Einlaufströmung, $Re_x = 0.97 \times 10^6$, $M_\infty = 12.5$, $\delta = 15^\circ$, Machzahlverteilung in Querströmebene bei $x = 12.5$ inch, a) Experiment Cooper & Hankey, b) 3-D Navier-Stokes Lösung, c) numerische Lösung Shang & Hankey. **Bild 2:** Doppelkeil-Einlaufströmung, $M_\infty = 3$, $\delta = 9.5^\circ$, Machzahlverteilung in Querströmebene, a) 3-D Euler Lösung, b) (—) Experiment West & Korkegi, (—) numerische Lösung Marconi, (o) numerische Lösung Kutler. **Bild 3:** Triebwerk-Einlaufströmung, $M_\infty = 2.76$, Machzahlverteilung in Strömungsrichtungsebenen, 3-D Euler Lösung. **Bild 4:** Strömung um Zweistufen-Transportflugzeug, $Re_L = 8 \times 10^6$, $M_\infty = 6.8$, $\alpha = 8^\circ$, Druckverteilung auf Oberfläche und in Querströmschnitten, 3-D Navier-Stokes Lösung. Einzelheiten und Referenzen sind in [1,2,3] zu finden.

Bild 1:

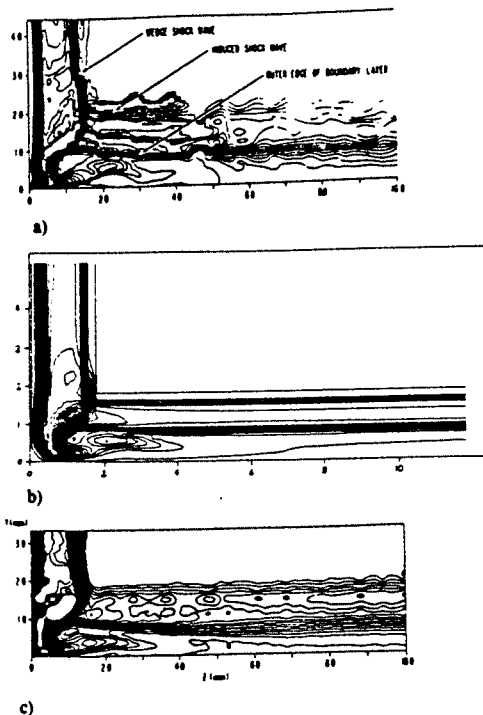


Bild 2:

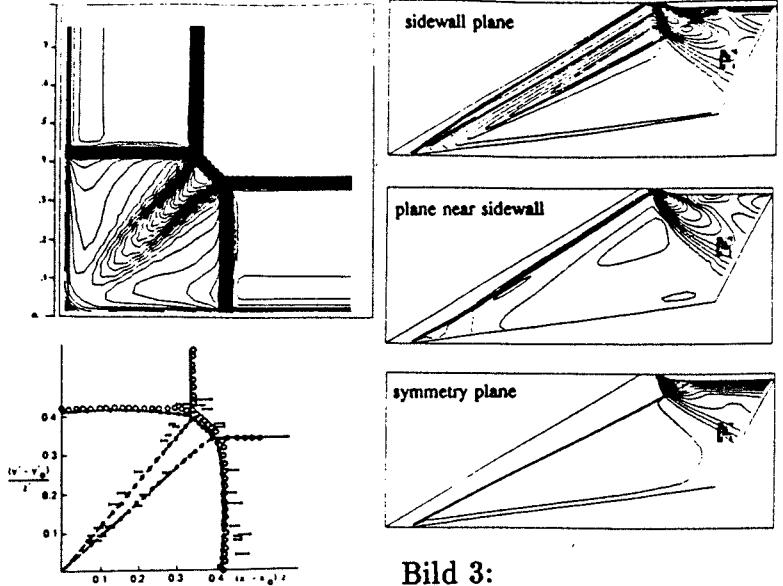
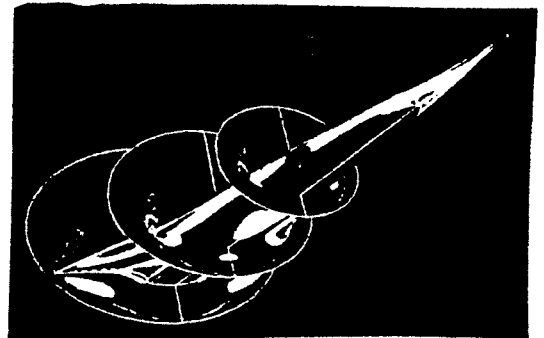


Bild 3:

Bild 4:



Literatur

1. 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.
2. Pfitzner, 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.
3. Menne, S., Weiland, C.: "Hyperschall-Technologieprogramm, Triebwerkeinlauf/Grundlagen", MBB-TN/HYPAC/086, Eds. Aulehla u. Schmitz, Anlage 3, 1989.

weiteres Vorgehen

Weitere Validierung des Navier-Stokes Lösers und Berücksichtigung von Realgas-effekten und Turbulenz.

Mitteilung

Projektgruppe/ HYPERSCHALL

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. F. Monnoyer

Institution MBB-UF, FE122

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge, FE122
Postfach 801160, 8000 München 80

Telefon (089)607-28425

Telefax (089)607-29766

weitere Partner

Thema Gekoppelte Euler-Grenzschichtberechnung von Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

- Grenzschichttheorie zweiter Ordnung
- Luft im chemischen Gleichgewicht
- Strahlungsgleichgewicht

Ziel Berechnung der viskosen Strömung um 3D-Konfigurationen, Wärmeübergang

Lösungsweg Numerische Lösung der Grenzschichtgleichungen zweiter Ordnung (SOBOL-Verfahren) gekoppelt mit dem EULSPLIT-Programm

Ergebnis

• 2000,
 1950,
 • 1900,
 1850,
 • 1800,
 1750,
 • 1700,
 1650,
 • 1600,
 1550,
 • 1500,
 1450,
 • 1400,
 1350,
 • 1300,
 1250,
 • 1200,
 1150,
 • 1100,
 1050,
 • 1000,

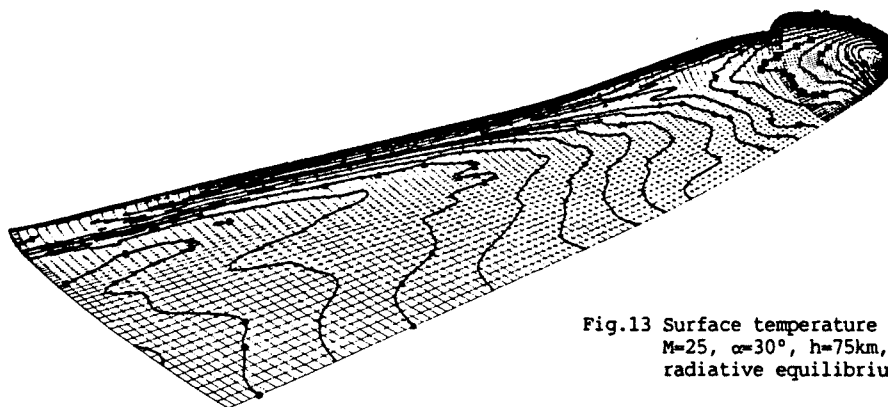


Fig.13 Surface temperature contours (K).
 $M=25$, $\alpha=30^\circ$, $h=75\text{km}$, $Re=3.5 \times 10^5$, wall
 radiative equilibrium, $\epsilon=0.7$.

• 2000,
 1950,
 • 1900,
 1850,
 • 1800,
 1750,
 • 1700,
 1650,
 • 1600,
 1550,
 • 1500,
 1450,
 • 1400,
 1350,
 • 1300,
 1250,
 • 1200,
 1150,
 • 1100,
 1050,
 • 1000,

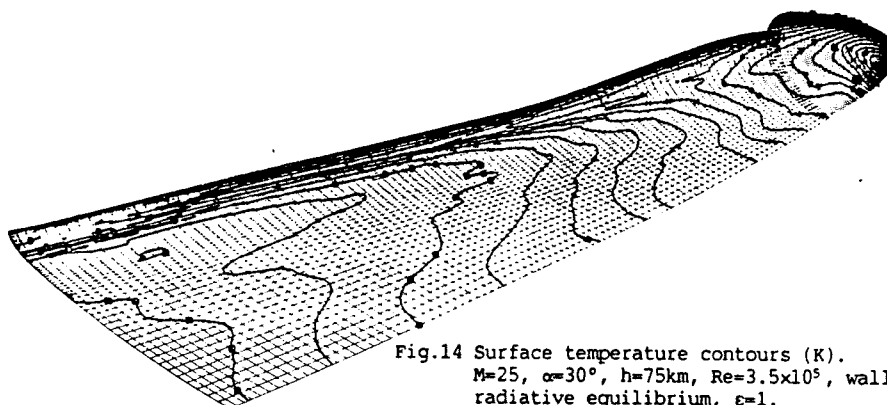


Fig.14 Surface temperature contours (K).
 $M=25$, $\alpha=30^\circ$, $h=75\text{km}$, $Re=3.5 \times 10^5$, wall
 radiative equilibrium, $\epsilon=1$.

+ 3.900×10^3
 3.725×10^3
 + 3.550×10^3
 3.375×10^3
 - 3.200×10^3
 3.025×10^3
 + 2.850×10^3
 2.675×10^3
 - 2.500×10^3
 2.325×10^3
 • 2.150×10^3
 1.975×10^3
 • 1.800×10^3
 1.625×10^3
 - 1.450×10^3
 1.275×10^3
 • 1.100×10^3
 9.250×10^2
 - 7.500×10^2
 5.750×10^2
 - 4.000×10^2

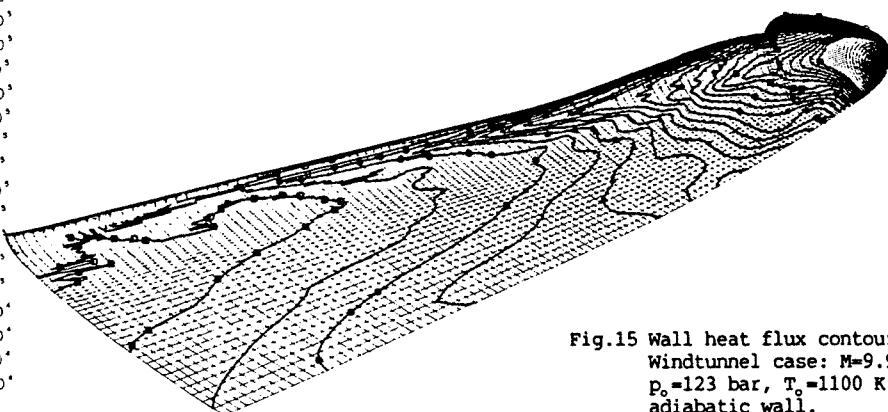


Fig.15 Wall heat flux contours (W/m^2).
 Windtunnel case: $M=9.95$, $\alpha=30^\circ$,
 $p_0=123\text{ bar}$, $T_0=1100\text{ K}$, $Re=1.2 \times 10^6$,
 adiabatic wall.

Literatur Calculation of the Hypersonic Viscous Flow past Reentry Vehicles with
 an Euler-Boundary Layer Coupling Method, AIAA-paper 90-0417, 1990.

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Sonderforschungsbereich 253 (RWTH Aachen)
Fachkreis Teilprojekt B 5

Ansprechpartner Siegfried Müller

Institution Institut für Geometrie und Praktische Mathematik (RWTH Aachen)

Adresse Templergraben 55, 5100 Aachen

Telefon 80-3951

Telefax 80-3952

weitere Partner /

Thema Staupunktberechnung von Hyperschallflugzeugen mittels der 2D-Navier-Stokes-Gleichungen mit chemisch reagierenden Gasen

Ausgangssituation Bei Machgeschwindigkeiten $M_\infty > 5$ treten Real-Gas-Effekte auf. Dies hat zur Folge, daß neben dem Problem der Bestimmung der Schockposition zudem noch die Vibrationsbewegung der Moleküle und Dissoziations ggf. auch Ionisationseffekte berücksichtigt werden müssen. Für die zugrundeliegenden Gleichungen bedeutet dies, daß zu den Navier-Stokes-Gleichungen ein Quellterm auf der rechten Seite zusätzlich auftritt.

Ziel Es soll eine Staupunktberechnung für einen Deltaflügler durchgeführt werden. Dabei sollen insbesondere die Real-Gas-Effekte sowie die Reibungseinflüsse näher untersucht werden.

Lösungsweg Der Schwerpunkt der Berechnungen liegt dabei auf der Approximation der 2D-Eulergleichungen mittels Dimensionssplitting. Dazu wird ein s.g. Essentially-Non-Oscillatory-Scheme von zweiter Ordnung verwendet. Die wesentlichen Bestandteile dieses Verfahrens sind die Rekonstruktion der kontinuierlichen Lösung aus Näherungen ihrer diskreten Mittelwerte sowie die Lösung von Riemann-Problemen.

Die viskosen Anteile wie Reibung und Wärmeleitung werden anschließend separat von den Eulergleichungen diskretisiert.

Ergebnis

In einem ersten Schritt wurde das ENO-Verfahren für die 2D-Eulergleichungen (kartesisch) für kalorisch perfektes Gas implementiert.

Skizze/Diagramm/Bild**Literatur**

A. Harten, B. Engquist, S. Osher, S.R. Chakravarthy,
"Uniformly High Order Accurate Essentially Non-Oscillatory Schemes III",
J. Comp. Phys. 71 (1987), P.P. 231 - 303

weitere Vorgehen

Als nächstes soll das Verfahren auf krummlinige Koordinaten umgeschrieben werden und für nicht kalorisch perfektes Gas angepaßt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ HYPERSCHALL

Fachkreis

Ansprechpartner Ch. Mundt

Institution MBB-UF, FE122

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge, FE122
Postfach 801160, 8000 München 80

Telefon (089)607-29689

Telefax (089)607-29766

weitere Partner

Thema Grundlagen der Berechnung viskoser Hyperschallströmungen mit einem gekoppelten Euler-Grenzschichtverfahren unter Berücksichtigung von Realgaseffekten

Ausgangssituation -Grenzschichttheorie zweiter Ordnung für Idealgas
-Eulerverfahren

Ziel Gekoppelte Lösung des Strömungsfeldes für Gleichgewichtsrealgas und mit Strahlungsgleichgewicht an der Wand für einfache Körper

Lösungsweg Formulierung für Realgas, Erstellung von Zustandsflächen, Untersuchung von Kopplungsstrategien

Ergebnis

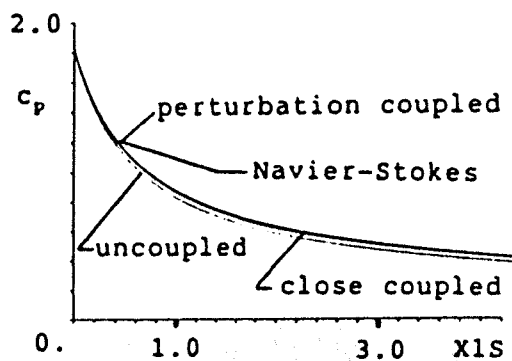


Fig. 2:
Pressure coefficient at the
hyperbola, $M_\infty=10$, $Re=2.47 \cdot 10^3$,
 $T_{r,f}=220K$, adiabatic wall,
ideal gas

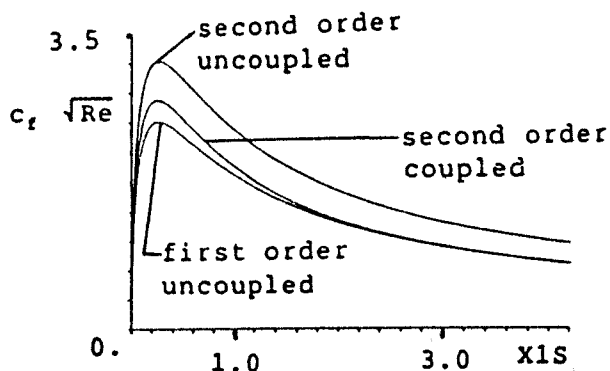


Fig. 3:
Skin friction coefficient at the
hyperboloid, $M_\infty=10$, $Re=2.47 \cdot 10^3$,
 $T_{r,f}=220K$, $\rho_{r,f}=7.7 \cdot 10^{-4} \text{ kg/m}^3$,
adiabatic wall, real gas

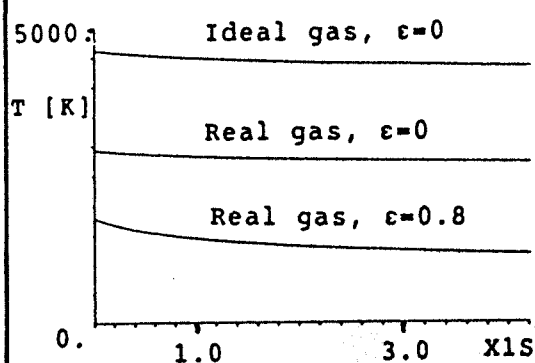


Fig. 4:
Temperature at the hyperbola,
 $M_\infty=10$, $Re=2.47 \cdot 10^3$, $T_{r,f}=220K$,
 $\rho_{r,f}=7.7 \cdot 10^{-4} \text{ kg/m}^3$

Literatur

Ch. Mundt, M. Pfitzner, M.A. Schmatz: Calculation of viscous hypersonic flows using a coupled Euler / Second-order boundary-layer method, Proc. 8th GAMM - Conf. Num. Meth. in Fl. Mech., P. Wesseling (ed.), Notes on Num. Fluid Mech., Vol.29, Vieweg, Braunschweig, 1990, pp. 419-429.

weitere Vorgehen

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Dr. Michael Pfitzner, Dr. Claus Weiland

Institution MBB-UK, Abt. KT225

Adresse MESSERSCHMITT-BÖLKOW-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 zur Simulation von dreidimensionalen reibungsfreien Strömungen von idealen Gasen und von Gasen im thermodynamischen Gleichgewicht

Ziel Entwicklung eines Euler-Verfahrens zur Simulation von reibungsfreien Strömungen von Gasen im chemischen Nichtgleichgewicht basierend auf dem EULSPLIT-Algorithmus

Lösungsweg

- Ableiten der Grundgleichungen für reibungsfreie Strömungen im chemischen Nichtgleichgewicht
- Verallgemeinerung des EULSPLIT-Algorithmus
- Verallgemeinerung der Randbedingungen
- Erstellen des chemischen Modells
- Erstellen und Verifizieren des Codes

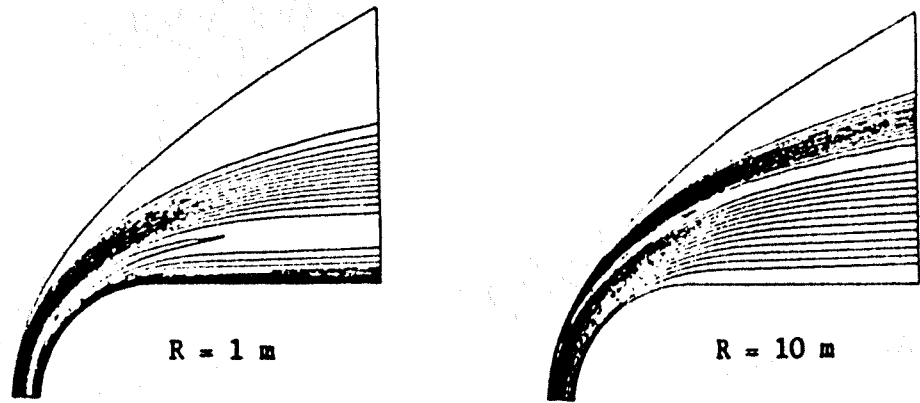


Bild 1: Zylinder-Kasten, $Ma = 15$, $H = 75 \text{ Km}$, $P_{00} = 2 \text{ Pa}$, $T_{00} = 206 \text{ K}$
 NO -Konzentrationen, $dc = 5/1000$, Zylinderradien $R = 1 \text{ m}$, 10 m

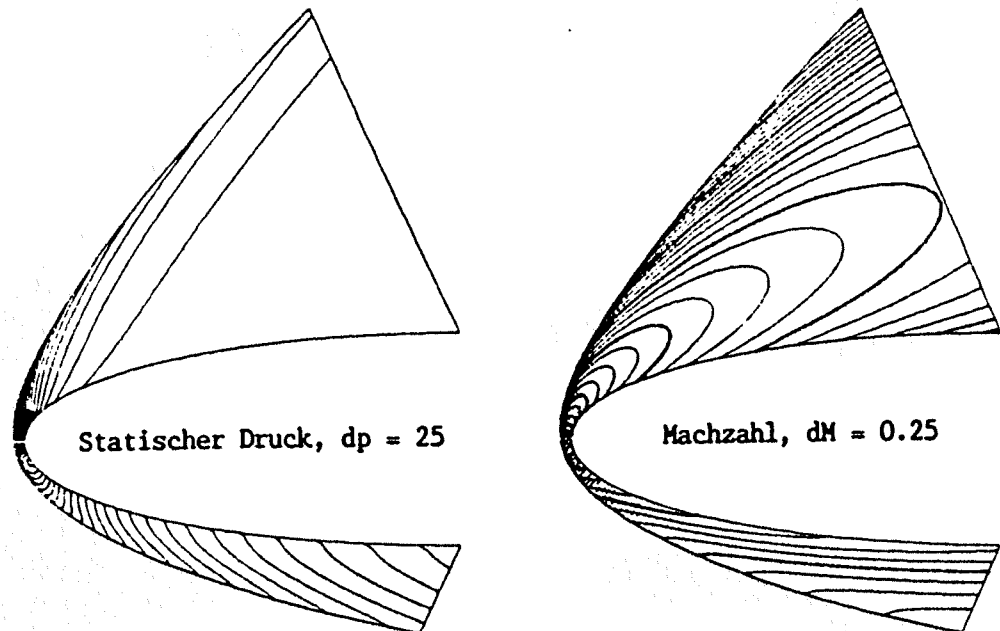


Bild 2: 4:1 Ellipse, $A = 0.6 \text{ m}$, $B = 0.15 \text{ m}$,
 $Ma = 25$, $H = 75 \text{ Km}$, $P_{00} = 2.52 \text{ Pa}$, $T_{00} = 205 \text{ K}$

Literatur

- M. Pfitzner: Runge-Kutta Split-Matrix Method for the Simulation of
 Real Gas Hypersonic Flows, Notes on Numerical Fluid Mechanics,
 Vol. 24, Eds. J. Ballmann, R. Jeltsch, Vieweg 1988
- C. Pöppe: An Explicit Euler Solver for chemically Reacting Flows, HERMES
 R&D report H-DS-1-1059-AMD (1989)

weiteres Vorgehen

- Checken und Validieren des chemischen Modells
- Implizite Behandlung der chemischen Quellterme
- Implementierung als 3-D Produktionscode
- Kopplung mit Nichtgleichgewicht-Grenzschichtcode

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner St. Riedelbauch

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2425

Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

G. Brenner, W. Kordulla,
DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Thema

Numerische Simulation von laminaren, dreidimensionalen Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Validiertes 3-D Thin-Layer Navier-Stokes Programm zur Lösung laminarer Überschallströmungsfelder um stumpfe Körper [1,2] und leistungsfähiger 3-D Graphik-Postprozessor [3].

Ziel

Entwicklung eines 3-D voll-impliziten Upwind Relaxationsverfahrens mit TVD-Eigenschaft für ideales Gas und Luft im chemischen Gleichgewicht [4]. Anwendung dieses Verfahrens auf einen Deltaflügel mit stumpfer Vorderkante sowie auf einem Doppelellipsoid (Workshop Antibes, Januar 1990). Implementierung einer Körperstrahlungsrandbedingung. Analyse der Strömungsfelder.

Lösungsweg

Die Ausgangsbasis bildete ein implizit/explizites, finites Differenzenverfahren zur Lösung der laminaren Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen. Verwendet wurde eine zentrale Diskretisierung in Verbindung mit einer shock-fitting Randbedingung für die Kopfwelle. Mit diesem Verfahren wurde das Strömungsfeld um ein Doppelellipsoid mit den Anströmparametern $M_\infty = 8.15$, $T_0 = 800K$, $Re_{\infty,L} = 960000$, $\gamma = 1.4$ simuliert. Der Anstellwinkel variiert zwischen null und vierzig Grad [5]. Die numerische Lösung wird mit Hilfe einer dreidimensionalen Auswertegraphik interpretiert (Bild 1). Zur Erhöhung der Robustheit und zur Verbesserung des Stabilitätsverhaltens ist ein Upwind TVD-Verfahren entwickelt worden ('modified flux approach' von Harten & Yee). Die impliziten Gleichungen werden mit einem Linien-Gauss-Seidel Verfahren gelöst [4]. Achsensymmetrische Ergebnisse zeigen eine klare Überlegenheit des Upwind-Verfahrens (Bild 2). Das Splitting nach Roe für Gleichgewichtsschemie wurde nach Vorschlag von M. Vinokur implementiert. Strömungsfeldlösungen mit "realen Gasen" werden in [4] präsentiert.

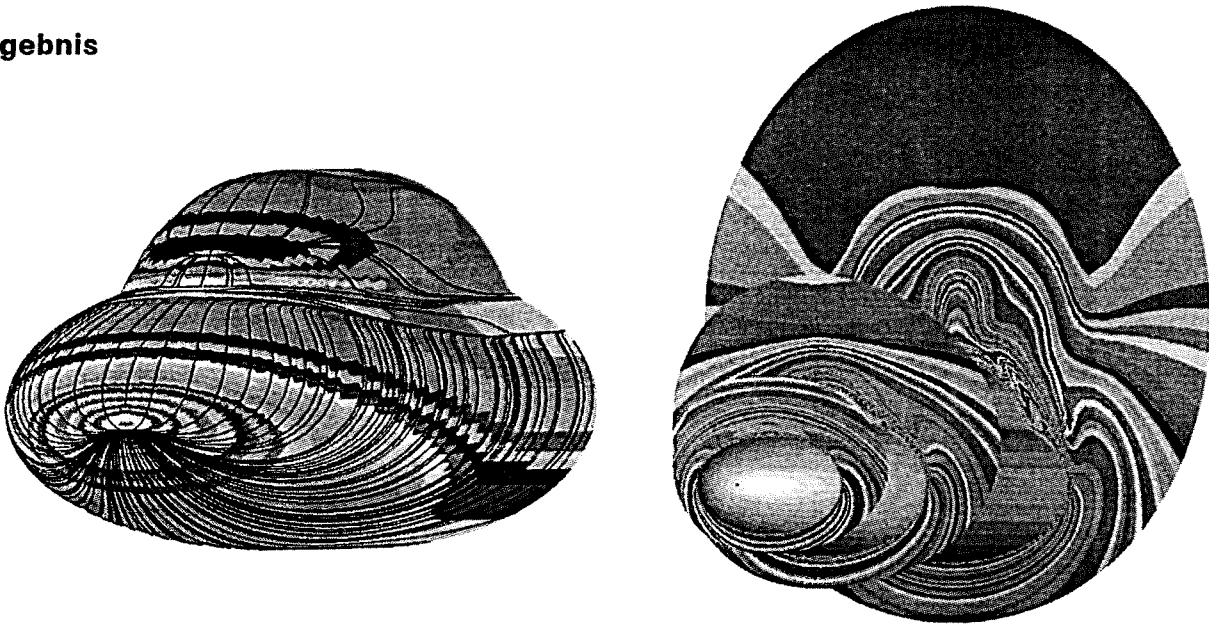


Bild 1. Wärmestromverteilung und Wandschubspannungslinien auf dem Doppelellipsoid (links) sowie Machzahlverteilung in drei ausgewählten Umfangsrechenebenen (rechts), $M_\infty = 8.15$, $\alpha = 25^\circ$, $\gamma = 1.4$, $T_0 = 800K$.

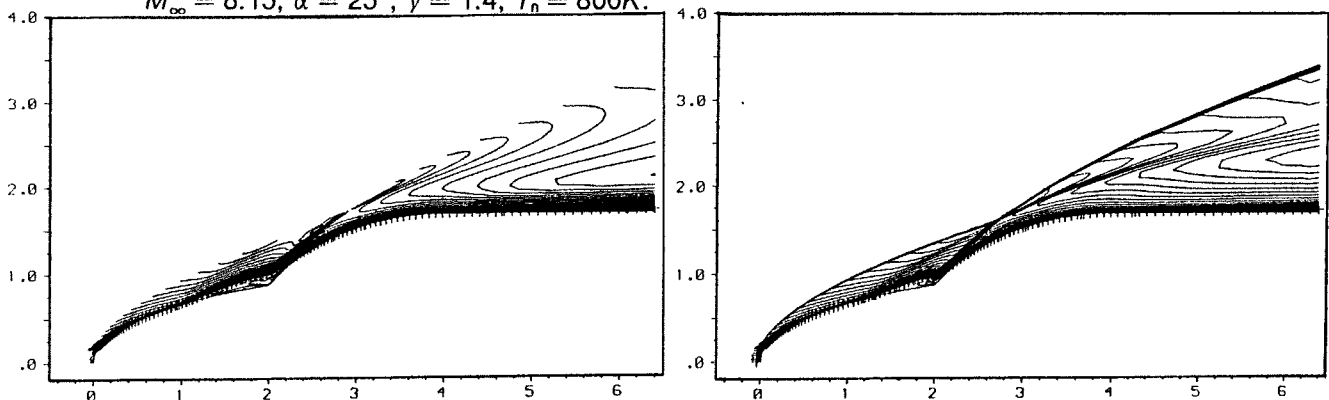


Bild 2. Vergleich der Mach-Isolinien um einen achsensymmetrischen Körper, $M_\infty = 8.15$, $T_0 = 800K$, $Re_{\infty,L} = 960000$. Lösung mit zentraler Diskretisierung (links) und Upwind Diskretisierung (rechts).

Literatur

- [1] Riedelbauch, S., Brenner, G., Müller, B., Kordulla, W., "Numerical Simulation of Laminar Hypersonic Flow Past a Double-Ellipsoid", AIAA Paper 89-1840, June 12-14, 1989, Buffalo, USA.
- [2] Riedelbauch, S. "Numerical Simulation of Laminar Hypersonic Flow past a Double-Ellipsoid", Workshop on Hypersonic Flows for Reentry Problems, January 22-25, 1990, Antibes, France.
- [3] Vollmers, H., "A Concise Introduction to COMADI", DLR-IB 221-89 A22, 1989.
- [4] 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.
- [5] Riedelbauch, S., Müller, B., Rues, D. "3D Viscous Hypersonic Flow over Blunt Bodies", DFVLR-FB 89-09, 1989.

weiteres Vorgehen

Berechnung des laminaren Strömungsfeldes (ideales Gas) um einen Deltaflügel mit dem Upwind-Relaxationsverfahren und Untersuchung des Strömungsfeldes. Eine Körperstrahlungsrandbedingung wird hierbei verwendet.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Dr. Roland K. Höld

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH

Unternehmensbereich Flugzeuge, Theoretische Aerodynamik (FE122)

Adresse Postfach 80 11 60
8000 München 80

Telefon (089)607-29364

Telefax (089)607-24096

weitere Partner

Thema Die Berechnung von Hyperschallströmungen
mit Hilfe der Viscous-Shock-Layer-Gleichungen

Ausgangssituation

Beim Wiedereintritt von Flugkörpern in Atmosphären treten in großen Flughöhen mittlere bis kleine Reynoldszahlen auf. Gleitströmungseffekte beeinflussen das Strömungsfeld. Die Kopplung von Grenzschicht- und Eulerverfahren bereitet aufgrund starker Wechselwirkung von "reibungsfreien" und "reibungsbefallenen" Strömungsgebieten Schwierigkeiten.

Ziel

Ein allgemeines dreidimensionales Viscous-Shock-Layer-Lösungsverfahren soll eine Möglichkeit zur effizienten numerischen Simulation der Strömungen bei Wiedereintrittsflugkörpern für den Bereich großer Flughöhen schaffen.

Lösungsweg

Die Viscous-Shock-Layer-Gleichungen (VSL) stellen einen effizienten Ansatz zur Berechnung hypersonischer Strömungen bei mittleren und kleinen Reynoldszahlen dar. Sie werden aus den Navier-Stokesschen-Gleichungen für dreidimensionale Strömungen in oberflächenorientierten lokal monoklinen Koordinaten neu hergeleitet. Da die VSL-Gleichungen das gesamte Strömungsfeld zwischen Körperoberfläche und Frontstoß erfassen, sind Kopplungsprozeduren analog den Euler-/Grenzschichtlösungen nicht erforderlich. Gleitströmungseffekte werden für den Frontstoß und die Körperoberfläche hergeleitet und berücksichtigt. Die thermische Strahlung der Körperoberfläche wird in die Betrachtungen mit einbezogen. Wie eine Abschätzung zeigt, kann die thermische Strahlung des heißen Gases zwischen Körperoberfläche und Frontstoß bei den betrachteten Anströmungsbedingungen vernachlässigt werden. Dem Basisverfahren liegt das Stoffverhalten eines idealen Gases zugrunde. Für die hergeleiteten Ansätze wurde ein stabiler Lösungsalgorithmus entwickelt. Vergleiche mit anderen VSL-Lösungen und Space-Shuttle Flugmeßdaten verifizieren das Verfahren.

Ergebnis

Es wurde ein allgemeines dreidimensionales VSL-Lösungsverfahren entwickelt und verifiziert. Dabei zeigt eine konsequente Abschätzung der Größenordnungen bei der Herleitung der VSL-Gleichungen, daß gegenüber allen bekannten Ansätzen zusätzliche Terme der Ordnung $O(1/\sqrt{Re})$ zu berücksichtigen sind. Das Stabilitätsverhalten des Lösungsalgorithmus hängt stark von der Formulierung der Kontinuitätsgleichung ab. Gleitströmungseffekte können bei den betrachteten Anströmungsbedingungen nicht vernachlässigt werden. Dies wird unter anderem in Bild 1) am Beispiel des Geschwindigkeitssprungs deutlich. Die Berücksichtigung der thermischen Strahlung der Körperoberfläche reduziert die Wandtemperatur gegenüber der Annahme einer adiabaten Wand ohne Wärmestrahlung erheblich. Vergleiche mit anderen VSL-Lösungen zeigen gute Übereinstimmung (Bild 2).

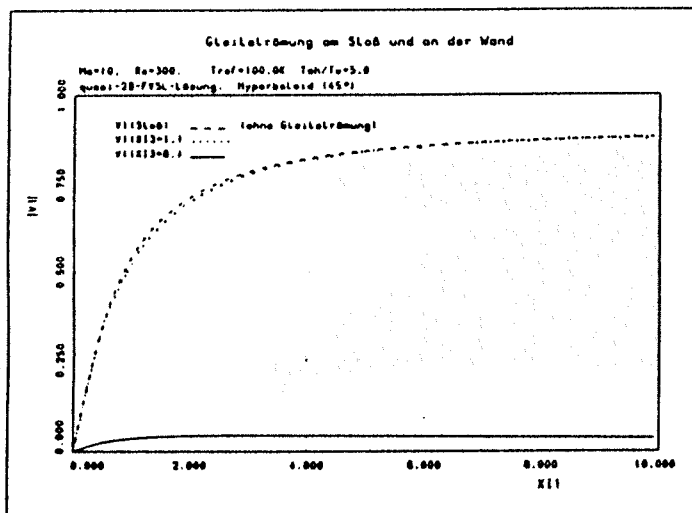


Bild 1) Geschwindigkeitssprung

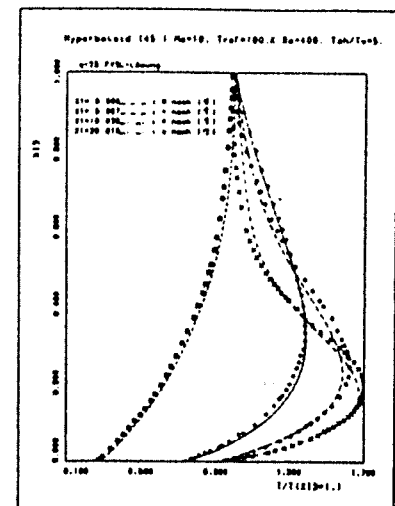


Bild 2) Temperaturverlauf

Literatur

- [1] Davis, R. T.: "Numerical Solution of the Hypersonic Viscous Shock-Layer Equations", AIAA Journal, Vol.8 (1970) No. 5, pp. 843-851.
- [2] Höld, R. K.: "Die Berechnung dreidimensionaler Hyperschallströmungen mit Hilfe der Viscous-Shock-Layer-Gleichungen", Fortschritt-Berichte VDI Reihe 7 Nr. 171, VDI-Verlag, Düsseldorf, 1990.

weitere Vorgehen

- Erweiterung auf Gleichgewichts-Realgasmodell
- Anwendung: HERMES-Konfigurationen
- Erweiterung auf Nichtgleichgewichts-Realgasmodell
- Anwendung: Aeroassisted-Orbital-Transfer-Vehicles (AOTV)

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis
Ansprechpartner G. S. R. Sarma
Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2412
Telefax (0551) - 709 - 2101

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.Z. 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.

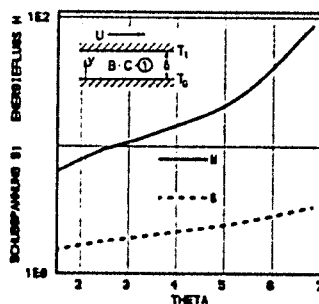
Lösungsweg

Die Spezialisierung der allgemeinen Erhaltungsgleichungen für eine chemisch reagierende Mehrkomponentengasmischung für die Couette Strömung führt zu einem hochgradig nichtlinearen Randwertproblem. Das Problem kann - in manchen Parameterbereichen zumindest - mit einem Mehrfachschießverfahren (eine Hybrid-Runge-Kutta-Finite-Differenzen-Methode) kombiniert mit einer Newton-Raphson-Iteration gelöst werden. Die Rechnungen basieren zunächst auf den in der Literatur oft benutzten Mischungsformeln für Transportkoeffizienten von Wilke (Viskosität); Mason et al. (Wärmeleitfähigkeit) und Vincenti und Kruger (Reaktionskonstanten). Die Wände sind isothermisch und katalytisch (B.c.1), d.h. die Atomkonzentration an der Wand entspricht dem lokalen Gleichgewicht. Für die Rechnung setzen wir folgende Werte ein. Druck = 1 atm.; obere Plattengeschwindigkeit $U = 3.5$ km/s; Plattenabstand $\delta = 1$ cm; Untere Plattentemperatur $T_0 = 1000$ K und obere Plattentemperatur T_1 variabel (bis 3000 K für Sauerstoff und 6600 K für Stickstoff).

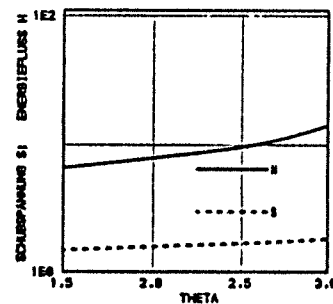
Ergebnis

Die Geschwindigkeitsprofile weichen sehr wenig vom Linearen ab. Der Unterschied ist im Wesentlichen auf Kompressibilität und Zähigkeitsänderung mit Temperatur zurückzuführen. Die Temperatur und Konzentrationsmaxima können im Innern der Scherströmung und nicht notwendigerweise am Rande auftreten. Mit zunehmendem Temperaturverhältnis $\theta = T_1/T_0$ wandert das jeweilige Maximum zur heißeren Wand hin [1]. Die Schubspannung S nimmt fast linear mit θ zu (Bilder 1 (a), (b)). Auch der Energiefluß H zur kalten Wand nimmt mit θ zu. Aber der Anstieg von H mit θ ist offensichtlich rapider ab einer kritischen Grenze (Bild 1 (a): $\theta \sim 4500\text{ K}$; Bild 1 (b) $= \theta \sim 2500\text{ K}$). Dies hängt zusammen mit dem signifikanten Dissoziationsgrad im Stickstoff und Sauerstoff um diese Temperaturen, wobei die Zahl der "Energieträger" rapide zunimmt. Die Schubspannung andererseits ist nur von der Zunahme der Zähigkeit mit der Temperatur abhängig und nicht so sehr von der Dissoziation, weil die Viskositäten vom "Atomgas" (N , O) und "Molekülgas" (N_2 , O_2) etwa gleich sind.

Skizze/Diagramm/Bild



(a) Dissozierender Stickstoff



(b) Dissozierender Sauerstoff

Bild 1: Energiefluß H und Schubspannung S in Couette Strömung

Literatur

- [1] Institutsbericht TS 1989, DLR IB 221-89A29, S.22-23 (1989)
(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. M.A. Schmatz

Institution MBB-UF, FE122

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge, FE122
Postfach 801160, 8000 München 80

Telefon (089) 607-26940

Telefax (089) 607-29766

weitere Partner

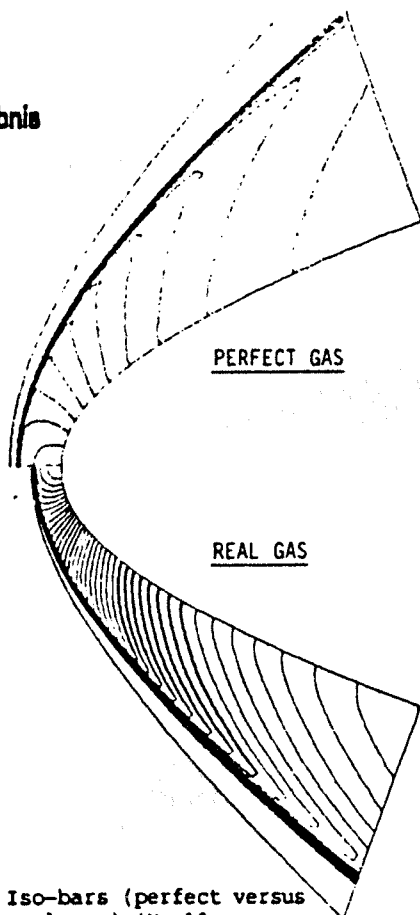
Thema Navier-Stokes Simulation für Hyperschallströmungen

Ausgangssituation Navier-Stokes-Löser NSFLEX für kompressible Strömungen

Ziel Anpassung und Anwendung von NSFLEX für Hyperschallströmungen, Berücksichtigung von Realgaseffekten (Gleichgewicht), Strahlungsrandbedingung

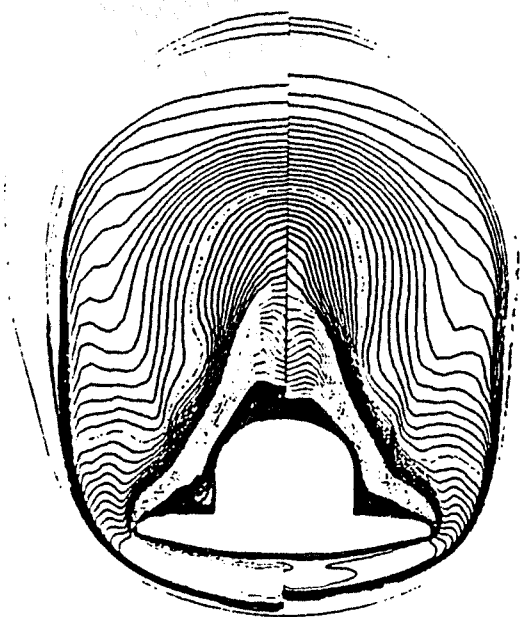
Lösungsweg Die nichtfaktorierten Gleichungen werden in zeitabhängiger Form durch Punkt-Gauß-Seidel-Iteration gelöst. Die reibungsfreien Flüsse werden durch approximative Riemann-Lösung berechnet. An Stellen starker Stöße garantieren modifizierte Steger-Warming-Flüsse ('flux vector splitting') monotonen Verlauf. Realgasverhalten wird simuliert durch neue voll vektorisierte Splinefunktionen für γ , T , μ , k (p , ρ). Die Randbedingungen werden über Indexfelder gesteuert (u.a. Strahlungsrandbedingung)

Ergebnis

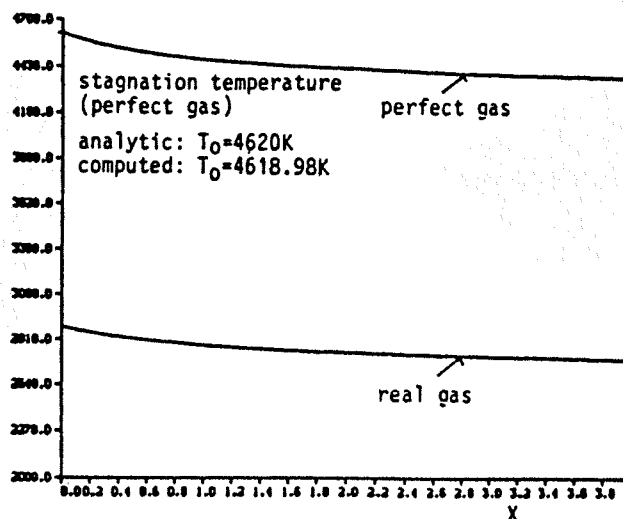


Iso-bars (perfect versus real gas) ($M_\infty=10$, $Re/m=16,000$, $\alpha=0^\circ$)

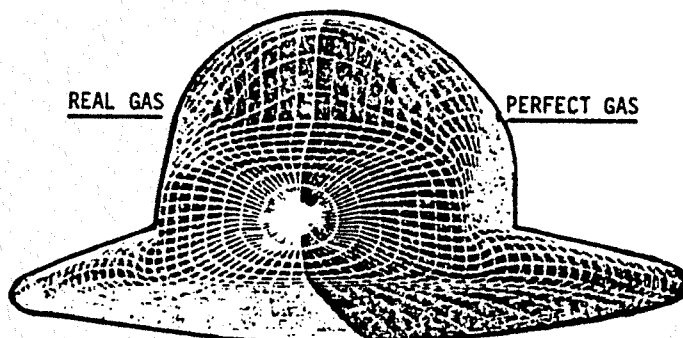
PERFECT GAS REAL GAS



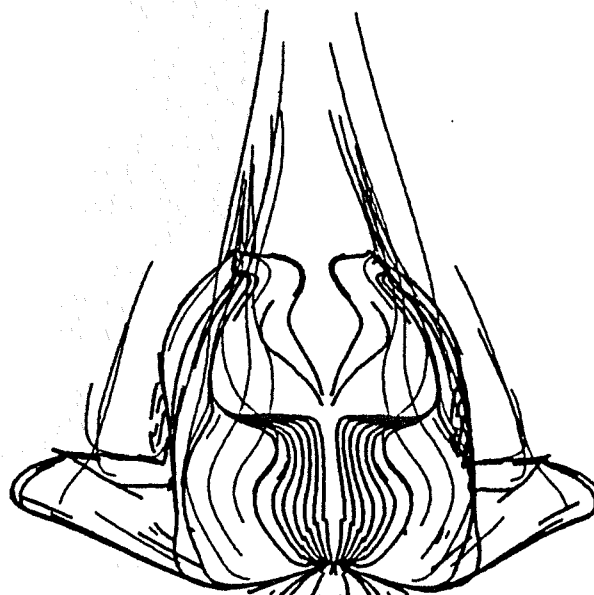
Iso-Mach
($M_\infty=10$, $Re=130,000$, $\alpha=30^\circ$)



Temperature distribution along body axis
- perfect versus real gas
($M_\infty=10$, $Re/m=160,000$, $\alpha=0^\circ$)



Surface temperature distribution
($M_\infty=10$, $Re=130,000$, $\alpha=30^\circ$)



Skin-friction and streamlines
($M_\infty=10$, $Re=130,000$, $\alpha=30^\circ$)

Schmatz, M.A.: Hypersonic three-dimensional Navier-Stokes calculations for equilibrium air. AIAA-paper 89-2183, 1989.

Eberle, A., Schmatz, M.A., Bissinger, N.: Generalized fluxvectors for hypersonic shock capturing. AIAA-paper 90-0390, 1990.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Dr. J. Schöne

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse D-3300 Braunschweig, Flughafen

Telefon 0531/395-2439

Telefax 0531/352695

weitere Partner

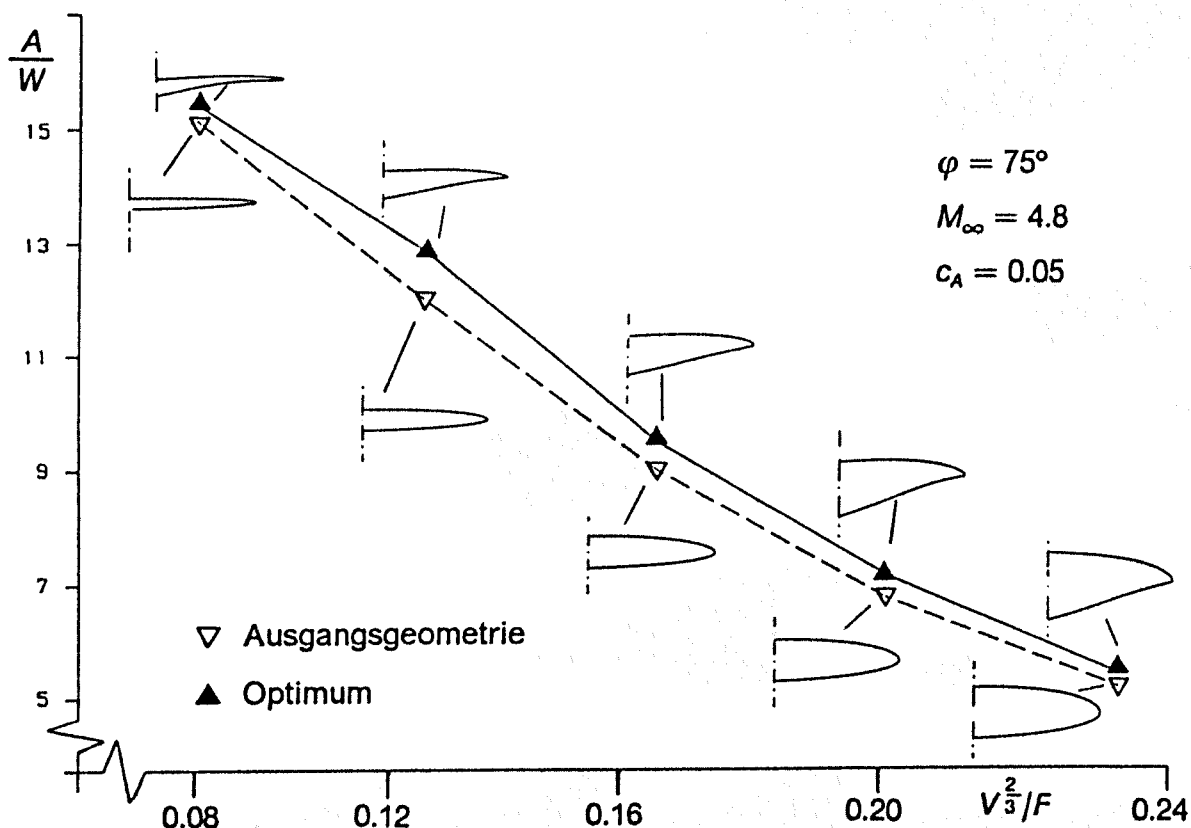
Thema Kopplung von Optimierungsstrategie und Nachrechnungsverfahren zum Entwurf von Über- und Hyperschallflügeln

Ausgangssituation a) Nachrechnungsverfahren: Lösung der Euler-Gleichungen für konische und dreidimensionale Strömungen [1]
b) Verschiedene numerische Optimierungsstrategien aus der Literatur, siehe z.B. [2]

Ziel Entwicklung eines Instruments zur Optimierung von Über- und Hyperschallflügeln. Hierbei sollen zum einen komplexe (reale) Geometrien mit den eventuell auftretenden komplizierten Strömungsfeldern (z.B. Stoßsystemen) berücksichtigt werden. Zum anderen sollen verschiedene Zielfunktionen und Beschränkungen behandelt werden können.

Lösungsweg In einem ersten Schritt ist ein Ansatz zur Optimierung von konischen Flügeln erarbeitet worden. Hierzu wird der Flügelquerschnitt durch Superposition einfacher Funktionen dargestellt; die Koeffizienten der Summe stellen hierbei die Entwurfsvariablen dar. Zur Optimierung wird zunächst das Strömungsfeld durch Lösung der Euler-Gleichungen für einen Ausgangsquerschnitt berechnet. Dann werden entsprechend der Rechenvorschrift des Optimierungsverfahrens die Entwurfsvariablen und damit der Querschnitt geändert und erneut das Strömungsfeld berechnet. Die letzten beiden Schritte werden so lange wiederholt, bis sich die Zielfunktion nicht weiter verbessert.

Ergebnis Im folgenden Bild sind Ergebnisse für Flügel mit einem Pfeilwinkel von 75° , einer Anströmmachzahl von 4,8 und einem Auftriebsbeiwert von 0,05 dargestellt. Aufgetragen ist die Gleitzahl (hier die Zielfunktion) über dem Volumenparameter. Die offenen Symbole stellen die Ergebnisse für die Ausgangsgeometrie, die ausgefüllten Dreiecke die für den optimierten Querschnitt dar. Zusätzlich sind die Querschnitte skizziert. Man erkennt, daß die optimierten Querschnitte eine 5% bis 10% höhere Gleitzahl aufweisen.



Literatur [1] Kroll, N.; Li, H.; Schöne, J.; Sonar, Th.: Berechnung von zwei- und dreidimensionalen Über- und Hyperschallströmungen durch Lösung der Euler-Gleichungen. DGLR-Bericht, 88-05, S. 343-364, 1988.

[2] Jacob, G.H.: Rechnergestützte Optimierung statischer und dynamischer Systeme - Beispiele mit FORTRAN-Programmen. Fachberichte Messen, Steuern, Regeln, Bd. 6. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 1982.

weitere Vorgehen

Es ist geplant, effektivere Optimierungsstrategien zu verwenden, eine Erweiterung auf dreidimensionale Geometrien durchzuführen (Anwendung eines Raumschrittverfahrens zur Nachrechnung) und zu untersuchen, inwieweit Reibungseffekte bei der Optimierung eine Rolle spielen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner Wolfgang Schröder, Claus Weiland

Institution MBB - UK, Abt. KT225

Adresse Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Abt. KT225, 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

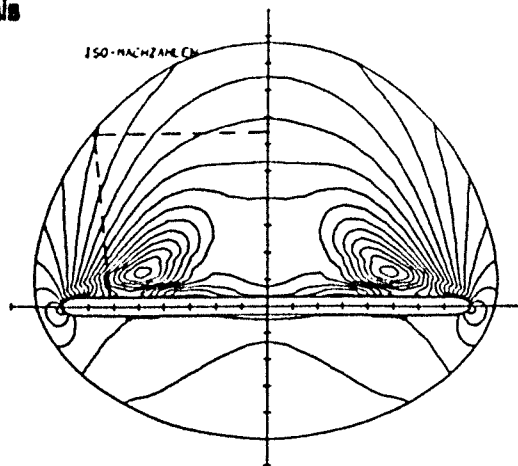
Ausgangssituation Explizite, voll-konservative Integrationsmethode der räumlich zweidimensional formulierten reibungsfreien Erhaltungsgleichungen

Ziel Entwicklung eines Verfahrens zur numerischen Simulation von dreidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten Hyperschallströmungen

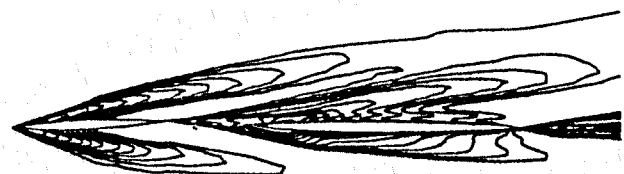
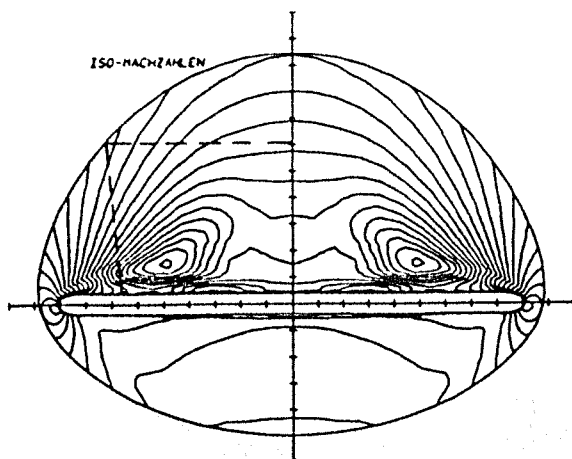
Lösungsweg

- Verallgemeinerung des 2D-Codes auf drei Raumdimension
- Berücksichtigung der Reibungsterme
- Anpassung der Randbedingungen auf viskose Strömungen
- Entwicklung einer impliziten Lösungsstruktur
- Einbau unterschiedlicher Approximationen der Konvektions- und Druckterme (TVD, Flux-Difference Splitting, Flux-Vector Splitting)
- Verifizieren des Codes

Ergebnis



$Ma_{\infty} = 4.5$, α_{∞} (Anstellwinkel) = 6.0°



$Ma_{\infty} = 5.3$, α_{∞} (Anstellwinkel) = 5.1°

Isomachlinien des reibungsfreien dreidimensionalen Strömungsfeldes um zwei auf einen Delta Flügel aufgesetzte Seitenleitwerke.

Literatur

Roe P.L.: Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Schemes. J. Comp. Phys., Vol. 43, No. 2, pp. 357-372, 1981.
Schröder W., Hänel D.: An Unfactored Implicit Scheme with Multigrid Acceleration for the Solution of the Navier-Stokes Equations. Computers and Fluids, Vol. 15, No. 3, pp. 313-336, 1987.

weiteres Vorgehen

- Validieren des Codes
- Einbau eines algebraischen Turbulenzmodells (z.B. Baldwin-Lomax Modell)
- Prüfung der Anwendbarkeit des Turbulenzmodells für Hyperschallströmungen

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Meßtechnik

Ansprechpartner

Dr. K. A. Bütetisch

Institution

DLR

Adresse

Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen

Telefon 0551 709-1**Telefax** 0551 709-2101**weitere Partner**

D. Pallek, H. Grauer-Carstensen, D. Mehmel

Thema

3-Komponenten-Laser-Doppler-Anemometer mit simultaner Positionserfassung von Modellen

Ausgangssituation

Mit Hilfe eines 3-Komponenten-Laser-Doppler-Anemometers können lokal die zeitabhängigen Geschwindigkeitsvektoren sowie deren Schwankungsgrößen bestimmt werden. Dabei ist es notwendig, die Position des Meßortes sehr genau zu kennen. Das ist im Fall von Messungen in großen Windkanälen wegen der unvermeidlichen Vibrationen nicht immer möglich.

Ziel

Durch Erfassung der Modellposition, simultan zu den LDA-Daten, soll erreicht werden, daß eine genaue Zuordnung der Geschwindigkeitsdaten z.B. zum Abstand von einer Modelloberfläche gewährleistet ist, auch wenn das Modell während der Messung Bewegungen ausführt, Bild 1.

Lösungsweg

Mit Zeilenkameras werden Bewegungen sichtbarer Übergänge am Modell (z.B. Kante am Modell) in analoge Spannungswerte umgesetzt (1), die simultan zu den LDA-Werten und der Zeit in digitalen Speichern abgelegt werden, wenn bestimmte Koinzidenzkriterien erfüllt sind. Mit Hilfe von Korrelationsprogrammen können dann nach der Messung zu ausgesuchten Modellpositionen die zugehörigen Geschwindigkeitswerte zugeordnet werden. Der Vorteil des Verfahrens liegt darin, daß

- die Meßgeschwindigkeit durch das LDA festgelegt wird
- die LDA-Daten zeitabhängig erfaßt werden
- nur Daten (Position, Zeit + Geschwindigkeit) gespeichert werden, wenn sie vollständig sind, so daß der Speicherplatz optimal ausgenutzt wird.

Zwischenzeitlich hat eine erfolgreiche Erprobung stattgefunden.

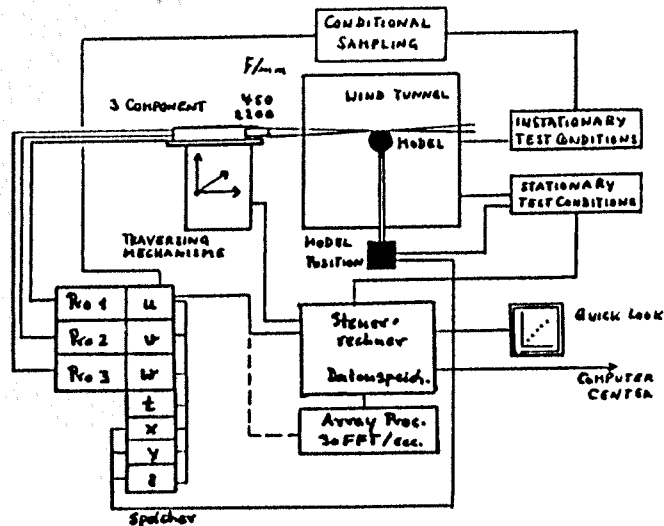


Bild 1: Prinzipbild des 3-Komponenten-Laser-Doppler-Anemometers mit simultaner Positionserfassung

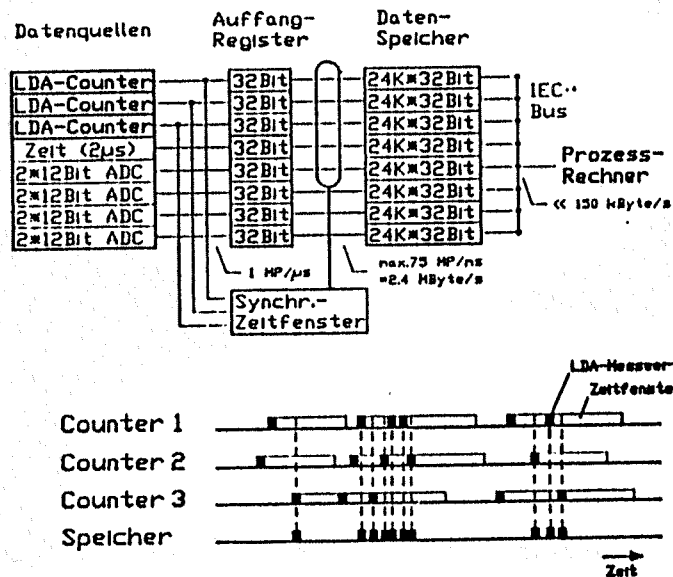


Bild 2: Speicherung und zeitlicher Ablauf der Erfassung der simultanen LDA- und Positionsdaten

Literatur

H. Grauer-Carstensen: Mehrkanalige Positionserfassung von Modellen und Sonden, 4. STAB-Workshop, DLR Göttingen, 08.-10.11.1989

weitere Vorgehen Mit dem Meßsystem wurde das Strömungsfeld des Triebwerkes eines Airbus A320 ausgemessen.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. D. Hänel

Institution Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Adresse Templergraben 55, 5100 Aachen

Telefon (0241) 805410

Telefax (0241) 403833

weitere Partner

Thema Numerische Berechnung reibungsbehafteter, hypersonischer Strömungen

Ausgangssituation Forschungsarbeiten für
HERMES R&D Programm
SFB 253 der RWTH Aachen

Ziel Berechnungsverfahren für dreidimensionale hypersonische Strömung

Lösungsweg

- Numerische Lösung der "Thin Layer" Approximation der Navier-Stokes-Gleichungen mit einem Upwind-Relaxations-Verfahren
- Diskretisierung der Eulerterme mittels Flux-Vector-Splitting, Reibungsterme zentral
- Lösung der Differenzengleichung mittels unfaktoriserten, impliziten Schema
- Linien-Gauss-Seidel Iteration
- hoher Vektorisierungsgrad in 3-D

Ergebnis

z. B. Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für 3-D, reibungsbehaftete Strömung um einen Doppel-Elleipsoid Körper bei $Ma = 8.15$, $Re = 10^6$, $\alpha = 30^\circ$

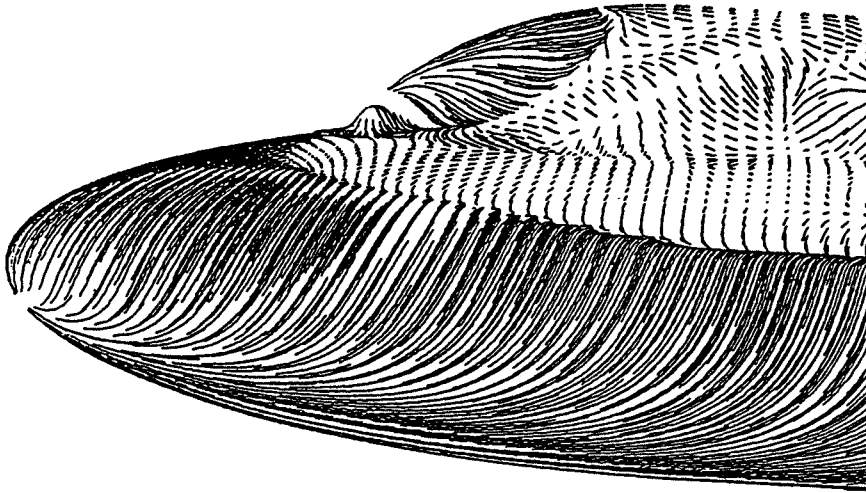


Abb.: Wandstromlinienverlauf ("Ölanstrichbild").

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

- [1] Schwane, R., Hänel, D.: An implicit flux-vector splitting scheme for the computation of viscous hypersonic flow. AIAA-paper No. 89-0274, (1989).

weitere Vorgehen

Verbesserung des Algorithmus
Realgas

Mitteilung

Fachkreis	Mathematische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dipl.-Math. D. Hietel, Prof. Dr. W. Törnig	
Institution	TH Darmstadt, FB Mathematik, AG Numerische Mathematik	
Adresse	6100 Darmstadt, Schloßgartenstr. 7	Telefon 06151/163585
Thema	Zellorientierte Diskretisierungen für Transport-Diffusions-Probleme	

Ausgangssituation

Bei reibungsbehafteten Strömungen im kritischen Bereich hoher Reynoldszahlen tritt die Problematik auf, daß einerseits der Typ der Differentialgleichung und die Wahl der Randbedingungen im wesentlichen durch den Diffusionsterm bestimmt werden, aber andererseits in weiten Teilen des Strömungsgebietes die Transporteinflüsse dominieren. Als Modell- und Testfälle für konvektionsdominierte Probleme dienen die skalare, lineare Konvektions-Diffusions-Gleichung und das unvollständig parabolische System der linearisierten Shallow-Water-Gleichungen.

Ziel

Entwicklung und mathematische Absicherung eines Verfahrens, das für die Berechnung dieser Transport-Diffusions-Probleme geeignet ist. Überprüfung der theoretischen Resultate anhand numerischer Testrechnungen.

Lösungsweg

Die zellorientierte Diskretisierungsmethode beruht auf einer Semidiskretisierung der integralen Erhaltungsform eines Transport-Diffusions-Problems bezüglich der Raumvariablen. Ausgehend von einem quadrilateralen Gitter werden Finite-Volumen-Gleichungen für dessen Zellen hergeleitet. Als zeitabhängige Variablen werden einerseits *Zellmittel* zur Darstellung des Volumenintegrals und andererseits *Seitenmittel* der gesuchten Größe ϕ und deren Normalableitung zur Approximation der den Seiten zugeordneten Flußintegralanteile verwendet. Diese Finite-Volumen-Gleichungen werden durch *Konformitätsbedingungen*, *zellimmanente Schließungsbedingungen*, die die Variablen einer Zelle in Beziehung setzen, und Einbringung der Rand- und Anfangsbedingungen ergänzt.

Damit resultiert aus der Semidiskretisierung ein lineares, partitioniertes, zeitabhängiges Algebro-Differential-Gleichungssystem vom Index 1, dessen Zeitintegration durch implizite Mehrschrittverfahren (*backward differencing formulae*) oder implizite Runge-Kutta-Verfahren erfolgt. Dazu ist in jedem Zeitschritt die Lösung eines oder mehrerer Gleichungssysteme erforderlich. Diese dünn besetzten Gleichungssysteme werden durch ein präkonditioniertes *least-squares-cg*-Verfahren iterativ behandelt.

Ergebnis

Für die Eigenschaften der zellorientierten Semidiskretisierung ist die Wahl der zellimmanenten Schließungsbedingungen von entscheidender Bedeutung. Die Unterscheidung nach primären und komplementären Variablen einer Zelle und die Wahl eines Ansatzraumes S , dessen Dimension der Anzahl der primären Variablen entspricht, gestattet es, die komplementären durch die primären Variablen darzustellen. Der Raum S wird dabei aufgespannt durch Lösungen einer lokalen Näherung des Ausgangsproblems zu einem festen Zeitpunkt. Diese Idee wird in Arbeiten von Rose zur vollen Diskretisierung instationärer [2] bzw. zur Behandlung stationärer Probleme [1] angewendet.

Für die betrachteten Fälle steht eine kontinuierliche Energiemethode zur Verfügung, die sich auf das semidiskrete Problem übertragen läßt. Diese Methode stellt einerseits die Stabilität des Verfahrens sicher und ermöglicht andererseits durch Definition eines geeigneten Konsistenzbegriffes den Nachweis der Konvergenz mit der Ordnung der Konsistenz. Diese Analogie und die Wahl der semidiskreten Variablen erlaubt die Einbringung der Randbedingungen durch Mittelung über die Randseiten des Gitters.

Für die Implementierung ist es günstig, das Algebro-Differential-Gleichungssystem unter Beibehaltung der dünnen Besetztheit durch Elimination der Normalableitungsvariablen in der Größe zu reduzieren. Die Konvergenz impliziter Verfahren zur Zeitintegration solcher Systeme vom Index 1 wird in Arbeiten von Gear, Lötstedt und Petzold untersucht und deren Resultate sind auf die zellorientierte Semidiskretisierung anwendbar. Die Konvergenz des Gesamtverfahrens kann in Analogie zu der in [3] beschriebenen Vorgehensweise gezeigt werden. Im Bereich dominierender Konvektion wird für die skalare Konvektions-Diffusions-Gleichung eine durch den reibungsfreien Grenzfall physikalisch motivierte Präkonditionierung des cg-Verfahrens gewählt.

Die numerischen Ergebnisse für die skalare 2D-Konvektions-Diffusions-Gleichung zeigen, daß der zellorientierte Semidiskretisierungsansatz die Einführung künstlicher Dämpfungsterme (*artificial viscosity*) überflüssig macht. Dies wird im wesentlichen durch die zellimmanenten Schließungsbedingungen bewirkt, die dem lokalen Verhalten gewisser kontinuierlicher Lösungen Rechnung tragen. Die Resultate belegen die Eignung des Konzepts zur Behandlung von Problemen mit dominierendem Konvektionsterm.

Literatur

- [1] M. B. Giles, M. E. Rose: A numerical study of the steady scalar convective diffusion equation for small viscosity. *J. Comput. Phys.* **56** (1984) 513–529.
- [2] M. E. Rose: Compact finite difference schemes for the Euler and Navier-Stokes equations. *J. Comput. Phys.* **49** (1983) 420–442.
- [3] J. G. Verwer, J. M. Sanz-Serna: Convergence of method of lines approximations to partial differential equations. *Computing* **33** (1984) 298–313.

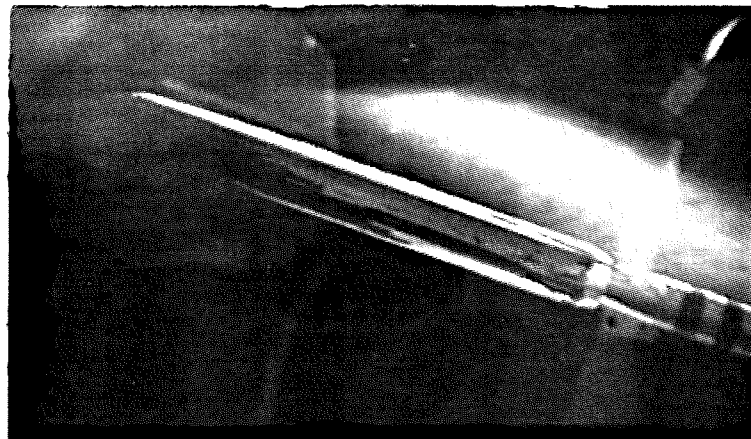
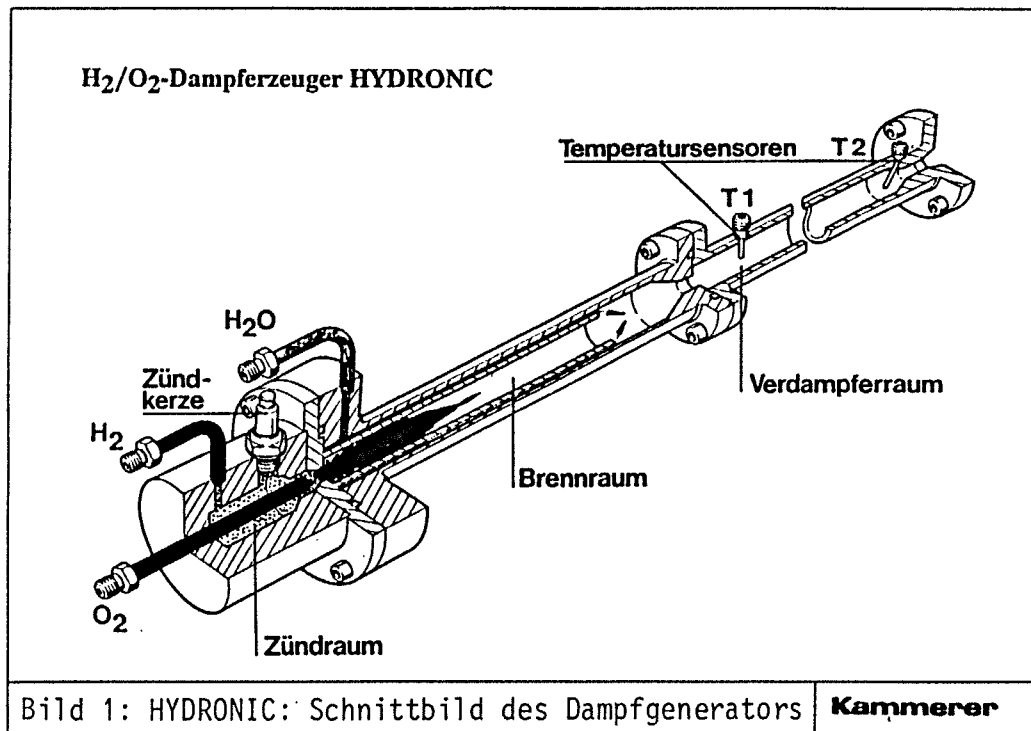
weiteres Vorgehen

Die Implementierung der zellorientierten Methode für die linearisierten Shallow-Water-Gleichungen soll bis zum Sommer 1990 abgeschlossen werden und dehnt die Tragweite der numerischen Ergebnisse auf unvollständig parabolische Systeme aus. Danach soll die Anwendung des Verfahrens auf dreidimensionale Modellprobleme erfolgen.

Förderung durch Stiftung Volkswagenwerk

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik	
Ansprechpartner	H. A. Kißler	
Institution	Fa. Kammerer GmbH	
Adresse	Industriestr. 86-88, 7530 Pforzheim	Telefon 07231 786-0 Telefax 07231 783 25
weitere Partner	K. A. Bütefisch, H. Pszolla DLR Göttingen	
Thema	Strömungssichtbarmachung durch Kondensation von zugeführtem Wasserdampf	
Ausgangssituation	In kompressiblen Strömungen können bei Anwesenheit von Wasserdampf Gebiete mit plötzlicher Temperatur- und Druckabsenkung durch Kondensation des Wasserdampfs sichtbar gemacht werden. Da in Windkanälen die Luftfeuchtigkeit klein ist, tritt die Kondensation im allgemeinen als unerwünschter Effekt auf. Soll gezielt Wasserdampf zur Sichtbarmachung herangezogen werden, stellt die definierte Herstellung des Dampfes ein erhebliches Problem dar.	
Ziel	Es sollte untersucht werden, ob mit Hilfe eines neu entwickelten Dampferzeugers, der Wasserdampf in vorgewählter Menge bei in Grenzen gewählten Drücken und Temperaturen zu erzeugen gestattet, der Vorderkantenwirbel an einem Deltaflügel bei transsonischer Anströmung sichtbar gemacht werden kann.	
Lösungsweg	Ein Dampferzeuger der Fa. Kammerer, Bild 1, wurde benutzt, um Wasserdampf "auf Knopfdruck" zu erzeugen. Mit Hilfe eines ca. 20 mm dicken Rohres wurde der Dampf in die Mitte der Ruhekammer des Hochgeschwindigkeits-Windkanal HKG der DLR Göttingen geleitet. Im Strömungsfeld eines mit $Ma = 0.85$ angeströmten Deltamodells ($\alpha = 20^\circ$) kondensierte der Wasserdampf im Bereich des Vorderkantenwirbels, so daß bei Beleuchtung mit einer einfachen Photolampe der Wirbelbereich sichtbar gemacht und die zeitliche Änderung mit einer Videokamera aufgenommen werden konnte, Bild 2.	



Literatur

Bild 2: Delta Modell bei $Ma = 0.85$ und $\alpha = 20^\circ$. Wirbelbereich mit kondensiertem Wasserdampf sichtbar gemacht.

Literatur

H. Kibler und M. Paulus, Pforzheim: HYDRONIC. Wasserstoff/Sauerstoff-Dampferzeuger. Neuartiges Funktionsprinzip für die Dampferzeugung durch Wasserstoffverbrennung. Sonderdruck aus BWK, No. 12/87, Fa. Kammerer, Pforzheim, VDI Verlag Düsseldorf

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Bernhard Müller

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen

Telefon 0551-7092416

Telefax 0551-7092101

weitere Partner

Thema Berechnung von Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Implizites Upwind-Differenzenverfahren zur Lösung der ebenen und achsensymmetrischen Euler und Navier-Stokes Gleichungen

Ziel

Entwicklung eines robusten, genauen und effizienten Verfahrens zur Lösung der Navier-Stokes Gleichungen

Lösungsweg

Implementierung, Validierung und Vektorisierung eines Upwind-Relaxationsverfahrens zur Lösung der achsensymmetrischen, konischen und 3D Euler und Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen

Ergebnis

1. Zeitschrittverfahren für Über- und Hyperschallströmungen um stumpfe Körper.
2. Marschierverfahren für Über- und Hyperschallströmungen um spitze Körper (Anwendungsbeispiel im Bild).

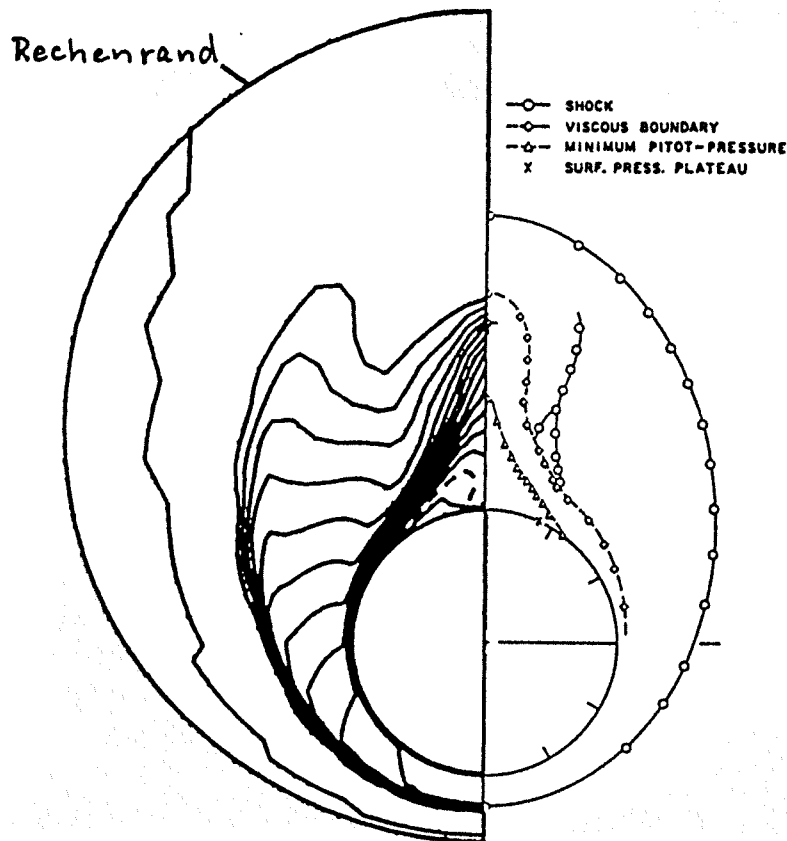


Bild Vergleich der Iso-Mach-Linien der Rechnung (links) mit dem Experiment von Tracy (rechts) für einen Kegel mit 10° Halböffnungswinkel, $\alpha = 24^\circ$, $M_\infty = 7.95$, $Re_\infty = 4.2 \times 10^5$, $T_w = 5.456 \times T_\infty$, $T_\infty = 55.39K$ in Querströmungsebene

Literatur

B. Müller: Entwicklung eines Upwind-Relaxationsverfahrens zur Lösung der 3D Euler- und Navier-Stokes-Gleichungen für Hyperschallströmungen.

GAMM - Jahrestagung 1990, Hannover.

weitares Vorgehen

Konvergenzbeschleunigung

Mitteilung

4. STAB - Workshop

DLR Göttingen, 8. - 10. Nov. 1989

Fachkreis Mathematische Grundlagen
Ansprechpartner Prof. Dr. W. Törnig, Dipl.-Math. G. Lill
Institution Technische Hochschule Darmstadt
Zentrum für Praktische Mathematik
Hochschulstr. 1
6100 Darmstadt Tel. (06151) 16-3953
Partner Dr.-Ing. W. Kordulla, Dr. B. Müller
DLR Institut für Theoret. Strömungsmechanik
3400 Göttingen

Thema:

Die Wahl numerischer Randbedingungen an künstlichen Rändern in der Strömungsmechanik

Ausgangssituation:

Probleme der Umströmung eines Körpers oder der Durchströmung eines Kanals sind häufig auf unendlichen Gebieten formuliert. Zur numerischen Näherung muß daher das Rechengebiet beschränkt werden, was zumeist durch Einführung künstlicher Ränder geschieht. Schwierigkeiten entstehen u.a. dadurch, daß die kontinuierliche Formulierung weniger Randbedingungen benötigt als das num. Verfahren. Auch ist a priori nicht klar, welche Diskretisierung der Randbedingungen zu wählen ist.

Ziel:

Es wird angestrebt, geeignete diskrete und praktisch anwendbare Randbedingungen für eine Klasse von Differenzenverfahren zur Berechnung der Euler - und Navier - Stokes - Gleichungen herzuleiten. Maßstab ist dabei die erfolgreiche Einbindung der Randbedingungen in eine schon implementierte Version des Beam - Warming - Verfahrens [2] zur Lösung der Navier - Stokes - Gleichungen für kompressible Fluide.

Lösungsweg:

Im Gegensatz zur üblichen Vorgehensweise, wo Randbedingungen für die kont. Formulierung hergeleitet werden, wird hier direkt das diskrete Problem angegangen. Wichtigstes Hilfsmittel ist dabei die Z - Transformation [1], mit deren Anwendung sich analog zum kontinuierlichen Fall Wellen identifizieren lassen [3], die die Grundlage zur Herleitung diskreter Randbedingungen liefern. Abschließender Schritt ist eine geeignete Approximation der in transformierter Gestalt vorliegenden Randbedingung, um sie zur praktischen Verwendung zurücktransformieren zu können.

Ergebnis:

Als Modellgleichungen wurden eine skalare Konvektions - Diffusions - Gleichung und ein linearisiertes System der reibungsbehafteten Shallow - Water - Gleichungen nach dem Beam - Warming - Verfahren diskretisiert. Es zeigt sich, daß die hergeleiteten approximativen Randbedingungen den bisher üblichen, wie etwa Extrapolation am Ausströmrand, überlegen sind. Besonders am Einströmrand ist die Verbesserung wesentlich. Weitergehende Untersuchungen mit der Burgersgleichung zeigen den positiven Einfluß auch bei nichtlinearen Gleichungen.

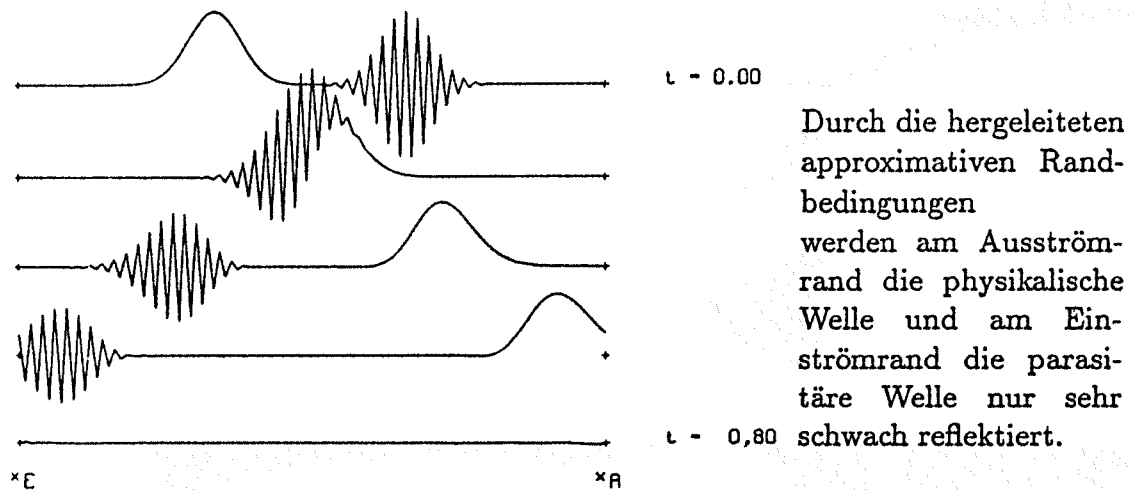


Abbildung 1: Konvektion - Diffusion

Literatur

- [1] Doetsch, G. : Anleitung zum praktischen Gebrauch der Laplace-Transformation und der Z-Transformation.
R. Oldenbourg: München, Wien 1967, 3. Auflage
- [2] Müller, B. : Navier-Stokes Solutions for Laminar Flow over a NACA 0012 Airfoil.
Flygtekniska Försöksanstalten, Report 140, Stockholm 1986
- [3] Trefethen, L.N. : Instability of Difference Methods for Hyperbolic Initial Boundary Value Problems.
Comm. Pure Appl. Math. 37(1984), pp. 329 - 367

weiteres Vorgehen:

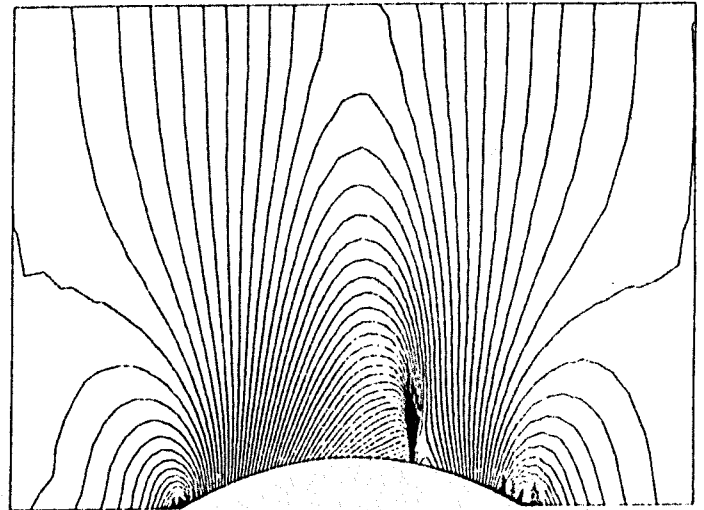
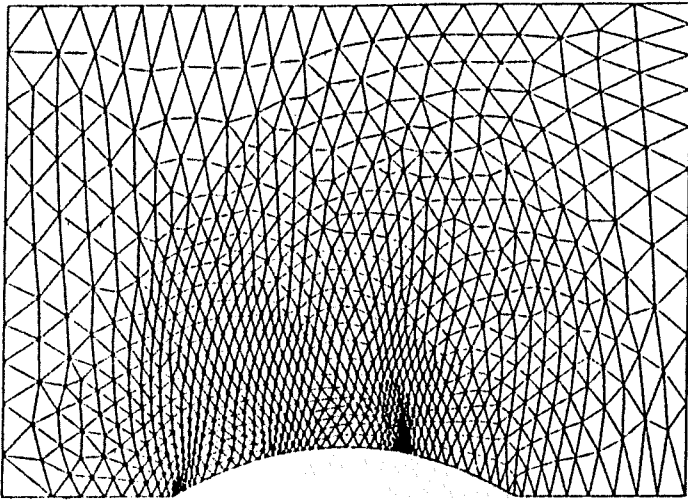
Auf der einen Seite wird die theoretische Fundierung der Approximation der abstrakt formulierten Randbedingungen vorangetrieben. Andererseits soll die praktische Verwendbarkeit der Methode an einem schon existierenden Navier - Stokes - Code demonstriert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/	Physikalische Grundlagen, Mathematische Grundlagen,	
Fachkreis	Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. W.L. Wendland	
Institution	Mathematisches Institut A	
Adresse	Universität Stuttgart, Pfaffenwaldring 57 7000 Stuttgart 80	Tel.: 0711-685-5525 Telefax: 0711-685-3500
Weitere Partner	Dr. G. Warnecke, U. Göhner	
Thema	Adaptive Finite-Element-Methoden für Transsonische Strömungen	
Ausgangssituation	Um genauere numerische Lösungen zu erzielen, muß man das Rechnernetz verfeinern. Diesen Aufwand möchte man möglichst nur dort im Rechenggebiet treiben, wo tatsächlich ein Gewinn erzielt wird. Für lokale Verfeinerungen eignen sich besonders Finite-Element- und Finite-Volumen-Methoden auf Dreiecksnetzen.	
Ziel	Es sollen durch Adaption des Rechnernetzes scharfe Auflösungen von starken Zustandsänderungen (Stöße, Scherschichten, Grenzschichten) erzielt werden. Außerdem sollen nur in den Bereichen viele Netzpunkte liegen, in denen sie benötigt werden.	
Lösungsweg	Es werden sowohl Netzverfeinerungen - als auch Netzverschiebungstechniken zur Lösungsanpassung des Rechnernetzes behandelt. Weiter werden fehlerschätzerbasierte Adaptionskriterien sowohl analytisch untersucht als auch praktisch erprobt.	

Ergebnis

Bisher wurden erste Ansätze für lokale Netzverfeinerungen bei zweidimensionalen transsonischen Potentialströmungen erfolgreich erprobt. Es wurden qualitativ bessere Lösungen mit weniger Gitterpunkten erzielt.



Literatur

I. Babuška: "Feedback, adaptivity, and a posteriori estimates in finite elements: Aims, theory, and experience, Accuracy Estimates and Adaptive Refinements in Finite Element Computations (I. Babuška, O.C. Zienkiewicz et al. eds.) Wiley, New York 1986.

I. Babuška & A. Miller: "A feedback finite element method with a posteriori error estimates. I: The finite element method and some basic properties of the a posteriori error estimators, Comp. Methods Appl. Mech. Eng. 61, 1-40 (1987).

C. Johnson, K. Eriksson: "An adaptive finite element method for linear elliptic problems", Mathematics of Computation, Vol. 50, Number 182, (1988) 361-383.

R. Kornhuber, R. Roitzsch: "On adaptive grid refinement in the presence of internal or boundary layers", Preprint SC 89-5(11/89), Konrad-Zuse-Zentrum Berlin.

Weiteres Vorgehen

Es werden verschiedene Ansätze für Adaptionskriterien untersucht. Der Einsatz bei 3-dimensionalen Strömungen und die Übertragung auf Finite-Volumen-Methoden sollen erprobt werden.

Datum

Mitteilung

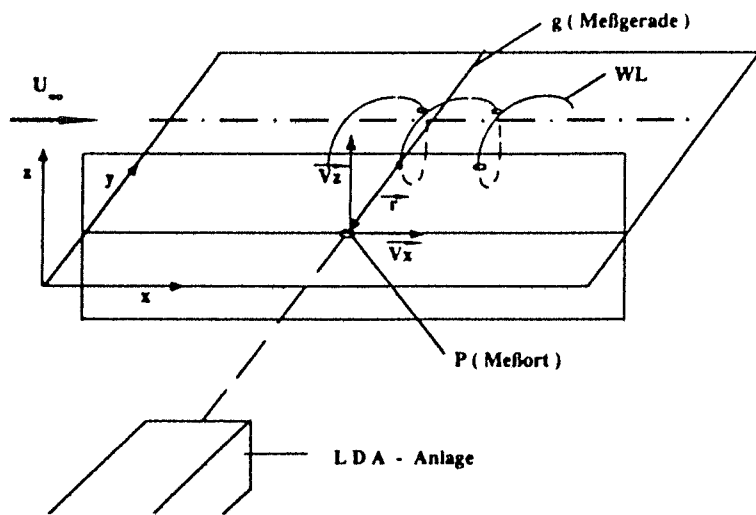
Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Thomas Vitting / Dipl.-Ing. Stephan Fell		
Institution	Institut für Luft - und Raumfahrt der RWTH Aachen		
Adresse	Wüllnerstr.7 5100 Aachen	Telefon	0241 / 806820
		Telefax	
weitere Partner	Sonderforschungsbereich 25 "Wirbelströmungen in der Flugtechnik" an der RWTH Aachen Leiter : Prof. Dr. - Ing. Rolf Staufenbiel		
Thema	Ein Verfahren zur Aufnahme und Auswertung zeitaufgelöster LDA-Geschwindigkeitsmessungen unter Zuhilfenahme gleichzeit- iger Videoaufzeichnungen.		
Ausgangssituation	Um die physikalischen Grundlagen des Wirbelaufplatzens näher zu ergründen, werden Geschwindigkeitsprofile von Wirbelströmungen mittels einer 2D - LDA-Anlage vermessen. Das sichtbargemachte Wirbelzentrum verhält sich unmittelbar vor dem Aufplatzort räumlich und zeitlich instationär und bisher konnten nur zeitgemittelte Geschwindigkeitsprofile bezüglich der gedachten Achse des Wirbels aufgenommen werden.		
Ziel	Vermessung von Geschwindigkeitsprofilen bezogen auf die räum- liche Lage des sichtbargemachten momentanen Wirbelzentrums.		
Lösungsweg	Das Wirbelzentrum wird durch H₂-Gasbläschen sichtbar gemacht und die räumliche Lage des Wirbelzentrums wird durch zwei synchronisierte Videokameras aufgezeichnet. Desweiteren wird eine Uhrzeit ins Videobild eingeblendet, die von den Synchronimpulsen der Videokamera getaktet wird. Parallel dazu werden von einem Rechner zum einen die Geschwindigkeitswerte der LDA-Anlage abgespeichert und zum anderen werden die vertikalen Synchronisationsimpulse der Videokamera gezählt. Mit Hilfe dieser zeitgekoppelten Aufnahme von LDA-Daten und Videobildern können somit zeitlich nacheinander aufgenommene Geschwindigkeitswerte den entsprechenden Videobildern zugeordnet werden. Mit Methoden der digitalen Bildverarbeitung ist es anschließend möglich aus den Videobildern eine Gruppe von Bildern zu klassifizieren, auf denen ein ähnlicher Strömungszustand zu erkennen ist. Nach dieser Klassifizierung der Videobilder wird aus den Bildern die relative Lage des Wirbelzentrums zum Meßvolumen bestimmt. Anschließend werden aus den Geschwindigkeitswerten bei verschiedenen Abständen und gleichen Zuständen ganze Geschwindigkeitsprofile zusammengesetzt.		

Ergebnis

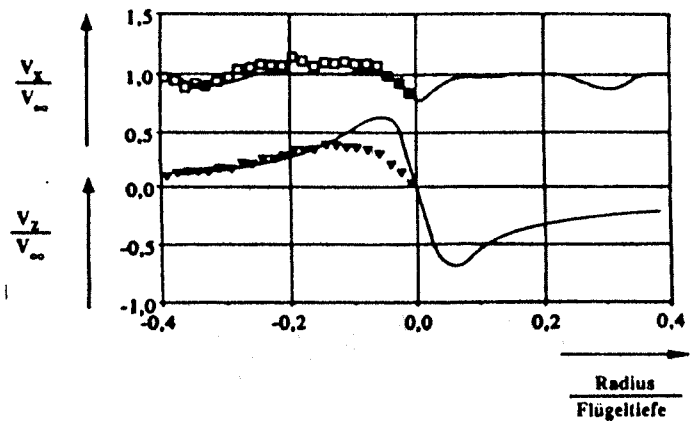
Mit Hilfe der im Lösungsweg beschriebenen neuen Meßtechnik "Kopplung LDA-Video" ist es möglich instationäre, näherungsweise periodische Strömungen zu vermessen.

Vergleich der Geschwindigkeitsfelder zweier Wirbelströmungen, deren markiertes Wirbelzentrum zum einen einen geradlinigen und zum anderen einen schraubenförmigen räumlichen Verlauf aufzeigt.

Definition der Geschwindigkeitskomponenten (V_x, V_z) der 2D - LDA-Anlage, der Meßgeraden (g) und des relativen Abstandes (r) Wirbelzentrum-Meßort.



Geschwindigkeitsprofile von Wirbelströmungen mit geradlinigem und schraubenförmigen Wirbelzentrum



— - geradliniges Wirbelzentrum
□ ▽ - schraubenförmiges Wirbelzentrum

Literatur

"Automatische Bearbeitung von Videobildern zur Erkennung und Vermessung von Strömungszuständen in Wirbeln",
Diplomarbeit von Stephan Fell, Institut für Luft - und Raumfahrt, RWTH Aachen, Juli 1989

weitere Vorgehen

- 1) Verkleinerung des Zeitfensters, in dem LDA-Daten gemittelt werden
- 2) Verbesserung der Koordinatenbestimmung des LDA - Meßvolumens

