

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

1988

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	3
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Informationen über STAB-relevante Veranstaltungen	14
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	20
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projekt- gruppen und Fachkreisen	34

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Dieser STAB-Jahresbericht enthält erstmals die "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen. Diese "Mitteilungen" wurden eingeführt, um den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis, welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Innerhalb der Projektgruppen ist alphabetisch nach Verfassern sortiert.

Es sind 82 "Mitteilungen" aus fünf Projektgruppen und einem Fachkreis eingegangen. "Mitteilungen" aus der Projektgruppe "Hyperschall" sind hierin teilweise enthalten; sie tritt in diesem Jahresbericht noch nicht als Untergruppe auf (siehe hierzu auch die Ausführungen des Sprechers in seinem Kurzbericht).

Ursprünglich war vorgesehen, die Präsentation des Sprechers der Programmleitung vor dem Kuratorium am 22. Februar 1988 hier abzdrukken. Da dieser Bericht aber auf den Materialien aus den Kurzberichten und den "Mitteilungen" basiert, ist um Redundanz zu vermeiden, darauf verzichtet worden.

Neu aufgenommen ist jetzt ein Abschnitt über STAB-relevante Veranstaltungen, die im Berichtszeitraum der Geschäftsstelle zur Kenntnis gebracht worden sind.

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

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 400 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 der folgenden Seite aus. Gleiches gilt für den Fall, daß Ihr Name nicht richtig oder unvollständig ist oder sich Ihre Adresse geändert hat oder unvollständig ist. Wenn Sie aus dem Verteiler gestrichen werden möchten, teilen Sie uns das bitte ebenfalls mit.

Göttingen, im August 1989

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

Name:

Organisation:

Anschrift:

Telefon:

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

3400 Göttingen

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

Name:

Organisation:

Anschrift:

Telefon:

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

3400 Göttingen

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

Name:

Organisation:

Anschrift:

Telefon:

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

3400 Göttingen

ZIELSETZUNGEN, CHRONOLOGISCHE ENTWICKLUNG UND ORGANISATION

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

Sie entstand aus "dem gemeinschaftlichen Bestreben, die Strömungsforschung in der Bundesrepublik Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch 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

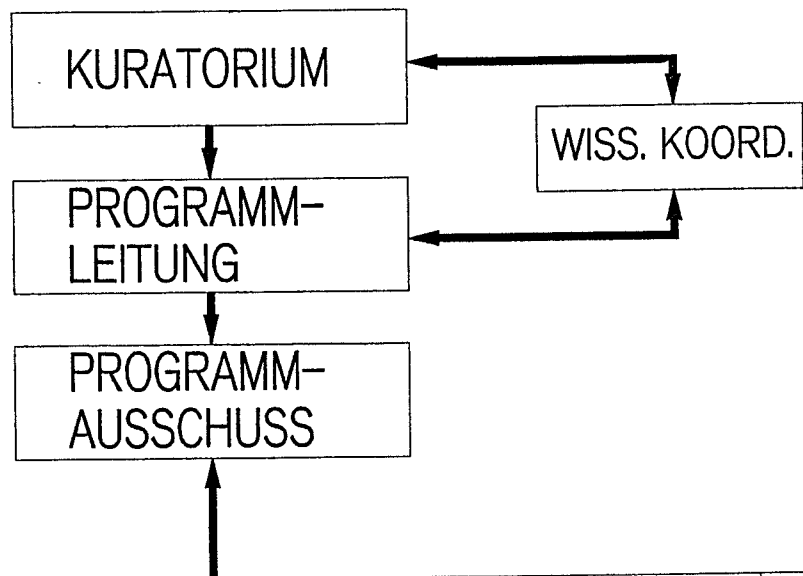
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984

- Vortrag "Arbeitsgemeinschaft
"Strömungen mit Ablösung"
- Neue Impulse für die Strö-
mungsforschung und Aerody-
namik - 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

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		(Dornier, Friedrichshafen)	
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	(Guest)	(VW-Stiftung, Hannover)	
Dr. Stüssel		(DLH, Hamburg)	– Stellv. Sprecher –
OAR Urban	(Guest)	(BMW, Bonn)	

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. Hilbig		(MBB-UT, Bremen)	– Sprecher –
Dipl.-Ing. Huber		(MBB-UH, Ottobrunn)	
Dr. John		(MBB-UF, Ottobrunn)	
Dr. Kienappel	(Guest)	(DLR, Göttingen)	
Dr. Knoche	(Guest)	(MBB-WL, Ottobrunn)	
Dr. Kordulla		(DLR, Göttingen)	
Dr. Körner		(DLR, Braunschweig)	
Prof. Krause, PhD		(RWTH Aachen)	
Dr. Lawaczek		(DLR, Göttingen)	
Dr. H. U. Meier		(DNW, Emmeloord)	
Prof. Dr. Oertel	(Guest)	(TU Braunschweig)	
Dr. Stanewsky		(DLR, Göttingen)	
Prof. Dr. Staufenberg		(RWTH Aachen)	
Dr. B. Wagner		(Dornier, Friedrichshafen)	
Dipl.-Ing. Witt		(MBB-AS, Ottobrunn)	

Vissenschaftlicher Koordinator

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

Projektgruppen

Sprecher:

Flügel großer Streckung	Prof. Dr. Thiede	(MBB-UT, 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)

Schwerpunktthemen der AG STAB

- Stoß-Grenzschicht-Interferenz
- Blattspitzenwirbel beim Drehflügel
- Aerodynamische Komponenten des Hochgeschwindigkeitsdrehflüglers
- Dreidimensionale Grenzschichtablösung

Prof. Dr. Thiede (MBB-UT, Bremen)
Prof. Dr. Staufenberg (RWTH Aachen)
Prof. Dr. S. Wagner (Universität d. Bw, München)
Dr. Dallmann (DLR, Göttingen)

DFG – Schwerpunktprogramme

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

Prof. Krause, PhD (RWTH Aachen)
Prof. Krause, PhD (RWTH Aachen)
Prof. Gersten (Universität Bochum)

DFG – Sonderforschungsbereiche

- Wirbelströmungen in der Flugtechnik
- Transatmosphärische Flugsysteme (Grundlagen der Aerothermodynamik, Antriebe und Flugmechanik)
- Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen
- 2 weitere Anträge zu 'Hyperschall'

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

VW – Verbundforschung

- Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik

Prof. Krause, PhD (RWTH Aachen)
(Braunschweig, Stuttgart)

Prof. Dr. Durst (Universität Erlangen)

EINLADUNG

zum

4. STAB-Workshop

8.-10. November 1989

im DLR-Forschungszentrum Göttingen

Vortragsanmeldungen richten Sie bitte an
den für Sie zuständigen Projektgruppen-
bzw. Fachkreisleiter.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle
jederzeit gerne zur Verfügung.

AG-STAB- und DGLR-Workshop über 2-D-Meßtechnik in Markdorf

Diese auf Anregung der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) von der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR) durchgeführte Veranstaltung fand am 18. und 19. 10. 1988 in Markdorf/Bodensee statt.

Vor rund 60 Teilnehmern wurden 27 Vorträge gehalten, davon 12 von Hochschulen, 11 von Großforschungseinrichtungen und einer aus der Industrie.

Der Tagungsband ist über die DGLR erhältlich.

Es wurden die folgenden vier Hauptthemen behandelt:

- Dichte- und Geschwindigkeitsfeld
- Strömungssichtbarmachung im Feld
- Strömungssichtbarmachung an der Wandoberfläche
- Wandsensoren-Arrays

6. DGLR-Fachsymposium "Strömungen mit Ablösungen" in Braunschweig

Auf Anregung der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) veranstaltete die Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR) vom 8. bis 10.11.1988 im DLR-Forschungszentrum Braunschweig ein Fachsymposium.

Vor rund 150 Teilnehmern wurden 42 Vorträge gehalten, davon 16 von der Industrie, 11 von den Hochschulen und 15 von Mitarbeitern der DLR.

Der Tagungsband ist über die DGLR erhältlich.

Folgende vier Hauptthemen wurden behandelt:

- Laminarflügel
- Flügel kleiner Streckung
- numerische Rechenverfahren
- Hyperschall-Aerothermodynamik

A R B E I T S T R E F F E N

Programm:

10.00 - 11.30 Uhr	Vorträge TP I/4 :	S. Obi
	"Reynoldspannungsmodell zur Berechnung abgelöster Strömungen."	
	"Mehrgitterverfahren zur Berechnung turbulenter Strömungen."	M. Peric
11.30 - 13.00 Uhr	Vorträge TP I/4 :	
	"Kopplung von Finiten Elementen und Randelementen zur Behandlung von Fernfeldrandbedingungen."	H. Berger
	"Zulässigkeitsbedingungen für Stoßlösungen bei Potentialströmungen."	G. Warnecke
13.00 - 14.00 Uhr	Mittagessen	
14.00 - 15.30 Uhr	Vorträge TP I/5 :	D. Albrecht
	"Theoretische Untersuchungen zur Kopplung von Diskretisierungsverfahren durch Matrixmethoden."	
	Zellorientierte Diskretisierungen am Beispiel von Konvektions-Diffusions-Problemen."	D. Hietel
15.30 - 16.30 Uhr	Vortrag TP II/5 :	G. Horton
	Parallelisierung von Lösungsalgorithmen in der numerischen Strömungsmechanik"	

"Numerische Lösungsverfahren in der Strömungsmechanik"

im Rahmen des Verbundforschungsvorhabens der VW-Stiftung:

"Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik"

am Mittwoch, 14.12.1988

an der Universität Erlangen-Nürnberg

Teilnehmer:

Teilprojekt I/4:
"Analytische und numerische Behandlung transsonischer Strömungen."
Prof. K. Kirchkässner, Prof. W. Wendland und Mitarbeiter

Teilprojekt I/5:
"Entwicklung, Optimierung und mathematische Fundierung von numerischen Algorithmen in der Aerodynamik."
Prof. W. Törnig und Mitarbeiter

Teilprojekt II/4:
"Analytische und numerische Behandlung transsonischer Strömungen."
Prof. F. Durst und Mitarbeiter

Teilprojekt II/5:
"Lösung strömungsmechanischer Grundgleichungen unter Berücksichtigung moderner Rechnerstrukturen"
Prof. W. Händler und Mitarbeiter

Das Treffen findet im Konferenzraum K2 der Universität Erlangen statt.



DEUTSCHE GESELLSCHAFT FÜR LUFT- UND RAUMFAHRT E.V.

Bremen/Berlin, 31.10.88

D G L R - Fachausschuß 3.3 "Versuchswesen der Fluid- und Thermodynamik"

Obmann: Dr.-Ing. J. Szodruch, MBB GmbH, UT, Postfach 10 78 45
2800 Bremen 1

Stellv. Obmann: Priv.Doiz. Dr. W. Nitsche, Inst. f. Luft- u. Raumfahrt
Marchstr. 14, 1000 Berlin 10

Einladung zur Vortragsanmeldung für die nächste Sitzung

Sehr geehrte Damen
Sehr geehrte Herren,

nach längerer Pause laden wir Sie hiermit zu einer Vortragsanmeldung ein, die wie folgt geplant ist:

Thema: Versuchs- und Meßtechnik im Hyperschall

Aktuelle nationale und internationale Projekte haben das Interesse an Hyperschallströmungen wieder aufleben lassen. Das Versuchswesen muß sich hier formieren und für die neuen Ziele neue Strategien bezüglich Anlagen und Meßmethoden erarbeiten.

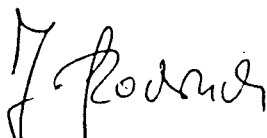
Für die Sitzung wird angestrebt, zwei oder drei Übersichtsbeiträge zu den angesprochenen Projekten einzuladen. Darüber hinaus werden Beiträge von Interesse sein, die sich mit

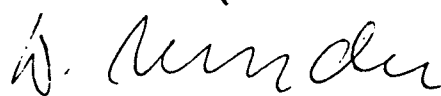
- Versuchsanlagen, aktueller Stand, Planungen
- Meßtechnik, aktueller Stand und Planungen
- Konkreten Versuchsvorhaben mit Schwerpunkt Anlage und Meßmethode beschäftigen.

Zeit: Donnerstag/Freitag, 2./3. Februar 1989

Ort: DFVLR, Göttingen

Das beiliegende Anmeldeformular sollte spätestens bis zum 09.12.88 zurückgesandt werden. Für weitere Auskünfte stehen Ihnen die Obmänner gerne zur Verfügung.


Dr. J. Szodruch


Dr. W. Nitsche

DFG-Schwerpunktprogramm " Physik abgelöster Strömungen "
Arbeitsgruppe " Dreidimensionale Strömungen mit Ablösung "

4. W o r k s h o p

Zeit: Freitag, 24. 02. 1989

Ort: TU Berlin

U. Dallmann - Göttingen

Topologie dreidimensionaler Strömungsablösung - Ergebnisse
numerischer Simulation der Ablösung um stumpfe Körper

H. Eisenlohr - Göttingen

Über den Zusammenhalt des Wirbilverbandes im Nachlauf eines
Kreiszyllinders mit Endscheiben

N. Hölscher - Bochum

Stochastische Eigenschaften der Windlasten zylindrischer Bauwerke

H.H. Fernholz - Berlin

Wirbelstruktur hinter einer gepfeilten Stufe

D. Schulz - Aachen

Experimentelle Untersuchung der Strömungsablösung in einem
rotationssymmetrischen Verdichtergitter in Abhängigkeit von der
Schaufelbelastung

N.K. Mitra - Bochum

Laminare Strömungsfelder einer dreidimensionalen Kanalströmung
unter dem Einfluß von Längswirbeln

H.Chr. Oelker - Braunschweig

Windkanaluntersuchungen an Entenkonfigurationen bei symmetrischer
und unsymmetrischer Anströmung

R. Kelm - Berlin

Zur Problematik von Laser-Messungen in transsonischen Wirbeln

St. Kommallein - Braunschweig

Strömungsfeldmessungen an einem Deltaflügel mit einem
Dreikomponenten-LDA

Arbeitstreffen / Workshop

Im Rahmen des
VERBUNDFORSCHUNGSVORHABENS

ENTWICKLUNG VON BERECHNUNGSVERFAHREN FÜR PROBLEME DER STRÖMUNGSTECHNIK

der Stiftung Volkswagenwerk
lädt das Teilprojekt I/4 ein:

Thema: Mathematische Grundlagen und Numerische
Analysis

Ort: Söllerhaus der Universität Stuttgart
Hirschegg / Kleinwalsertal

Zeit: Mi. 30.8.1989 bis Sa. 2.9.1989 (Mittags)
Anreise 29.8.1989 (Abends)

Bei dem Arbeitstreffen sollen die mathematischen Probleme, die für eine Absicherung der verwendeten numerischen Verfahren gelöst werden müssen, im Vordergrund stehen. Neben den Fragen der Konsistenz und der Konvergenz numerischer Verfahren sollen insbesondere die Behandlung von Randbedingungen, der Zusammenhang von physikalischer, numerischer und künstlicher Viskosität in "reibungsfreien" Verfahren, Netzeinflüsse, numerische Auflösung charakteristischer Strömungserscheinungen (Stöße, Scherschichten, Ablösegebiete, Wirbel), Gebietszerlegungsmethoden, adaptive Netzverfeinerungen und Konvergenzbeschleunigung diskutiert werden.

Die Zahl der Vorträge wird begrenzt sein, dafür soll ausreichend Zeit für Diskussionen sein. Die Länge der Vorträge wird variabel sein (30 - 60 min.). Fragen und Diskussion während der Vorträge sind ausdrücklich erwünscht. Es sollten theoretische Überlegungen, numerische Rechnungen, in denen oben genannte oder vergleichbare Probleme systematisch untersucht wurden, auch Vergleichsrechnungen zwischen verschiedenen Verfahren, oder Problemfälle vorge-
tragen werden.

Die Unterbringung erfolgt im Söllerhaus (max. ca. 40 Personen) in Einzel-, Doppel- und Dreier-Zimmern. Der Preis für Übernachtung und Vollpension beträgt je nach Ausstattung des Zimmers DM 32 - 42. Interessenten werden gebeten, sich bis 10.1.89 bei

Dr. G. Warnecke
Mathematisches Institut A
Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 57
7000 Stuttgart 80
(Tel. 0711/685-5536, 5525)

anzumelden und Vorträge vorzuschlagen. Der Preis für die Unterbringung muß Ende Juni bezahlt werden. Dazu wird eine gesonderte Aufforderung zusammen mit dem vorläufigen Programm versandt.

Mit freundlichen Grüßen

K. Kirchgässner

W. Wendland

KURZBERICHT 1988

STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Die Arbeit in der Projektgruppe konzentrierte sich im Berichtsjahr auf das Schwerpunktthema "Stoß-Grenzschicht-Interferenz (SGI), das die stoß-induzierten Ablösephänomene an überkritischen Tragflügeln beinhaltet.

Das Arbeitsprogramm der Projektgruppe, in der die Universitäten Karlsruhe, Aachen und Berlin, die Forschungsanstalten DLR und ONERA sowie die Firmen MBB und Dornier zusammenarbeiten, befindet sich jetzt in der 2. Phase. Besondere Fortschritte wurden im Berichtsjahr bei der Entwicklung von Triple-Deck-Lösungen für den Stoßbereich und deren Implementierung im gekoppelte Berechnungsverfahren für viskose transsonische Profilströmungen erzielt (U Karlsruhe). Außerdem wurde die numerische Simulation von transsonischen Profil-/Flügelströmungen auf Navier-Stokes-Basis vorangetrieben (RWTH Aachen, DLR, Dornier, MBB-UF), wobei der Trend zu 3-D Lösungen unverkennbar ist. Im 2-D Fall haben die Navier-Stokes-Codes einen Entwicklungsstand erreicht, der ihre industrielle Anwendung in greifbare Nähe rückt. Für die Validierung der entwickelten CFD Codes ist generell ein Mangel an qualifizierten Experimenten festzustellen. Daher konzentrierten sich die Anstrengungen der Experimentatoren (DLR, ONERA) zunehmend auf die Untersuchung schiebender und auch komplexer 3-D Flügelkonfigurationen, wobei insbesondere das DLR-F5-Flügelexperiment hervorzuheben ist. Weitere Fortschritte wurden außerdem bei den Untersuchungen zur passiven Kontrolle der Stoß-Grenzschicht-Interferenz erzielt. Im Berichtszeitraum wurde der passive Ventilationseffekt weitgehend aufgeklärt (U Karlsruhe, ONERA), die numerische Simulation der SGI-Kontrolle in Angriff genommen (U Karlsruhe, MBB-UT) sowie experimentelle Untersuchungen zur Schaffung einer Datenbasis durchgeführt (U Karlsruhe, ONERA).

Im Mai 1988 fand in Göttingen das IUTAM-Symposium TRANSSONICUM III statt, das eine Session über turbulente Stoß-Grenzschicht-Interferenz enthielt, auf der die neuesten Forschungsergebnisse mitgeteilt wurden, so daß bei dem 6. STAB-Fachsymposium in Braunschweig im Nov. 1988 auf die Einrichtung eines speziellen SGI-Schwerpunktes zugunsten anderer Themenkomplexe verzichtet werden konnte.

Mit der Verbesserung der numerischen und experimentellen Methoden - insbesondere zur Untersuchung von 3-D Strömungsfeldern - gewinnen beim Flügel großer Streckung Themen wie Netzgenerierung, numerische Lösungsalgorithmen, Turbulenzmodellierung, berührungsfreie Meßtechniken zunehmend an Bedeutung, so daß künftig eine verstärkte Zusammenarbeit mit den Fachkreisen notwendig wird. Aufgrund dieser Tendenz ist die Einbindung weiterer Hochschul- und DLR-Aktivitäten in die Projektgruppe erforderlich.

Dr. B. Wagner
Hauptabteilung Aerodynamik
Dornier Luftfahrt GmbH

Bericht über die Arbeit der STAB-Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung" im Jahr 1988

Die Arbeit der Projektgruppe ist weiterhin stark geprägt durch die Aktivitäten im Rahmen der IEPG TA-15, an denen sich aus der Bundesrepublik die DFVLR, Dornier und MBB sowie jetzt auch Prof. Hummel, TU Braunschweig, beteiligen. In dem halbjährlich durchgeführten Workshop hat sich eine ausgezeichnete internationale Zusammenarbeit entwickelt. Während der abgeschlossenen Phase 1 hat sich durch sorgfältigen Vergleich der Ergebnisse der verschiedenen beitragenden Institutionen zu denselben Beispielfällen eine klare Standortbestimmung für die verschiedenen Verfahren ergeben. Mit hochentwickelten numerischen Verfahren zur Lösung der Eulergleichungen wurden Referenzlösungen erzeugt, die sich nur noch geringfügig voneinander unterscheiden. Durch die zugleich erarbeiteten Navier-Stokes-Lösungen konnte dokumentiert werden, daß die verbleibenden Unterschiede zu den experimentellen Ergebnissen auf die Einflüsse der Viskosität zurückgeführt werden können. Darüber hinaus konnten darauf aufbauend bisher schon wichtige Einzelergebnisse erzielt werden, z.B. über den Einfluß der Diskretisierung im Vorderkantenbereich und die Interferenzen zwischen Verdichtungsstößen und Wirbeln beim Wirbelaufplatzen in transsonischer Strömung.

Eine Zusammenfassung der deutschen Aktivitäten zum Internationalen Vortex Flow Experiment wurde im Mai 1988 auf einem Symposium des AGARD-FDP zum Thema "Validation of CFD" vorgetragen, einschließlich einiger erster Ergebnisse zur IEPG-TA15.

Außerhalb der IEPG-Aktivitäten war das wichtigste Ereignis in der Arbeit der Projektgruppe die Sitzung während des STAB-Symposiums 9./10. November 1988 in Braunschweig. Neben den IEPG-Aktivitäten kamen dabei interessante Arbeiten an verschiedenen Universitäten und bei der DFVLR zur Sprache, die sich mit einfachen Berechnungsverfahren zur Wirbelströmung mit Instabilitäten und Wirbelaufplatzen sowie mit der Messung instationärer Beiwerte an Deltaflügeln befaßten. Diese Arbeiten ergänzen sich sehr gut mit den IEPG-Arbeiten, so daß zur Zeit auf breiter Front erhebliche praxisrelevante Fortschritte erzielt werden.

STAB - Flügel kleiner Streckung Strömung mit Ablösung am Deltaflügel

AKTIVITÄTEN 1988

16. Februar 1988 Amsterdam	Treffen der technischen Koordinatoren IEPG TA 15
2.-5. Mai 1988 Lisabon (Portugal)	AGARD-Symposium on validation of CFD Vortragseinladung: "Status of CFD-Validation on the Vortex Flow Experiment"
1. Juni 1988 Göttingen DFVLR	Workshop der IEPG TA 15 Gruppe IEPG TA 15
8.-10. November 1988 Braunschweig DFVLR	STAB-Symposium Flügel kleiner Streckung: 11 Vorträge
13-14. Dezember 1988 Farnborough RAE	Workshop der IEPG TA 15 Gruppe IEPG TA 15

Erste Erfahrungen in der IEPG - Zusammenarbeit

- tiefergehende Validierung von EULER-Methoden (N-S)
- numerische Methoden für weitreichende Detailuntersuchungen geeignet
- Vorbereitung von Experimenten
- Ergänzung von Experimenten
- Erste Untersuchungen von komplexen Konfigurationen sinnvoll
- erweiterte systematische Erforschung der bislang noch wenig bekannten Hochanstellwinkelaerodynamik insbesondere im Trans- und Über-schallbereich

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: 24.05.1989
Wa/bi 89124

Bericht über die Projektgruppe "Drehflügler"

Die Aktivität der Projektgruppe beschränkte sich 1988 auf eine Besprechung anlässlich des 6. DGLR-Fach-Symposiums "Strömung mit Ablösung" in Braunschweig am 09. November 1988.

Diese Besprechung ergab, daß kein Anlaß bestand, die beiden Schwerpunktthemen

- Blattspitzenwirbel
- Aerodynamische Komponenten des Hochgeschwindigkeits-Drehflüglers

zu ändern.

In vielen Bereichen bestanden große Sorgen hinsichtlich der weiteren Förderung der Projekte. Dies war auch der Grund dafür, daß kaum Vorträge zum Symposium angemeldet wurden und daher auch keine eigene Sitzung zum Thema "Drehflügler" anberaumt wurde. Ein Vortrag, der sich mit der Berechnung des Strömungsfeldes eines mehrblättrigen Hubschraubers mit Hilfe eines Euler-Verfahrens unter Einbeziehung des Nachlaufes befaßte, wurde in die Sitzung "Numerische Rechenverfahren" aufgenommen. Weitere Vorträge wurden am internationalen European Rotorcraft Forum in Mailand und auf der DGLR-Jahrestagung in Darmstadt gehalten.

**Bericht der Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe" der AG STAB
Dr. Paul Hennig, MBB-UA**

Aufgrund der personellen Änderungen in der Projektgruppe wurden 1988 keine eigenen Veranstaltungen durchgeführt. Da für das STAB-Symposium 1988 andere Schwerpunkte gesetzt wurden, war die Zahl der Beiträge aus der Projektgruppe nur sehr gering. Im übrigen wird auf die Kurzdarstellungen verschiedener Arbeitsgruppen im Jahresbericht 1988 verwiesen.

Nachdem nur sehr wenige Institutionen in Deutschland sich vorwiegend mit dem bisherigen Schwerpunkt der Gruppe, den Flugkörpern, beschäftigen, soll in Zukunft versucht werden, verstärkt auch andere Interessenten in die Aktivitäten der Projektgruppe einzubeziehen. Dabei verfolgt die Gruppe kein gemeinsames Schwerpunktprojekt wie andere Gruppen, sondern soll vor allem den Dialog über praxisnahe Problemstellungen und Verfahren zu ihrer Lösung fördern, die aus den verschiedensten Interessenbereichen kommen. Der Informationsaustausch soll zusätzlich zu den allgemeinen STAB-Veranstaltungen durch gelegentliche Mini-Workshops zu einem speziellen Thema verbessert werden. Der erste könnte evtl. 1990 stattfinden, da 1989 bereits ein allgemeiner Workshop vorgesehen ist.

Als die wesentlichsten Themen für die Arbeit der Projektgruppe erscheinen momentan:

- 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

Ein besonders enger Kontakt der Projektgruppe besteht zur Zeit zum Schwerpunktthema "Dreidimensionale Grenzschichtablösung" des Fachkreises "Physikalische Grundlagen" und zum Fachkreis "Meßtechnik".

Bericht 1988
der Projektgruppe
"Laminarhaltung von Tragflügeln"

In der Arbeit sind 1989 erhebliche Fortschritte gemacht worden. So wurden u.a.

- der größte Teil der ATTAS-Flugversuche ausgewertet
- Fortschritte bei der Weiterentwicklung der Stabilitätstheorie gemacht
- Erkenntnisse über den Einfluß der Windkanalturbulenz auf die CF-Wellen
- Flugversuche mit Reinigungsnase an der LFU 205 durchgeführt.

Die wesentlichen Ergebnisse der Arbeit sind auf dem STAB-Symposium am 8.-10. November in Braunschweig vorgetragen worden. 15 von 43 Vorträgen behandelten das Thema "Laminarflügel". Die schriftliche Fassung von 12 dieser Vorträge ist im DGLR-Bericht 88-05 niedergelegt.

Außer bei diesem Symposium ist der Arbeitskreis "Laminarflügel" im Berichtsjahr zu zwei Arbeitssitzungen (30. Juni in Darmstadt, 27.10. in Bonn) zusammengekommen. Auf einer weiteren Sitzung fand ein Review des Hochschulvorhabens "Meßtechnik am Laminarflügel" statt. Außerdem gab es eine Reihe bilateraler Arbeitsgespräche zwischen einzelnen Partnern.

Der weitere Fortgang der Arbeiten ist erschwert durch den Sachverhalt, daß die Finanzierung des Themas "Laminarflügel" durch das BMFT in 1988 ausläuft. Hochschulen und DLR arbeiten ungeschmälert weiter, bei den Industriefirmen werden die Arbeiten z.T. abgebrochen, z.T. gestreckt.

Bericht über die Projektgruppe "Hyperschall"
E.H. Hirschel, MBB-Flugzeuge, Ottobrunn

Der Entwurf eines Schwerpunktprogrammes wurde erstellt mit den Arbeitsthemen: aerothermodynamischer Vorentwurf/Entwurfsmethodik, strömungsphysikalische und thermodynamische Grundlagen, aerothermodynamische Berechnungsverfahren, Versuchs- und Meßmethoden, aerothermoelastische Berechnungsverfahren, Verifikation experimenteller und theoretischer Verfahren. Diese Arbeitsthemen, die sich an einer Reihe von Entwurfs-Aerothermodynamik-Themen (Projekthintergrund: Wiedereintritts-Fluggeräte, Reichweiten-Fluggeräte, Flugkörper) orientieren, wurden weiter detailliert. Die endgültige Formulierung wird dann erfolgen, wenn der Umfang künftiger deutscher Förderungsmaßnahmen (SFB's usw.) festliegt. Die berücksichtigten Hyperschall-Antriebsprobleme sind: Triebwerksintegration mit Einlauf- und Düsenentwurf, Staustrahltriebwerke mit Unter- oder Überschallverbrennung. Probleme des Turbotriebwerk-Entwurfs wurden nicht berücksichtigt.

Im Rahmen des 6. DGLR-Fachsymposiums, 08. bis 10.11.1988, Braunschweig, wurde eine Sitzung "Hyperschall-Aerothermodynamik" gestaltet. In zwei Vorträgen wurde ein Überblick über die zur Zeit wichtigsten Hyperschall-Projekte in Deutschland bzw. Europa gegeben. In den weiteren drei Vorträgen wurden der Stand der Technik in der Aerothermodynamik und die derzeitigen Entwicklungsperspektiven dargestellt. In einer formellen Arbeitssitzung wurde mit Interessenten die geplante Vorgehensweise der Projektgruppe diskutiert.

In Hinsicht auf die geplanten Hyperschall-Sonderforschungsbereiche wurde eine Liste möglicher Gutachter für die verschiedenen Themenbereiche erarbeitet. Diese Liste wurde durch das STAB-Kuratorium an die Deutsche Forschungsgemeinschaft übermittelt.

Ein Vorschlag für Hyperschall-Modellkonfigurationen (einfache Körper, generische Konfigurationen, aktuelle Hyperschall-Fluggerätekonfigurationen) wurde erstellt. Damit sollen künftige experimentelle und theoretisch/numerische Arbeiten soweit ausgerichtet werden, daß eine abgestimmte Datenbasis entsteht, die zur wechselseitigen Überprüfung und Validierung der experimentellen und theoretisch/numerischen Verfahren dienen kann. Eine Detaillierung dieses Vorschlages wird Anfang 1989 erfolgen, wenn die künftigen SFB-Aktivitäten konkreter geworden sind.

Für die Verifikation und die Etablierung der numerischen Aerothermodynamik als Entwurfswerkzeug wird ein Hyperschall-Experimentalvehikel als sehr wichtig angesehen. Erste Überlegungen zu einem Vorschlag für ein solches Experimentalvehikel für die Staupunktbereichs-Aerothermodynamik wurden formuliert.

Um einen Überblick über die deutschen Arbeiten, die relevant für die STAB-Projektgruppe Hyperschall sind, zu bekommen, wird eine Umfrage-Aktion (STAB-Mitteilungsbogen) vorbereitet. Die Aktion wird allerdings erst dann abgeschlossen werden können, wenn sich die künftigen SFB-Aktivitäten konkretisiert haben. Beim 4. STAB-Workshop, 08. bis 10.11.1989, Göttingen, soll erstmals umfangreich über Hyperschall-Arbeiten vorge-tragen werden.

07.06.1989

AG STAB - Fachkreis:

"Physikalische Grundlagen abgelöster Strömungen"

von

F. Durst
LSTM-Erlangen
Universität Erlangen-Nürnberg

Die Arbeit des Fachkreises "Physikalische Grundlagen abgelöster Strömungen" konzentrierte sich im wesentlichen auf Forschungsarbeiten der im Rahmen der Stiftung Volkswagenwerk geförderten Verbundforschungsvorhabens "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik". Hier erfolgte eine enge Zusammenarbeit mit dem AG STAB - Fachkreis "Mathematische Grundlagen", die überaus befruchtend für die gemeinsamen Arbeiten war.

Im Rahmen des Verbundforschungsvorhabens konnten im Jahre 1988 eine Reihe von Arbeitstreffen durchgeführt werden. Diese sind untenstehend in der Reihenfolge ihrer Durchführung aufgeführt.

- o 01.02.1988: Arbeitstreffen der Teilprojekte I/III (Eppler), I/IV (Wendland) und II/IV (Durst) in Stuttgart. Es wurde der Entwicklungsstand über numerische Berechnungsverfahren aufgezeigt, die in den einzelnen Teilprojekten entwickelt bzw. angewandt werden.
- o 08.-10.11.88: Vorstellung von Arbeiten einiger Teilprojekte auf dem 6. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" und Diskussion der Ergebnisse, die bis dahin im Rahmen des Verbundvorhabens erarbeitet werden konnten.
- o 14.12.1988: Arbeitstreffen der Teilprojekte I/IV (Wendland), I/V (Törnig), II/IV (Durst) und II/V (Händler) in Erlangen mit dem Ziel, numerische Lösungsverfahren zu diskutieren, die als Grundlage der Programme dienen, die in den Teilprojekten für Strömungsberechnungen Anwendung finden.

Eine weitere wichtige Aktivität des Fachkreises stellte die Begutachtung der Arbeiten des VW-Verbundforschungsvorhabens dar, die in der Zeit 13.04. - 14.04.88 stattfand. Am ersten Tag erfolgte die Vorstellung der bisherigen Ergebnisse aller Teilprojekte in einem öffentlichen Kolloquium, das sehr gut besucht war. Am zweiten Tag wurde den Gutachtern die Neuanträge präsentiert. Die Begutachtung verlief positiv, und alle Projekte erhielten eine weitere Förderung von zwei Jahren. Für einige der Projekte wurde eine Ausgangsfinanzierung von einem weiteren Jahr in Aussicht gestellt, sofern sich die dann angestrebten experimentellen Untersuchungen und numerischen Berechnungen auf dreidimensionale Phänomene konzentrieren. Das Einbeziehen von Arbeiten für dreidimensionale Effekte soll in dem Verbundforschungsvorhaben zukünftig forciert werden.

Im Jahre 1989 sind wiederum mehrere Arbeitstreffen der Teilprojekte des VW-Verbundforschungsvorhabens geplant, darunter auch ein Arbeitstreffen "Mathematische Grundlagen und numerische Analysis" im Söllerhaus/Kleinwalsertal vom 29.08. bis 02.09.89, an dem alle Teilprojekte des VW-Verbundforschungsvorhabens vertreten sind, die sich mit numerischen Aufgaben befaßt. Dieses Treffen soll auch genutzt werden, um über Anschlußförderungen zu diskutieren, mit denen eine weitere Zusammenarbeit von Ingenieuren und Mathematikern im Universitätsbereich angestrebt werden soll, um so sicherzustellen, daß die bis jetzt erreichten Entwicklungen im Bereich der numerischen Strömungsmechanik weitergeführt werden können.

Bericht über den Fachkreis "Mathematische Grundlagen"
W. Törnig – Technische Hochschule Darmstadt

Die Arbeit des Fachkreises konzentrierte sich im wesentlichen auf Arbeiten im Rahmen des von der Stiftung Volkswagenwerk geförderten Verbund-Forschungsvorhabens "Entwicklung von Berechnungsverfahren für Probleme der Strömungstechnik". Dieses ist auch die gemeinsame Basis der beiden Fachkreise "Physikalische Grundlagen" und "Mathematische Grundlagen", dementsprechend gibt es gemeinsame Aktivitäten beider Fachkreise. Die mathematischen Teilprojekte innerhalb des Verbund-Forschungsvorhabens sind: I/4 Analytische und numerische Behandlung transsonischer Strömungen (Leiter K. Kirchgässner und W. Wendland, Universität Stuttgart) und I/5 Entwicklung, Optimierung und mathematische Fundierung von numerischen Algorithmen der Aerodynamik (Leiter W. Törnig, TH Darmstadt).

Vom 12. – 14. April 1988 wurden im Rahmen eines öffentlichen Kolloquiums an der Universität Erlangen die bisher erzielten Forschungsergebnisse der Teilprojekte des Verbund-Forschungsvorhabens vorgestellt. In einem großen Interessentenkreis aus Bereichen der Wissenschaft und Industrie wurden viele Fragen eingehend diskutiert. In einer kurzen Klausurtagung am 14. 4. 1988 wurden den Gutachtern der Stiftung Volkswagenwerk die Neuanträge und die damit verfolgten wissenschaftlichen Ziele vorgetragen.

Im Laufe des Jahres fanden mehrere Treffen der o.g. Teilprojekte mit anderen Teilprojekten des Verbund-Forschungsvorhabens und mit anderen Forschergruppen statt. Schließlich fand am 14. 12. 1988 in Erlangen ein Treffen der obigen Teilprojekte mit den Mitarbeitern der Teilprojekte II/4 und II/5 statt, in dem die neuesten Forschungsergebnisse mitgeteilt wurden.

Im Laufe des Jahres 1989 soll bei Mathematikern in der Bundesrepublik verstärkt für die Mitarbeit in der Arbeitsgemeinschaft STAB geworben werden. Herr Professor Wendland und ich haben gemeinsam ein Schreiben verfaßt, das wir an mehrere Universitätsprofessoren der Mathematik in der Bundesrepublik verschickt haben, die sich mit mathematischen Fragen der Strömungsmechanik befassen, im Fachkreis "Mathematische Grundlagen" bisher jedoch noch nicht mitgearbeitet haben. Es ist außerdem eine engere Kooperation zum Fachkreis "Numerische Simulation" vorgesehen.

Bericht über den Fachkreis " Numerische Simulation "

W. Kordulla, DLR Göttingen

Im Fachkreis " Numerische Simulation " sind 1988/89 keine eigenen speziellen Aktivitäten zu verzeichnen. Eine Interessenerhebung 1988 im Rahmen des STAB / DGLR - Symposiums in Braunschweig brachte keine neuen Impulse, sondern nur marginales Interesse zum Ausdruck. 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 (DFVLR-F5-Flügel-Experiment, das im Herbst 1989 abgeschlossen wird. Vortex-Flow-Experimente und Nachfolgeexperimente im Rahmen von IEPG mit restriktiver Datenverteilung für die Simulation von Deltaflügel-Umströmungen).

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.

"M e s s t e c h n i k"

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

Aktivitäten 1988

● Workshop 2D-Messtechnik

18. bis 19. Oktober 1988
Markdorf

DGLR-Bericht 88-04

Zielsetzung:

Ziel des Workshops war es, den Kenntnisstand von "2D-Meßtechnik" zumindest in seinen Umrissen kennenzulernen und Wege aufzuzeigen, wie über die bloße qualitative Information hinaus auch quantitative Daten gewonnen und zur Interpretation geeignet dargestellt werden können.

Der Workshop "2D-Meßtechnik" war der erste dieser Art. Unter "2D-Meßtechnik" sollte verstanden werden, daß Informationen meßtechnisch nicht nur an einem Punkt sondern gleichzeitig in einer Fläche erfaßt werden.

31 Vorträge; ca. 60 Teilnehmer

Ergebnis:

Wie im Workshop gezeigt wurde, ist zumindest die Sichtbarmachung (nicht nur in der Strömungsmechanik) als 2D-Meßtechnik zu verstehen und bereits mit ihrer qualitativen Aussage unverzichtbar. Wichtiger ist eine quantitative Aussage, die in Einzelfällen bereits heute möglich ist. Hier ist vor allem noch viel zu tun. Für die Lösung spezieller Aufgaben sind Auswertalgorithmen mit physikalischem Hintergrund zur Interpretation zu entwickeln. Unabhängig von speziellen Aufgaben, also als übergreifendes Problem erkannt, sind Bearbeitungsmethoden, z.B. zur Bildaufnahme, Bilderentzerrung und Bildverarbeitung bereitzustellen.

2D- oder mehrdimensionale Meßtechnik wird auch durch die hohen Kosten von großen, teuren Versuchsanlagen und Freiflugversuchen begründet. Hier könnte eine weiterentwickelte 2D-Meßtechnik die Meßkosten reduzieren und die Sicherheit, verläßliche Daten zu gewinnen, beträchtlich erhöhen.

Empfehlungen:

- Ein Weg besteht darin, in diesem besonderen Fall der sehr aufwendigen Verfahren die Entwicklung gezielt zu fördern, da die Ergebnisse von vielen Anwendern eingesetzt werden können.
- Sicher ist ein Erfahrungsaustausch durch Workshops ein weiteres wichtiges Mittel, wobei allerdings der fachlichen Auseinandersetzung genügend Zeit eingeräumt werden muß. Entwickler wie Anwender können sich über den aktuellen Stand informieren und müssen u. U. das Rad nicht noch einmal erfinden.
- Über das Treffen anläßlich eines Workshops hinausgehend können Zusammenarbeiten vereinbart werden.
- Verfahren, die in Instituten entwickelt wurden, können zusammen mit dem Anwender (Industrie) erprobt werden. Beispiele für Erfolg und Mißerfolg solcher Bemühungen wurden vorgestellt. Dazu sollte von den potentiellen Anwendern ein Bedarfskatalog aufgestellt werden, der den interessierten Institutionen hilft, einen (industriellen) Partner zu finden.

• Erprobung von Messtechnik an einem Modell

Dipl.-Ing. R Henke (MBB Bremen) konnte gewonnen werden, zusammen mit Dipl.-Ing. H.J. Graefe (DLR Göttingen) die Durchführbarkeit zu prüfen und Vorschläge zu erarbeiten.

• Review der Vortragsmeldungen für den 13th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities

Knapp 80 Vortragsanmeldungen, davon mehr als 2/3 aus dem Ausland, wurden von den Mitgliedern des Fachkreises nach fachlichen Gesichtspunkten begutachtet. Auf diese Weise konnten die neuesten meßtechnischen Entwicklungen zu einem sehr frühen Zeitpunkt kennengelernt werden.

Kurzbericht 1988 Fachkreis "Anlagen"

A. Zum Status einiger wichtiger Anlagenprojekte

1. ETW (Europäischer Transsonischer Windkanal, Köln)

Im Frühjahr 1988 erfolgte unter Beteiligung von DLR, NLR, ONERA und RAE die Gründung der ETW-GmbH. Für die drei wichtigen Arbeitspakete WP8 (Druckröhre mit Einbauten und Isolierung), WP16/17 (Verdichter mit Antrieb) und WP18 (Kontraktion, flexible Düse für Überschall, zweiter Schallhals, Modellhalterungssystem) wurde die Ausschreibung und die Angebotsbewertung durchgeführt. Die Auftragsvergabe wird im Frühjahr 1989 erfolgen.

2. TWG (Transsonischer Windkanal, DLR-Göttingen)

Seitens der DLR wurde in 1988 mit der Mittelbereitstellung entschieden, die Modernisierungsstufe 1 mit dem wesentlichen Ziel der Verbesserung der Strömungsqualität in den nächsten drei Jahren durchzuführen. Es erfolgte die Bewertung von zwei Durchführbarkeitsstudien zum Meßstreckenbereich (Vorkammer, Düsen, geschlitzte adaptive Unterschall-/Transschall-Meßstrecke, Lavaldüsen-Anpassung, Supportsystem). Die Ausschreibung, Angebotsbewertung und Auftragsvergabe für wichtige Komponenten wird bereits in 1989 durchgeführt. Die weiteren geplanten Modernisierungsstufen zur Einrichtung einer wirtschaftlichen Betriebslogistik sind noch nicht finanziell abgesichert.

3. KR6 (Kryo-Rohr-Windkanal, DLR-Göttingen)

Der Windkanal befindet sich in der Erprobungsphase mit einer geschlitzten Meßstrecke. In 1988 wurden Versuche zur Temperaturvergleichmäßigung durchgeführt und das Umwälzgebläse ausgelegt. Für 1988 befinden sich erste Messungen an einem Laminar- und an einem CAST-10-Profil in Vorbereitung. Eine adoptive Unterschall-/Transschall-Meßstrecke wird in zwei Jahren verfügbar sein.

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

Die Eichphase des Windkanals ohne Modell wurde in 1988 abgeschlossen, wobei die physikalischen Zusammenhänge bei der Ausbildung von Eiskristallen in Kryo-Kanälen erfolgreich geklärt wurden. Ein AGARD-Eichmodell wird z.Z. für erste Messungen im Frühjahr 1989 vorbereitet; eine interne DMS-Waage für Kryo-Bedingungen, eine Entwicklung der TU-Darmstadt, steht bereits zur Verfügung.

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

In 1988 wurden die Bewertung der beiden Durchführbarkeitsstudien, die Ausschreibung und die Angebotsbewertung durchgeführt. Die Auftragsvergabe erfolgt Anfang 1989. Die Anlage wird bis Ende 1990 erstellt, die Eichung wird Anfang 1991 erfolgen.

6. Hyperschall-Anlagen (DLR-Köln)

Der Machzahlbereich des TMK (Trisonik-Windkanal) soll durch einen Ejektor auf $M < 6$ erweitert und der H2K (Hyperschall-Windkanal) mit einem neuen Heizer und einem neuen Support ausgerüstet werden, insbesondere für Untersuchungen an Staustrahl-Triebwerkseinläufen. Der LBK (Lichtbogen-Windkanal) wurde in 1988 durch erste Läufe bei hohen Temperaturen wieder in Betrieb genommen, um ihn ESA-CNES als Versuchsanlage anzubieten.

B. Fachkreis

Die konstituierende Sitzung des Fachkreis Anlagen wird Ende April/Anfang Mai 1989 stattfinden. Die Sprecher der Projektgruppen und Fachkreise sind gehalten, jeweils einen Vertreter zur Teilnahme zu benennen. Einladung und Tagesordnungsvorschlag sind in Vorbereitung.

Dr. F. Lehthaus, WT-WK, DLR-Göttingen, Februar 1989

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

		Seite
Bohning	Turbulente Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit passiver Beeinflussung	41
Dargel	Berechnung von Klappenprofilströmungen mit Ablösung auf der Basis gekoppelter Potential- und Grenzschichtlösungen	43
Elsholz	Grenzschicht-Differenzenverfahren	45
Freimuth/ Krogmann/ Hefer	3D Stoß-Grenzschichtinterferenz, Stoßstabilisierung	47
Haase	2D-Navier-Stokes Rechnungen	49
Hänel/Breuer	Berechnung transsonischer Profilumströmungen	51
Thiele	Interaktive Strömungsberechnung von Tragflügelprofilen mit lokalen Ablöseblasen	53
Schmatz	Numerische Simulation transsonischer Flügelströmungen mit einem zonalen Euler/Grenzschicht/Navier-Stokes Verfahren	55
Schwamborn	Numerische Simulation zäher Strömungen	57
Seider	Berechnung von Strömungen um Transonicprofile bzw. um Tragflächen durch Lösung der Navier-Stokes- bzw. der Thin-Layer-Gleichungen mit Hilfe von finiten Differenzenverfahren.	59
Wanie	Analyse numerischer Lösungen für komplexe dreidimensionale Strömungen	61

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

		Seite
Behr/Wagner	Entwicklung eines Panelverfahrens zur Berechnung der subsonischen Umströmung von endlichen dicken Tragflügeln mit Strömungsablösung und freier Wirbelschlepe in einer Flugzeugkonfiguration	63
Bütefisch	Störungsfreie Erfassung der Wirbelströmung über Delta-Flügel	65
Das/Longo	Untersuchungen an Deltaflügeln mit Entenleitwerk unter Anwendung der Euler-Gleichungsmethode ($Ma_{\infty} \geq 1$)	67
Engler	Sichtbarmachung von Instabilitäten an den abgehenden Wirbeln eines Deltaflügels	69
Esch	Beeinflussung der Strömungsablösung an zwei geometrisch einfachen Flugkörperflügeln durch Profildicke und Profilform	71
Grosche	Aerodynamik von Flugzeugen mit Deltaflügel bei sehr großen Anstellwinkeln (post stall)	73
Hilgenstock	Verifikation von Navier-Stokes Verfahren am Beispiel der Umströmung eines Deltaflügels mit Rumpf und runder Vorderkante des Flügels	75
Hitzel	Flügel kleiner Streckung mit Vorderkantenablösung im Sub-, Trans- und Überschall (numerische Simulation primär mit Euler-Methode)	77
Hummel	Aerodynamische Untersuchungen an Entenanordnungen	79
Hummel	Interferenzeffekte bei Entenanordnungen im Niedergeschwindigkeitsbereich	81
Hummel	LDA-Untersuchungen der abgelösten Strömung an schlanken Flügeln	83
Nastase	Theoretische und experimentelle Untersuchungen von integrierten, optimierten Flugträgern bei Überschall- und Hyperschallströmungen	85
Schmoll	Instationäre Vorgänge an Deltaflügeln mit teilweise aufgeplatzten Wirbelbereichen	87
Schwarz	Berechnung der abgelösten Strömung an Deltaflügeln mit Hilfe von Euler-Verfahren	89

Projektgruppe "Drehflügler"

		Seite
Ahmed/Gmelin	Kipprotor-Technologien EUROFAR	91
Engler	Sichtbarmachung und quantitative Auswertung von Wirbeln hinter Rotorblättern	93
Geißler	Instationäre Ablösung an schwingenden Profilen (Dynamic Stall)	95
Krämer/Hertel/Wagner	Berechnung der dreidimensionalen, transsonischen Umströmung von Rotorblattspitzen	97
Neuwerth	Instationäre Kräfte und Blattdrücke durch Blatt-Wirbel-Interaktionen Abschwächung von Randwirbeln	99
Scheitle/Wagner	Experimentelle Untersuchungen von schnellen Machzahländerungen im transsonischen Geschwindigkeitsbereich	101
Zimmer	Berechnungen von Hochgeschwindigkeits-Propellerantrieben	103

Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rümpfe"

		Seite
Amtsberg/ Ahmed	Schnellbahn-Aerodynamik	105
Berner	Base flow investigation in the near-wake of axisymmetric afterbodies with angles of attack	107
Czichowsky	Numerische Lösung reibungsbehafteter achsensymmetrischer Heckströmungen	109
Esch	Rechteckige Rumpfquerschnitte	111
Frank	Einfluß unterschiedlich modellierter Turbulenzstrukturen auf die Simulation von Bauwerks-umströmungen im Windkanal	113
Friedrich	Turbulente Kanalstufenströmung	115
Fritz/Leicher	2D und 3D Navier-Stokes Rechnungen an Fahrzeug-Grundkörper	117
Geropp	Phasengekoppelte LDA-Messungen und Turbulenzmodellierungen in instationären abgelösten Strömungen hinter ebenen und axial symmetrischen Körpern	119
Hartmann	Rümpfe und Rumpf-Flügel-Leitwerkskombinationen bei hohen Anstellwinkeln	121
Hase/Rochholz/ Habibie	Instationäre Aerodynamik	123
Hennig	Beschleunigte Bewegungen von Flugkörpern	125
Hölscher	Der Einfluß turbulenter Scherströmungen auf das Strömungsfeld und die mittleren und schwankenden Drücke an Kreiszyindern unterschiedlicher Streckung	127
Huber	Hyperschall-Flugkörper-Aerodynamik	129
Kux	Laser-Doppler-Velocimetrie-Messungen der Reynolds-Spannungen im Nachlauf eines Schiffsmodells im Windkanal	131
Kux	Dreidimensionale Schiffsgrenzschichten - Wechselwirkung mit der Nachlaufströmung	133
Kux	Laser-Doppler-Velocimetrie-Messung in der Strömung am Hinterschiff in der Großausführung	135

		Seite
Meier	Modellierung der Stoßgrenzschicht-Wechselwirkung an konvexen Konturen (buffeting)	137
Meier	Transsonische Wirbel-Wechselwirkung mit Profilen	139
Menter	Berechnung von 3D Strömungen mit starker Wechselwirkung zwischen reibungsbehafteter und reibungsfreier Strömung	141
Mertens	Hyperschallkonfigurationen (bei geringen und hohen Geschwindigkeiten, hohen Anstellwinkeln, Nachlaufströmung, nicht-kreisförmiger Querschnitt, Flügel-Rumpf-Interferenz)	143
Müller	Berechnung laminarer Hyperschallströmungen	145
Nikolitsch	Interferenzen	147
Nikolitsch	Rümpfe bei hohen Anstellwinkeln	149
Riedel	Umströmungen von Flugkörperheckkörpern	151
Rodi	Dreidimensionale Berechnung der Strömung um Gebäude in einer Bodengrenzschicht	153
Rodi/Cordes	Berechnung abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen	155
Rodi/Schönung/ Franke	Berechnung instationärer Vorgänge bei der Umströmung von zylindrischen Körpern	157
Rohne	Experimentelle Untersuchung des Interferenzwirbelsystems am Tragflügel-Rumpf-Übergang (Flügelwurzel)	159
Schmidt	Fallschirm-Aerodynamik	161
Schneider	Rümpfe mit nichtkreisförmigen Querschnitten	163
Stricker/Dick	Kraftfahrzeugumströmung mit Reynoldsverfahren	165
Stricker/Dick	Fahrzeugumströmung mit eng gekoppelter Euler-/Grenzschichtrechnung	167
Stricker/Dick	Kraftfahrzeugumströmung mit Methoden der Potentialtheorie/Grenzschichtverfahren	169
Thiele	Numerische Simulation der instationären, inkompressiblen 2D Umströmung allgemeiner Profile	171
Wiemer	Vorder- und Hinterkantenablösung an Deltaflügeln im Unterschallflug	173

Projektgruppe "Laminarflügel"

		Seite
Bieler	Entwicklung von Transitionskriterien auf e^N -Basis für dreidimensionale Flügelgrenzschichten	175
Bippes	Experimentelle Untersuchung der Transition am schiebenden Flügel	177
Dreßler	Auswirkungen von Oberflächenstörungen auf die laminaren Lauflängen am Tragflügel	179
Ehrenstein/ Dallmann	Verfahren zur linearen Stabilitätsanalyse von dreidimensionalen, kompressiblen Grenzschichtströmungen	181
Eppler/Fasel/ Bestek	Laminar-turbulenter Grenzschicht-Umschlag bei kompressibler Strömung im Bereich von Unterschall und schallnahe Überschall	183
Eppler/Fasel/ Bestek	Laminarhaltung von Grenzschichten	185
Fischer/ Dallmann	Sekundäre Instabilität dreidimensionaler Grenzschichtströmungen	187
Floryan/ Dallmann	Theoretische Untersuchung der Staupunktströmung bei rauher Vorderkante	189
Henke	Experimentelle Laminarflügelarbeiten	191
Kleiser	Numerische Simulation von Instabilität und Transition in dreidimensionalen Grenzschichten	193
Koch	Nichtlineare Stabilitätstheorie	195
Redeker	Entwicklung von Transitionskriterien auf der Basis der Stabilitätstheorie für gepfeilte Flügel	197
Redeker	Messungen am schiebenden Flügel im 3m Niedriggeschwindigkeitswindkanal der DLR Braunschweig (NWB)	199
Redeker	Hitzdrahtuntersuchungen am Handschuh der LFU-205	201
Schrauf	Entwicklung eines kompressiblen Stabilitätscodes	203
Stock	Vereinfachte e^N -Methode für inkompressible und kompressible Grenzschichtströmung mit Absaugung	205

Fachkreis "Meßtechnik"

		Seite
Bloch	Analyse des Meßbereichs und der Genauigkeit eines bestehenden Particle-Image-Velocime- try-Systems	207

Mitteilung

Projektgruppe/ Flögel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Priv.-Doz. Dr.-Ing. R. Bohning

Institution Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstr. 12
75 Karlsruhe

Telefon 0721/6082368

Telefax 608 4290

weitere Partner Dr.-Ing. H. Jungbluth
Dipl.-Ing. Th. Breitling
Dipl.-Ing. W. Braun

Thema Turbulente Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit
passiver Beeinflussung.

Ausgangssituation Die Umströmung transsonischer Tragflügelprofile wird nachhaltig von der Stoß-Grenzschichtwechselwirkung (SGW) beeinflusst. Bei hinreichend starken Stößen kann es zu stoßinduzierter Strömungsablösung kommen, was sich besonders nachteilig auf die Leistungsfähigkeit eines Flugzeuges auswirkt. Es ist daher wichtig die SGW vorausberechenbar zu machen, um ihren Einfluß durch geeignete Maßnahmen zu minimieren und unter Kontrolle zu halten. Die Stoßstärke läßt sich durch selbststeuerndes Absaugen und Einblasen (Ventilation) reduzieren. Diese passive Beeinflussung erfolgt durch einen perforierten Wandabschnitt mit darunter liegender Kammer.

Ziel

Ziel

Bei dem vorliegenden Forschungsvorhaben wird das Interferenzgebiet mit Ventilation theoretisch und experimentell untersucht. Das Ziel ist es, das theoretische Interferenzmodell in ein globales Berechnungsverfahren für die transsonische Profilumströmung zu implementieren.

Lösungsweg

Lösungsweg

Zur theoretischen Beschreibung der Stoß-Grenzschichtinterferenz wird eine transsonische Strömung durch einen gekrümmten Kanal zugrunde gelegt, um einen direkten Vergleich mit den parallel laufenden Experimenten zu ermöglichen.

Die reibungsfreie Kernströmung wird mit einem Differenzenverfahren ermittelt. Hierbei wurde die nichtlineare Potentialgleichung auf einem orthogonalen Gitter gelöst. Die Grenzschicht wird mit herkömmlichen direkten und inversen Integralverfahren berechnet. In Stoßnähe, d.h. im Interferenzgebiet wird das 3-Schichtenmodell von Bohning/Zierrep eingepaßt. Dieses wurde zur Erfassung der Ventilation durch eine entsprechende Randbedingung erweitert und durch das Turbulenzenmodell von Cheng ergänzt.

Die Lösungen in den einzelnen Gebieten werden iterativ gekoppelt.

Ergebnis

Als bisheriges Ergebnis aller experimentellen und theoretischen Untersuchungen kann man feststellen, daß eine richtig platzierte Kammer, von einem perforierten Blech abgedeckt, den Stoß und den mit dem Stoß einhergehenden Druckgradienten abschwächen kann. In den Bildern 1 und 2 beträgt die Vorstoßmachzahl nur noch $M = 1.28$, während sie im entsprechenden Fall ohne Ventilation 1.34 betrug. Der ursprünglich senkrechte Stoß im Fall ohne Ventilation hat sich in ein System von schrägen Stößen und einem schwachen Reststoß aufgespalten. Die Lage und die Länge der Ausgleichskammer hat einen starken Einfluß auf das Ergebnis. Ein weiterer Effekt ist die Fixierung des Stoßes bei Variation der Anstrommachzahl. Die durch die Ventilation verstärkte Nachexpansion hinter dem Stoß sollte sich günstig auf die stoßinduzierte Ablösung auswirken.

Theorie

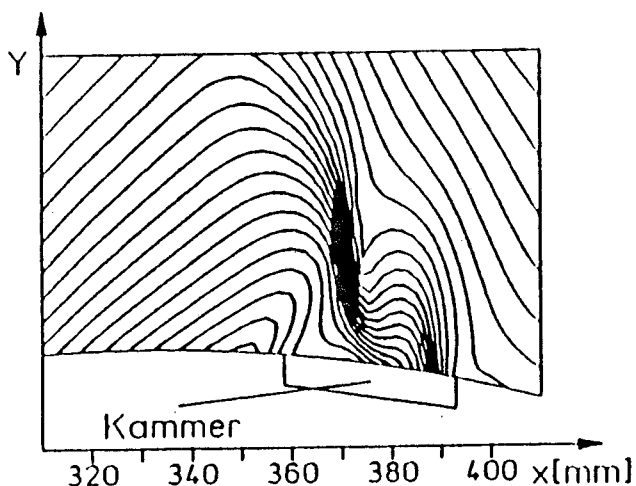


Bild 1 Isomachlinien

Experiment



Bild 2 Interferogramm

Kammer mit 8.2% Durchlässigkeit

Literatur

R. Bohning, H. Jungbluth; Turbulent Shock-Boundary-Layer-Interaction with Control-Theory and Experiment
IUTAM Symposium Transsonicum III, 1988,
Göttingen

weiteres Vorgehen Übertragung der Lösung für die Kanalströmung auf die freie Profilmströmung.

Förderung durch VW - Stiftung

Datum 27.1.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner G. Dargel

Institution MBB Transport- und Verkehrsflugzeuge

Adresse 2800 Bremen 1

Telefon 0421-538 3181

Telefax 0421-538 3320

weitere Partner

Thema Berechnung von Klappenprofilströmungen mit Ablösung auf der Basis gekoppelter Potential- und Grenzschichtlösungen.

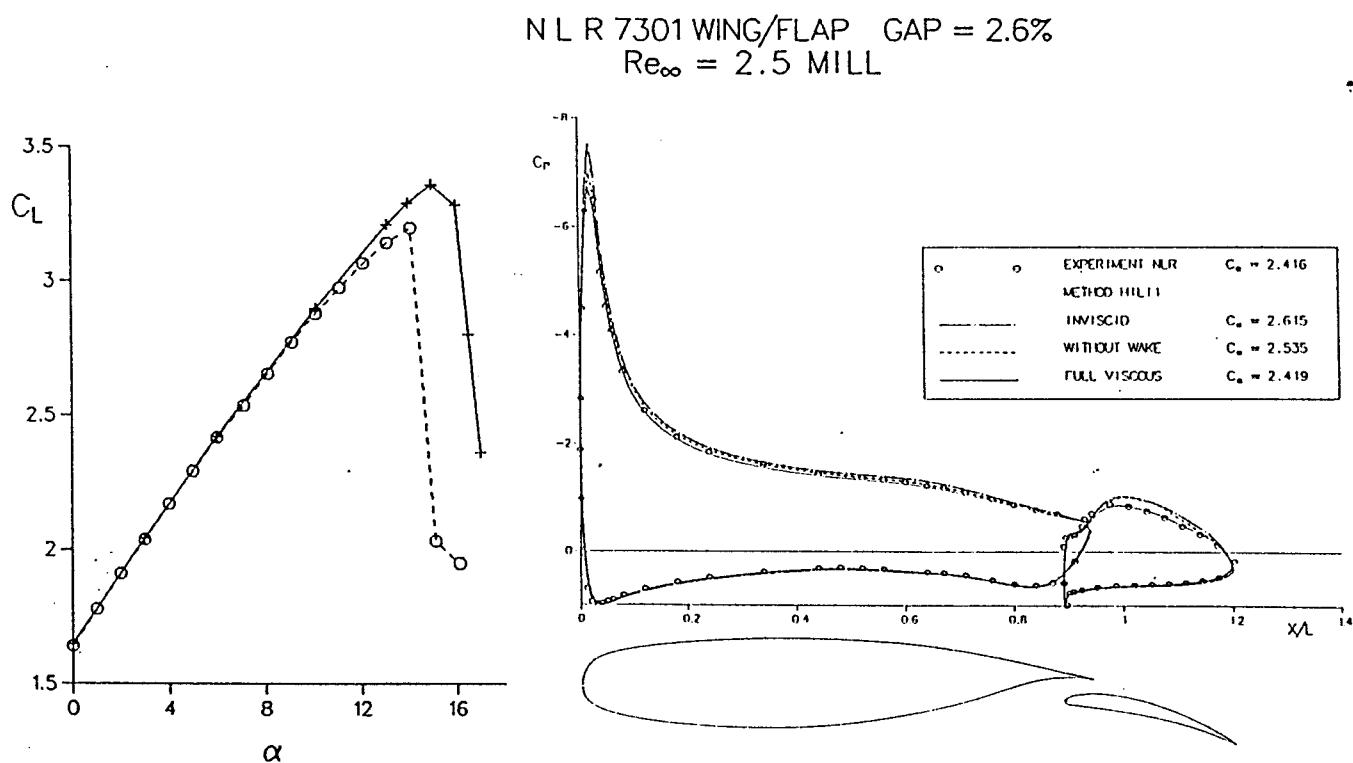
Ausgangssituation Wegen der komplexen Strömungs- und Geometrieverhältnisse an Tragflügeln mit Hochauftriebssystemen sind viskose 3D-Berechnungsverfahren für die Auslegung von Klappensystemen in absehbarer Zeit nicht anwendbar, so daß der Verbesserung von viskosen 2D-Verfahren zur Berechnung von Klappenprofilströmungen große Bedeutung zukommt.

Ziel Erstellung eines Rechenverfahrens zur Berechnung der Klappenprofilströmungen mit der Erfassung von druckgradient bedingten Ablösungen und der Wechselwirkung zwischen Nachlauf und Klappenströmung.

Lösungsweg Die Berechnung der Klappenprofilströmung basiert auf der iterativen Kopplung der Potential- und Grenzschichtlösungen. Dabei werden die viskosen Randbedingungen für die reibungsfreie Lösung nach dem Grenzschicht Defekt Konzept ermittelt. Die reibungsfreie Lösung wird unter Annahme inkompressibler Strömung durch ein effizientes Panelverfahren mit einem zusätzlichen Iterationsverfahren für die Lage der Nachlaufmittellinie gelöst. Die Grenzschicht- und Nachlaufströmung wird mit kostengünstigen direkten und inversen Integralverfahren berechnet. Mit Hilfe des inversen Grenzschichtverfahrens und einer halbinversen Kopplung lassen sich ablösende und abgelöste Strömungsbereiche im Hinterkantenbereich der Klappenelemente und im Nachlauf erfassen.

Ergebnis

Testrechnungen an gemessenen Hochauftriebskonfigurationen wie der NLR 7301- Wing/Flap-Konfiguration und einer ZKP-Startkonfiguration bestätigen den starken Einfluß des Klappennachlaufs auf das Hochauftriebsverhalten des Klappensystems. Der Einsatzbereich des Verfahrens kann bis in den CAMAX-Bereich, wie Vergleiche mit Messungen zeigen, ausgedehnt werden.



Literatur

G. Dargel, H. Jakob: Berechnung von Klappenprofilströmungen mit Ablösung auf der Basis gekoppelter Potential- und Grenzschichtlösungen
 6. DGLR-STAB-Symp., Braunschweig, Nov. 1988

weiteres Vorgehen

Validierung des Verfahrens an weiteren Testfällen.

Förderung durch FFE- Mittel

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. E. Elsholz

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH

Adresse Postfach 10 78 45
2800 Bremen 1

Telefon 0421 538-3905

Telefax 0421 538-3320

weitere Partner

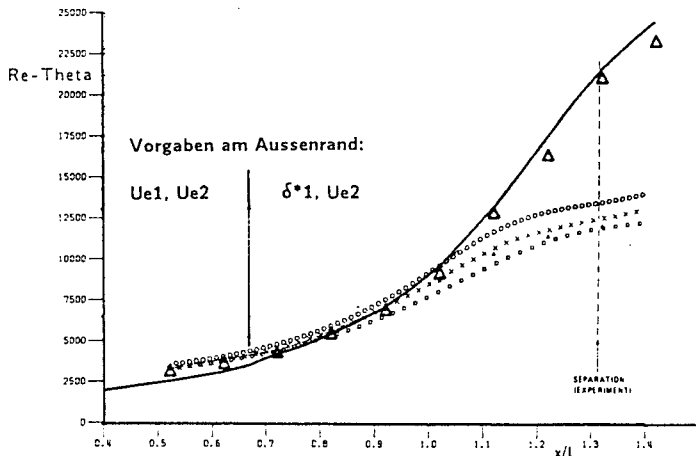
Thema Grenzschicht-Differenzenverfahren

Ausgangssituation 2-D inverses Differenzenverfahren liegt vor.

Ziel Gekoppelte reibungsfrei/viskose Strömungsberechnung am Tragflügel
unter "Locally Infinite Swept Wing" (LISW)-Bedingungen

Lösungsweg Entwicklung/Validierung eines inversen LISW-Grenzschicht-
Differenzenverfahrens
Kopplung mit vorhandener reibungsfreier Methode
- zunächst halbinvers auf Oberfläche
- später mittels "viscous defect"-Formulierung

Ergebnis Das LISW- Differenzenverfahren ist entwickelt und weitgehend ausgetestet. Bei der Bearbeitung der Testfälle haben sich die i.a. hohe numerische Stabilität des LISW-Verfahrens und seine guten Konvergenzeigenschaften (4-5 Iterationen pro Stützstelle im direkten Modus, 6-8 Iterationen invers) gezeigt. Nennenswerte Verschlechterung der Konvergenz ist nur im direkten Laufmodus, und dann nur in unmittelbarer Nähe von singulären Punkten (Ablöse- bzw. Wiederanlegepunkt) festzulegen. Diese Strömungsbereiche können nun aber grundsätzlich im inversen Modus erfaßt werden, in dem das Verfahren dann völlig problemlos über das Ablösegebiet hinwegrechnet. insbesondere in Fällen mit 3-D Ablösung (Testfall schiebender Flügel) werden bereits bei Annäherung an das Ablösegebiet im inversen Modus deutlich verbesserte Ergebnisse gegenüber einer durchgängig direkten Lösung erzielt.



Schiebender Flügel BEEL 72

$$Re = 2.42_{10}^6 / m$$

$$M = 0.1$$

△ Messung

Rechnung:

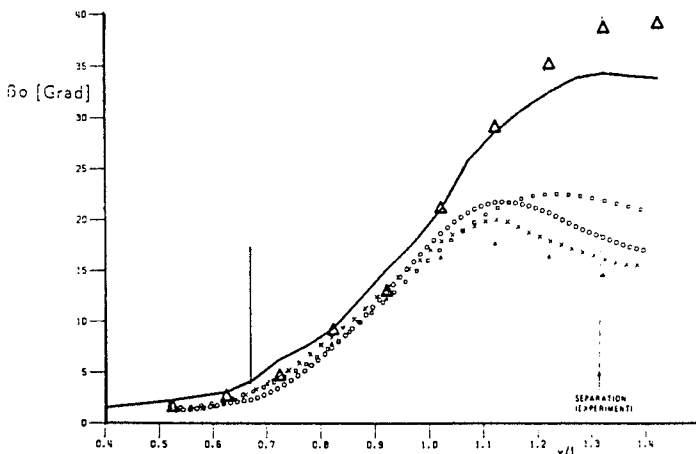
— x1-inverse LISW-Lösung

○ Humphreys

x Lindhout/deBruin

△ Mueller

□ Nakkasyam



Ergebnisse der teil-inversen LISW-Lösung am schiebenden Flügel

Literatur Elsholz, E.: Ein inverses LISW-Grenzschicht-Differenzenverfahren
MBB-Rep. TE 2-1681 (1988)

Elsholz, E.: Inverse Lösungen für ablösende/abgelöste Grenzschichten
unter "Locally Infinite Swept Wing" Bedingungen.
6. DGLR-Fach-Sympo. STAB, Braunschweig, Nov. 1988

weiteres Vorgehen

Weitergehende Validierung
Verbesserung der Turbulenzmodellierung
Kopplung mit reibungsfreiem Verfahren

Förderung durch

FFE

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Freimuth, P. / Krogmann, P. / Hefer, G.

Institution DFVLR, SM-ES
Bunsenstraße 10
Adresse 3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-1
Telefax

weitere Partner

Thema 3-d Stoß-Grenzschichtinterferenz,
Stoßstabilisierung

Ausgangssituation

Ziel

Lösungsweg

Ergebnis

Im Rahmen der Arbeiten zur Untersuchung der Stoß-Grenzschicht-Interferenz und zur Weiterentwicklung von Meßverfahren wurden in der zweiten Hälfte des Berichtsjahres drei Meßvorhaben im Transsonischen Windkanal Göttingen durchgeführt. Die Versuche sind im Detail noch nicht ausgewertet.

Vorläufige Ergebnisse sind:

Durch konturierte Endscheiben und geeignet dimensionierte Verdrängerplatten an den Seitenwänden des Windkanals läßt sich an einem schiebenden Profilmodell für einen bestimmten Auslegungspunkt eine quasi-zweidimensionale Strömung erzeugen, was durch die gute Übereinstimmung von vier längs der Spannweite angeordneten Druckverteilungen nachgewiesen wurde.

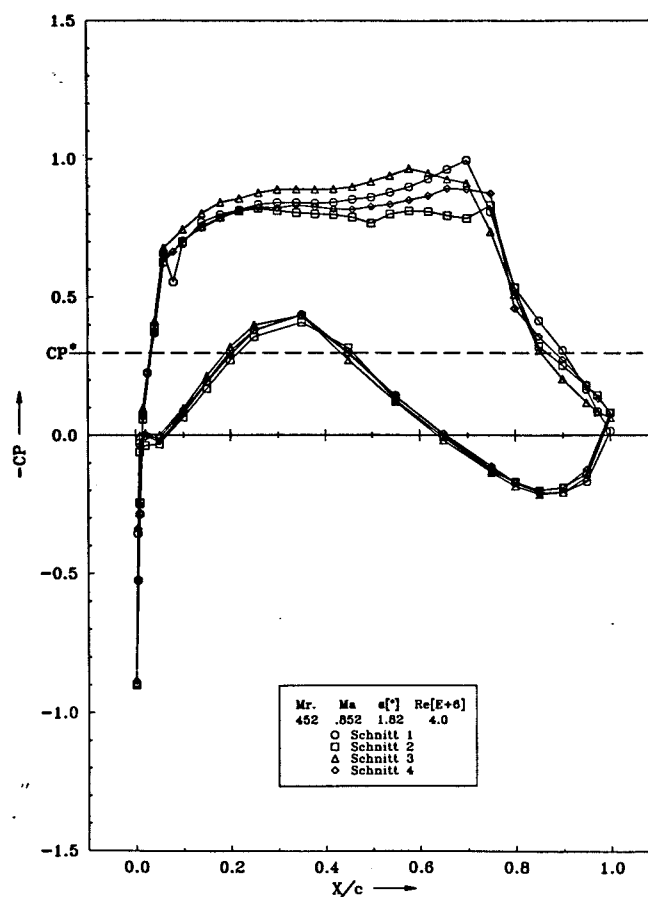
An einer ebenen Platte mit vertikal aufgesetztem Keil als Stoßerzeuger startet die Überschallströmung wegen der großen Modellversperrung erst bei einer Machzahl von 1,63. In einer zweiten Meßperiode soll versucht werden, durch Änderungen am Modell eine niedrigere Machzahl zu erreichen.

Das ebene Profilmodell (VA-2) mit einer Tiefe von 1000 mm wurde als glattes Modell ohne Sondereinbauten erfolgreich getestet, so daß die Untersuchungen mit aktiver Grenzschichtbeeinflussung vorbereitet werden können.

Skizze/Diagramm/Bild

Schiebender Flügel im TWG

CAST 7/DOA1



Literatur

weiteres Vorgehen

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Werner Haase		
Institution	Dornier Luftfahrt GmbH		
Adresse	Postfach 1303 7990 Friedrichshafen 1	Telefon	07545-84795
		Telefax	07545-84411
weitere Partner	-----		
Thema	2D-Navier-Stokes Rechnungen		
Ausgangssituation	Das vorhandene Rechenverfahren wird (bisher punktuell) für sehr unterschiedliche Strömungen eingesetzt. Der Bereich geht von rein subsonischer Strömung über supersonische bis hin zu hypersonischer Strömung.		
Ziel	Validierung des Rechenverfahrens (z.B. Garteur AG-11 für Profilumströmungen) und Beschleunigung für den projektmäßigen Einsatz.		
Lösungsweg	Finite Volumen Methode mit • lokalem Zeitschritt • Residual averaging • Multigrid • (bisher) algebraischen Turbulenzmodell (Baldwin/Lomax, Cebeci/Smith)		

Ergebnis

In den untenstehenden Bildern werden zwei neuere Ergebnisse dokumentiert:

1. Widerstandspolare für DoAL3 Profil mit Laminardelle ($Ma=0.48$, $Re=3.23 \cdot 10^6$). Vergleich der Navier-Stokes Rechnung mit Messungen.
2. Ablöseverhalten an einer Rampe bei hypersonischer Anströmung ($Ma=14.1$, $Re=2.37 \cdot 10^5$). Der Stromlinienverlauf zeigt Sekundärwirbel vor der Rampe und am Rampenbeginn selbst; die dicken Linien kennzeichnen den Verlauf für die Stromfunktion = Null.

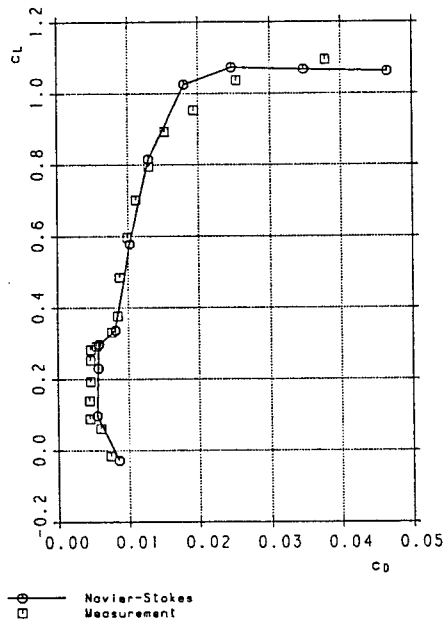
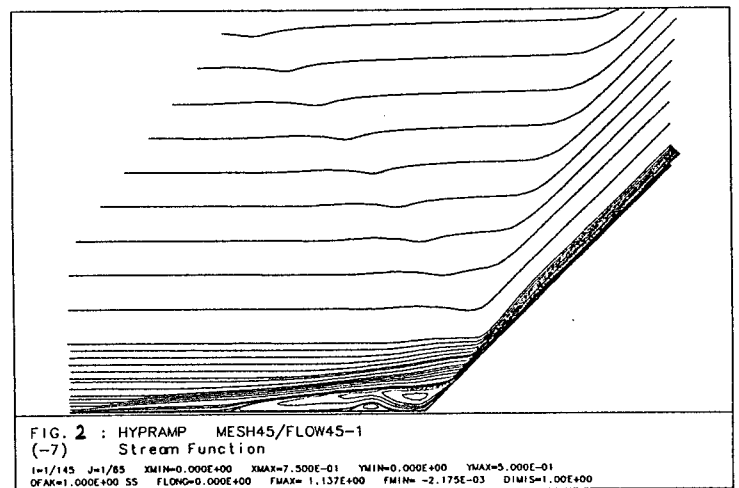


Fig. 1: DOAL3 - Lift versus Drag
 $Ma=0.48$ $R=3.23E6$



Literatur

Haase, Echtle: "Computational Results for Viscous Transonic Flows Around Airfoils", AIAA Paper 87-0422.

Stock, Haase: "The Determination of Turbulent Length Scales in Algebraic Turbulence Models for Attached and Slightly Separated Flows Using Navier-Stokes Methods", AIAA Paper 87-1302.

weiteres Vorgehen

Anpassung des 2D-Navier-Stokes Verfahrens an verschiedene Anwendungsfälle (Innen- sowie Außenströmungen). Einsatz unterschiedlicher Modellvorgaben (z.B. for Turbulenz und Transition), weiterer Verfahrensbeschleunigungen (z.B. implizite Lösungsmethoden) sowie Validierung des Rechenverfahrens (z.B. Garteur AG-11 für turbulente Profilumströmung).

Förderung durch

Datum

13. Februar 1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. D. Hänel
 Dipl.-Ing. M. Breuer
Institution Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen
 Wüllnerstraße zw. 5 u. 7
Adresse 5100 Aachen

Telefon 0241/804821
Telefax 804820

weitere Partner ---

Thema Berechnung transonischer Profilumströmungen

Ausgangssituation Erfahrungen mit der Lösung der kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen.

Ziel Berechnung der zweidimensionalen, stationären und turbulenten Strömung um superkritische Tragflügelprofile bei transonischen Anström-Mach-Zahlen.

Lösungsweg Lösung der zweidimensionalen, instationären Navier-Stokes-Gleichungen mit "Thin Layer-Approximation" und einem impliziten Relaxationsverfahren.
Algebraisches Turbulenzmodell von Baldwin und Lomax.

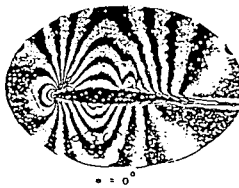
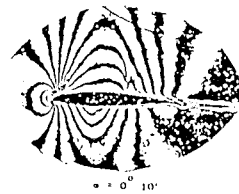


Fig. 6a and 6b. Interferograms of the flow around a CAST-7 airfoil with $Ma_\infty = .76$ and $Re_\infty = 1,5 \cdot 10^6$, and with an angle of attack of $\alpha = 0^\circ 10'$ (6a) and $\alpha = 0^\circ$ (Experiment [12]).

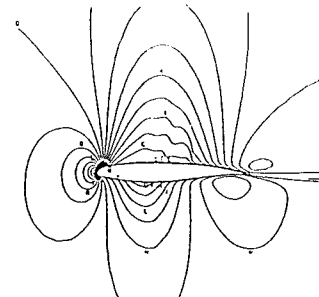
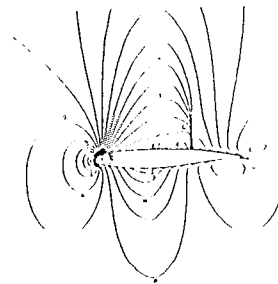
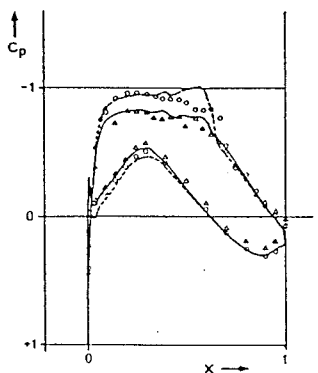
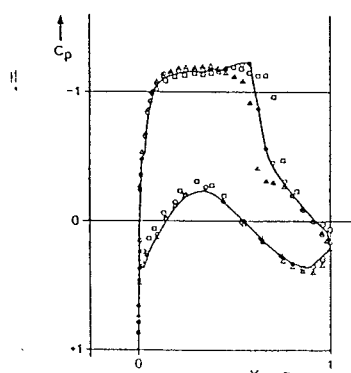


Fig. 7a and 7b. Lines of constant density for the flow around a CAST-7 airfoil with $Ma_\infty = 0,76$ and $Re_\infty = 1,5 \cdot 10^6$, and with an angle of attack of $\alpha = 0^\circ$ (7a) and $\alpha = -.5^\circ$ (present Navier-Stokes solution).



N.S.-solution $Ma_\infty = .76$, $Re_\infty = 1,5 \cdot 10^6$
 $\alpha = -0,5^\circ$ $C_L = .43$
 $\alpha = 0^\circ$ $C_L = .55$
 Exp. AIA $Ma_\infty = .76$ $Re_\infty = 1,5 \cdot 10^6$
 $\alpha = 0^\circ$
 o free transition $C_L = .53$
 ▲ forced transition $C_L = .40$

Fig. 8. Pressure distribution for the flow around a CAST-7 airfoil with $Ma_\infty = .76$ and $Re_\infty = 1,5 \cdot 10^6$. Comparison between experimental results [12] with free and forced transition, and present computational result with $\alpha = 0^\circ$ and $\alpha = -.5^\circ$ (prescribed transition point at 7%).



CAST-7
 — N.S.-solution Ma_∞ Re_∞ α C_L
 o Exp. DFVLR .760 $1,5 \cdot 10^6$ 2° .840
 o Exp. ARA-Bedf. .758 $2,4 \cdot 10^6$ $1,36^\circ$.834
 ▲ Exp. AVA .756 - $1,29^\circ$.825

Fig. 10. Pressure distribution for the flow around a CAST-7 airfoil near maximum lift. Comparison of the Navier-Stokes solution (see also Fig 9) with experimental results from 3 different wind tunnels [13].

Literatur

D. Hänel, M. Breuer: On the computation of transonic viscous flows. IUTAM Symposium Transsonicum III, DFVLR Göttingen, May 1988, Proceedings published by Springer Verlag.

weiteres Vorgehen ---

Förderung durch SFB 025 "Wirbelströmungen in der Flugtechnik", RWTH Aachen

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner

Dr. F. Thiele

Institution

Hermann-Föttinger-Institut, TU Berlin, Sekr. HF1

Adresse

Straße des 17. Juni 135
1000 Berlin 12

Telefon 31422216 ..

Telefax

weitere Partner

Thema

Interaktive Strömungsberechnung von Tragflügelprofilen mit lokalen Ablöseblasen

Ausgangssituation

Mit zunehmendem Anstellwinkel bilden sich bei der Umströmung von Tragflügelprofilen lokale Ablöseblasen aus, die gegebenenfalls bis in den Nachlauf bestehen bleiben. Gegenüber der Berechnung dieser Strömung durch die Lösung der Navier-Stokes Gleichungen zeichnet sich das Konzept der interaktiven Kopplung von reibungsfreien und viskosen Strömungen durch einen erheblich geringeren Rechenaufwand aus.

Ziel

Durch die Berechnung einer Profilmströmung für verschiedene Anstellwinkel soll die Abhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte von der Turbulenzmodellierung und die Anwendbarkeit bekannter Turbulenzmodelle bei abgelösten Wand- und Nachlaufströmungen untersucht werden.

Lösungsweg

Bei dem verwendeten interaktiven Verfahren erfolgt die reibungsfreie Lösung nach der Singularitätenmethode mit einem Panelverfahren von Jakob /1/. Die viskose Strömung wird mit einem inversen finite Differenzenverfahren vom Hermiteschen Typ von Thiele /2/ zur Lösung der Grenzschichtgleichungen ermittelt. Dabei wird eine geschlossene Nachlaufberechnung ohne Unterscheidung der oberen und unteren Hälfte durchgeführt. Die Turbulenzmodellierung erfolgt mit dem Nullgleichungsmodell von Cebeci u.a (CS) /3/ und dem Eingleichungsmodell von Johnson und King (JK) /4/, das durch eine Nachlaufmodellierung erweitert wurde. Die Kopplung basiert auf dem Prinzip der defect-formulation von Le Balleur /5/ und der semi-inversen Iterationstechnik von Carter /6/.

Ergebnis

Es wurde die turbulente Profilumströmung des Tragflügelprofils NACA 4412 für verschiedene Anstellwinkel berechnet und mit entsprechenden experimentellen Ergebnissen verglichen. Bild 1 zeigt die aerodynamischen Beiwerte c_a und c_w bis in den Bereich des maximalen Auftriebs. Dabei wird die wesentliche Verbesserung durch das Kopplungsverfahren gegenüber der reibungsfreien Lösung deutlich. Der Einfluß der Nachlaufberechnung auf die Polaren ist im Vergleich zur gekoppelten Lösung ohne Nachlaufberücksichtigung (α_N) erkennbar. Die Anwendung des JK-Turbulenzmodells zeigt im Bereich des maximalen Auftriebs deutliche Vorteile gegenüber dem CS-Modell in seiner Standardformulierung. Die Berücksichtigung von Normalspannungseffekten bei der Berechnung der Turbulenz im äußeren Bereich der Grenzschicht führt beim CS-Modell zu einer Verringerung der Reynoldsspannung und damit zu einer Annäherung an die Meßwerte. Eine Variation der festgelegten laminar-turbulenten Umschlagstelle um 5% wirkt sich erst im hohen Anstellwinkelbereich durch die sich an der Vorderkante ausbildende laminare Ablöseblase auf die Berechnungen aus. Für die Turbulenzmodellierung im Nachlauf ist die gute Erfassung des Rückströmgebietes entscheidend.

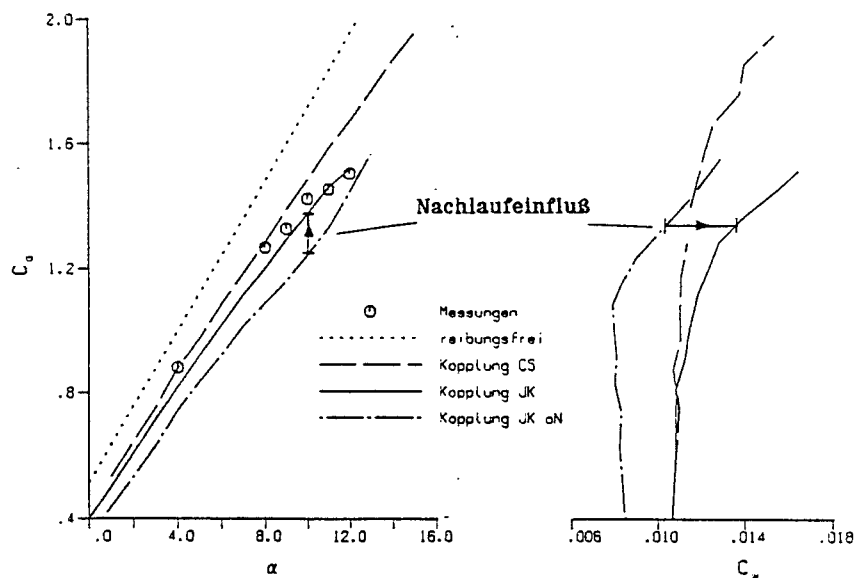


Bild 1: Auftriebs- und Widerstandspolaren am Tragflügelprofil NACA 4412.

Literatur

- /1/ JAKOB, H. - MBB-Bericht Nr. 1566, Bremen, 1987.
- /2/ THIELE, F. - Institutsbericht Nr. 01/87, HFI, TU Berlin, 1987.
- /3/ CEBECI, T., CLARK, R.W., CHANG, K.C., HALSEY, N.D., LEE, K. - 3rd Symposium on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows. California State University, 1985.
- /4/ JOHNSON, D.A., KING, L.S. - AIAA 22nd Aerospace Science Meeting, 1984.
- /5/ LE BALLEUR, J.C. - Rech. Aerosp. 1981-3, 1981.
- /6/ CARTER, J.E. - INKA-Conf.-79, 1979.

weiteres Vorgehen

Die Anwendung des verwendeten interaktiven Berechnungsverfahrens wurde durch den bei größeren Anstellwinkeln auftretenden Normaldruckgradienten und dem damit verbundenen Geschwindigkeitssprung an der Profilhinterkante begrenzt. Durch die Verwendung der parabolisierten Navier-Stokes Gleichungen sollen die Stromlinienkrümmung und der elliptische Charakter der abgelösten Strömung

Förderung durch DFG (teilweise)

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Manfred A. Schmatz

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH, FE122

Adresse Postfach 80 11 60
8000 München 80

Telefon (089)6000-6940

Telefax -4096

weitere Partner Dr. F. Monnoyer, Dr. K.M. Wanie

Thema Numerische Simulation transsonischer Flügelströmungen mit einem zonalen Euler/Grenzschicht/Navier-Stokes Verfahren

Ausgangssituation

Das MBB-NSFLEX-Verfahren [1] ermöglicht die Simulation viskoser Strömungen für ein weites Mach-Zahl-Spektrum ($0.01 < M < 100$) [2]. Es wurde zum Beispiel für transsonische Tragflügel und Deltaflügel, für subsonische Rumpf- und Autoströmungen und für Wiedereintrittsgeräte angewendet.

Ziel

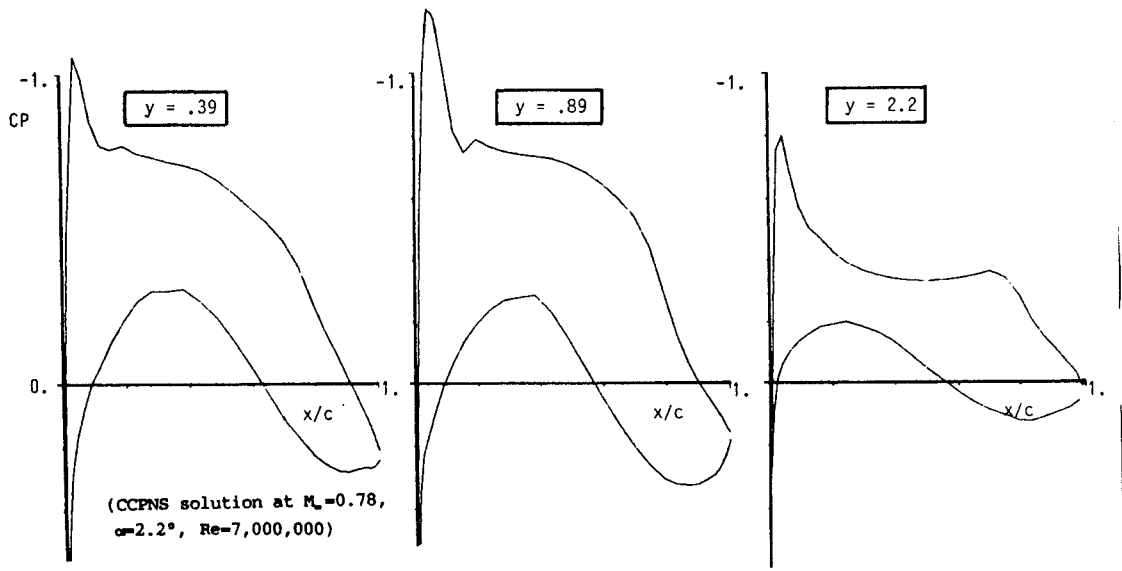
Ziel des zonalen Verfahrens ist die Genauigkeit der Lösung im Bereich schwacher Grenzschichtwechselwirkung zu erhöhen und dabei gleichzeitig die Konvergenzgeschwindigkeit zu erhöhen.

Lösungsweg

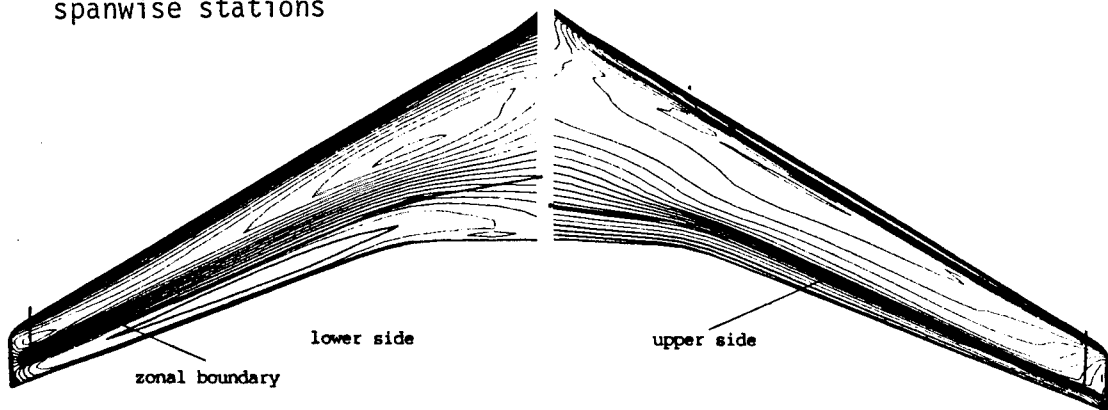
Das Strömungsfeld wird in Gebiete schwacher und starker Wechselwirkung aufgeteilt. In Zonen schwacher Wechselwirkung werden die Eulergleichungen zusammen mit den Grenzschichtgleichungen 2. Ordnung gelöst. Nur in Gebieten starker Wechselwirkung werden lokal die Navier-Stokes Gleichungen auf den dafür nötigen feinen Netzen gelöst. Das Grenzschichtprogramm SOBOL [3] liegt dem globalen Navier-Stokes Verfahren als Unterprogrammen bei. NSFLEX löst die verschiedenen Blöcke durch blockweise Punkt-Gauß-Seidel-Relaxation. Die Flußbildung ist bis zu dritter Ordnung im Raum genau. Die Einteilung in verschiedene Blöcke ist vollautomatisiert und wird von SOBOL gesteuert. Während des Konvergenzprozesses werden die Zonen an die aktuelle Lösung angepaßt (rezoning).

Ergebnis

Ergebnisse liegen vor für einen Transportflugzeugflügel bei verschiedenen Anströmbedingungen [4]. Für $M_\infty = 0.78$, $\alpha = 2.2^\circ$, $R = 7\,000\,000$ wurde die zonale mit einer globalen Navier-Stokes Lösung verglichen. Es zeigt sich gute Übereinstimmung bei schnellerem Konvergenzverhalten. Die Lösung ist stetig über die künstlichen Ränder.



pressure distribution at different spanwise stations



Isobars (CCPNS)

Literatur

- [1] M.A.Schatz: Three-dimensional viscous flow simulations using an implicit relaxation scheme. Vol. 22, Notes Num. Fl. Mech., Vieweg, 1988, pp. 226-243.
- [2] NSFLEX - an implicit relaxation method for the Navier-Stokes equations for a wide range of Mach numbers. Vieweg, 1989.
- [3] F.Monnoyer: Calculation of three-dimensional attached viscous flow on general configurations with second-order boundary layer theory, ZFW, 1989.
- [4] M.A.Schatz, F.Monnoyer, K.M.Wanie: Numerical simulation of transonic wing flows using a zonal Euler/boundary-layer/Navier Stokes approach, Proc. 5th GAMM-seminar, Kiel, Jan. 1989.
- [5] K.M.Wanie, E.H.Hirschel, M.A.Schatz: Analysis of numerical solutions for three-dimensional wing flows. In preparation, 1989.

weiteres Vorgehen Genaue Analyse der Strömungsfelder [5], Vektorisierung des SOBOL-Grenzschichtverfahrens. Anwendung auf Rumpfe, Autos, Hyperschallströmungen.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis Numerische Simulation

Ansprechpartner Dr. D. Schwamborn

Institution DLR, SM-TS

Adresse Bunsenstr. 10, D-3400 Göttingen, FRG Telefon 0551-709/2271
Telefax

weitere Partner

Thema Numerische Simulation zäher Strömungen

Ausgangssituation Mit einem vorhandenen blockstrukturierten dreidimensionalen Navier-Stokes-Verfahren für kompressible Strömungen wurde bisher die Umströmung des DFVLR-F5-Flügels im Windkanal und in freier Strömung simuliert.

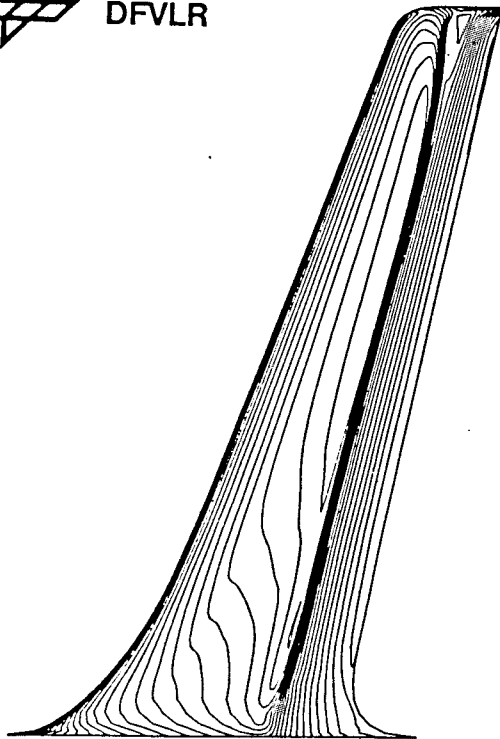
Ziel Validierung von Navier-Stokes-Verfahren

Lösungsweg Untersuchung diverser Einflußgrößen (Turbulenzmodell, numerische Dissipation, etc.) und Vergleich mit adäquaten Experimenten (z.B. DFVLR-F5-Experiment).

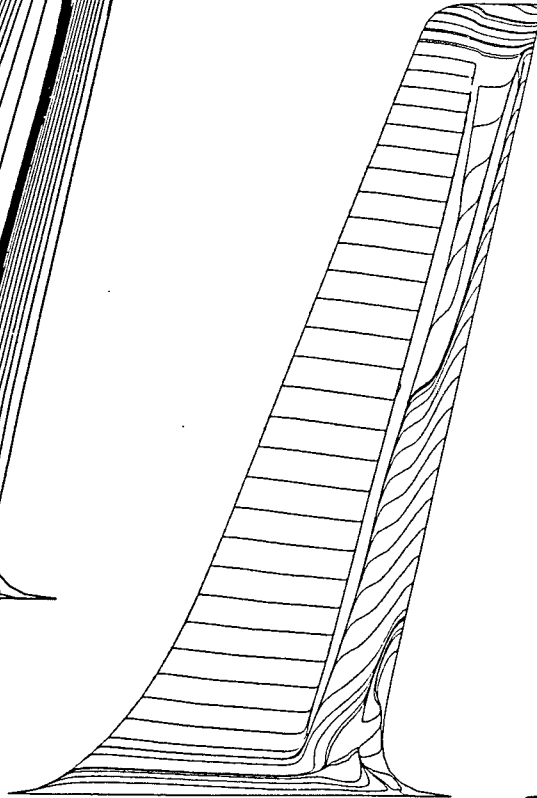
Ein Ergebnis einer Untersuchung bzgl. des Einflusses der numerischen Dissipation ist im Bild dargestellt. Berechnung der Strömung um den DFVLR-F5-Flügel in freier Strömung ($M = .82$, $Re = 10^7/m$, $\alpha = 2^\circ$) einmal ohne und einmal mit Abminderung der numerischen Dissipation ergibt die gleiche Druckverteilung jedoch unterschiedliche Wandstromlinienverläufe im Bereich der Ablösung an der Flügeloberseite.



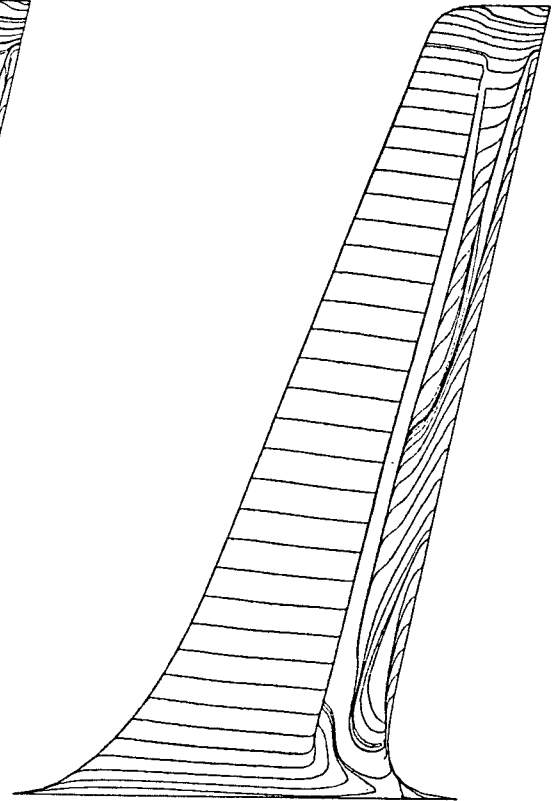
DFVLR



Isobaren



verminderte
Dissipation



Literatur

Schwamborn, D.

Simulation of the DFVLR-F5-Wing-Experiment Using a Block Structured Explicit Navier-Stokes Method. Notes on Numerical Fluid Mechanics Vol. 22, Vieweg, 1988.

Kordulla, W.; Schwamborn, D.; Sobieczky, H.:

weiteres Vorgehen

The DFVLR-F5-Wing-Experiment - Towards the Validation of the Numerical Simulation of Transonic Viscous Wing Flows, AGARD CP-437, 1988.

Förderung durch

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. G. Seider

Institution Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen
Wüllnerstr. zw. 5 u. 7

Adresse 5100 Aachen

Telefon 0241/805410

Telefax

weitere Partner

Thema Berechnung von Strömungen um Transonicprofile bzw. um Tragflächen durch Lösung der Navier-Stokes- bzw. der Thin-Layer-Gleichungen mit Hilfe von finiten Differenzenverfahren. Der Schwerpunkt der Untersuchung liegt auf der Widerstandsbestimmung für den transonischen Geschwindigkeitsbereich.

Ausgangssituation 2-D-Navier-Stokes-Löser basierend auf dem original Flux-Vector-Splitting nach van Leer.

Ziel Widerstandsbestimmung von Profilen und Tragflügeln im transonischen Geschwindigkeitsbereich. Untersuchung des Einflusses der Mach-Zahl und des laminar-turbulenten Umschlags auf den Widerstand.

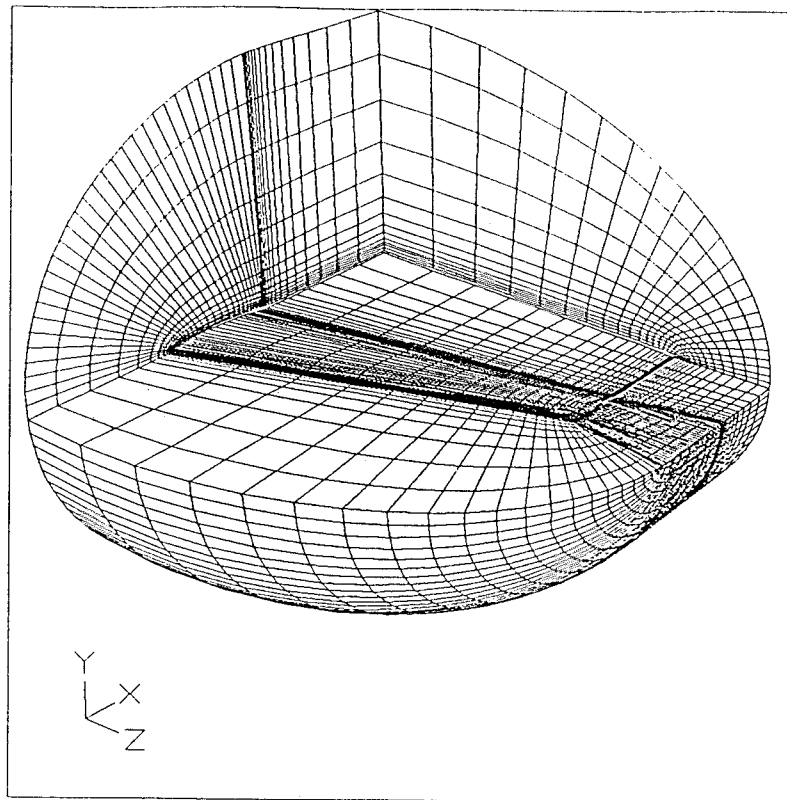
Lösungsweg Für die Profilmströmung (2-D) wurde zunächst das original van Leer Flux-Vector-Splitting verwandt, das jedoch wegen zu starker Dämpfungseigenschaften nur eine ungenaue Widerstandsbestimmung zuließ. Deshalb wird zur Zeit ein weniger dissipatives Differenzenverfahren nach Harten/Yee entwickelt. Für die Tragflügelströmung (3-D) wird ein impliziter Algorithmus verwendet, der auf dem von Hänel/Schwane modifizierten Flux-Vector-Splitting nach van Leer basiert.

Ergebnis

Die Ergebnisse für die Profilmströmungen, die mit dem original Flux-Vector-Splitting nach van Leer erzielt wurden, zeigten für die Widerstandsbestimmung Abweichungen vom Experiment von bis zu 300 %.

Für das Flux-Difference-Splitting nach Harten/Yee liegen noch keine endgültigen Ergebnisse für Profilmströmungen vor, jedoch weisen die soweit durchgeführten Rechnungen deutlich weniger numerische Dissipation auf.

Für die Berechnung von Tragflügelumströmungen wurde ein Gitternetz entwickelt (siehe Bild), so daß nun mit den ersten Rechnungen begonnen werden kann.



Literatur

weiteres Vorgehen Die Entwicklung der Algorithmen ist weitgehend abgeschlossen, so daß die Rechnungen durchgeführt werden können.

Förderung durch Stiftung Volkswagenwerk

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. K.M. Wanie

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH / FE122

Adresse Postfach 80 11 60
8000 München 80

Telefon (089) 6000-7113

Telefax (089) 6000-4096

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, Kuttabedingung 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].

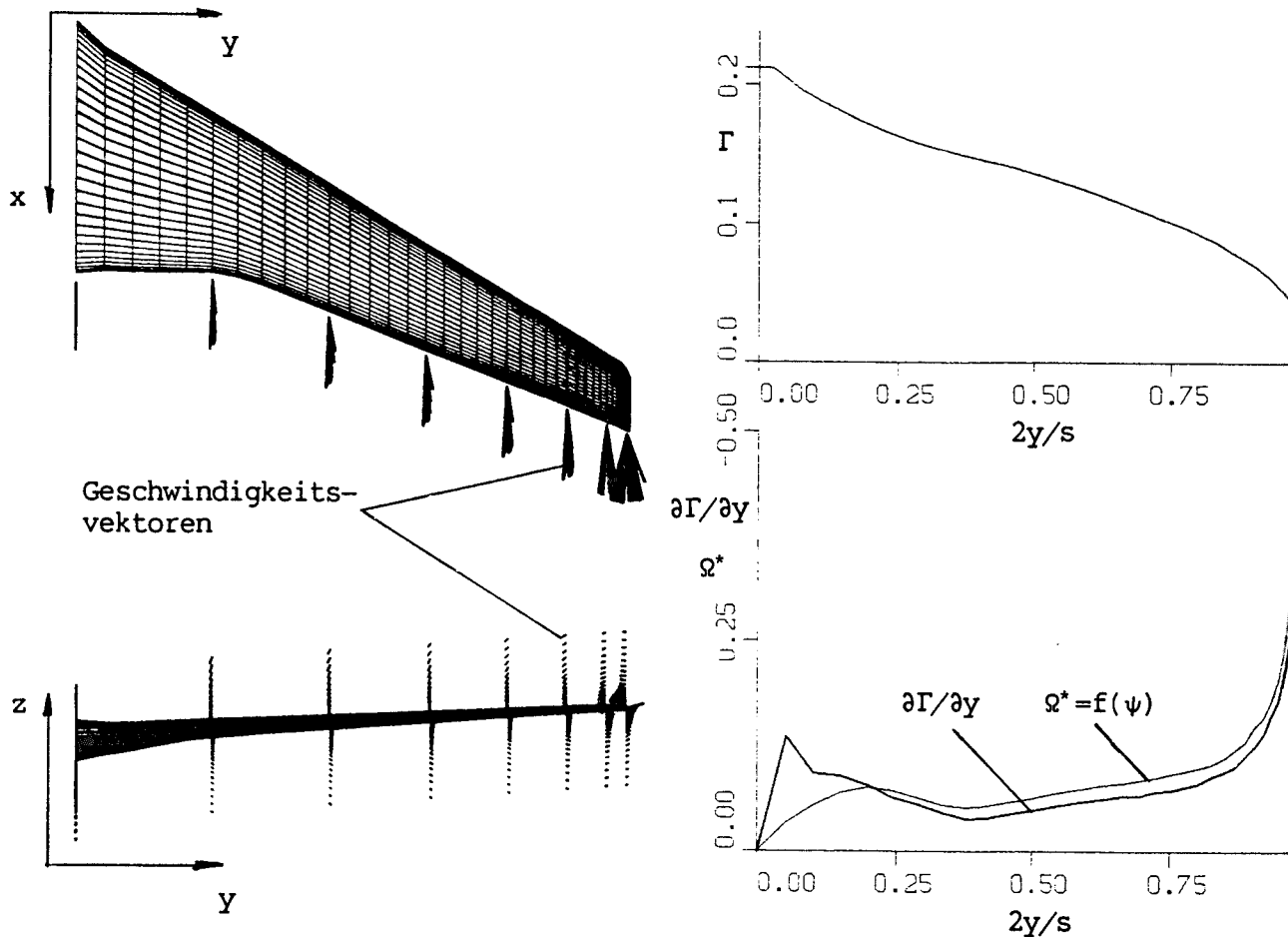


Bild 1: Korrelation von Zirkulationsverteilung Γ und Scherwinkel ψ der Strömung an der Hinterkante (Navier-Stokeslösung, $M_\infty=0.78$, $\alpha=2.2^\circ$, $Re=7,000,000$, $x_{tr}=0.07$)

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 Flugzeugrumpfe, Tragflügel, Kraftfahrzeuge, zweidimensionale Probleme, instationäre Strömungen

Förderung durch

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 46 93

weitere Partner

Thema

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

Ausgangssituation

An scharfkantigen Tragflügeln mit stark gepfeilten Vorderkanten entstehen durch Strömungsablösung bereits bei kleinen Anstellwinkeln sogenannte Vorderkantenwirbel, die aufgrund ihrer Induktion die aerodynamischen Charakteristika des Flügels entscheidend beeinflussen.

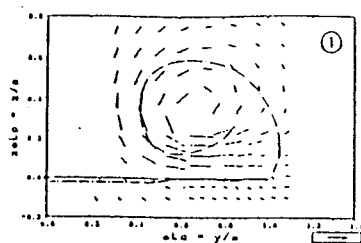
Ziel

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.

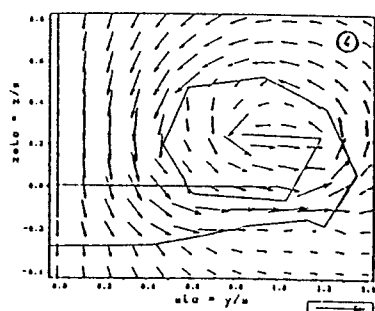
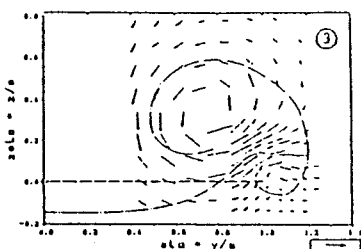
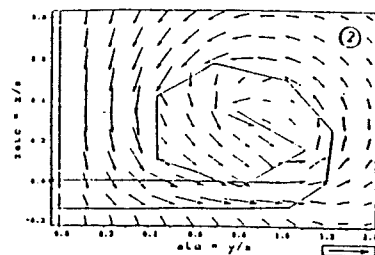
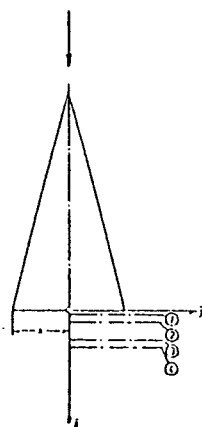
Lösungsweg

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 zeitabhängige schrittweise 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.

Ergebnis

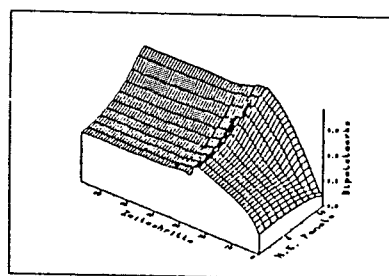
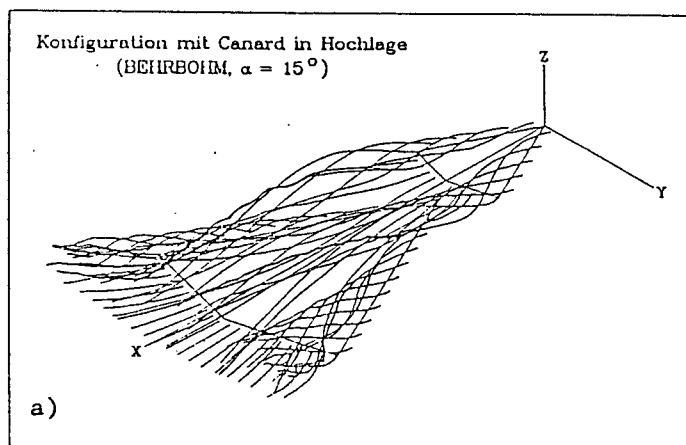


zur Lage der
untersuchten Ebenen

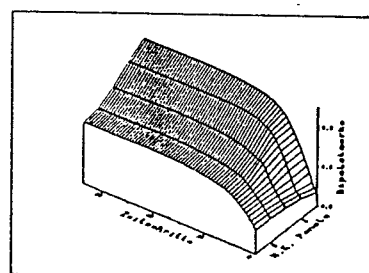


Experiment (HUMMEL)

Lage der Wirbelschicht am 76° -Deltaflügel bei $\alpha = 20,5^\circ$
Vergleich Messung-Rechnung



b) Zirkulation längs der
H.K. des Hauptflügels



Zirkulation längs der
H.K. des Canards

- a) Lage der Wirbelfäden im Strömungsfeld einer Konfiguration
b) Zeitliche Entwicklung der Dipolstärke an den jeweiligen Hinterkanten

Literatur

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

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung des Verfahrens, Integration von Verdrängungseffekten (Rumpf, dicke Flügel), Kombination der Ergebnisse (Wirbelschichtgeometrie, induzierte Geschwindigkeit) mit in Anwendung befindlichen Panelverfahren.

Förderung durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft (Zeichen DFG Wa 424-7) bis März 1991.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** "Flügel kleiner Streckung"

Ansprechpartner Dr. K.A. Bütetisch

Institution DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr. 10, D-3400 Göttingen
Telefon 0551/709-2460
Telefax 0551/7092101

weitere Partner Dr. K. Hartmann
Dipl.-Ing. H. Fszolla

Thema Störungsfreie Erfassung der Wirbelströmung
über Delta-Flügel

Ausgangssituation Sehr viele experimentelle Ergebnisse stehen zur Verfügung;
auf Grund der vielen Einflußparameter ergibt sich
kein vollständiges Gesamtbild

Ziel

- Bereitstellung definierter exp. Bedingungen
- Entwicklung/Anpassung Meßtechnik

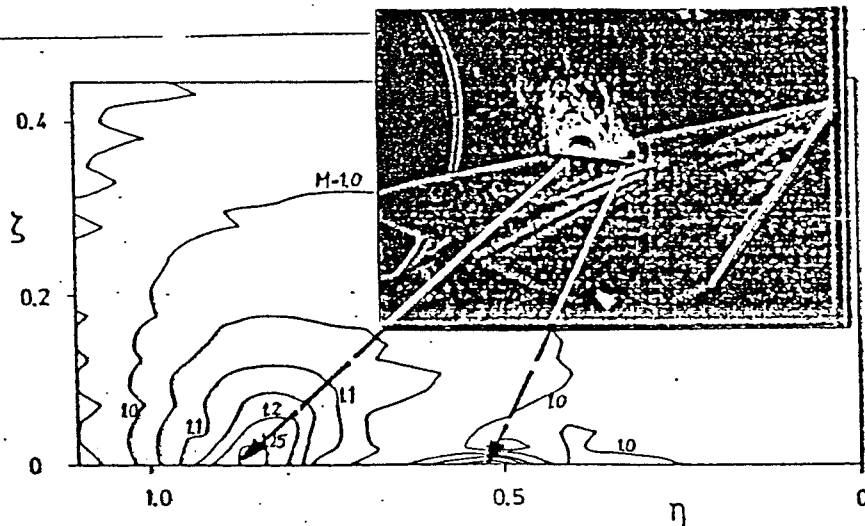
Lösungsweg

- Sichtbarmachung mittels Laser-Lichtschnitt-Technik
- 3 Komponenten Laser Doppler Anemometer

Ergebnis

- Sichtbarmachung d. Strömung bei $Ma = 0,85$,
 $\alpha = 10^\circ$, 20° erfolgreich durchgeführt
- Hinweise für Wirbelplatzen, Instationaritäten gefunden
- neue Strukturen gefunden (s. Bild)

ERGEBNISSE aus dem transsonischen Windkanal TWG der DFVLR:



Bisher unbekannte Wirbel
bei $\alpha = 10^\circ$. Vergleich
mit 3K Laser-Doppler-
Anemometer Ergebnissen
des Instituts

Skizze/Diagramm/Bild

Litaratur

K.A. Bütetisch: Flow Field Visualization Study on a 65° Delta Wing, 16th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Jerusalem/Israel, August 28 - Sept. 2, 1988, ICAS Conference Proceedings

weitares Vorgehen

K.A. Bütetisch, D. Pallek, K.-H. Sauerland: Three Component LDA Measurements on an 65° Delta Wing, IB 222 - 87 A 34

Grenzschicht-, Nachlaufmessungen

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

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

Institution Inst. SM-EA

Adresse D L R , Postfach 3267
3300 Braunschweig
Telefon 395-2440
395-2289
Telefax 2627-5318222

weitere Partner MBB-UF, München

Thema Untersuchungen an Deltaflügeln mit Entenleitwerk
unter Anwendung der Euler-Gleichungs-Methode
($Ma_{\infty} \leq 1$)

Ausgangssituation Untersuchungen an einem Deltaflügel mit drei Algorithmen der Euler-Gleichungs-Methode und drei Grid-Topologien bei $Ma_{\infty} \leq 1$.

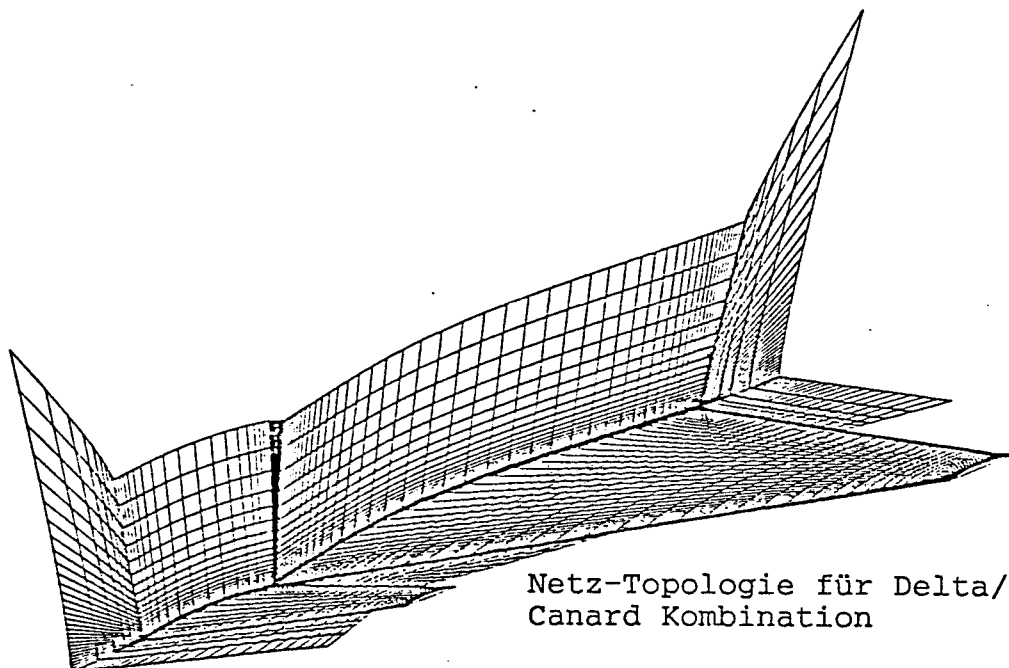
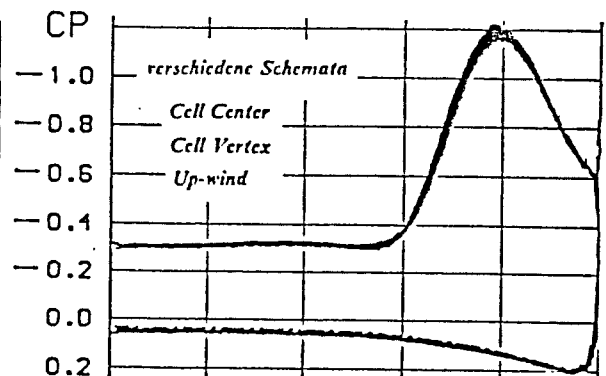
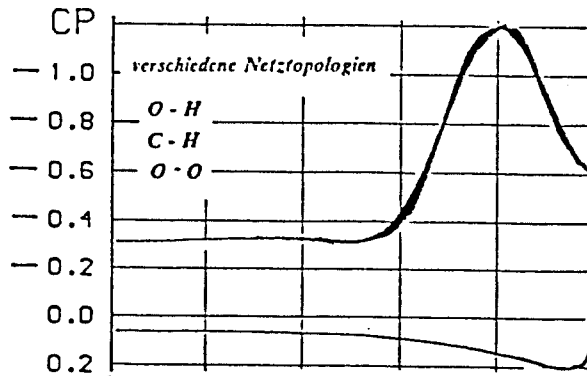
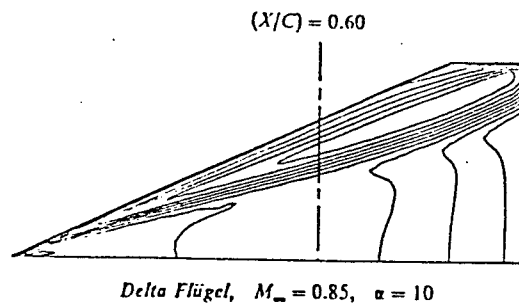
Ziel

- a) Feststellung der Zuverlässigkeit der numerischen Methoden basierend auf Euler-Gleichungen.
- b) Interferenz-Einfluß zwischen Entenleitwerk und Tragflügel.
- c) Interferenz-Einfluß beim Schiebewinkel.

Lösungsweg

- a) Numerische Methoden mit Euler-Gleichungen
- b) Verschiedene Netztopologien
- c) Verfeinerung der Netze in Bereichen mit starken Gradienten der Strömungsgrößen

Ergebnis



Literatur

- [1] Longo, J.M.A. The Role of the Numerical Dissipation on the Computational-Euler-Equations-Solutions For Vortical Flows. AIAA 89-2232, Seattle, 1989.
- [2] Kumar, A. Das, A. Computation of Vortex Flow on a Delta Wing at Transonic Speed. Symposium Transsonicum III, Springer Verlag, 1988.
- [3] Scherr, S. Das, A. Basic Analysis of the Flow Fields of Slender Delta Wings Using the Euler Equations. ICAS paper 88-5.9.2, 1988.

weiteres Vorgehen

Untersuchungen an Deltaflügeln verschiedener Grundrißformen und Seitenverhältnissen sowie an Deltaflügeln mit Strakes.

Förderung durch

Grundfinanzierung der DLR
MBB-Patenschaftsvertrag

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel kleiner Streckung

Ansprechpartner Dr. R. H. Engler

Institution D L R - Göttingen, WT-WK-Gö

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen **Telefon** 0551/709-2188
Telefax 0551/709-2101

weitere Partner -

Thema Sichtbarmachung von Instabilitäten an den abgehenden Wirbeln eines Deltaflügels

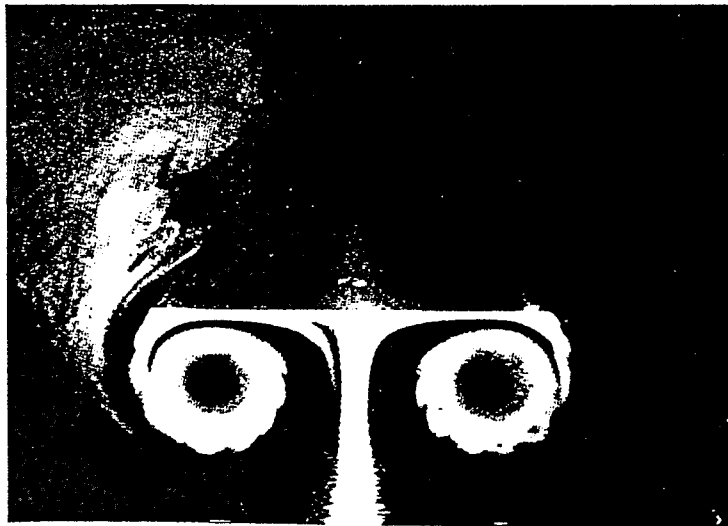
Ausgangssituation Durch Mischung unterschiedlicher, verdampfter Flüssigkeiten konnten die genannten Instabilitäten in einem Laser-Lichtschnitt sichtbar gemacht werden

Ziel Erklärung der Instabilitäten, Bestimmung des Steigungswinkels der Randstromlinien - Überprüfung der Ludwiegischen Stabilitätskriterien

Lösungsweg Erzeugung eines Lichtschnittes über dem Deltaflügel, der mit einem Verschiebegerät positioniert wird. Mischung von Nebelflüssigkeiten, die auch Feinstrukturen erkennbar machen, wie beispielsweise Kernzentrum und von außen eingespeiste Fluidteilchen

Ergebnis

Erkennung der Instabilitäten bzw. Randstromlinien. Aus der Lageveränderung dieser Instabilitäten kann bei bekannter Position des Laser-Lichtschnittes der Steigungswinkel berechnet werden



Literatur

R. H. Engler, "Experimentelle Untersuchungen der Struktur und des "Aufplatzens" der Wirbel an einem schlanken Deltaflügel - ausgeführt im Windkanal" DFVLR-FB 87-06

weiteres Vorgehen

Einsatz der digitalen Bildverarbeitung zur feineren Erkennung der Instabilitäten. Entwicklung eines speziellen Nebengenerators bei dem das Mischungsverhältnis unterschiedlicher Nebelflüssigkeiten kontinuierlich verändert werden kann. Einblendung der aktuellen X-Position in das laufende Videobild zur einfachen Bestimmung des Steigungswinkels der Randstromlinien

Förderung durch

-

Datum 18.5.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner H. Esch

Institution DLR

Adresse Postfach 90 60 58
5000 Köln 90

Telefon 02203 6012345

Telefax 02203 67310

weitere Partner

Thema Beeinflussung der Strömungsablösung an zwei geometrisch einfachen Flugkorperflugeln durch Profildicke und Profilform.

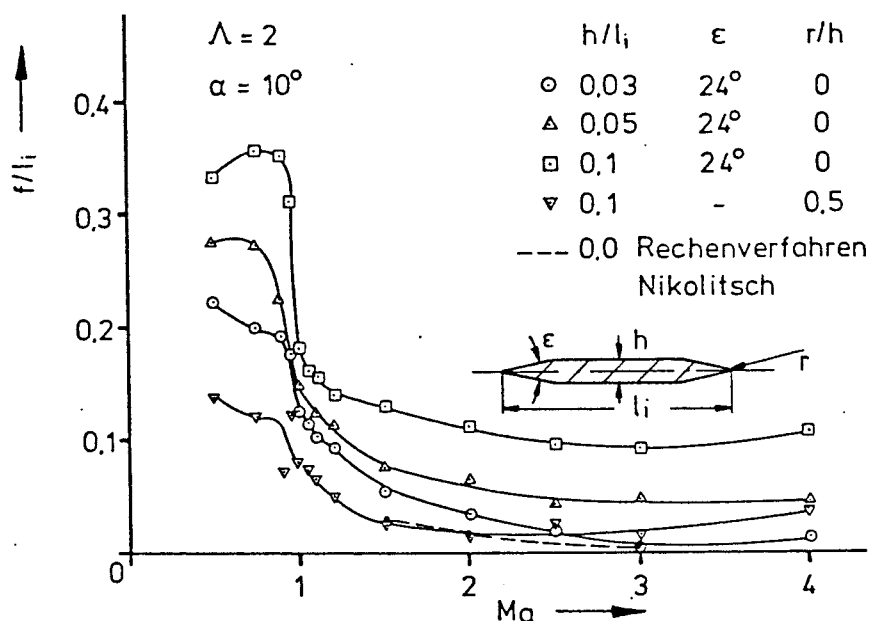
Ausgangssituation Einfache Auslegungsverfahren für die Flugkorperaerodynamik berücksichtigen in erster Linie nur die Grundrißform von Flügeln und Rudern.

Ziel Es wird festgestellt, welche Fehler auftreten können, wenn die Profildicke nicht mehr klein ist.

Lösungsweg Untersuchungen im Windkanal an zwei isolierten Flügeln mit den Grundriformen:
Rechteckflügel mit Seitenverhältnis $\Lambda = 2$
abgeschnittener Deltaflügel mit $\Lambda = 0,857$
Variation der Profildicke: 3% $\div$ 10% der Flügeltiefe (Rechteckflügel)
Machzahlbereich: $0,5 \leq Ma \leq 4$
Kraftmessungen (Normalkraft und Kippmoment)
Druckverteilung am 10% dicken Rechteckflügel
Schlierenaufnahmen
olfilmbilder

Ergebnis

Die Berücksichtigung des Flügelprofils ist i.a. weniger wichtig als die Berücksichtigung des Seitenverhältnisses, kann aber in dem hier untersuchten Rahmen in Teilbereichen einen gleich großen Einfluß haben. Dies gilt in erster Linie für die Lage des Luftangriffspunktes. Beim 10%-dicken Rechteckflügel kann sich im Transschall der Luftangriffspunkt um 20% der Flügeltiefe gegenüber dem des sehr dünnen Flügels verschieben.



Rechteckflügel mit Seitenverhältnis $\Lambda=2$, Anstellwinkel $\alpha=10^\circ$,
Einfluß der Profildicke auf die Lage des Luftangriffspunktes

Literatur

Windkanalmessungen zum Einfluß der Profildicke auf Normalkraft und Kippmoment von zwei geometrisch einfachen, schlanken Flügeln im Trans- und Überschallgeschwindigkeitsbereich
DFVLR-FB 88-17

weiteres Vorgehen

Förderung durch BMVg RüFo IV

Datum 10.3.89

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. F.-R. Grosche

Institution DLR Göttingen, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik
Telefon 0551/709-2253

Adresse Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen
Telefax 0551/7092101

weitere Partner Fa. MBB

Thema Aerodynamik von Flugzeugen mit Deltaflügel bei sehr großen Anstellwinkeln (post stall)

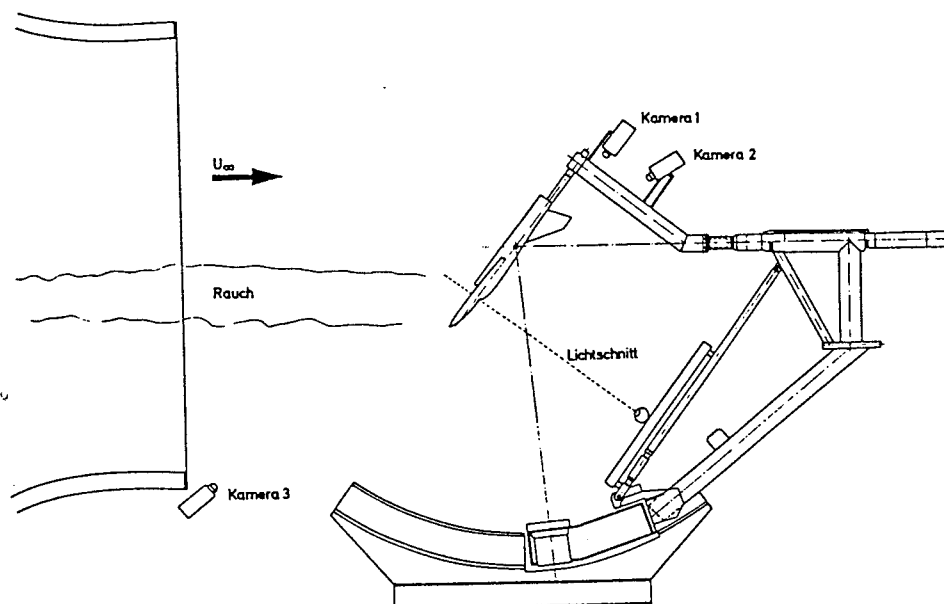
Ausgangssituation Bei hohen Anstellwinkeln können durch asymmetrische Entwicklung des Wirbelsystems über dem Flugzeug Gier- und Rollmomente entstehen, die die Stabilitätseigenschaften beeinträchtigen. Windkanalmessungen haben gezeigt, daß über eine Beeinflussung der Wirbelablösung und der Wirbelkonfiguration durch Strakes, Klappen usw. Verbesserungen möglich sind.

Ziel Aufklärung der physikalischen Zusammenhänge zwischen dem Verhalten des Wirbelsystems und den Änderungen der Luftkräfte und Momente in Abhängigkeit von der Flugzeugkonfiguration und von der Anströmrichtung (Anstell- und Schiebewinkel)

Lösungsweg In Windkanalversuchen soll das Wirbelsystem mit Hilfe verschiedener Methoden der Strömungssichtbarmachung (insbesondere Laser-Lichtschnitt) studiert und parallel dazu sein Einfluß auf das Modell durch Kraftmessungen erfaßt werden.

Ergebnis

Erste Strömungsaufnahmen und 6-Komponentenmessungen mit der in Bild-1 gezeigten Versuchsanordnung werden unter Anwendung der digitalen Bildverarbeitung /1/ zur Zeit ausgewertet.



Literatur

- /1/ S. Förster, J. Kompenhans: Strömungssichtbarmachung mittels Laser-Lichtschnittverfahren/Qualitative Analyse durch Einsatz der Bildverarbeitung. DLR-Bericht 88-04, DGLR-Workshop "2D-Meßtechnik", Oktober 1988, Markdorf.

weitares Vorgehen

- * Auswertung und Analyse der vorliegenden Versuchsergebnisse
- * Ergänzende Windkanalversuche
- * Physikalische Modellbildung

Förderung durch

Datum

28.03.1989

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung / Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner A. Hilgenstock

Institution 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 Navier-Stokes Code zur Lösung kompressibler, transsonischer Strömungsprobleme von D. Schwamborn [1].

Ziel

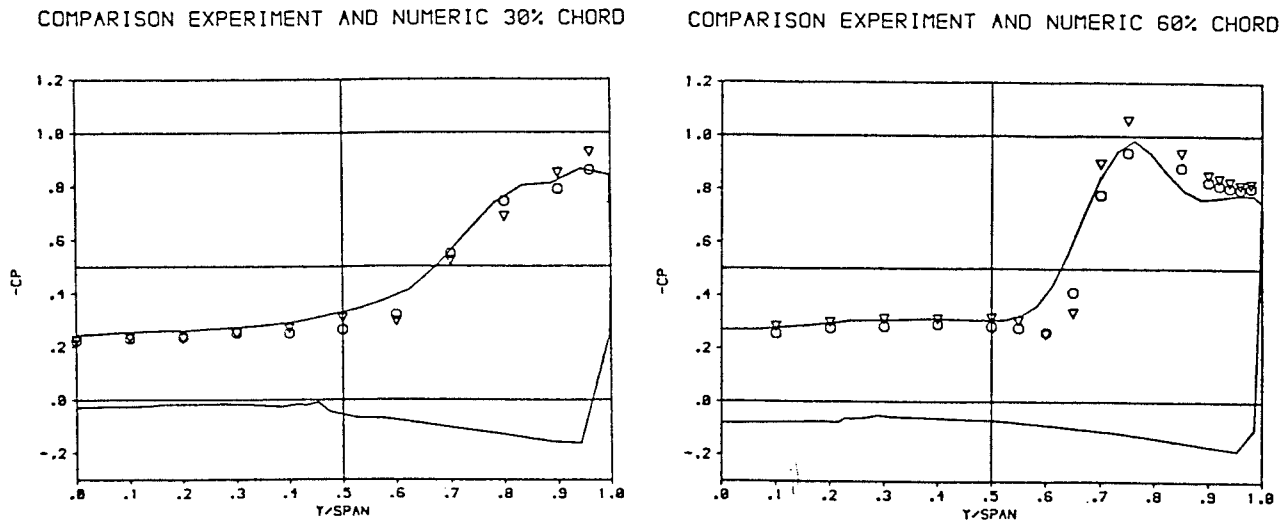
Validierung des Verfahrens durch Vergleich mit experimentell ermittelten Strömungsdaten um einen Deltaflügel mit scharfer und runder Vorderkante.

Lösungsweg

Integration der Navier-Stokeschen Bewegungsgleichungen mit einem Finite-Volumen-Runge-Kutta-Zeitschrittverfahren; Turbulenzmodell: modifiziertes Baldwin/Lomax algebraisches Modell. Netzgenerierung durch algebraische Grundnetzerzeugung und elliptische Glättung der Netze.

Ergebnis

Ein Vergleich der numerisch berechneten c_p -Verteilungen (---) bei 30% und 60% Flügelwurzeltiefe mit experimentell ermittelten Werten (∇ , $\circ$) für die Flügelrumpfkombination mit runder Flügelvorderkante, zeigt eine gute Übereinstimmung (Bild). Die numerische Lösung zeigte sich sensitiv bezüglich der Transitionslinie, die im Fall der im Bild dargestellten numerischen Ergebnisse bei 2.5% lokaler Flügeltiefe angenommen wurde. Die großen spannweiten Gradienten der c_p -Verteilungen im Bereich der Anlegelinie des Primärwirbels werden mit dem verwendeten Rechnernetz nicht genügend aufgelöst. Ergebnisse für den Flügel mit scharfer Vorderkante sind in [2] diskutiert.



Literatur

- [1] Schwamborn, D. "Simulation of the DFWLR 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.
- [2] Hilgenstock, A. "Numerische Simulation der laminaren und turbulenten dreidimensionalen Strömung um einen Deltaflügel mit scharfer Vorderkante". DGLR-Fach-Symposium, Strömung mit Ablösung, Braunschweig 1988.

weiteres Vorgehen

Ausführliche Auswertung der erhaltenen Datenbasis und Vergleiche mit dem Experiment.

Förderung durch

IEPG

Mitteilung

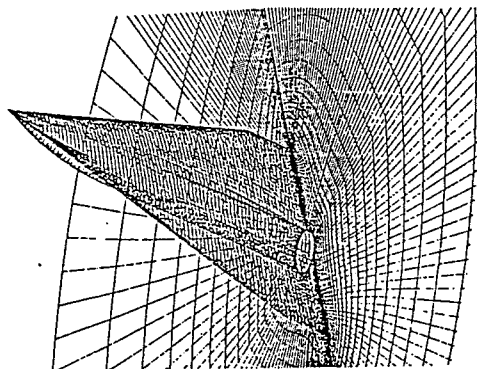
Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung		
Ansprechpartner	Stephan M. Hitzel		
Institution	Dornier Luftfahrt GmbH		
Adresse	Postfach 1303 7990 Friedrichshafen 1	Telefon Telefax	07545-8 2159 07545-84411
weitere Partner	IEPG panel III group TAI5 - Internationale Partner, NASA-Langley		
Thema	Flügel kleiner Streckung mit Vorderkantenablösung im Sub-, Trans- und Überschall, - numerische Simulation primär mit Euler-Methode		
Ausgangssituation	Rechenverfahren auf Basis der instationären Euler-Gleichungen explizites Mehrschritt finites Volumenverfahren in blockstrukturierten Netzen.		
Ziel	Entwicklung numerischer Entwurfsmethoden (Flugzeug und Flugkörper), Erforschung des Wirbelplatzens in allen Geschwindigkeitsbereichen, Verbesserung der Berechnung von Nachlaufströmungen (Dissipation, Randbedingungen).		
Lösungsweg	Lösung der Euler-Gleichungen wie oben beschrieben, Rechennetz- stellung, Topologie- und Netzanpassung an die Problemstellung, lokale Netzverfeinerungen, Austesten neuer Randbedingungen, Validierung der Strömungsstrukturen an anderen Theorien und am Experiment.		

AG STAB

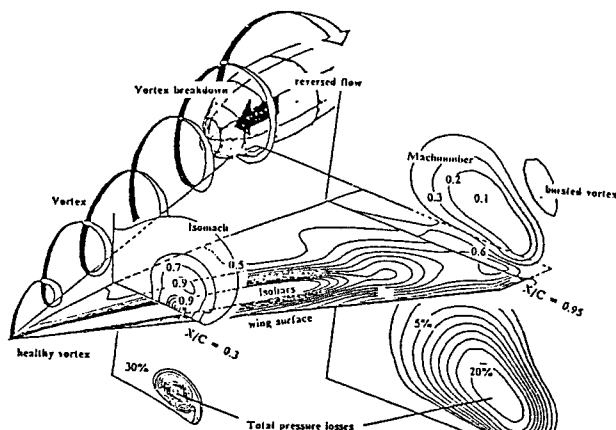
Ergebnis

Euler-Methoden (die erwähnte) bedingt brauchbar im Entwurf von Flugzeugen und Flugkörpern (scharfe Kanten). Interessante Auflösung von Wirbel, Wirbelplatzen und Wirbel-Stoßinterferenzen. Erkenntnis und Bearbeitung der Wirbeldissipation im Nachlauf und des Fernfeldrandbedingungenproblems.

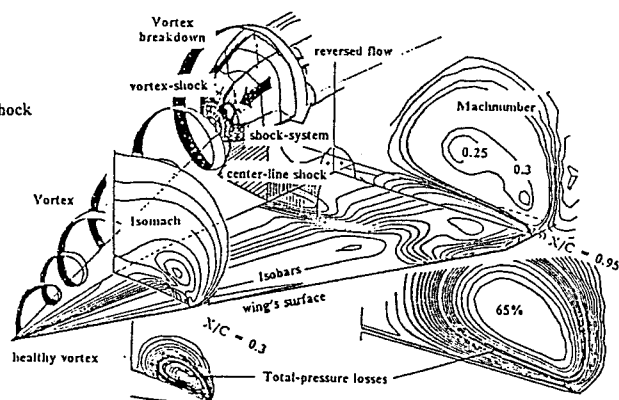
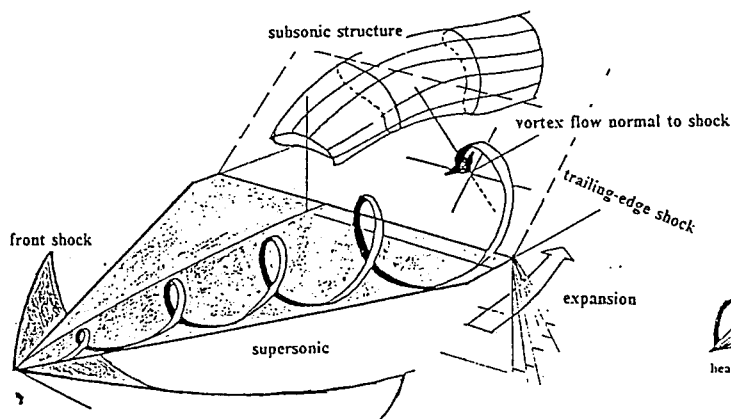
Flow structure at Mach = 0.40, $\alpha = 24$ deg.



Flow structure at Mach = 1.72, $\alpha = 26$ deg.



Flow structure at Mach = 0.85, $\alpha = 24$ deg



Literatur

S. Hitzel, "Wing Vortex Flows up into Vortex Breakdown - a Numerical Simulation", AIAA 88-2518, Williamsburg 1988

S. Leicher, "Ikarus - a 3 D Navier-Stokes Solver for 3 D Bodies in an Arbitrary Block-Structured Grid, Part 1", Dornier Bericht BF 1/89 B, 1989

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

weiteres Vorgehen

Bearbeitung der Wirbeldissipation im Nachlauf, Verbesserung der Fernfeldrandbedingungen, weitere Untersuchungen zum Wirbelplatzen. Erprobung an neuen Flügel- und Flugzeugkonfiguration

Förderung durch

BMVg

Datum

09. März 1989

MITTEILUNG

Projektgruppe: Flügel kleiner Streckung

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

Institution: Inst. f. Strömungsmechanik
der TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3 Tel: 0531/391-2433
3300 Braunschweig -2327
Fax: 0531/391-4577

weitere Partner: Dipl.-Ing. A. Bergmann Tel: 0531/391-2347

Thema: Aerodynamische Untersuchungen an Entenanordnungen

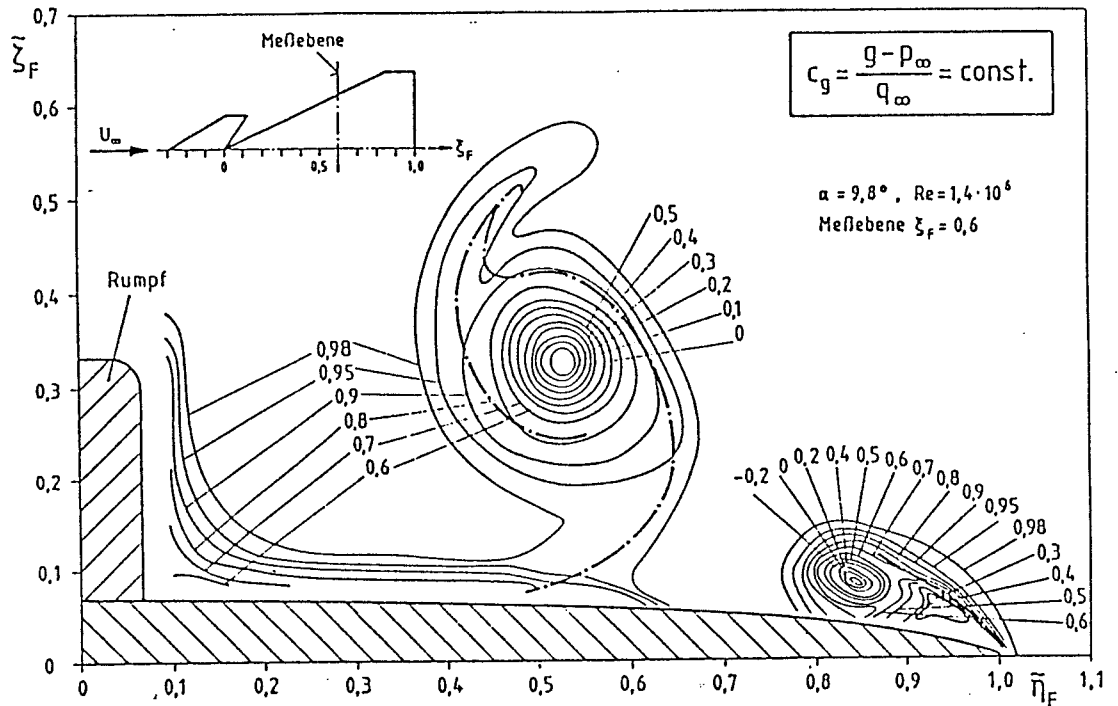
Ausgangssituation: Im Bereich der numerischen Aerodynamik besteht derzeit ein großes Interesse an experimentellen Daten über das aerodynamische Verhalten von Entenkonfigurationen.

Ziel: Das Ziel des Forschungsvorhabens ist es, erste detaillierte Einblicke in die Interferenz zwischen dem Leitwerks- und dem Flügelwirbelsystem zu erhalten, und für den Vergleich mit theoretisch gewonnenen Ergebnissen eine umfangreiche experimentelle Datenbasis zur Verfügung zu stellen.

Lösungsweg: An einem Windkanalmodell, für das zwei Deltaflügel, zwei in Entenanordnung angebrachte Leitwerke und zwei Rümpfe (A scheibenförmiger, B rotationssymmetrischer Rumpf) bereitstehen, werden im 1,3-m Windkanal des Instituts bis zu sehr großen Anstellwinkeln Kraftmessungen, Druckverteilungsmessungen, Strömungsfeldmessungen sowie Sichtbarmachungen des Strömungsverlaufs durchgeführt. Die Untersuchungen mit den Konfigurationen mit scheibenförmigem Rumpf A beschränken sich auf den Fall ohne Schiebewinkel, während bei den entsprechenden Untersuchungen mit dem rotationssymmetrischen Rumpf B auch der Einfluß des Schiebewinkels studiert wird.

Ergebnis: Ein typisches Ergebnis der Strömungsfeldmessungen wird in dem u.a. Bild dargestellt. Es handelt sich um eine Auftragung der Isobaren des Gesamtdrucks an der Konfiguration mit scheibenförmigem Rumpf A in Verbindung mit Leitwerk und Flügel des Internationalen Vortex Flow Experiments. Der Anstellwinkel beträgt $\alpha = 9,8^\circ$. Im Bereich $0,4 \leq \eta_F \leq 0,65$ findet man dem Leitwerkswirbelsystem zuströmende Gesamtdruckverluste. Man erkennt den Primärwirbel und den dazugehörigen Hinterkantenwirbel des Leitwerks. Im Bereich $0,75 \leq \eta_F \leq 1,0$ liegen die dem Wirbelsystem des Flügels zuzuordnenden Gesamtdruckverluste. Im Ablauf der Strömung bleibt das Leitwerkswirbelsystem über dem gesamten Flügel vom Flügelwirbelsystem getrennt. Die von der Hinterkante des Leit-

werks abgehende Wirbelschicht vereinigt sich auf dem Flügel mit der saugseitigen Grenzschicht des Flügels, so daß es im Bereich $0 \leq \eta_F \leq 0,6$ zu einer interferenzbedingten Aufdickung der Grenzschicht auf dem Flügel kommt. Bei $\eta_F = 0,5$ löst sich die Leitwerkswirbelschicht vom Flügel, um sich in das Leitwerkswirbelsystem zu wickeln.



Literatur:

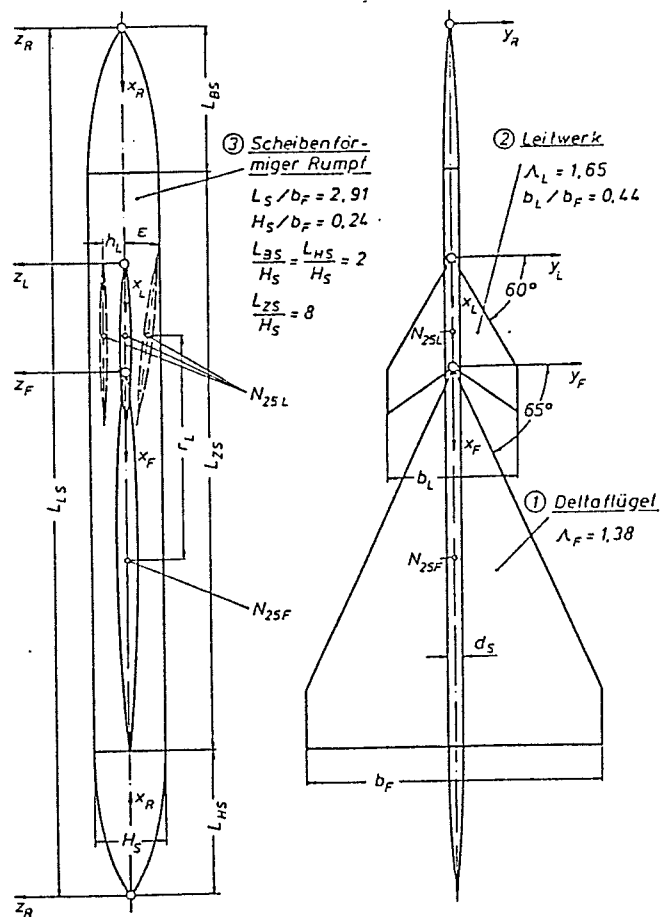
- [1] D. Hummel, H.-Chr. Oelker: Vortex Interference Effects on Close-Coupled Canard Configurations in Incompressible Flow. Proceedings Symposium "International Vortex Flow Experiment on Euler Code Validation", Stockholm 1986, 47-61.
- [2] H.-Chr. Oelker, D. Hummel: Experimentelle Untersuchungen an Entenkonfigurationen, DGLR-Bericht 86-03, 172-191, Bonn 1986.
- [3] D. Hummel: Documentation of separated flows for computational fluid dynamics validation. AGARD-CP-437 (1988), Vol.2, P15-1 to P15-24.
- [4] H.-Chr. Oelker, D. Hummel: Investigations on the vorticity sheets of a close-coupled delta-canard configuration. ICAS Proceedings 1988, Vol.1, 649-662.
- [4a] Diese Arbeit erscheint außerdem in Kürze im Journal of Aircraft.
- [5] H.-Chr. Oelker: Windkanaluntersuchungen an der Konfiguration des Internationalen Vortex Flow Experiment. DGLR-Bericht 88-05, 141-157, Bonn 1988.

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

Förderung durch: Das Forschungsvorhaben wird durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft gefördert.

MITTEILUNG

- Projektgruppe: Flügel kleiner Streckung
- Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. D. Hummel
- Institution: Inst. f. Strömungsmechanik
der TU Braunschweig
- Adresse: Bienroder Weg 3
3300 Braunschweig
- Tel: 0531/391-2433
-2327
Fax: 0531/391-4577
- weitere Partner: Dipl.-Ing. A. Bergmann
Tel: 0531/391-2347
- Thema: Interferenzeffekte bei Entenanordnungen im Niedergeschwindigkeitsbereich
- Ausgangssituation: Im Bereich der numerischen Aerodynamik besteht derzeit ein großes Interesse an experimentellen Daten über des aerodynamische Verhalten von Entenkonfigurationen.
- Ziel: Das Ziel des Forschungsvorhabens ist es, weitere detaillierte Einzelheiten der Interferenz zwischen Entenleitwerk und Flügel in Form einer Datenbasis für den Vergleich zwischen Theorie und Experiment bereitzustellen. Es sollen zwei Schwerpunkte gesetzt werden:
- a) Grenzschichtuntersuchungen am Flügel mit und ohne Entenleitwerk
 - b) Untersuchungen der Wirbelstruktur an Leitwerk und Flügel bei großen Anstellwinkeln mit Hilfe der LDA-Technik
- Lösungsweg: Es sollen im 1,3-m Windkanal des Instituts an einem Modell mit scheibenförmigem Rumpf mit Flügel und Leitwerk entsprechend der Konfiguration des Internationalen Vortex Flow Experiments bzw. WBC1 (IEPG, TA15) Grenzschichtmessungen am Flügel durchgeführt werden. Zu diesem Zweck wird ein neues Flügelmodell mit dem Original-Grundriß, jedoch mit einer ebenen Oberseite hergestellt, um bestmögliche Versuchsbedingungen für Grenzschichtmessungen zu schaffen. Die Messungen zur Wirbelstruktur bei großen Anstellwinkeln sollen am deutschen Originalmodell WBC1 mit Hilfe der LDA-Anlage des Instituts vorgenommen werden.
- Ergebnis: Die Bearbeitung des Forschungsvorhabens wurde gerade erst begonnen, so daß noch keine Ergebnisse vorliegen. In der Skizze wird das Windkanalmodell für die Grenzschichtmessungen mit dem Flügel mit der flachen Oberseite wiedergegeben.



weiteres Vorgehen: Bearbeitung des unter dem Stichwort Lösungsweg dargestellten Arbeitsprogramms.

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

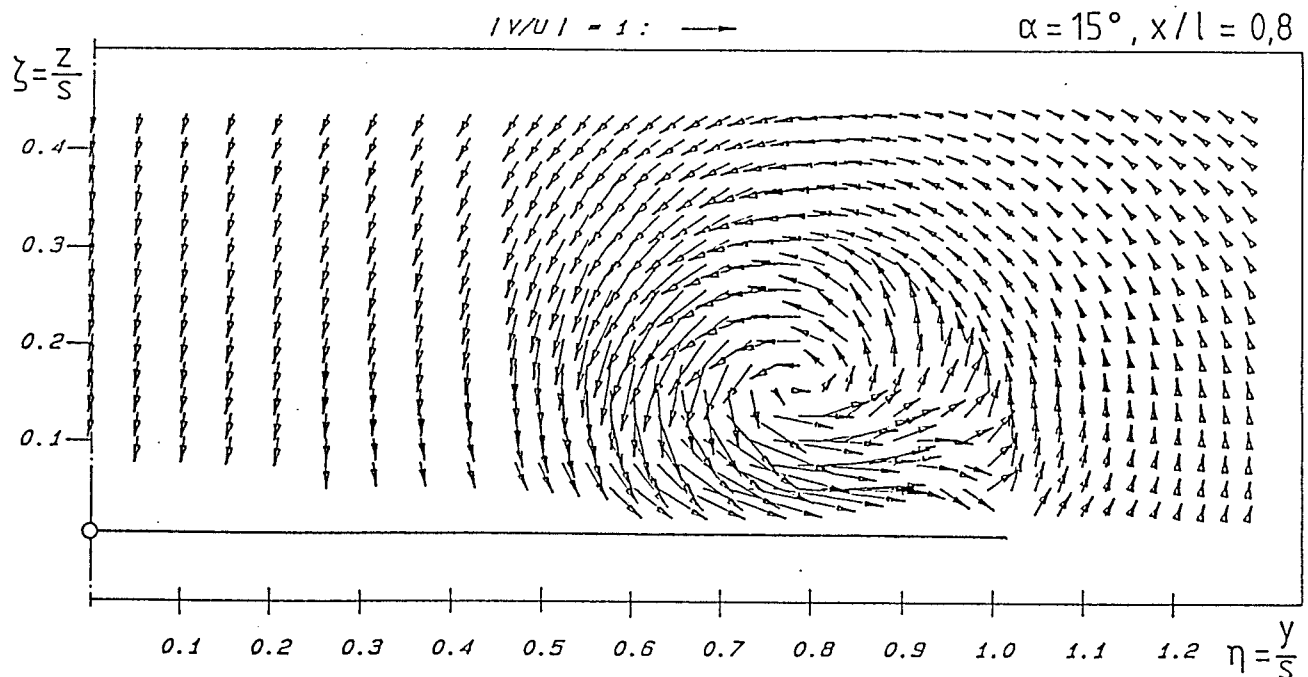
MITTEILUNG

- Projektgruppe: Flügel kleiner Streckung
- Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. D. Hummel
- Institution: Inst. f. Strömungsmechanik
der TU Braunschweig
- Adresse: Bienroder Weg 3 Tel: 0531/391-2433
3300 Braunschweig -2327
Fax: 0531/391-4577
- weitere Partner: Dipl.-Ing. S. Kommallein Tel: 0531/391-2327
- Thema: LDA-Untersuchungen der abgelösten Strömung an schlanken
Flügeln
- Ausgangssituation: Es besteht ein großes Interesse an detaillierten Kenntnissen über die Struktur von Wirbelsystemen an Flügeln mit scharfen Vorderkanten, insbesondere bei großen Anstellwinkeln, wenn die Wirbel aufgeplatzt sind. Mit herkömmlichen Meßverfahren konnten diese Strömungen bisher nicht untersucht werden, weil von der Meßsonde eine starke Verfälschung der zu untersuchenden Wirbelströmung ausgeht.
- Ziel: Im Rahmen des Forschungsvorhabens soll das LDA-Meßverfahren zur Untersuchung der Strömungsfelder abgelöster Strömungen an Flugzeugkonfigurationen im Windkanal verwendet werden. Dabei sollen Standard-Methoden erarbeitet werden, mit deren Hilfe Einzelheiten des dreidimensionalen Strömungsfeldes in Wirbeln wie Lage der Wirbelachsen, Größe des Reibungskerns, Lage der aufgerollten Wirbelschichten, Position und Struktur von Sekundärwirbeln, Lage der Aufplatzstelle und Struktur der aufgeplatzten Wirbelströmung ermittelt werden können. Als Ergebnis der Untersuchungen werden LDA-Meßverfahren verfügbar sein, mit deren Hilfe die in der Aerodynamik der Flugzeug-Konfigurationen benötigten Strukturen abgelöster Strömungen bestimmt werden können. Auf diese Weise wird es möglich sein, die bisherigen Sondenmessungen durch störungsfreie Meßmethoden zu ersetzen. Gleichzeitig bedeutet dies aber eine ganz wesentliche Erweiterung der Arbeitsmöglichkeiten in der Aerodynamik der Flugzeug-Konfigurationen, denn mit den störungsfreien Meßverfahren werden viele Probleme (insbesondere Interferenzprobleme und die Strukturveränderung der abgelösten Strömungen bei großen Anstellwinkeln) der Lösung zugänglich, die mit den bisherigen Methoden nicht behandelt werden konnten.
- Lösungsweg: Die LDA-Meßtechnik soll zunächst auf abgelöste Strömungen bei mäßigen Anstellwinkeln ohne Wirbelaufplatzen angewendet werden, bei denen wesentliche Strukturelemente der Strömung prinzipiell bekannt sind. In diesem Bereich sollen sowohl

Sonden- als auch LDA-Messungen durchgeführt werden, um beide Verfahren miteinander zu vergleichen und um LDA-spezifische Vorgehensweisen zu entwickeln. Ausgehend davon sollen dann abgelöste Strömungen mit Wirbelaufplätzen untersucht werden, die einer Sondenmessung nicht zugänglich sind. In diesem hohen Anstellwinkelbereich soll dann die Struktur des Strömungsfeldes eingehend analysiert werden und insbesondere der Übergang von einer aufgeplatzten Wirbelströmung in eine Totwasserströmung untersucht werden. Für die Untersuchungen sollen zwei bekannte Modelle verwendet werden. Es handelt sich um den Deltaflügel $\Lambda = 1$ und den Flügel des Internationalen Vortex Flow Experiment mit scharfen Vorderkanten.

Ergebnis:

In dem u.a. Bild wird ein erstes Ergebnis einer Strömungsfeldmessung wiedergegeben. Die Meßebene befindet sich bei $(x/l)_F = 0,8$, der Anstellwinkel ist $\alpha = 15^\circ$ groß. Aufgetragen ist die Projektion des örtlichen Geschwindigkeitsvektors in die Meßebene. Man erkennt deutlich den Primär- und auch den Sekundärwirbel. Die Teilchenrate im Strömungsfeld war groß genug, um auch im Zentrum des Primärwirbels noch messen zu können, obwohl bei dem dargestellten Strömungszustand der Wirbel noch nicht aufgeplatzt ist.



weiteres Vorgehen: Im nächsten Schritt sollen die LDA-Messungen mit Sondenmessungen verglichen werden. Weiterhin sollen LDA-Messungen am Deltaflügel $\Lambda = 1$ vorgenommen werden. Zunächst werden nichtaufgeplatzte Strömungszustände untersucht. Im weiteren Verlauf sollen dann aufgeplatzte Wirbel vermessen werden.

Förderung durch: Das Forschungsvorhaben wird durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft gefördert.

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 von integrierten, optimierten Flugträgern bei Überschall- und Hyperschallströmungen.

Ausgangssituation Die Optimum-Optimorum Theorie der Antragsleiterin wird benützt. Zwei Integrierte Flügel-Rumpf Kombinationen werden hinsichtlich minimalen Widerstandes (bei zwei verschiedenen höheren Überschallmachzahlen) optimiert.

Ziele Verkehrsüberschallflugzeuge und/oder die untere Stufe von Sänger zu entwerfen, die hohen Auftrieb und niedrigeren Widerstand aufweisen; Modelle zu bauen und in den Überschall- und Hyperschallwindkanälen der DFVLR-Köln zu überprüfen.

Lösungsweg

- 1) Wir benützen eigene hyperbolische dreidimensionale Lösungen für die dreidimensionale Randwertaufgabe der Axialstörgeschwindigkeit u für flache Tragflügel und Flügel-Rumpf Konfigurationen bei Überschall- und Hyperschallströmungen. Die Lösungen sind integriert, moduliert, mit Grenzschichtlösungen eingepaßt und erfüllen die Randbedingungen auf dem Tragflügel, auf der charakteristischen Fläche und in unendlichen (vorwärts). Die Gültigkeit dieser Lösungen sind an 6 unterschiedlichen Tragflügelmodellen überprüft und erhärtet.
- 2) Wir benützen ebenfalls eine eigene erweiterte Variationsaufgabe für die vollständige Optimierung der Formen der Tragflügel und Flügel-Rumpf Konfigurationen hinsichtlich minimalen Widerstandes. Wir erreichen durch geeignete Nebenbedingungen Tragflügelformen und Flügel-Rumpf Konfigurationen, die gleichzeitig hohe Auftrieb und niedrigen Widerstand aufweisen.

Ergebnis Wir haben Software erstellt, die für den Entwurf von folgenden vollständig-optimierten Konfigurationen (hinsichtlich minimalen Widerstandes) geeignet sind:

- a) Delta- und Rechteckflügel
- b) Flügel-Rumpf Konfigurationen
- c) Flügel-Rumpf-Vorflügel mit veränderlichen Geometrien (die für zwei unterschiedliche Reisemachzahlen optimiert sind).

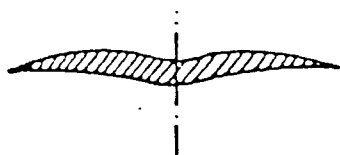


Abb. 1

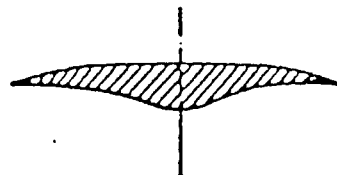


Abb. 2



Abb. 3

Transversalschnitte

Abb. 1: Vollständig-optimierter Deltaflügel

Abb. 2: Vollständig-optimierte integrierte Flügel-Rumpf-Konfiguration

Abb. 2,3: Vollständig-optimierte integrierte Flügel-Rumpf-Vorflügel Konfiguration mit Vorflügeln in angezogenen und gestreckten Positionen

- Literatur Nastase A.: Wing Optimization and Fuselage Integration for Future Generation of Supersonic Aircraft. Israel Journal of Technology, Jerusalem, 1985.
- 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, U.S.A., 1988. (siehe auch List of Publications)

Weiteres Vorgehen Mit Hilfe der o.g. Software möchten wir zwei vollständig optimierte integrierte Flugträger-Modelle bei höheren Machzahlen entwerfen und in Überschall- und Hyperschallwindkanälen der DFVLR-Köln erproben. Diese Modelle können für die zukünftigen Überschallverkehrsflugzeuge und/oder untere Stufe des Sänger-Programms angewandt werden.

Förderung durch DFG-Normalverfahren

Datum 31. März 1989

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 / 80 6814
Telefax

weitere Partner

Sonderforschungsbereich 25 "Wirbelströmungen in der
Flugtechnik" an der RWTH Aachen
Leiter: Prof. Dr.-Ing. Rolf Staufenberg

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)

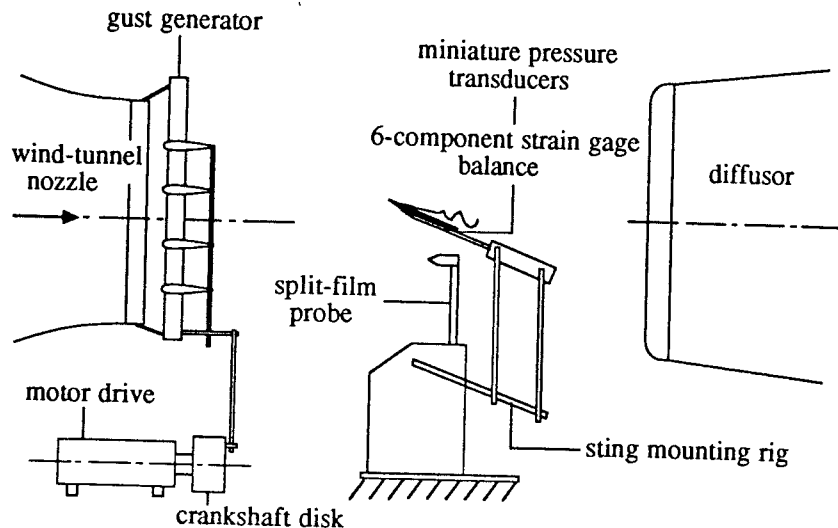
Lösungsweg

- 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

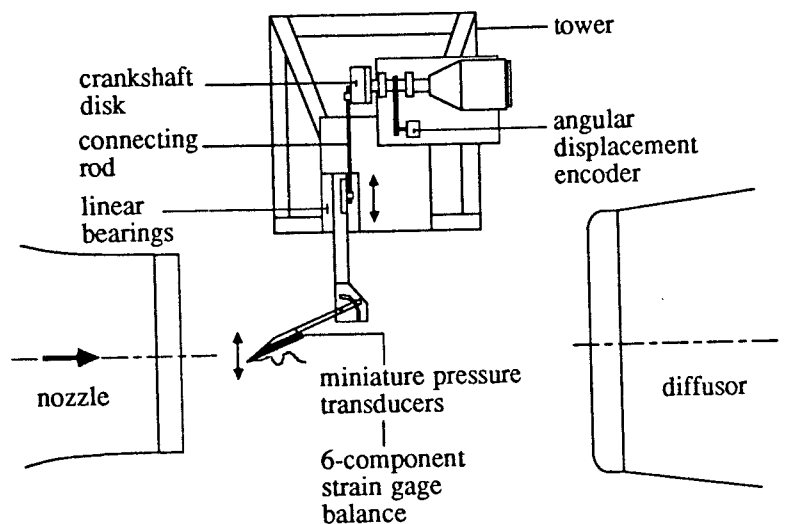
Ergebnis

- 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 Böen-generator im Windkanal



Versuchsaufbau mit bewegtem Flügel im Windkanal (Draufsicht)



Literatur

- 1) ICAS-Proceedings 1988, Jerusalem, Israel
- 2) Dissertation von Dipl.-Ing. Bernd Steckemetz (erscheint Mitte 1989)
- 3) Verschiedene STAB-Publikationen

weiteres 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

Förderung durch

Der Sonderforschungsbereich 25 wird durch die Deutsche Forschungsgemeinschaft (DFG) gefördert

Datum

17.01.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Wolfgang SCHWARZ

Institution Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH
Unternehmensbereich Flugzeuge, Theoretische Aerodynamik (FE122)

Adresse Postfach 801160
8000 München 80

Telefon (089)6000-4912

Telefax (089)6000-4096

weitere Partner

Thema

Berechnung der abgelösten Strömung an Deltaflügeln mit Hilfe von Euler-Verfahren

Ausgangssituation

Bei der numerischen Simulation von Vorderkantenablösungen zeigten sich starke Unterschiede, sowohl zwischen den einzelnen Rechnungen untereinander, als auch gegenüber den Windkanalmessungen. Das verwendete Rechennetz hat dabei einen erheblichen Einfluß auf die Lösung.

Ziel

Korrekte Berechnung der Ablösung des Primärwirbels.
Nachweis der Leistungsfähigkeit von Euler-Verfahren für die Strömungsfeldberechnungen bei stark gepfeilten Flügeln.

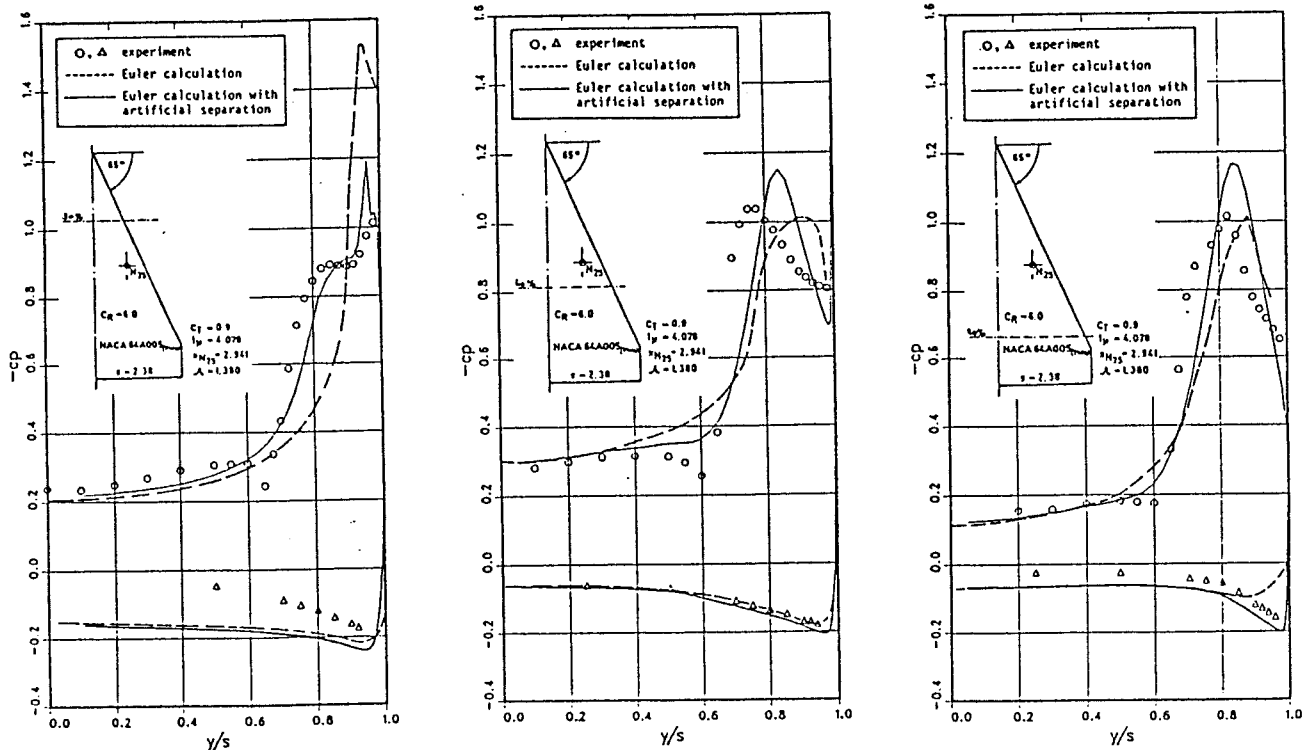
Lösungsweg

Mit Hilfe eines bereits existierenden Eulerverfahrens (EUFLEX, [1]) wurde das Strömungsfeld um das sog. "Vortex Flow Model" (65° Vorderkantenpfeilung) berechnet. Für den Flügel mit der scharfen Vorderkante wurde der Netzeinfluß untersucht. Anschließend wurden Rechnungen bei verschiedenen Machzahlen und Anstellwinkeln durchgeführt und mit entsprechenden Messungen verglichen. Bei den Rechnungen mit runder Vorderkante wurde außerdem noch eine explizite Kutta-Bedingung eingeführt, um eine Strömungsablösung an der richtigen Stelle zu erzwingen (siehe [2]).

Ergebnis

Bei der scharfen Vorderkante zeigte sich, daß Netze, die den Nasenbereich gut auflösen (lange, schmale Zellen in Strömungsrichtung), am ehesten zu einer Ablösung führen. Da nur der Primärwirbel simuliert werden konnte, gibt es immer noch Differenzen zu den gemessenen Druckverteilungen, die auf die Verdrängungswirkung des Sekundärwirbels zurückzuführen sind.

Bei der runden Vorderkante zeigte sich ein extrem starker Einfluß des Rechennetzes. Dies kann sogar dazu führen, daß überhaupt keine Strömungsablösung auftritt (vgl. [3]). Die Einführung einer expliziten Kutta-Bedingung brachte hier eine erhebliche Verbesserung, da auf diese Art eine Ablösung entlang der gesamten Vorderkante erzwungen werden konnte, wie die Abbildung für den Fall $M_\infty = 0.85$, $\alpha = 10^\circ$ zeigt.



Literatur

- [1] Eberle A.: "3D Euler Calculations Using Characteristic Flux Extrapolation", AIAA-Paper 85-0119, 1985.
- [2] Eberle A., Hirschel E.H.: "Zur Kopplung von Euler- und Grenzschichtgleichungen", MBB-Bericht MBB/FE122/S/STY/138, 1988.
- [3] Wagner B. et.al.: "Status of CFD Validation on the Vortex Flow Experiment", in AGARD-CP-437, Vol. 1, Ref. 10, 1988.

weitaeres Vorgehen

Zur Berechnung der Lage der primären Ablöselinie soll eine Koppelung mit einem Grenzschichtverfahren erprobt werden. Außerdem soll versucht werden, eine sekundäre Ablösung ebenfalls mit Hilfe einer expliziten Kutta-Bedingung zu simulieren.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Aerodynamische Komponenten des Hochgeschwindigkeits-
Fachkreis Drehflüglers

Ansprechpartner Dr.-Ing. S.R. Ahmed*, Dipl.-Ing. B. Gmelin**

Institution * DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik
**DLR, Institut für Flugmechanik

Adresse 3300 Braunschweig, Flughafen

Telefon * 395-2420
Telefax **395-2690

weitere Partner ---

Thema Kipprotor-Technologien EUROFAR

Ausgangssituation a) Bedarf an Erarbeitung von Grundlagen zur
Konzeptüberprüfung
b) Ergebnisse der GARTEUR Exploratory Group EG06

Ziel a) Experimentelle Untersuchungen im Windkanal
an einem 1:14 Windkanalmodell
b) Schaffung einer GARTEUR Action Group
'Flugeigenschaften von Kipprotor-Flugzeugen'

Lösungsweg

- a) Für experimentelle Untersuchungen zur Aerodynamik von Kipprotorflugzeug-Konfigurationen wurde ein 1:14 Windkanalmodell - in enger Anlehnung an das vom EUROFAR Firmenkonsortium vorgeschlagene Konzept - entworfen. Dieses Modell wird z.Z. erstellt. Es ermöglicht eine Veränderung der Flügel-Hochlage sowie drei unterschiedliche Leitwerksanordnungen.

Bei der ersten Phase der Untersuchungen wird das Modell mit schwenkbaren Rotorgondeln - jedoch ohne Rotoren - ausgestattet.

Besondere Aufmerksamkeit bei den geplanten Windkanaluntersuchungen gilt den Kräften an den Leitwerksflächen. Dies wiederum hat zur Folge, daß bei der Meßanordnung im Windkanal die Strömungsverhältnisse im Leitwerksbereich möglichst wenig durch Stielaufhängung und sonstige Aufbauten gestört werden.

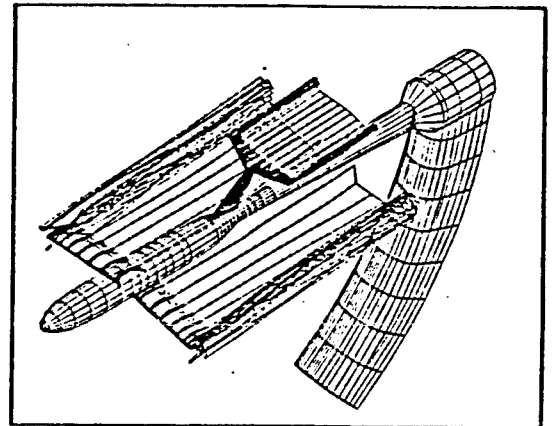
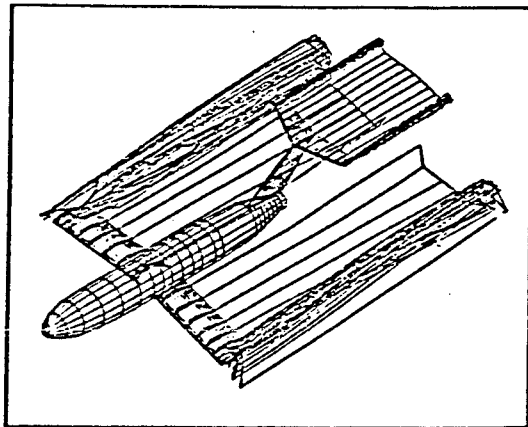
- b) Siehe Ziel (oben)

Ergebnis

Im Rahmen einer theoretischen Vorstudie wurde die durch den Stiel und das Modellhalterungsschwert verursachte Störung der Druckverteilung am Kipprotorflugzeugmodell mit Hilfe eines 3D-Panelverfahrens mit Nachlaufsimulation untersucht. Einfachheitshalber wurde hier auf die Simulation von Rotorgondeln verzichtet. Ein erstes Ergebnis dieser Untersuchung zeigt Bild 1, auf dem das numerische Modell ohne und mit Stielaufhängung mit dem aufgewickelten Flügel- und Leitwerksnachlauf dargestellt ist.

Die Schaffung einer Action Group "Flugeigenschaften von Kipprotorflugzeugen" mit folgenden Arbeitspaketen wurde vorgeschlagen:

- Analyse der im EUROFAR-Programm angewandten Modellierungen
- Vorschläge zu benötigten Einrichtungen und Beschaffung von Daten für eine genaue Vorhersage der Flugeigenschaften
- Änderungsvorschläge zu bisher verwendeten theoretischen Modellen.
- Validierung der veränderten Berechnungsverfahren.



Aufgerollter Nachlauf nach drei Iterationen

Bild 1: EUROFAR-Windkanalmodell ohne Rotorgondeln. Theoretische Voruntersuchungen zum Einfluß der Modellaufhängung auf aerodynamische Kräfte

Literatur

weiteres Vorgehen Eventuelle Erweiterung des Windkanalmodells mit Rotoren. (Abhängig vom Ergebnis der ersten Untersuchungen)

Förderung durch ---

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Drehflügler

Ansprechpartner

Dr. R. H. Engler

Institution

D L R - Göttingen, WT-WK-Gö

Adresse

Bunsenstraße 10, 3400 Göttingen

Telefon 0551/709-2188

Telefax 0551/709-2101

weitere Partner

-

Thema

Sichtbarmachung und quantitative Auswertung
von Wirbeln hinter Rotorblättern

Ausgangssituation

Durch die Form unterschiedlicher Rotorblatt-
enden kann das Ablöseverhalten von Wirbeln
beeinflußt werden

Ziel

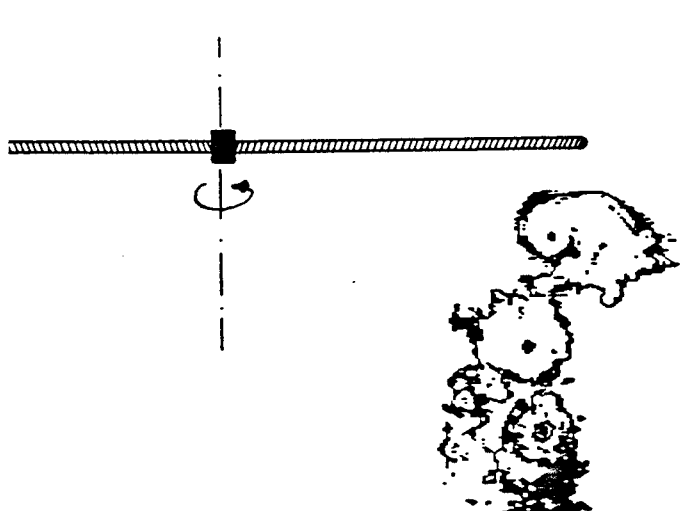
Sichtbarmachung der periodischen Ablösevor-
gänge und Konstruktion eines optimierten
Rotorblattendes

Lösungsweg

Mittels eines Laserlichtschnittes, der im
Pulsbetrieb erzeugt wird, kann stroboskopartig
in Abhängigkeit der Rotorblattdrehzahl das
"Anblitzen" mit dem Laser synchronisiert werden.
Ziel ist es, die Trajektorien der Wirbelachse
zu bestimmen, um zu verhindern, daß das nach-
folgende Rotorblatt in den Wirbel des vorange-
gangenen gerät.

Ergebnis

Durch Unterbrechung des Laserstrahls durch einen drehenden Rundstab mit Bohrung können bei Motoren (der des Rotorblattes und der mit Rundstab) synchronisiert werden, um die gewünschte Lichtunterbrechung zu erzielen. Der so erzeugte Stroboskopeffekt zeigt ein stehendes Wirbelbild des spiralig abgehenden Wirbels im Laserlichtschnitt. Mit Hilfe digitaler Bild-datenverarbeitung wird ein Binärbild erzeugt, dem dann die Wirbeltrajektorien entnommen werden. Ein Beispiel ist in dem nachfolgenden Bild wiedergegeben.



Literatur

Über den Einsatz der Laser-Lichtschnitt-Methode im Windkanal
R. H. Engler, IB DLR 1989

weiteres Vorgehen

Der sich drehende Rundstab mit Bohrung führt zu einer stark verminderten Laserlichtleistung im Laserlichtschnitt. Derzeitig wird ein optischer Schalter (Pockelszelle) aufgebaut, mit dem fast verlustlos in Abhängigkeit unterschiedlicher Ereignisse das Laserlicht ein- und ausgeschaltet werden kann

Förderung durch

Datum 18.5.1989

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Dr. W. Geißler

Institution Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aeroelastik

Adresse Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) 709 2353
Telefax (0551) 709 2101

weitere Partner

./.

Thema Instationäre Ablösung an schwingenden Profilen
(Dynamic Stall)

Ausgangssituation

Instationäre Ablösung am rücklaufenden Hubschrauber-Rotorblatt, an Windturbinen bei Böenbeaufschlagung und an Schaufelgittern.

Ziel

Untersuchung des instationären Ablöseverhaltens von schwingenden Profilen bei hohem stationären Anstellwinkel und hoher Schwingungsamplitude. Ermittlung von Entwurfskriterien zur günstigen Beeinflussung der instationären Ablösung an Profilen.

Lösungsweg

- a) Theorie: Interaktive Kopplung eines reibungslosen, instationären Verahrens (Panelverfahren) mit einem instationären Grenzschichtverfahren (laminar/turbulent).
- b) Experiment: Konstruktion und Bau eines Flügelmodells (NACA 0012-Profil) für Druckverteilungs- und Strömungsuntersuchung im Hochdruck-Windkanal (HDG) der DLR-Göttingen.

Ergebnis

Theorie: Es wurde ein interaktives Kopplungsverfahren zwischen Panel- und Grenzschichtverfahren entwickelt, das die Variation der Parameter: Profilgeometrie, Anstellwinkel, reduzierte Frequenz der Schwingungsbewegung und Reynoldszahl erlaubt. Das Verfahren liefert zum einen Globalkräfte und Momente, zum anderen die Details der Strömung innerhalb der Grenzschicht: Bild 1 zeigt Auftriebs- und Momentenverteilung am Profil NACA 0012 bei $\alpha = 10^\circ + 7^\circ \sin \omega^* T$, $\omega^* = 0,05$ und $Re = 10^6$ sowie das Momentan-Stromlinienbild auf der Profiloberseite bei $\alpha_{\max} = 17^\circ$. Ausgeprägte Rückströmgebiete sind zu erkennen. Der Bereich der Momentenkurve ($C_m = f(\alpha)$), der im Uhrzeigersinn umlaufen wird, deutet auf eine negative Dämpfung (Fluttergefahr) hin.

Experiment: Aufbau des komplizierten Versuchsstandes sowie das Modell für den Hochdruckwindkanal, Göttingen sind fertiggestellt. Erste Messungen sind in 1989 geplant.

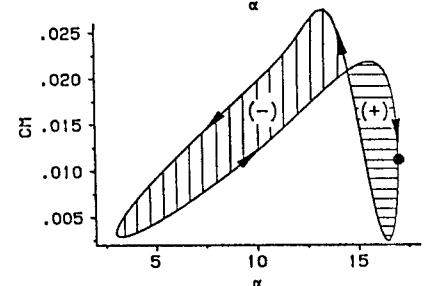
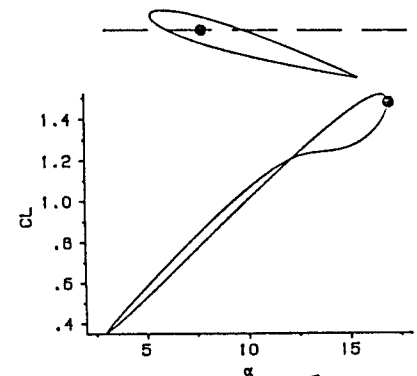
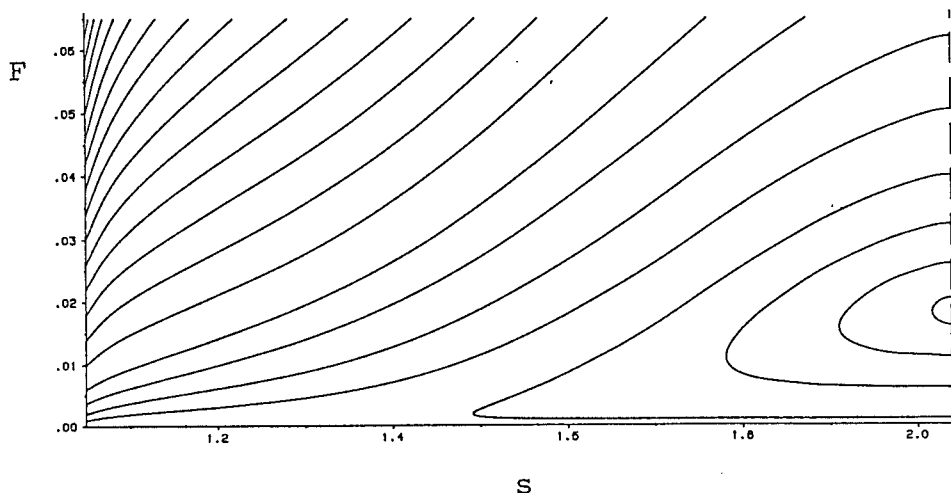
NACA 0012

$\alpha = 10^\circ + 7^\circ \sin(\omega^* T)$

$Re = 1.0E6$

$\omega^* = .05$

$\alpha = 17.00^\circ \uparrow$



Instationäre Auftriebs- und Momentenverteilung sowie Momenten-Stromlinien auf der Profiloberseite bei maximaler Anstellung ($\alpha = 17^\circ$)

Literatur

- [1] Geißler, W. Viscous/Inviscid Interaction Procedure for High-Amplitude Oscillating Airfoils.
Carr, L.W. ICAS Proceedings 1988, 16th ICAS Congress, Jerusalem, Israel, Paper No. 5.5.1, pp. 766-778, 1988.
Cebeci, T.
- [2] Geißler, W. Numerical Calculation of the Unsteady Separating Flow on Oscillating Airfoils (Dynamic Stall), wird veröffentlicht in: Notes of Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Verlag.

weitere Vorgehen

Untersuchung eines verbesserten Turbulenzmodells (nach Johnson/King), Vergleichsrechnungen mit einem instationären NAVIER-Stokes Verfahren, Verbesserung der instationären Nachlaufrechnung.

Förderung durch

DLR

Datum

12.01.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis Hochgeschwindigkeitshubschrauber

Ansprechpartner E. Krämer, J. Hertel, Prof. S. Wagner

Institution Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 089/6004-2271

Telefax 089/601 46 93

weitere Partner

Thema Berechnung der dreidimensionalen, transsonischen Umströmung von Rotorblattspitzen

Ausgangssituation

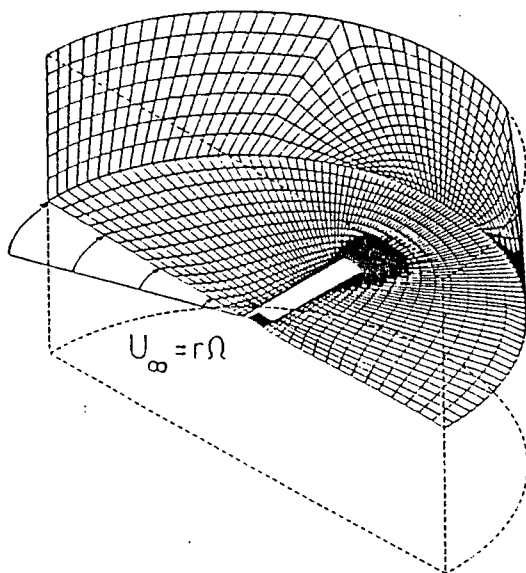
Bei hoher Vorwärtsgeschwindigkeit entstehen am vorlaufenden Blatt eines Hubschrauberrotors Überschallgebiete, die sowohl die Leistung und Flugeigenschaften als auch die Schallemission gravierend beeinflussen. Im Schwebeflug hingegen tritt eine stark ausgeprägte Blatt-Wirbel-Interferenz, die ebenfalls die Leistung beeinträchtigt, in den Vordergrund.

Ziel

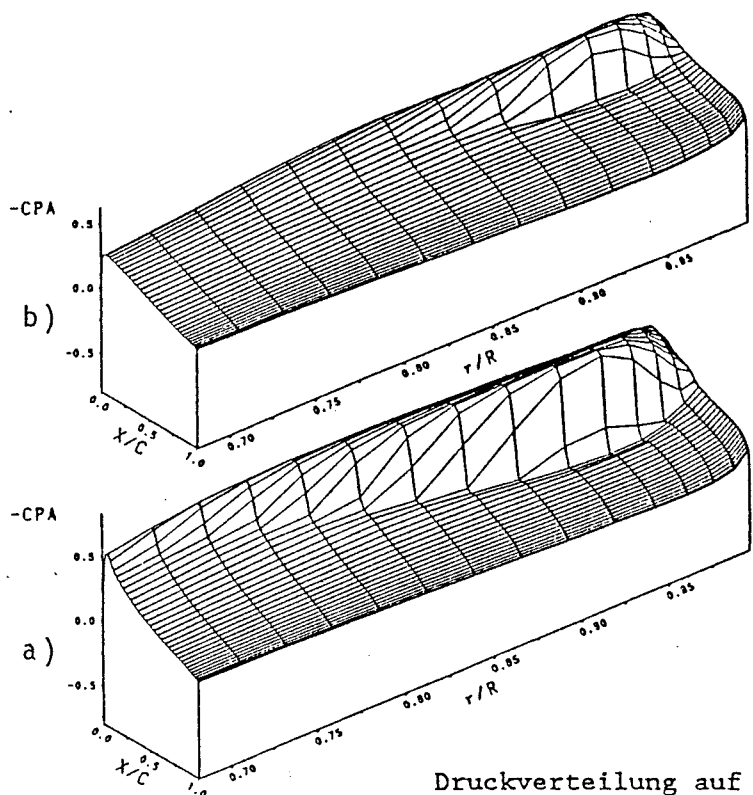
Das langfristige Ziel des Vorhabens ist eine detaillierte Untersuchung der stationären und instationären transsonischen Vorgänge am vorlaufenden Rotorblatt, auf deren Basis Optimierungen der Blattspitzengeometrie erarbeitet werden können.

Lösungsweg

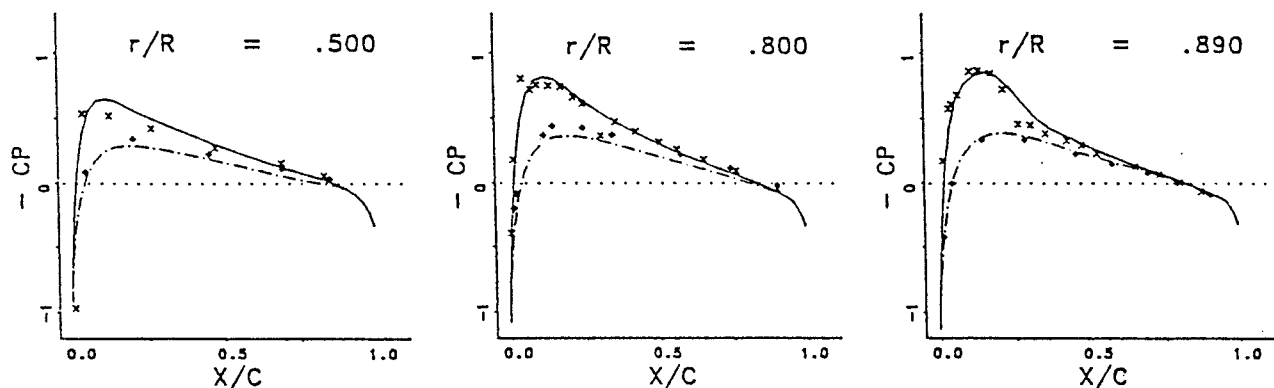
Im Rahmen der Verfahrensentwicklung wurde ein Euler-Verfahren zur Berechnung der Festflügelumströmung auf die Besonderheiten der Rotorblattumströmung angepaßt. Das Ursprungsverfahren wurde von Dr. A. Eberle (MBB) entwickelt und basiert auf der Charakteristikenmethode. Das Strömungsproblem wurde in Zylinderkoordinaten formuliert, wobei das Rotorblatt in ein zylinderförmiges Rechengitter eingebettet wurde [1],[2], so daß die Berechnung des gesamten Strömungsfeldes eines Hubschrauberrotors einschließlich des Nachlaufs und der Wirbelspiralen durchgeführt werden kann [3],[4]. Der Vorteil eines Euler-Verfahrens liegt darin, daß bis auf die Reibungseffekte alle relevanten Strömungsphänomene wiedergegeben werden. Vergleichsrechnungen zu Messungen für den Schwebeflug haben gezeigt, daß der Wirbeltransport und die Blatt-Wirbel-Interferenz qualitativ richtig wiedergegeben werden. Die Übereinstimmung der Rechenergebnisse mit den Meßdaten ist zufriedenstellend.



Rechenraum:
O-Gitter



Druckverteilung auf
der Oberseite eines Rotorblattes:
a) ohne, b) mit Blatt-Wirbel-Interferenz



Vergleich der Rechenergebnisse mit dem Experiment. Schwebeflug.

- Literatur**
- [1] Krämer, E.; Hertel, J.; Wagner, S.: Computation of Subsonic and Transonic Helicopter Rotor Flow Using Euler Equations, 13th European Rotorcraft Forum, Arles, France, 1987, Paper-No. 2-14.
 - [2] Hertel, J.; Krämer, E.; Wagner, S.: Euler Solutions for Steady Flow of a Helicopter Rotor, 2nd International Conference on Rotorcraft Basic Research, College Park, MC, USA, 1988.
 - [3] Krämer, E.; Hertel, J.; Wagner, S.: A Study of the Influence of a Helicopter Rotor Blade on the Following Blades Using Euler Equations 14th European Rotorcraft Forum, Milano, Italy, 1988, Paper-No. 2.6.
 - [4] Wagner, S.; Krämer, E.; Hertel, J.: Anwendung der Eulergleichungen zur Berechnung stationärer Rotorströmungen unter Berücksichtigung des Nachlauf-einflusses auf das nachfolgende Blatt, DGLR-Nr. 88-061

weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung des Verfahrens zur Berechnung der instationären Rotorblattumströmung für den Vorwärtsflug und anschließende Untersuchung der zeitlich veränderlichen transsonischen Machzahleffekte am vorlaufenden Blatt.

Förderung durch

BMFT (läuft aus), weitere Förderung durch die DFG angestrebt, zusätzlich durch universitätseigene Mittel

Datum 30.01.1989

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Drehflügler

Ansprechpartner Dr. Neuwerth

Institution Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen

Adresse Wüllnerstr. 7
5100 Aachen

Telefon
806804

weitere Partner Institut für Leichtbau, RWTH Aachen
(Adresse s.o.)

Thema

- Instationäre Kräfte und Blattdrücke durch Blatt-Wirbel-Interaktionen
- Abschwächung von Randwirbeln

Ausgangssituation Rechenverfahren wurden am ILR entwickelt zur Berechnung instationärer Blattkräfte und Drücke bei Blatt-Wirbel-Interaktionen und für den Schwebeflug zur Berechnung der abgehenden Wirbelschleppe. Um auch im Vorwärtsflug instationäre Blattkräfte und Drücke errechnen zu können, mußte bisher auf experimentell ermittelte Wirbelschleppen (Rauchaufnahmen im Windkanal) zurückgegriffen werden.

Ziel

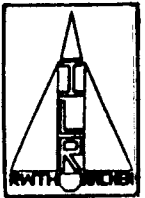
- a) Ermittlung der Wirbelschleppen auch im Vorwärtsflug auf rechnerischem Wege. Weiterhin
- b) Analyse der Wirbelstruktur vor und nach der Interaktion

Lösungsweg

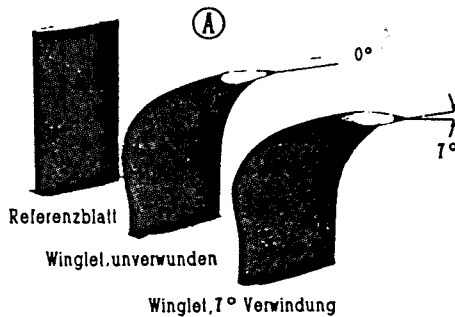
- zu a) Das "free wake"-Verfahren von Scully soll lauffähig gemacht werden und an die Erfordernisse einer nicht planaren Blattspitze angepaßt werden. Es soll dann in die vorhandenen Berechnungsverfahren zur Bestimmung der aerodynamischen Größen am Rotorblatt eingebunden werden.
- zu b) Erzeugung eines lokal feststehenden konzentrierten Wirbels und Erfassung der Struktur während der Interaktion

Schwerpunktthema: Blattspitzenwirbel

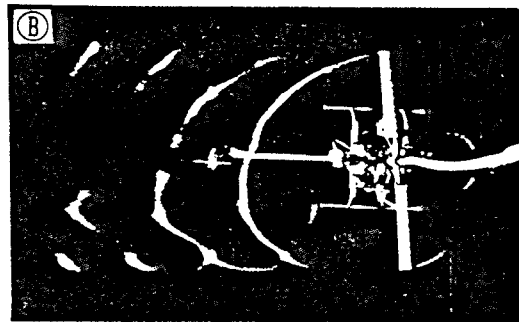
Winglets am Hubschrauberrotor zur Verlagerung der Blattspitzenwirbel



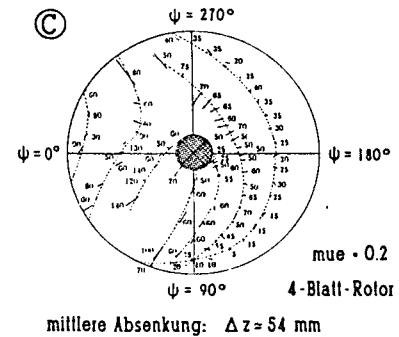
A. untersuchte Blattspitzenformen



B. Ermittlung der Wirbelgeometrie im Vorwärtsflug (Windkanal)



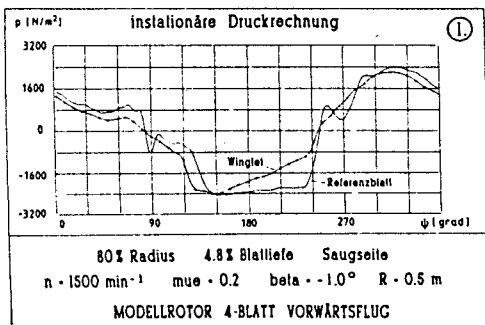
C. axiale Wirbelabsenkung durch Winglet (7°)



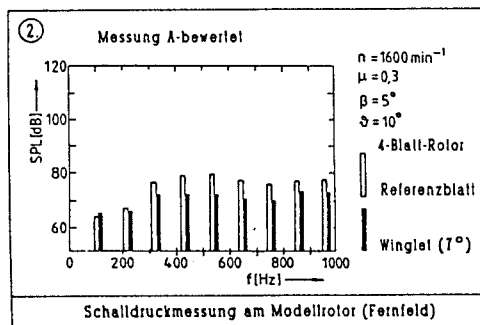
Schwerpunktthema: Blattspitzenwirbel

Durch Winglets entstehende Verbesserungen:

1. Reduzierung der hochfrequenten Druckschwankungen durch Blatt-Wirbel-Interaktion



2. Verminderung des abgestrahlten Lärms



3. Steigerung des Schubes bei etwa gleicher Wellenleistung

4-Blatt-Modellrotor (Schwebeflug)

3	Referenzblatt	Winglet (0°)	Winglet (7°)
gemessener Schub n = 1000 min ⁻¹	26.7 N	26.6 N	28.9 N
berechneter Schub	27.0 N	26.6 N	30.6 N
gemessener Schub n = 1500 min ⁻¹	57.6 N	57.4 N	61.8 N

Literatur

- Scully, M.P. "Computation of Helicopter Rotor Wake Geometry and its Influence on Rotor Harmonic Airloads" AS RL-TR-178-1 MIT, 1975
- Neuwerth, G; Müller, R.H.G. "Pressure Fluctuations on Rotor Blades Generated by BVI Vertica, Vol. 9 Nr. 3, 1985
- Müller, R.H.G. "Der Einfluß von Winglets an auf die Strömungsverhältnisse am Hubschrauberrotor"

weiteres Vorgehen

S. Lösungsweg. Weiterhin sollen durch spezielle Winglets die Blattspitzenwirbel bei Vorwärtsflug axial nach unten verlagert werden zur Reduzierung der BVI. Auch sollen die instationären Kräfte am Hubschrauber Hughes 500 in Ungarn gemessen werden und auf die Erregerkräfte mit einem am Inst. für Leichtbau entwickelten Verfahren zurückgerechnet werden.

Förderung durch DFG, SFB 25

Datum 01.02.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. H. Scheitle; Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Universität der Bundeswehr München, Institut für Luftfahrt-
technik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
8014 Neubiberg

Telefon 089/6004-2389

Telefax 089/601 46 93

weitere Partner

Thema Experimentelle Untersuchungen von schnellen Machzahländerungen
im transsonischen Geschwindigkeitsbereich

Ausgangssituation

Beim Hubschrauberrotorblatt entstehen durch die Überlagerung von Rotationsbewegung und Fluggeschwindigkeit an den Blattspitzen lokale Geschwindigkeiten bis in den Überschallbereich. Die Strömungszustände sind hier infolge der zyklischen Anstellwinkeländerungen, der Schlagbewegungen und wegen der sich ändernden Richtung und Geschwindigkeit der Anströmung instationär.

Ziel

Durch Experimente bei schnellen Änderungen der Anströmmachzahl eines Blattprofils soll ein Teilaspekt des komplexen Strömungszustandes am Rotorblatt geklärt werden. Die Ergebnisse sollen der Überprüfung von CFD-Codes dienen.

Lösungsweg

Im Transsonischen Windkanal der Universität der Bundeswehr München (TWM) wurden im Verstelldiffusor hydraulisch betätigte Klappen angebracht, mit denen Änderungen des Massendurchsatzes erzeugt werden können. Diese entsprechen Machzahlamplituden von etwa $\pm 0,1$. (Bild 1;2) Instationäre Vorgänge lassen sich damit im gesamten Unterschallbereich sowie im Überschall bis etwa $Ma = 1,4$ erzeugen. Der Schwerpunkt der bisherigen Untersuchungen lag auf der Untersuchung der Einflüsse mehrerer Kanalparameter (Machzahl, Absaugung, Frequenz, Hub) auf die Strömung. Es treten nichtlineare Effekte auf, die durch eine entsprechende Optimierung der Klappenbewegung berücksichtigt werden. Erste Messungen bei optimierter Strömung zeigen Wechselwirkungen zwischen Verdichtungsstoß und Grenzschicht, die sich wesentlich von denen im stationären Fall unterscheiden [1,2].

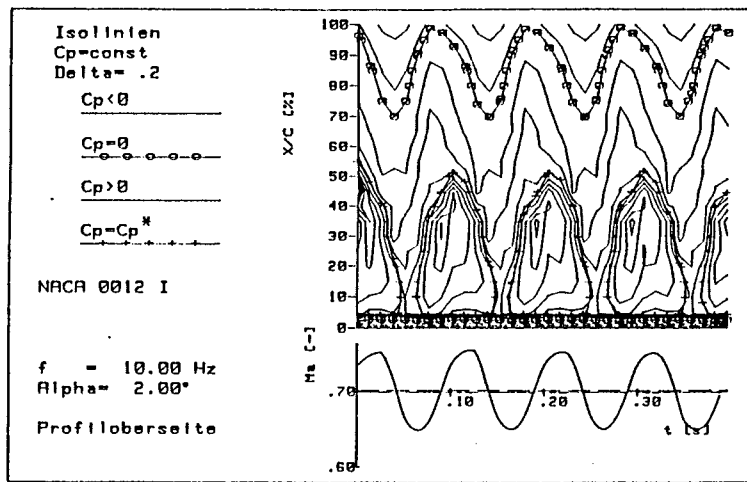


Bild 1:

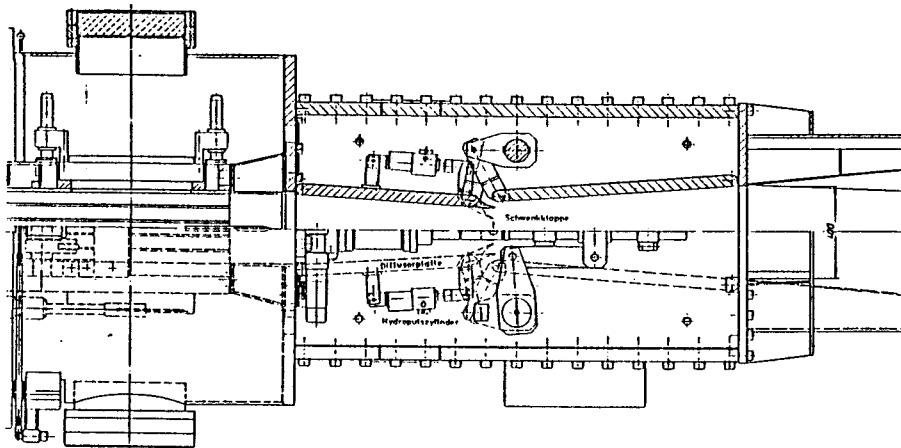


Bild 2:

Literatur

- [1] Scheitle, H., Spelten, R., Wagner, S.: Experimentelle Untersuchungen stationärer und instationärer Strömungen im schallnahen Geschwindigkeitsbereich unter Verwendung adaptiver Wandabsaugung. DGLR-Jahrestagung, Sept. 1988, Darmstadt, Vortrag Nr. 88 -
- [2] Scheitle, H.: Experimentelle Untersuchungen der Windkanaleinflüsse auf Profilmessungen bei transsonischen, stationären und instationären Strömungen. Dissertation an der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München, 1988

weiteres Vorgehen

Die Einflüsse des Windkanals bei instationärem Betrieb sollen erfaßt und eliminiert werden. Die aerodynamischen Effekte am Profilmodell sollen systematisch untersucht werden (Variation von Machzahl, Anstellwinkel, Reynoldszahl). Ein Schwerpunkt ist dabei die Ermittlung des Widerstandsverhaltens bei instationärer Strömung.

Förderung durch

BMFT

Datum 30.01.1989

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler

Fachkreis "Hochgeschwindigkeits-Propellerantriebe"

Ansprechpartner Dr. H. Zimmer

Institution Dornier Luftfahrt GmbH

Adresse Postfach 13 03, 7990 Friedrichshafen 1
Abt. BF 10

Telefon 07545/8-4788

Telefax 0754584411

weitere Partner

Thema Berechnungen von Hochgeschwindigkeits-Propellerantrieben

Ausgangssituation

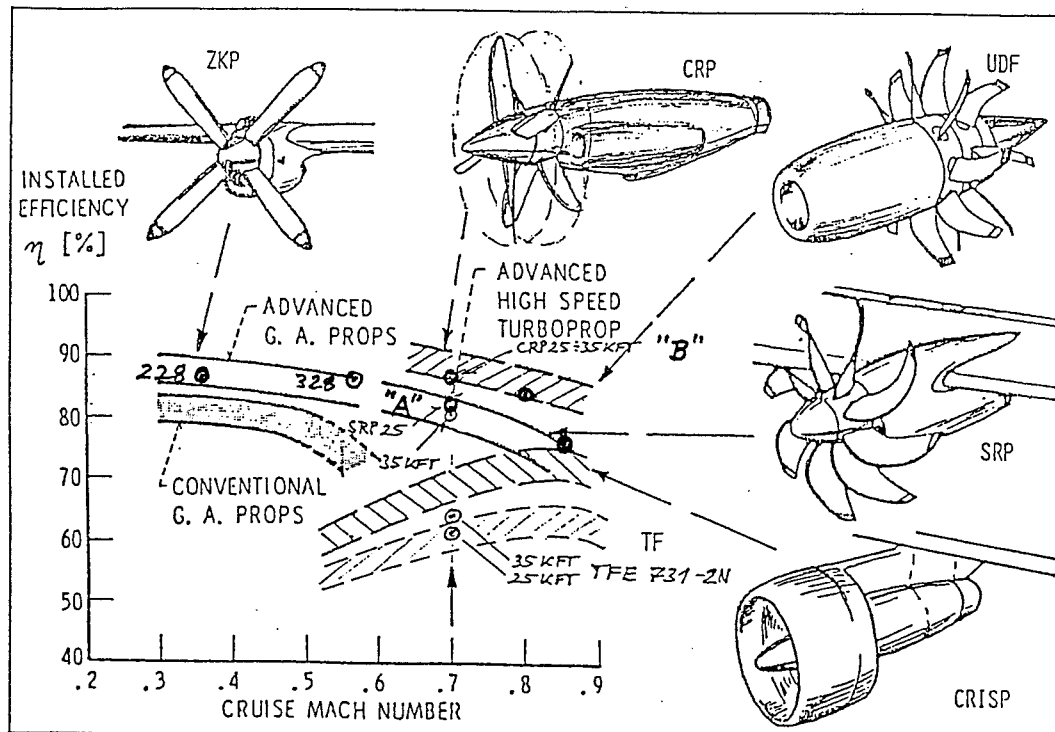
Der Propellerantrieb gewinnt zunehmend an Bedeutung, weil er den wirtschaftlichsten aller Luftfahrtantriebe im Unterschallgeschwindigkeitsbereich überhaupt darstellt. Der sog. Propfan-Antrieb ist für die Commercial Aviation inzwischen soweit entwickelt worden, daß die nächste Generation der 100-150-sitzigen Flugzeuge mit Propellerantrieb eingesetzt werden könnten, falls der Markt es erlaubt.

Ziel

Der Vorteil des Propellerantriebs gegenüber dem konventionellen Turbofan-Antrieb, nämlich eine Reduktion des Treibstoffverbrauchs um ein Drittel bei gleicher Transportleistung, soll auch für die Kategorie künftiger schneller Regional/Commuter Airliner genutzt werden /1/.

Lösungsweg

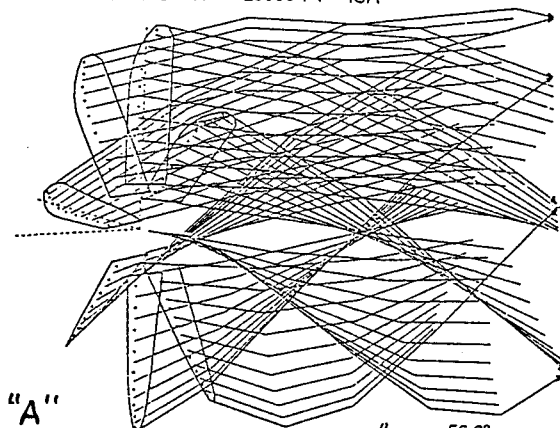
Als Vorlauf hierzu wurde das Dornier-Berechnungsverfahren auf den transsonischen Geschwindigkeitsbereich erweitert /1/. Es basiert auf dem Blattelementen-Wirbelnachlauf-Prinzip mit selbständiger Nachlauf-Deformation und Kontraktion. Der Vorteil eines solchen Verfahrens besteht darin, daß bei geringem Rechenzeitaufwand die Einflüsse von Reibung und Ablösung sowie die transsonischen Effekte realistisch erfaßt werden können. Das Verfahren wurde auch erweitert, um eine zylindrische Nabe und ggf. einen zylindrischen Außenmantel zu erfassen. Es wurden bisher an 8 Einzelpropeller- und an 4 Gegenlauf-Propelleranordnungen von 2 bis 12 Blättern vom Standfall bis zur Flugmachzahl $M=0,85$ ausführliche Berechnungen und Vergleiche mit Messungen durchgeführt /2/, /3/. Es wurde gezeigt, daß das Verfahren vom Standfall bis zu transsonischen Geschwindigkeiten zuverlässige Ergebnisse liefert.



Vergleich des Vortriebswirkungsgrades der untersuchten Propeller-Antriebe mit dem Trend der verschiedenen Antriebs-Systeme.

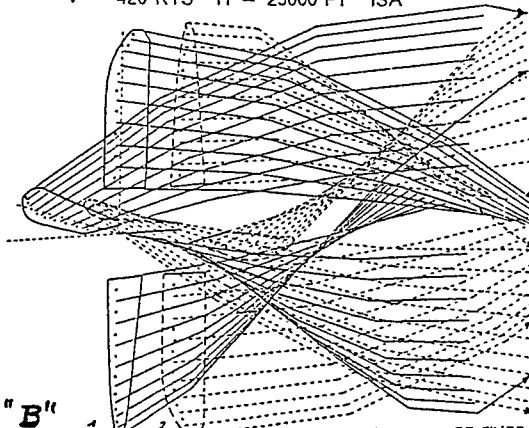
V = 420 KTS H = 25000 FT ISA

V = 420 KTS H = 25000 FT ISA



Rotor- und Nachlaufgeometrie mit Leistungsdaten des Einzelpropellers im Reiseflug.

$\beta_{n,75N} = 56.3^\circ$
 $n = 1600$ RPM
 $P = 1276$ HP
 $T = 3613$ N
 $\eta = 0.8202$



Rotor- und Nachlaufgeometrie mit Leistungsdaten des Gegenlaufpropellers im Reiseflug.

$\beta_{n,75N} = 55.5^\circ/53.9^\circ$
 $n = 1600$ RPM
 $P = 1289$ HP
 $(54/46\%)$
 $T = 3874$ N
 $\eta = 0.8705$
 $(+6.1\%)$

Literatur

- /1/ H. Zimmer: Untersuchungen zur Berechnung und Anwendung von Hochgeschwindigkeits-Propellerantrieben. DGLR-Jahrestagung, Sept. 1988, Darmstadt, Vortrag Nr. 88-012;
- /2/ H. Zimmer: Overview of High Speed Propeller Investigations at Dornier. Royal Aeronautical Society, Symposium on Advanced Propellers and their Installat. on Aircraft, 26/27 Sept. 1988, Paper-No. 4, Cranfield Instit. of Technology, England;
- /3/ R. Gut, H. Zimmer: GARTEUR, AG10: Flow Computation for Advanced Propellers. Dornier Bericht BF-17/88 B, Dez. 1988

weiteres Vorgehen

Anstreben eines Entwicklungsprogramms zur Definition eines fortschrittlichen Propellerantriebssystems für künftige transsonische Regional Airliner unter Einbeziehung der DFVLR und Hersteller von Triebwerk, Getriebe und Propeller in mehreren Phasen (Vorentwurf, Entwurf, Modell-Untersuchungen, Entwicklung einer Antriebseinheit in vollem Maßstab für Prüfstandsversuche, Flugversuche).

Förderung durch BMFT, F & E-Mittel wird angestrebt

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. J. Amtsberg, Dr.-Ing. S.R. Ahmed

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Flughafen, 3300 Braunschweig

Telefon 0531/3952433

Telefax 0531/352695

weitere Partner ---

Thema Schnellbahn-Aerodynamik

Ausgangssituation

Ziel Berechnung der Druckverteilung und aerodynamischen Kräfte auf Zugkörper und Gegenstände in der Umgebung bei freier Fahrt bzw. bei Zugbegegnung.

Lösungsweg Beschaffung einer quasi-stationären Lösung durch eine Vielzahl von stationären Lösungen für den Zugbegegnungsfall.

Angewendetes Verfahren: DLR 3-D Panelverfahren für inkompressible Strömungen.

Ergebnis

Aerodynamische Kräfte und Momente sowie Druckverteilung auf Zugs oberfläche bzw. Gegenstände in der Umgebung.

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur ---

weiteres Vorgehen ---

Förderung durch Auftragsarbeit für die Deutsche Bundesbahn

Datum 15.2.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis GARTEUR AG-09 : "Flow past Missile Afterbodies".

Ansprechpartner Claude BERNER

Institution Institut franco-allemand de recherches (ISL)

Adresse 12, rue de l'Industrie

Telefon 89.69.50.53

6 8301 - SAINT-DIVIS Cedex (FRANCE)

Telefax 881 386

weitere Partner W. CZICHOWSKY.

Thema Base flow investigation in the near-wake of axisymmetric afterbodies with angles of attack.

Ausgangssituation Experiments have been performed in a blow-down type wind-tunnel at a Mach number of 0.55. Models consist of a cylindrical afterbody and a conical afterbody with a boattail angle of 6 degrees and a length of $l/d = 1.0$. Angle of attack is 5 degrees.

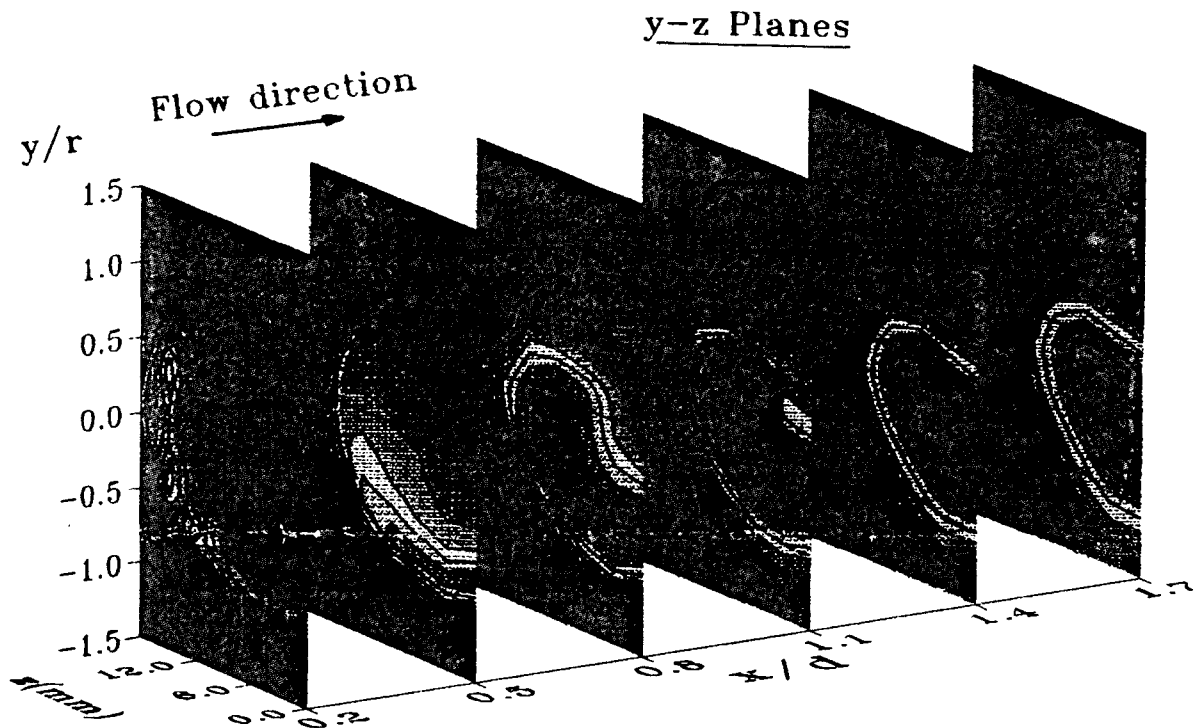
Ziel

Provide reliable experimental data on the local mean and turbulent properties of the flow field for careful comparisons with numerical simulations.

Lösungsweg Pressure measurements were obtained by means of an electronically scanned pressure module. Boundary layer profiles were measured with a Pitot tube. A 3-D laser Doppler velocimeter was used to provide three-component coincident velocity measurements.

Ergebnis

Results include wall static pressure measurements made along the afterbody, base pressure measurements, boundary layer profiles upstream of the base and the mean and turbulent properties of the mean flow field.



CONTOURS OF TURBULENCE INTENSITIES v'/U_∞

Literatur

C. BERNER. "Base flow investigation in the near-wake of axisymmetric afterbodies with and without angles of attack". ISL-Report . . In preparation.

weiteres Vorgehen

Development of an algorithm which enables to display the data in form of contour surface with perspective projection, hidden surface removal and light reflectance modeling.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Stumpfe Körper/Rümpfe
GARTEUR AE-OS: "Flow past Missile Afterbodies"

Ansprechpartner

Wolfgang Czichowsky

Institution

Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)

Adresse

68301 Saint-Louis
12, rue de L'Industrie

Telefon 83.63.5051

Telefax 881 386

weitere Partner

C. Berner

Thema

Numerische Lösung reibungsbehafteter achsensymmetrischer
Hochströmungen.

Ausgangssituation

Zähigkeitsbehaftete laminare Strömung eines homogenen
Fluides ($\rho = \text{const.}$, $\mu = \text{const.}$).

Hohlkörper: 0.5-Caliber Langer Keegel (Öffnungswinkel
 $2\beta = 20^\circ$), 4.5-Caliber Langer Zylinder

Ziel

Einfluß der Reynoldszahl auf die Nachlaufströmung.

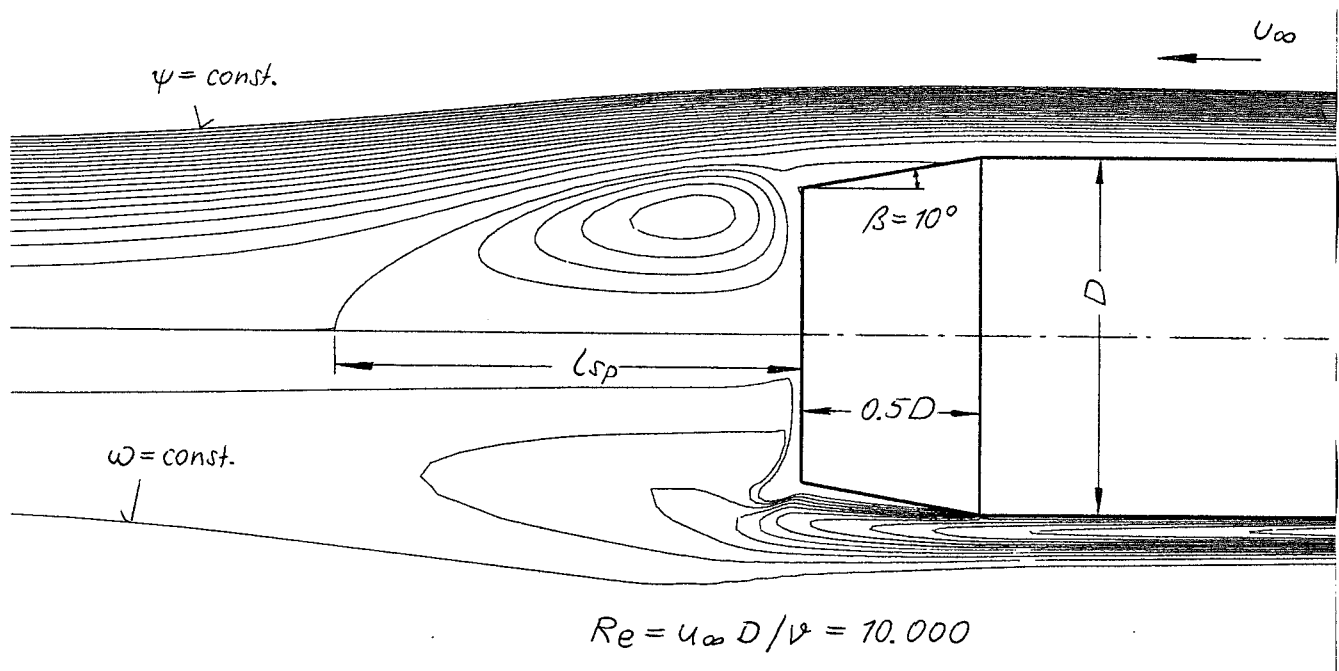
Lösungsweg

Es wurde ein auf der stationären Wirbeltransportgleichung
und Poissonschen Gleichung für die Stromfunktion basieren-
des Differenzenverfahren benutzt. Der Strömungsbereich wurde
aus numerischen Gründen durch Einführung eines körper-
angepaßten Koordinatensystems auf ein Rechteckgebiet
abgebildet. Bezüglich dieses Gebietes wurden die transfor-
mierten Differentialgleichungen finit geschrieben und iterativ
(SOR-Verfahren) gelöst.

Ergebnis

Für den gegebenen Körper (Hegel-Zylinder Konfiguration) wurden für den Reynoldsbereich 100 - 20.000 berechnet:

- Verlauf der Stromlinien und Linien gleicher Wirbelstärke,
- Rezirkulationslängen l_{sp} ,
- Widerstandsbeiwerte C_w ,
- Geschwindigkeitsverläufe.



Literatur

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

weiteres Vorgehen

Es ist vorgesehen, ein Turbulenzmodell in das Berechnungsverfahren einzuarbeiten.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner H. Esch

Institution DLR WT-WK

Adresse DLR
Postfach 90 60 58
5000 Köln 90

Telefon 02203 6012345

Telefax 02203 67310

weitere Partner

Thema Rechteckige Rumpfquerschnitte

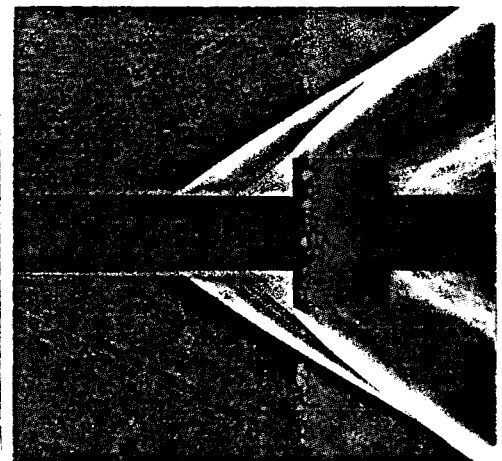
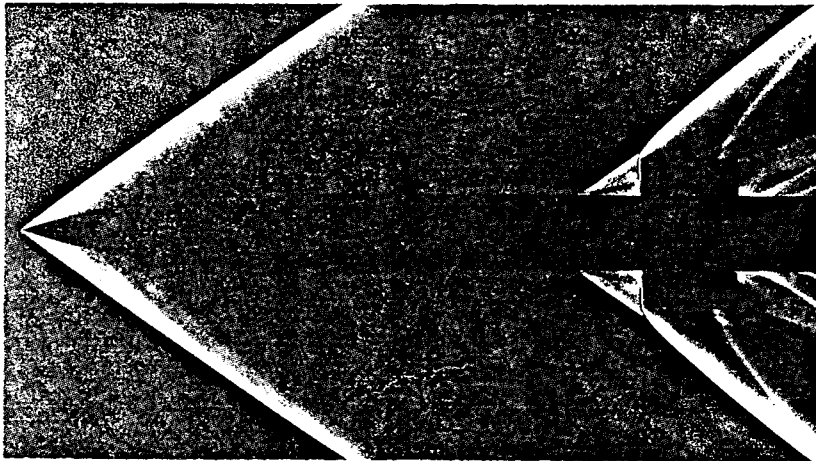
Ausgangssituation Die für eine erste Auslegung von Flugkörpern häufig verwendeten empirischen Verfahren berücksichtigen i.a. nur Rümpfe mit kreisförmigen Querschnitten. Es liegen zu wenig Unterlagen über Rumpf-Leitwerk-Interferenzen an Rechteckrümpfen vor.

Ziel Zunächst soll aufgezeigt werden, in welchen Bereichen sich durch Strömungsablösung Differenzen zu der Situation am kreisförmigen Rumpf ergeben, die nicht mehr durch einfache Rechenverfahren beschrieben werden können.

Lösungsweg Windkanalversuche im Überschall:
Kraftmessungen an mehreren Ruderformen bei zwei Ruderwinkeln.
Schlierenaufnahmen
Ölfilmbilder

Ergebnis

Im Überschall ergeben sich in den Ruderkräften deutliche Unterschiede zwischen beiden Rumpfquerschnitten, wenn bei größeren Ruderwinkeln der Anstellwinkel auf über $\alpha \approx 10^\circ$ ansteigt. Ursache hierfür ist die vom Ruder am Rumpf erzeugte Strömungsablösung.



Rumpf mit Kreisquerschnitt

mit quadratischem Querschnitt

Machzahl $Ma = 2$
Ruderwinkel $\eta = 20^\circ$
Anstellwinkel $\alpha = 17^\circ$

Literatur

weiteres Vorgehen Ergänzung der Kraftmessungen durch Druckverteilungsmessungen

Förderung durch BMVg RüFo IV

Datum 10.3.89

Mitteilung

Projektgruppe/

Stumpfe Körper/Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner

Prof. Dr.-Ing. W. Frank
Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen

Institution

Universität Karlsruhe
Kaiserstrasse 12, 7500 Karlsruhe-1

Adresse

Telefon 0721/608-2677

Telefax

weitere Partner

Dipl.-Ing. H. Mauch
Inst. f. Strömungslehre und Strömungsmaschinen
Universität Karlsruhe

Thema

" Einfluß unterschiedlich modellierter Turbulenzstrukturen auf die Simulation von Bauwerksumströmungen im Windkanal "

Ausgangssituation

In der DIN 1055 wird ausdrücklich hervorgehoben, daß für viele in der Praxis auftretende Fälle von gebäudeaerodynamischen Problemen bisher noch keine Regeln für die Berechnung der Windwirkung und damit die Bemessung des Gebäudes angegeben werden können. Hier müssen die entsprechenden Daten aus Windkanalversuchen ermittelt werden. Dazu ist es notwendig, die in der Natur vermessenen Windverhältnisse im Windkanal möglichst genau nachzubilden. Die wirklichkeitsnahe Erfassung der Windwirkung auf ein einzelnes oder auch auf mehrere Gebäude erfordert eine ausreichende Berücksichtigung der Turbulenzeigenschaften des natürlichen Windes. Aus Ähnlichkeitsüberlegungen lassen sich die wesentlichen physikalischen Größen, die die in der Natur beobachteten Windverhältnisse charakterisieren, ableiten; siehe z.B. Sockel [4]. Windkanalexperimente zeigen nun, daß es äußerst schwierig ist, alle diese Kenngrößen nachzubilden. Deshalb sollen im folgenden zwei Probleme diskutiert werden:

Ziel

Lösungsweg

- Welche Unterschiede ergeben sich bei den Windkanalversuchen für die Druckverteilung am Gebäudemodell, für die Ablösung, den Nachlauf hinter dem Modell, wenn zwar das zeitlich gemittelte Geschwindigkeitsprofil näherungsweise richtig nachgebildet ist, die Turbulenzstruktur aber unterschiedlich simuliert wird?
Wie muß man deshalb, um realistische Bemessungsaussagen erzielen zu können, ein natürliches Erdgrenzschichtprofil im Windkanal nachbilden?
- Mit Hilfe zweidimensionaler, numerischer Rechnungen soll aufgezeigt werden, welchen Einfluß unterschiedliche Windgeschwindigkeitsprofile auf die Strömung in Gebäudenähe, auf die Ablösung und den Nachlauf haben. Diese Rechnungen werden für geometrisch einfache Modellkörper in ausgezeichneten Schnittebenen des Stromfeldes durchgeführt und mit Experimenten im Windkanal verglichen. Ebenso wird rechnerisch und experimentell demonstriert, wie kleine bauliche Veränderungen am Gebäude, - z.B. Vordächer oder Durchfahrten -, oder eine Reihenanordnung der Modelle die Strömung verändern.

Ergebnis

Die Untersuchungen sind noch nicht abgeschlossen. Es liegen erste experimentelle und numerische Ergebnisse vor.

Aus diesen ersten experimentellen Ergebnissen lassen sich aber folgende Aussagen ableiten:

- Interessiert man sich nur für die zeitlich gemittelte Druckverteilung, so genügt es, wenn man im Windkanal das mittlere Windgeschwindigkeitsprofil und den Turbulenzgrad über der Höhe richtig nachbildet. Das spektrale Längenmaß L_s kann dabei unterschiedlich sein.
- Soll auch eine Aussage über die Spitzendruckwerte gemacht werden, so muß das spektrale Längenmaß ebenfalls richtig nachgebildet werden (Frank [12],[13]).

Welcher quantitative Zusammenhang zwischen diesen Abweichungen und den dimensionslosen Kennzahlen besteht, ist derzeit Gegenstand intensiver Untersuchungen.

Parallel zu den experimentellen Untersuchungen über den Einfluß der Turbulenzstruktur auf die Druckverteilung um Gebäudemodelle werden auch numerische Verfahren zur Berechnung von Bauwerksumströmungen entwickelt. In der ersten Stufe sind diese Rechnungen auf zweidimensionale Stromfelder und geometrisch einfache Modellkörper beschränkt. Mit ihrer Hilfe soll aufgezeigt werden, wie in ausgezeichneten Schnittebenen der Modelle unterschiedliche Windgeschwindigkeitsprofile sowie bauliche Veränderungen (Vordächer, Passagen) oder auch Reihenanzordnung von Gebäuden das Stromfeld ändern. Die Rechenergebnisse werden dann mit entsprechenden Experimenten im Windkanal verglichen. Die vorliegenden numerischen Rechnungen dienen als Vorstufe für die Entwicklung von dreidimensionalen, instationären Verfahren.

Der Vergleich der berechneten Stromfelder mit entsprechenden Untersuchungen im Windkanal zeigt somit, daß man mit Hilfe stationärer, zweidimensionaler, numerischer Verfahren die Strömungsvorgänge um Bauwerksmodelle, - zumindest in ausgezeichneten Symmetrieebenen -, qualitativ zufriedenstellend beschreiben kann. Gegenwärtig werden diese Verfahren durch Implementierung anderer Turbulenzmodelle verbessert, um sie auf dreidimensionale Stromfelder erweitern zu können.

Literatur

- Frank, W.: Simulation von Ablöseerscheinungen an Bauwerken im Windkanal.
In: Strömungen mit Ablösung, DGLR-Bericht 86-03 (1986), 74-82
- Frank, W.: Experimental and numerical studies of propagation phenomena in turbulent flows around buildings.
Proc. 2nd Int. Symp. on Transport Phenomena in Turbulent Flows, Tokyo (1987), 425-434
- Frank, W.: The flow field in the neighbourhood of high buildings.
Flow Visualization III. Ed: W.J. Yang. Hemisphere Publ. Corp., Washington (1985), 553-557
- Frank, W.: Building Aerodynamics.
Erscheint demnächst in: Album of Flow Visualization. Hemisphere Publ. Corp., Washington (1988)
- Frank, W.; Mauch, H.: Simulation der Strömungsvorgänge um Hochhäuser.
SFB 210/A/42-Bericht (1988), 71-88
- Frank, W.; Fuchs, J.; Mauch, H.: Windkanalsimulation der Umströmung von Bauwerken.
ZAMM 68 (1988), T 301-303

weiteres Vorgehen

Förderung durch Sondermittel der DFG im Sonderforschungsbereich 210 an der Universität Karlsruhe "Strömungsmechanische Bemessungsgrundlagen für Bauwerke"

Datum 7.2.1989

Mitteilung

Stumpfe Körper / Rümpfe
Physik abgelöster Strömungen

Projektgruppe/

Fachkreis

Large-Eddy-Simulation

Ansprechpartner

Prof.Dr.-Ing. R. Friedrich

Institution

Adresse

LEHRSTUHL F. STRÖMUNGSMECHANIK
Technische Universität
Arcisstraße 21, 8000 München 2

Telefon 089/21052508

Telefax 089/21052000

weitere Partner

M. Arnal, Ph.D.

Thema

Turbulente Kanalstufenströmung

Ausgangssituation

Die dreidimensional-instationären Navier-Stokes-Gleichungen für dichtebeständige Fluide. Diese Gleichungen werden durch Integration über Maschenvolumina gefiltert. Dabei treten unbekannte Feinstrukturspannungen auf, die modelliert werden müssen.

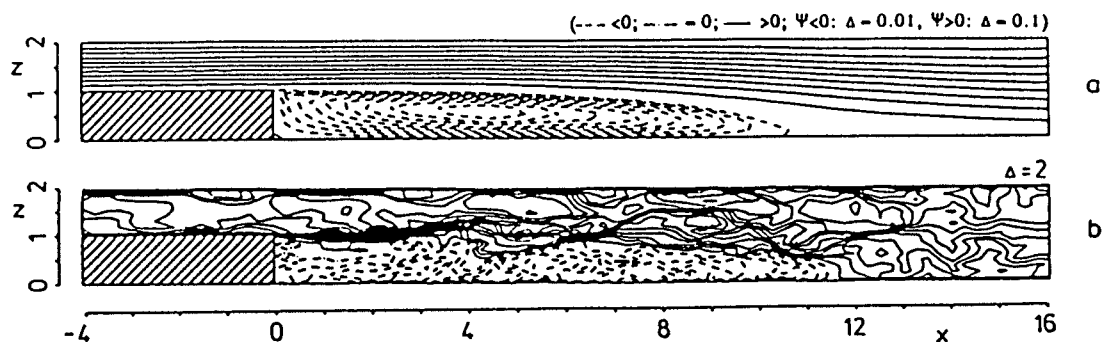
Ziel

Berechnung der momentanen Druck- und Geschwindigkeitsfelder in jeder Masche des dreidimensionalen Berechnungsgebietes. Bildung statistischer Mittelwerte und Korrelationen, auch solcher die heute noch nicht meßbar sind (Druck-Scher-Korrelationen, etc.). Besseres Verständnis der Physik wiederanlegender Scherschichten.

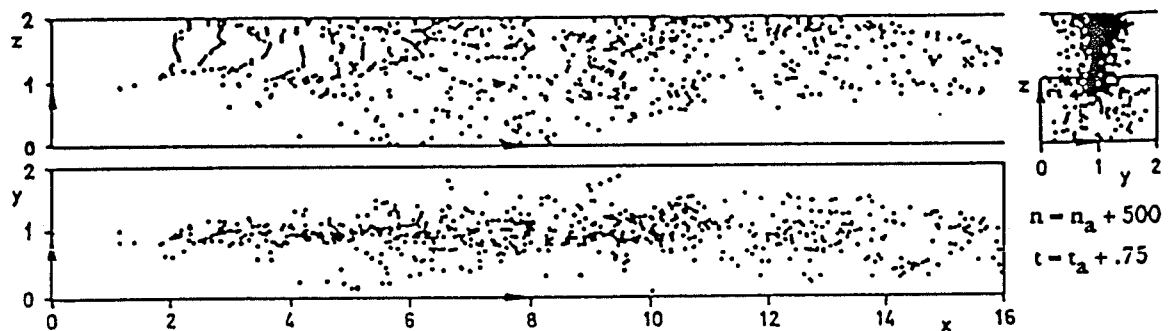
Lösungsweg

Integration der räumlich gefilterten Navier-Stokes-Gleichungen in der Zeit mit expliziten Verfahren, im wesentlichen mit Leapfrog-Schritten. Verwendung der Chorin-Temamschen Projektionsmethode führt auf eine Poisson-Gleichung für den Druck, die mit direkten Verfahren (FFT in einer Koordinatenrichtung, Tridiagonalmatrix-Algorithmus) gelöst wird. Damit ist die Kontinuitätsgleichung bis auf Maschinengenauigkeit erfüllbar.

Ergebnis



Stromfunktion $\langle \Psi \rangle$ (a); Momentanwerte von $\bar{u}$ (b)
in der (x,z) -Ebene $J = 9$ ($y \approx 1.0$).



Wasserstoffbläschen-Methode (*marker particle simulation*).

Literatur

- L. Schmitt (1989): Grobstruktursimulation turbulenter Grenzschicht-, Kanal- und Stufenströmungen. Dissertation, TU München, Eigen-Verlag.
- L. Schmitt, R. Friedrich (1988): Large-eddy simulation of turbulent backward-facing step flow. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol.20, Vieweg Verlag

weiteres Vorgehen

Verbesserung der räumlichen Auflösung durch Verdopplung der Maschen-
zahls in allen 3 Richtungen um den Faktor 2. Wahl einer Transport-
gleichung anstelle eines algebraischen Feinstrukturmodells.

Förderung durch DFG, SPP: Physik abgelöster Strömungen

M I T T E I L U N G

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner W. Fritz / S. Leicher

Institution DORNIER Luftfahrt GmbH

Adresse Postfach 13 03
7990 Friedrichshafen 1
Telefon 07545-84396
Telefax 07545-84411

Weitere Partner --

Thema 2-D und 3-D Navier-Stokes Rechnungen
an Fahrzeug - Grundkörper

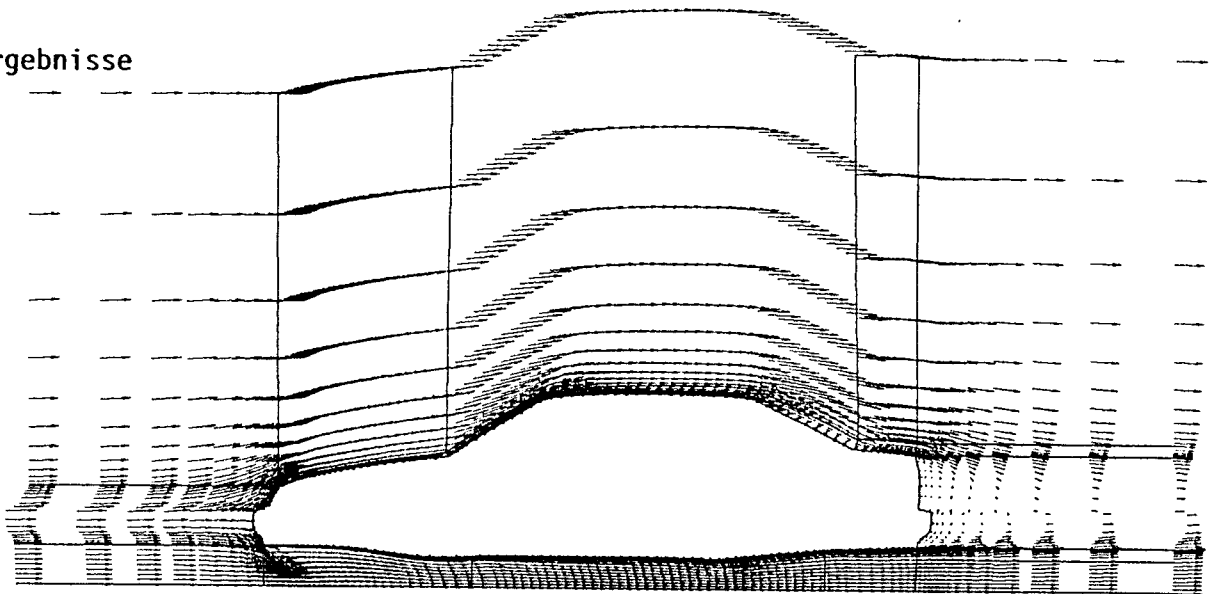
Ausgangssituation: Die bei Donier entwickelten 2-D und 3-D blockstrukturiert N.S. Verfahren werden zur numerischen Simulation von viskosen 2-D und 3-D Fahrzeugumströmungen eingesetzt.

Ziel Entwicklung eines in der Projektphase anwendbaren 3-D Verfahrens zur Strömungsberechnung.
Hierzu 2-D Voruntersuchungen.

Lösungsweg

- Lösung der zeitlich gemittelten N.S. Gleichungen
- Finite-Volumen-Diskretisierung
- Zeitschrittverfahren
- Konvergenzbeschleunigung durch
 - o lokale Zeitschritte
 - o Residual Averaging
 - o Multi-Grid Strategie
 - o Multi-Level Netztechnik
- Adaptive Netze 2-D
- Interaktive Netzgenerierung
- Beliebige Blockstruktur
- Algebraische Turbulenzmodelle

Ergebnisse



3 -D Navier Stokes Lösung für einen Fahrzeug Grundkörper. Geschwindigkeitsvektoren im Mittelschnitt.

S. Leicher

3-D Navier Stokes Lösungen für

Fahrzeug Grundkörper

Unveröffentlicher DORNIER - Bericht

Literatur W. Fritz

Numerical Simulation of 2-D Turbulent Flow Fields
with strong Separation
Paper ICAS - 88 - 4.6.4

- Weiteres Vorgehen**
- o Verbesserung der Turbulenzmodellierung
 - o Beschleunigung für zeitechte Rechnungen durch implizites LU Verfahren
 - o Umstellung der Verfahren für Parallel-Rechner

Förderung durch --

Datum

21.02.89

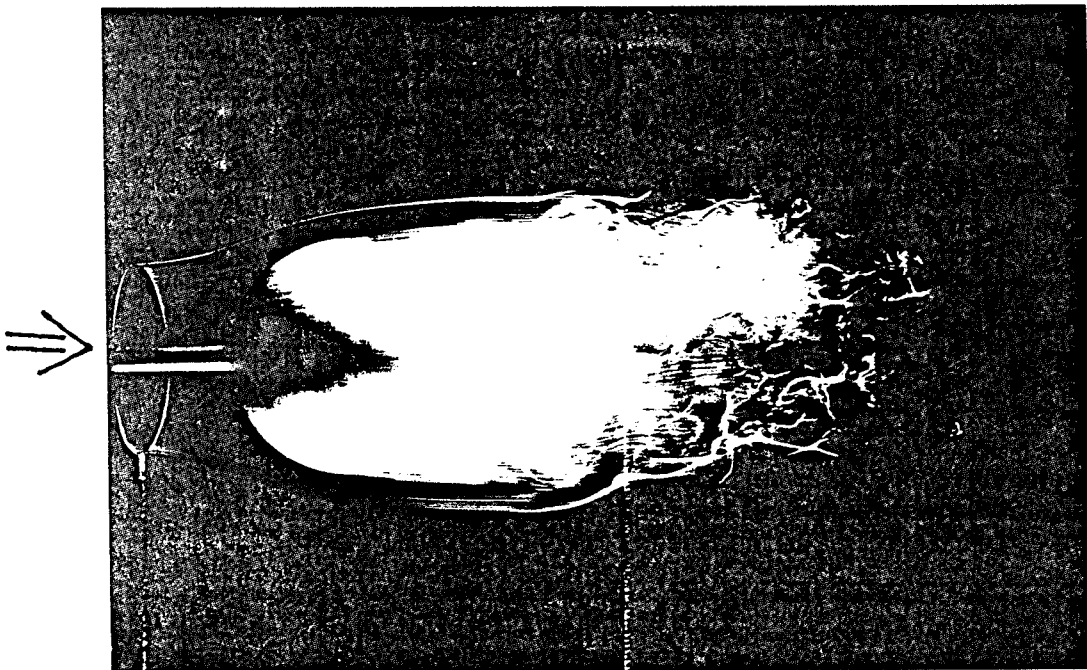
AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe Instationäre Aerodynamik, Leeseitenablösung	
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing.D.Geropp	
Institution	Institut für Fluid- und Thermodynamik, Universität Siegen	
Adresse	Paul-Bonatz-Straße 9 - 11 5900 Siegen	Telefon 740 4681 Telefax
weitere Partner	Dr.-Ing. A. Leder Dipl.-Ing. G. Schumann	
Thema	Phasengekoppelte LDA-Messungen und Turbulenzmodellierungen in instationären abgelösten Strömungen hinter ebenen und axial symmetrischen Körpern	
Ausgangssituation	Konventionelle Rechenverfahren mit den heute zur Verfügung stehenden Turbulenzmodellen, beispielsweise dem k- ϵ Turbulenzmodell, sind nicht geeignet, die Strömungsstruktur im Nachlauf stumpfer Körper korrekt vorauszusagen.	
Ziel	Verbesserung der Grundlagenkenntnisse von Strömungen mit Ablösungen und die Entwicklung zuverlässiger Rechenverfahren bzw. Turbulenzmodellierungen auf der Basis neuerer Experimente.	
Lösungsweg	Ermittlung physikalischer Gesetzmäßigkeiten und Vervollständigung der Grundlagenkenntnisse von abgelösten Strömungen. Dazu werden neuartige und genaue Meßverfahren eingesetzt wie die "phasengekoppelte Laser-Doppler-Anemometrie" und "Rauchdraht-Visualisierung", die künftig durch digitale Bildverarbeitungstechniken unterstützt werden soll. Aufbauend auf das verbesserte Verständnis über abgelöste Strömungen werden neue Turbulenzmodellierungen angestrebt, die z. B. die getrennte Nachbildung großräumiger Wirbelstrukturen und statistischer Turbulenzanteile im Totwasser beinhalten.	

Ergebnis

Die bis heute durchgeführten experimentellen Grundlagenuntersuchungen lieferten viele neue Erkenntnisse über die Struktur von Strömungen mit Ablösungen. Neben einer starken Anisotropie in den Verteilungen der Terme des Reynoldsschen Spannungstensors und dem instationären Verhalten der Nachlaufströmungen, konnten u. a. charakteristische Verhaltensweisen bezüglich der Totwasserausdehnungen festgestellt werden.



Visualisierung der
Strömungsablösung
an der Kugel
 $Re = 1.1 \cdot 10^4$

Literatur

u.a.:

A. Leder: Laser-Doppler-Untersuchungen und einige theoretische Überlegungen zur Struktur von Totwasserströmungen, Fortschritt-Berichte der VDI-Zeitschriften, Reihe 7, Nr. 78 (1983).

A. Leder,

D.Geropp: Ermittlung von kohärenten Strömungsstrukturen in hochturbulenten Ablösegebieten mit dem Laser-Doppler-Anemometer
DGLR-Jahrbuch 1988, Band I, S. 345 - 353

weiteres Vorgehen

Förderung durch Deutsche Forschungsgemeinschaft DFG

Datum

07.02.89

- 120 -

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rumpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. K. Hartmann

Institution DLR; SM-ES, 22216

Adresse 3400 Göttingen
Bunsenstr. 10
Telefon 0551-709(1)-2255
Telefax infotec 6000
Fax-Nr. 0551/709101

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

Thema Rumpfe und Rumpf-Flügel-Leitwerkskombinationen bei hohen Anstellwinkeln

Ausgangssituation MBB-Rechenverfahren vorhanden, systematische experimentelle Daten zum Vergleich fehlen.

Ziel Erklärung der strömungsphysikalischen Phänomene
Schaffung einer Datenbasis
Überprüfung und gegebenenfalls Verbesserung von Rechenverfahren (D. Nikolitsch, MBB)

Lösungsweg Durchführung von Rechnungen bei MBB (D. Nikolitsch).
Kraft- und Momentenmessungen bei der DLR bis zu 70° Anstellung im inkompressiblen und kompressiblen Unterschall mit Variation der Reynoldszahl.
Strömungssichtbarmachung der Wirbelstrukturen mittels Rauch und Laser-Lichtschnitt.

Ergebnis

Gute Übereinstimmung von Rechnung und Messung bei kleinen bis mäßigen Anstellungen (ca. 10°). Probleme bereitet die Vorhersage der Beiwerte bei großen Anstellungen wegen der massiven Strömungsablösungen und Interferenzen. Die Verbesserung der Berechnungsmethoden im Rahmen einer Beiwertssynthese muß die Erweiterung der empirischen Datenbasis für Flügel und die Entwicklung theoretischer Strömungsmodelle der abgelösten Strömung an Flügeln beliebiger Form umfassen. Beim Rumpf muß der Reynoldszahleinfluß berücksichtigt werden. Für das Beispiel der Normalkraft zeigt das nachfolgende Diagramm wie die Rechnung durch Berücksichtigung einer empirischen Datenbasis für den Flügel verbessert werden kann.

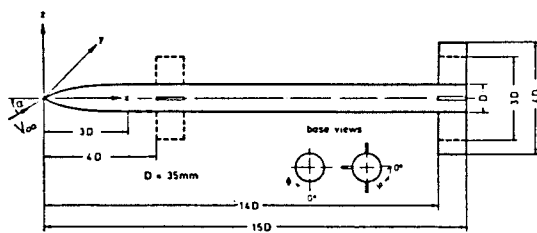
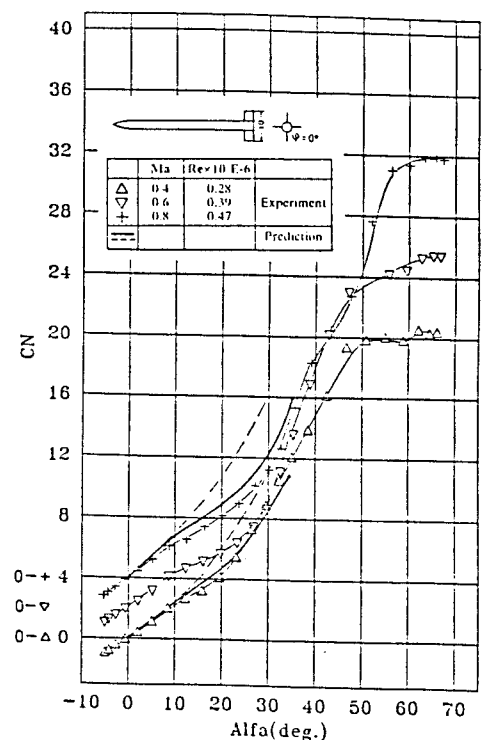


Figure 1. Geometrical details of the various model configurations

Figure 2. Variation of normal force coefficient with angle of attack and comparison with theory. All lifting surfaces in + position

— Calculation with correction beyond $\alpha_{crit.}$ (Fig. 16)
 --- Calculation without correction beyond $\alpha_{crit.}$ (Fig. 16)



Literatur

- Hartmann, K. Body wing tail interference studies at high angles of attack
 Kanagarajan, V. and variable Reynolds numbers.
 Nikolitsch, D. Proceedings of the 16th ICAS Congress, Jerusalem/Israel,
 28th - 2nd September 1988.

weiteres Vorgehen

Ergänzung der experimentellen Untersuchungen. Fortführung und Abschluß der Datenanalyse. Verbesserung der Rechenprogramme.

Förderung durch BMVg, RüFo IV

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rumpfe

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. R. Hase
Dipl.-Ing. H. Rochholz
Dipl.-Ing. I. Habibie

Institution

Adresse LEHRSTUHL F. STRÖMUNGSMECHANIK
Technische Universität
Arcisstraße 21, 8000 München 2

Telefon 089/21058367

Telefax 089/21052000

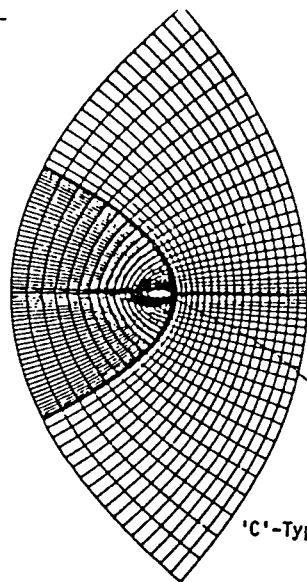
weitere Partner

Thema Instationäre Aerodynamik

Ausgangssituation Instationäre Strömung um ein schwingendes Tragflügelprofil (2-D). Bewegungsform: Schlagschwingung, Nickschwingung, harmonische Schwingung

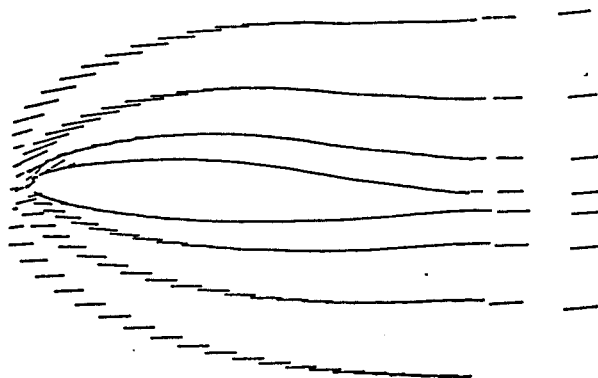
Ziel Berechnung der instationären Beiwerte und Druckverteilungen zu diversen Profilen.

Lösungsweg Lösung der zweidimensionalen, vollinstationären, konservativen Euler-Gleichungen mit Hilfe eines expliziten Finite-Differenzen-Verfahrens.



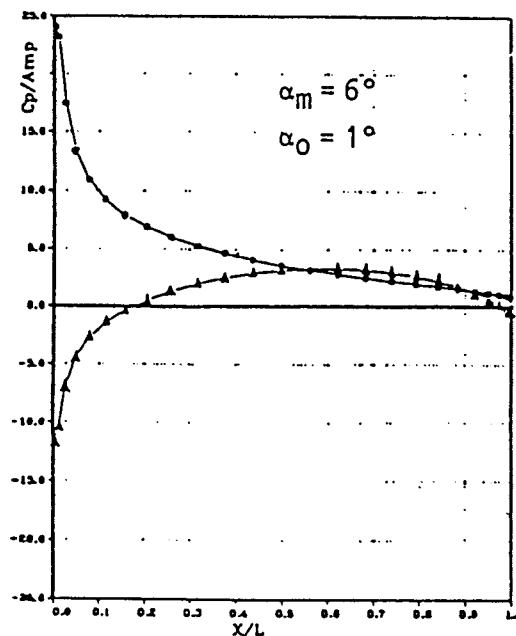
Tragflügelprofil

instat. - 2D
Euler -
Verfahren.



Umströmung des Profils in der Anfangsphase bei
 $\alpha_m = 6^\circ$, $\alpha_0 = 4^\circ$

Real und Imaginärteil der insta-
tionären Druckverteilung bei $M=0.3$
NACA64A010, $k=1$, $A_0=1$, $AL=6$.



○ Realteil
△ Imaginärteil

Literatur

/1/ Dr. R. Deslandes
Eine explizite Methode zur Lösung der
Eulergleichungen angewandt auf instat.
ebene Strömungen
MBB/S/PUB/257, 1986.

weiteres Vorgehen

Übergang auf 2D-Navier-Stokes,
3D-Euler
vollinstationär, laminar.
Später Hinzunahme eines Turbulenz-
modells.

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner P. Hennig

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089)6000-2568

Telefax (089)6000-5764

weitere Partner F. Tarfeld DLR-HA-WK (Köln-Porz)
(exper. Vergleichsdaten)

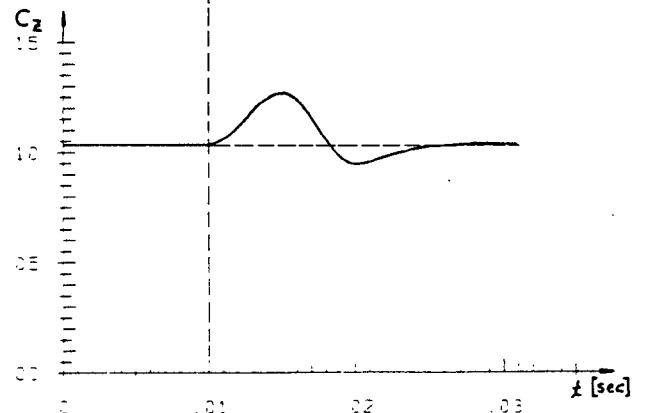
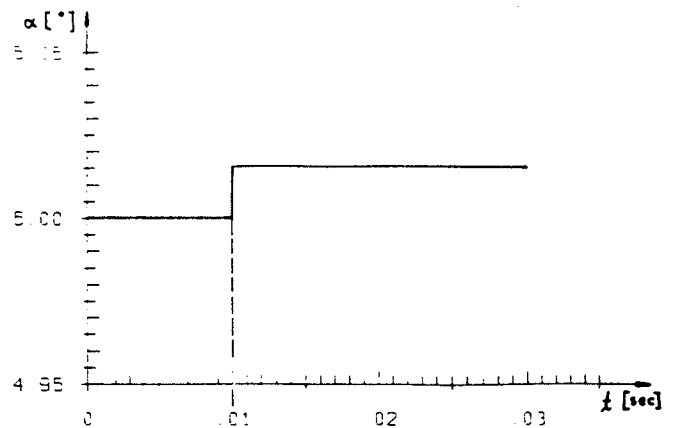
Thema Beschleunigte Bewegungen von Flugkörpern

Ausgangssituation Für hochbeschleunigte Flugkörper mit instationären Anströmbedingungen sind die bisher üblichen quasi-stationären Näherungen nicht ausreichend. Die instationären aerodynamischen Modell müssen mit der flugmechanischen Simulation gekoppelt werden.

Ziel Methode zur Ermittlung von zeitabhängigen (instationären) aerodynamischen Modellen für realistische Flugkörper-Konfigurationen und Anströmfälle zur Implementierung in FK-Simulationsprogramme

Lösungsweg Gesamtsimulation wird strukturiert durch Zeittakt ("Zeitschrittverfahren").
Der aerodynamische Anteil enthält z.Z. nur den reinen Rumpf; linearer Anstellwinkelbereich für Unterschall; linearisierte Potentialtheorie mit retardierter Singularitätenbelegung, nichtlinearer Anteil: quasi-stationäres Wirbelmodell mit semi-empirischen Ablöseparametern und schrittweiser Wirbelverfolgung

Erste Rechnungen zeigen, daß für wesentliche instationäre Manöver von Flugkörper-Rümpfen im Unterschall (Längsbeschleunigung, schnelle Umlenkung, Nickbewegungen, Simulation einer gesamten Flugbahn) das aerodynamische und Flugverhalten qualitativ richtig beschrieben wird.



Zeitlicher Verlauf des Anstellwinkels $\alpha(t)$ und der Normalkraft $C_z(t)$ bei einer sprunghaften Änderung des Anstellwinkels ($\alpha = 5^\circ \rightarrow 5.0157^\circ$) zur Zeit $t = 0.01$ (Flugkörper FK100, $Ma = 0.1$, $NX = 10$)

Literatur	P. Hennig	Beschleunigte Bewegungen von Flugkörpern I MBB-Bericht Nr. UA -994/86 (1986)
	P. Hennig	Beschleunigte Bewegungen von Flugkörpern II MBB-Bericht Nr. UA-0994-88 (1988)

Förderung durch RüFo4

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. N.Hölscher

Institution Ruhr-Universität Bochum

Institut für Konstruktiven Ingenieurbau

Adresse Aerodynamik im Bauwesen

Universitätsstr. 150

Postfach 102148

Telefon 0234/700/2669

Telefax 0234/700/2001

weitere Partner 4630 Bochum 1

Thema

Der Einfluß turbulenter Scherströmungen auf das Strömungsfeld und die mittleren und schwankenden Drücke an Kreiszyllindern unterschiedlicher Streckung

Ausgangssituation

In ungleichförmiger Windströmung entsteht an Gebäuden ein dreidimensionales Strömungsfeld, das durch einen vertikalen Druckgradienten in der Staulinie, durch die Interferenz zwischen Boden und Gebäude und durch die Überströmung des freien Endes erzeugt wird.

Ziel

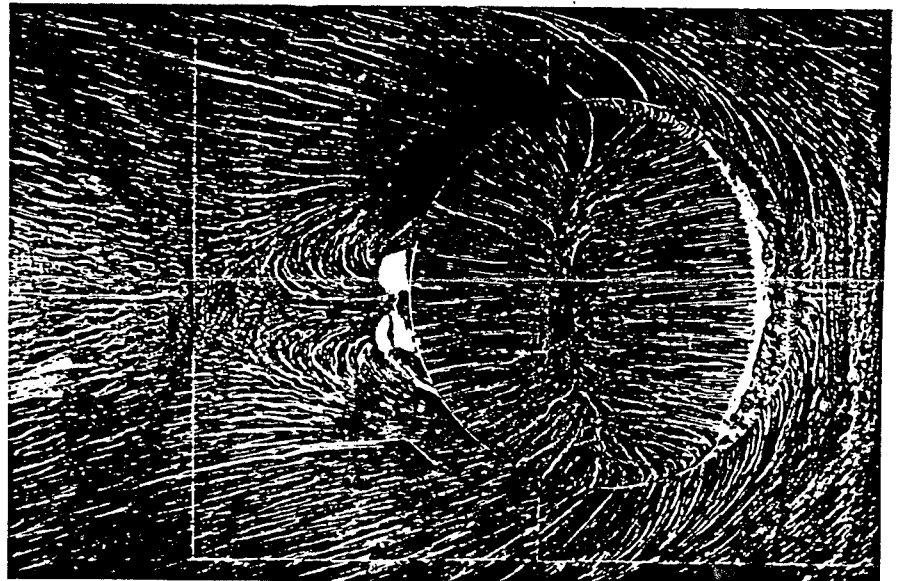
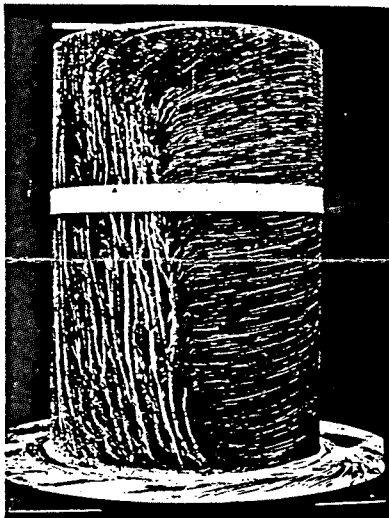
Gegenstand des Vorhabens ist die experimentelle Erforschung der Ablösephänomene hinsichtlich deren Zusammenwirken mit den mittleren und fluktuierenden Geschwindigkeiten und Drücken.

Lösungsweg

Im Hinblick auf eine Anwendung in der Gebäudeaerodynamik werden alle experimentellen Untersuchungen in simulierter atmosphärischer Grenzschichtströmung durchgeführt. Strömungssichtbarmachungen (Ölanstrichverfahren, Rauchaufnahmen) sollen zur Reduzierung der geometrischen und strömungsmechanischen Randbedingungen über eine topologische Klassifizierung der Ablösestrukturen typische Zylinderkonfigurationen identifizieren. In diesen Konfigurationen werden dynamische Wanddruckmessungen, Strömungsfeldmessungen mit 5-Lochsonden, sowie lokal Hitzdrahtmessungen durchgeführt.

Ergebnis

Typischerweise wird folgendes mittlere Strömungsbild gefunden: Durch die Wirkung des vertikalen Geschwindigkeitsgradienten entsteht auf der Luvseite des Zylinders eine starke Abwärtsströmung. Damit bildet sich neben den am Zylinderfuß anliegenden Hufeisenwirbeln im Zylindernachlauf eine vertikale Fluidhelix, die am freien Zylinderende durch ein Kopfwirbelsystem in die Horizontale gelenkt wird. Dieses Kopfwirbelsystem zeigt dabei eine sehr starke Abhängigkeit vom Turbulenzgrad der Anströmung. Mit größerer Grundturbulenz wächst das Entrainment in die Dachgrenzschicht und wandert die Wiederanheftung auf dem Zylinderdach stromauf. Gleichzeitig wächst der durch die Ablösung der Flankengrenzschicht an der scharfen Dachkante entstehende Vorderkantenwirbel an, so daß bei geringer Anströmturbulenz der Ursprung des Zopfwirbel noch auf dem Modelldach liegt, während er für hohe Turbulenzgrade von ca. 20 % an die Zylinderflanke wandert. Dynamische Druckmessungen an einem Zylinder in simulierter atmosphärischer Grenzschicht zeigen mit lokalen Maxima der mittleren Unterdrücke und der RMS-Werte den Ursprung dieses Zopfwirbels auf der Flanke auf. Die Druckverteilungen auf dem Dach lassen eindeutig den sichelförmigen Vorderkantenwirbel erkennen und die Wiederanheftungslänge abgrenzen.



Literatur

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

Niemann, H.-J., Hölscher, N.
A review of recent experiments on the flow past circular cylinders
Journal of Wind Engineering, No.37

weiteres Vorgehen International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics and its Applications, Kyoto, Japan, Oct. 1988,

Zeitreihenanalysen der dynamischen Druckmessungen sollen ein Verfahren zur Identifikation gebäudeinduzierter Druckschwankungen liefern. Korrelationsmessungen zwischen der Anströmgeschwindigkeit und den Oberflächendrücken werden ein genaueres Verständnis der Übertragung der Anströmturbulenz auf die Druckschwankungen ermöglichen.

Förderung durch

Deutsche Forschungsgemeinschaft
Schwerpunktprogramm "Physik abgelöster Strömungen"

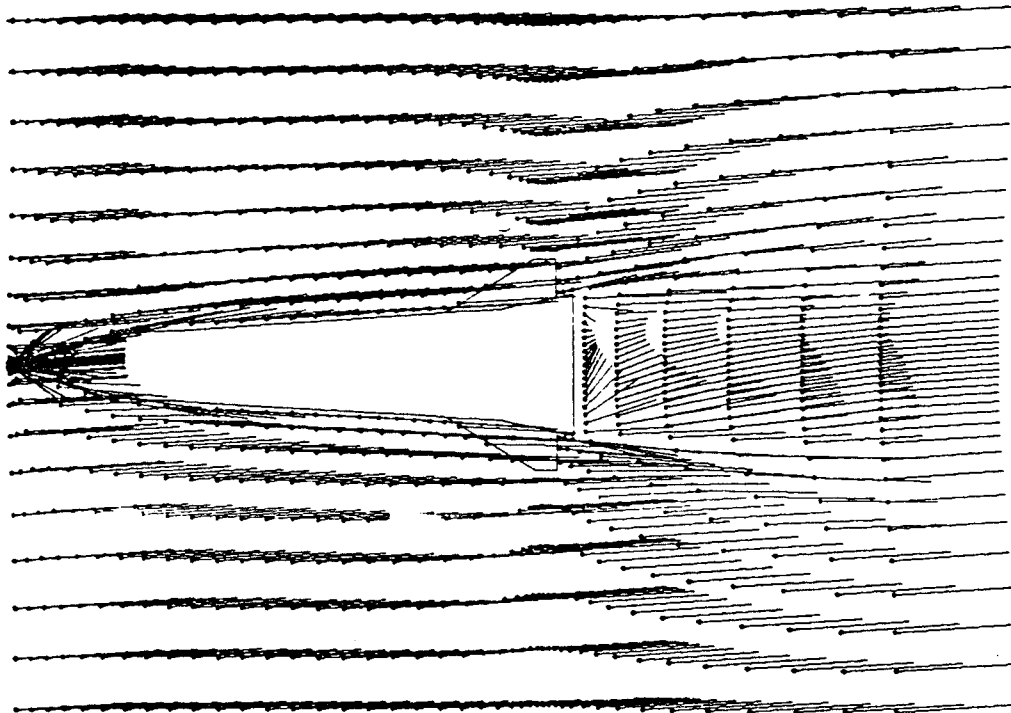
Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	I. Huber	
Institution	MBB-UA Verteidigungssysteme	
Adresse	Postfach 801149, 8000 München 80	Telefon (089)6000-4366 Telefax (089)6000-5764
weitere Partner	Dr. A. Eberle, MBB-UF	
Thema	Hyperschall-Flugkörper-Aerodynamik	
Ausgangssituation	Die aerodynamische Simulation von Hyperschall-Flugkörpern besitzt einige Besonderheiten: niedriger Hyperschall (bis ca. Mach = 12), relativ einfache Geometrie, geringe Höhe / hohe Luftdichte, hohe Beschleunigung, relativ geringe Flugzeit. Daraus ergeben sich spezifische Anforderungen an die Programme.	
Ziel	Ein Hyperschallverfahren, das 1. sämtliche aerodynamischen Beiwerte für flugmechanische Untersuchungen bereitstellt, 2. Druckverteilungen für strukturelle Problemstellungen liefert und 3. Oberflächentemperaturen für weitere theoretische Untersuchungen in der Grenzschicht berechnet.	
Lösungsweg	- Übernahme des Euler-Codes von Dr. Eberle - Ausbau des Verfahrens zur geschlossenen Berechnung von Flügel-Rumpf-Konfigurationen im Machzahlbereich bis $Ma = 10$ - Berechnung von Druck- und Temperaturverteilung - Einbau von Realgaseffekten - Vergleich der Rechenergebnisse mit Meßergebnissen	

Ergebnis

Vorläufige Ergebnisse zeigen die Geschwindigkeitsverteilung um einen Kreuzflügler bis $Mach = 8.7$, Anstellwinkel bis $\alpha = 12^\circ$ (Abb. $\alpha = 5^\circ$); die globalen Beiwerte stimmen hervorragend mit Messungen überein.



Literatur

- A. Eberle: MBB-EUFLEX. A New Flux Extrapolation Scheme Solving the EULER Equations for Arbitrary 3-D Geometry and Speed
MBB-Bericht Nr. LKE122/S/PUB/140 (1984)
- E. Hartner: Hyperschall-FK-Aerodynamik, Teil I
Beiwerte und Strömungsfeld eines beliebigen Rumpfes im Über- und Hyperschall
MBB-Bericht Nr. UA-1035/87 (1987)

weiteres Vorgehen - Kopplung des Euler-Verfahrens mit einem Grenzschichtverfahren

Förderung durch RüFo4

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ "Stumpfe Körper / Rümpfe"
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Jürgen Kux

Institution Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse Lämmersieth 90, 2000 Hamburg 60

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

weitere Partner Thomas Knaack, Prof. Dr. Karl Wieghardt

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

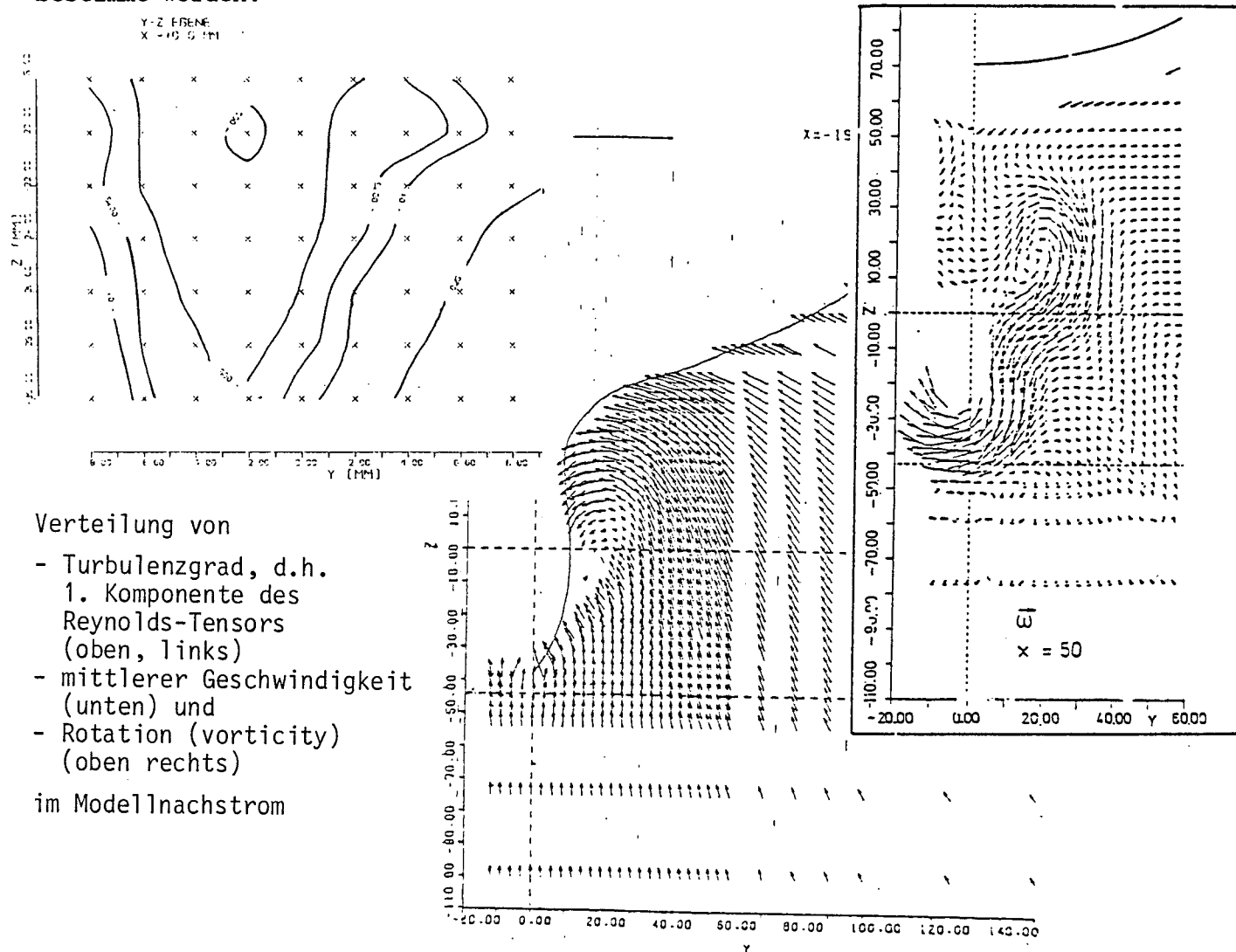
Ausgangssituation Die ablösende Strömung am Hinterschiff (in ihr arbeitet der Propeller) ist mit den bisher vorliegenden numerischen Verfahren nicht befriedigend berechenbar. Um die Leistungsfähigkeit der Verfahren zu prüfen, werden experimentelle Daten über die Strömung im interessierenden Bereich benötigt. 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.

Ergänze

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

weiteres 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 30.01.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ "Stumpfe Körper / Rümpfe"

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Jürgen Kux

Institution Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse Lämmersieth 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.

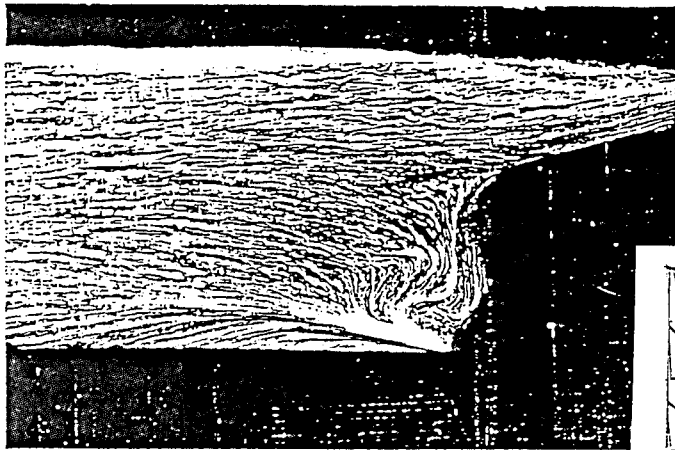
Ziel Das Ziel ist die Bestimmung der Grenzen, bis zu welchen gegebene Grenzschichtverfahren die Ablösung und den Übergang in den Nachstrom am Hinterschiff darstellen können.

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.

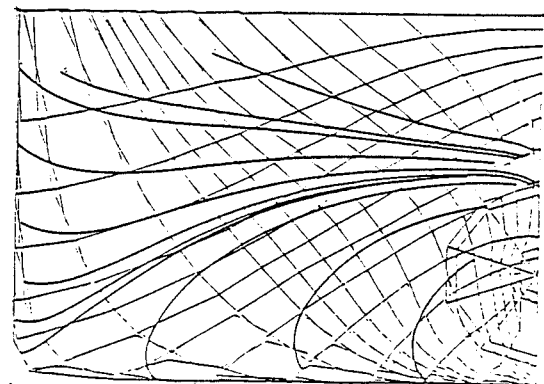
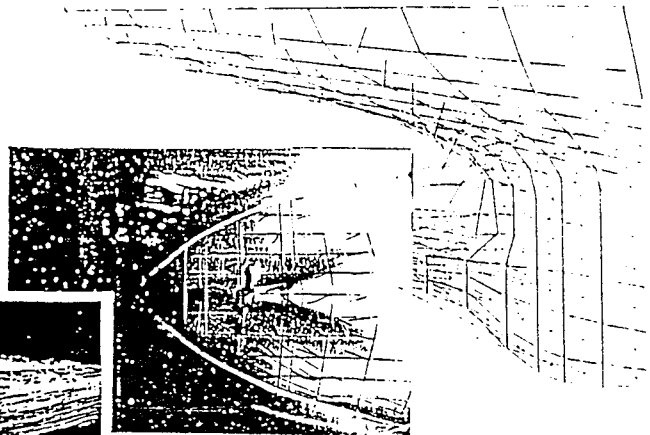
Ergebnis

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

Mitteilung

Projektgruppe/ "Stumpfe Körper / Rümpfe"
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. Jürgen Kux

Institution Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Adresse Lämmersieth 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"

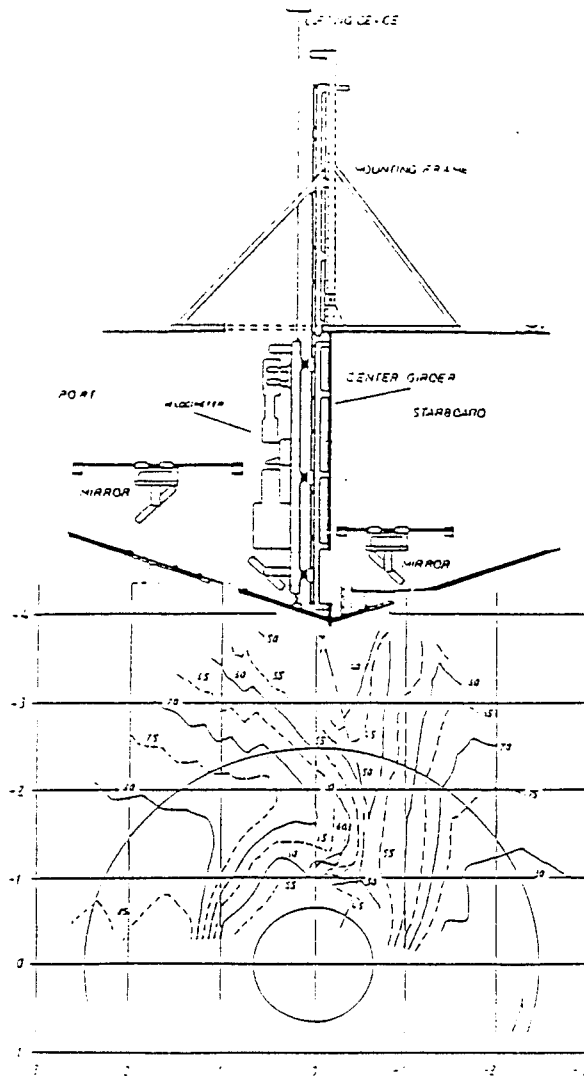
Ausgangssituation Die Reynoldszahlen für das Schiff in der Großausführung liegen bei 10^9 . Da das Experimentieren am Schiff zu teuer ist, ist die Schiffbauforschung weitgehend ein Modellversuchswesen. Meßergebnisse werden am Modell bei Reynoldszahlen in der Größenordnung von 10^6 gewonnen und Berechnungsverfahren 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)

Literatur

- 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

13.2.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ STAB-Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"
Fachkreis

Ansprechpartner Privatdozent Dr. G.E.A. Meier

Institution Max-Planck-Institut für Strömungsforschung

Adresse Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2508

Telefax (0551) 7092704

weitere Partner

Mitarbeiter im Institut: Dipl.-Phys. K. Ehrenfried

Thema

Modellierung der Stoßgrenzschicht-Wechselwirkung an konvexen Konturen (buffeting).

Ausgangssituation

Die physikalischen Mechanismen des instationären Strömungsverhaltens, welches durch die Wechselwirkung von Verdichtungsstößen mit Grenzschichten insbesondere im transsonischen Geschwindigkeitsbereich verursacht wird, sind bis heute noch nicht aufgeklärt.

Ziel

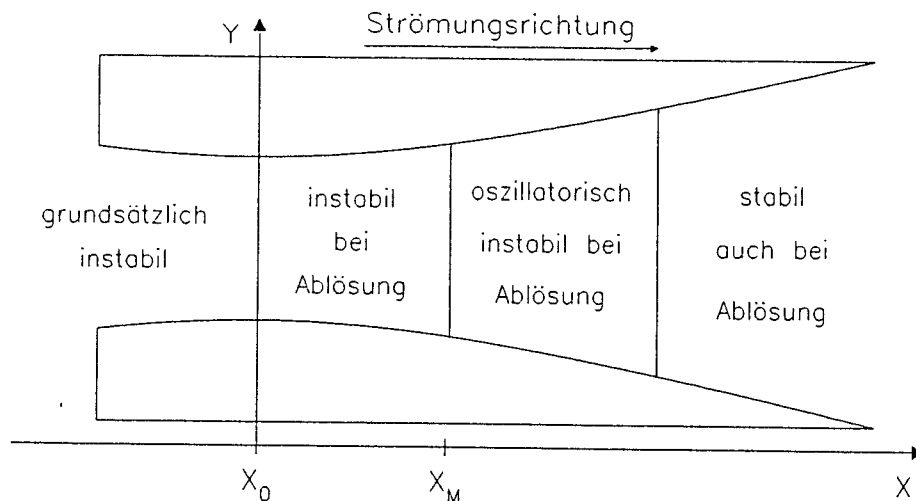
Für das instationäre Verhalten der Strömung soll ein Modell entwickelt werden, welches einerseits den grundlegenden Mechanismus der Instabilität gut beschreibt, aber andererseits eine möglichst weitgehende Vereinfachung des Strömungsfeldes zuläßt. Mit einem solchen Modell können dann mit relativ geringem Aufwand Aussagen über den Einfluß der Randbedingungen, wie zum Beispiel die Geometrie oder der Druck, auf die Stabilität gemacht werden.

Lösungsweg

Mit Hilfe von stabilitätstheoretischen Betrachtungen soll Einblick in die Bereiche der Existenz von stationären bzw. instationären Lösungen gewonnen werden. Die numerischen Rechnungen sollen zeigen, ob die linearisierten Betrachtungen zu den richtigen Ergebnissen im Bereich kleiner Amplituden führen und überdies auch Schwingungen großer Amplitude, für die die nichtlinearen Effekte wichtig werden, exemplarisch bestimmen.

Ergebnis

Es wurde die Stabilitätsuntersuchung zunächst für die Strömung in einer Laval-düse durchgeführt. Es zeigt sich, daß bei Ablösung hinter einem Verdichtungsstoß und bei bestimmten Randbedingungen selbsterregte Fluktuationen auftreten können. Die Düse kann in mehrere Bereiche verschiedener Instabilität eingeteilt werden (siehe Skizze). Im konvergenten Teil ist ein stationärer Stoß grundsätzlich nicht möglich. Vom engsten Querschnitt X_0 bis zu der Stelle X_M , wo gerade der maximale stationäre Stoßenddruck erreicht wird (bei Luft gilt dort Machzahl $M = 1.48$), ist ein Stoß mit Ablösung in jedem Fall instabil. Die Ausdehnung des instabilen Bereichs weiter stromab, hängt von der Länge der Düse und der Reflexion am Ende ab. Erst im hinteren Teil sind die Stöße auch mit Ablösung stabil.



Stabilität eines Verdichtungsstoßes in verschiedenen Bereichen der Laval-düse

Literatur

Rein, M., G. Grabitz und G.E.A. Meier: Strömungsschwingungen in Laval-düsen. In: Zeitschrift für Flugwissenschaft und Weltraumforschung 10, Heft 1, Seite 1-5 (1986).

Ehrenfried, K.: Dynamik der Laval-düsenströmung bei unterschiedlichen Randbedingungen. Max-Planck-Institut für Strömungsforschung, Bericht 5/1988.

weiteres Vorgehen

Erweiterung des Modells auf andere Geometrien. Insbesondere stehen dabei Tragflügel im Vordergrund.

Förderung durch
ERO, London

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ STAB-Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"
Fachkreis

Ansprechpartner Privatdozent Dr. G.E.A. Meier

Institution Max-Planck-Institut für Strömungsforschung

Adresse Bunsenstr. 10, 3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-2508

Telefax (0551) 7092704

weitere Partner

Mitarbeiter im Institut: Dipl.-Phys. H.-M. Lent
cand. phys. U. Schievelbusch

Thema

Transsonische Wirbel-Wechselwirkung mit Profilen

Ausgangssituation

Die instationären Lasten und die Schallerzeugung bei der Wechselwirkung von Wirbeln mit Profilen sind insbesondere für den transsonischen Bereich noch weitgehend ungeklärt.

Ziel

Aufgabe des Projektes ist es, die Schallabstrahlung und die instationären Druckverteilungen von Profilen zu ermitteln, wenn sie mit koaxialen Stabwirbeln in Wechselwirkung treten.

Lösungsweg

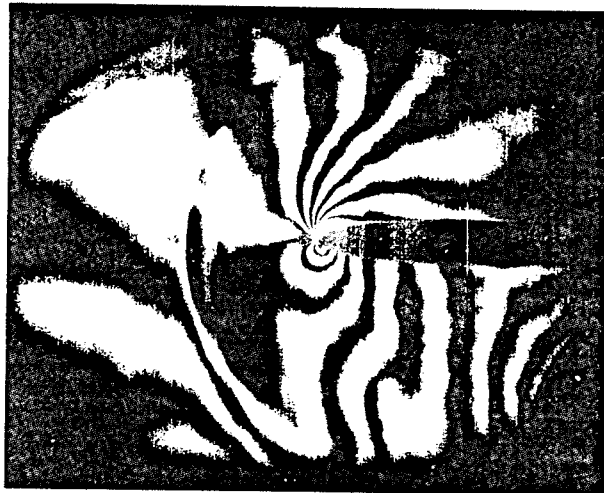
Neben experimentellen Untersuchungen in einem speziellen transsonischen Kanal mit Wirbelgenerator werden in Zusammenarbeit mit der RWTH Aachen numerische Untersuchungen durchgeführt.

Ergebnis

Die Experimente in dem transsonischen Windkanal zeigten zwei verschiedene Mechanismen der Schallwellen-Entstehung.

Der erste Mechanismus wird von uns "Compressibility Wave" genannt und bezeichnet eine Druckwelle, die durch die schnelle Staupunktwanderung an dem Profil erzeugt wird. Die Hauptintensität wird dabei stromauf abgestrahlt. Wesentlicher Parameter für diesen Effekt ist die Änderung der induzierten Geschwindigkeit an der Profilhase. Der Effekt tritt bei hohen Unterschallgeschwindigkeiten und darüber auf.

Der zweite Mechanismus wird von uns "Transonic Wave" genannt. Dabei handelt es sich um einen instationären Stoß am Ende eines Überschallbereiches auf dem Profil, der durch den vorbeifliegenden Wirbel induziert wird. Dieser Stoß bewegt sich nach der Wechselwirkung stromauf und verläßt das Profil. Der entscheidende Parameter für diesen Effekt ist die Geschwindigkeit, die am Profil induziert wird. Nur wenn $Ma > 1$ auf dem Profil erreicht wird, kommt es zu diesem Mechanismus der Schallentstehung.



Interferogramm der Profilstromung mit stromauflaufender "Transonic Wave". Der rechtsdrehende Wirbel befindet sich unterhalb der Profilhinterkante.

Literatur

- Meier, G.E.A. and R. Timm: Unsteady Vortex Airfoil Interaction. In: AGARD Conf. Proc. Vol. 386, 16-1 - 16-10 (1985).
Lent, H.-M. und G.E.A. Meier: Schallentstehungsmechanismen in transsonischen Strömungen bei der Wirbel-Profil-Wechselwirkung. In: Fortschritte der Akustik, DAGA'86, 641-644 (1986).
Meier, G.E.A., H.-M. Lent and K.F. Lühr: Sound generation and flow interaction of vortices with an airfoil and a flat plate in transonic flow. In: Fluid Dynamics Research 3, 344-348, North-Holland (1988).

Weiteres Vorgehen

Es wird ein neues Stoßrohr aufgebaut, in dem durch den Stoß eine transsonische Strömung angefacht wird. Die Strömung erzeugt an der Hinterkante eines Profils einen Anfahrwirbel, der sich durch einen sehr kleinen Wirbelkern auszeichnet. Neben der Wechselwirkung dieses Wirbels mit einer festen Oberfläche soll auch der Fall der Wirbel-Wirbel-Wechselwirkung untersucht werden. Als Meßverfahren soll an diesem Stoßrohr eine neue Apparatur zur holographischen Interferometrie zum Einsatz kommen.

Förderung durch

ERO, London

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Leeseitenablösung an Rümpfen
Fachkreis

Ansprechpartner F. Menter

Institution DFVLR GÖ SM-ES (Experimentelle Strömungsmechanik)

Adresse DFVLR, SM-ES
Bunsenstr. 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) 709-1
Telefax

weitere Partner

Thema

Berechnung von 3D Strömungen mit starker Wechselwirkung zwischen reibungsbehafteter und reibungsfreier Strömung

Ausgangssituation

Es existieren für 3-D Strömungsprobleme keine Wechselwirkungsverfahren, die eine effiziente numerische Lösung obiger Strömungsfelder zulassen.

Ziel

Entwicklung eines parabolisierten Navier-Stokes Verfahrens zur räumlichen Integration der Gleichungen.
U.U. auch Untersuchung der Turbulenzmodellierung

Lösungsweg

Entwicklung des Verfahrens, basierend auf einer v. Neumannschen Stabilitätsuntersuchung und Berechnung von Strömungsproblemen am DFVLR Rotationsellipsoid.

• Ergebnis

Berechnung des Strömungsfeldes am Rotationsellipsoid bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ und einer Reynoldszahl $Re = 7,7 \times 10^6$, sowie mit künstlicher Transition bei 20 % Körperlänge. → Vergleich mit Grenzschichtrechnung und Experiment.

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur

F. Menter:
Numerische Untersuchung des reibungsbehafteten Strömungsfeldes um ein Rotationsellipsoid (Dissertation).
DFVLR-FB in Vorbereitung

weitere Vorgehen

- Vektorisierung des Programms,
- Turbulenzmodellierung

Förderung durch

Datum 7.3.1989

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Dr. Jos. Mertens

Institution MBB-UT, TE 2104

Adresse Hünefeldstr. 1-5, 2800 Bremen 1

Telefon 0421-538-3802

Telefax 0421-538-3320

weitere Partner Dr. Kl. Hünecke
MBB-UT, TE 211

Thema Hyperschall Konfigurationen
(bei geringen und hohen Geschw., hohen Anstellwinkeln,
Nachlaufströmung, nicht-kreisförmiger Querschnitt,
Flügel-Rumpf-Interferenz)

Ausgangssituation

Aerodynamische Entwicklung von Hyperschallkonfigurationen
(Hermes, Sänger/Horus, LART, ASTROS).

Ziel

Kenntnisstand: Literatur, eigene Verarbeiten bei der
Transport- und Kampfflugzeugentwicklung

Konfigurationsentwicklung

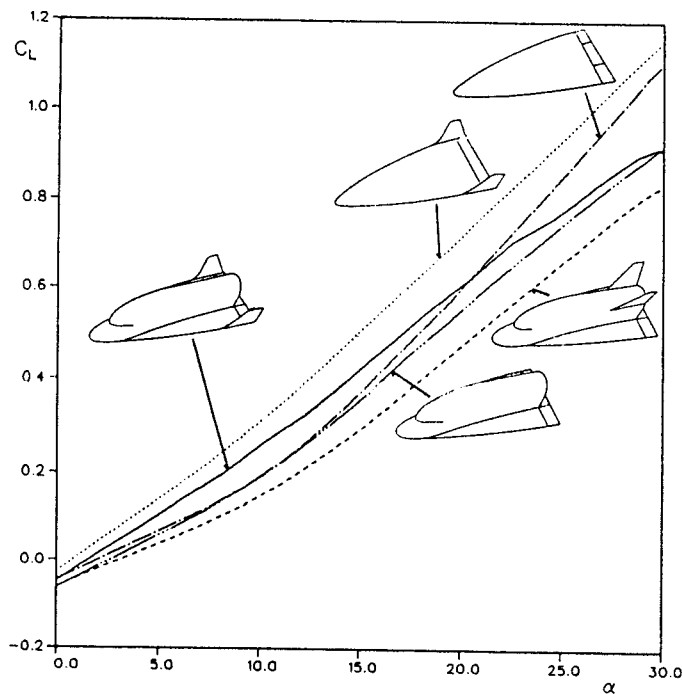
Lösungsweg

Experimentell und theoretisch

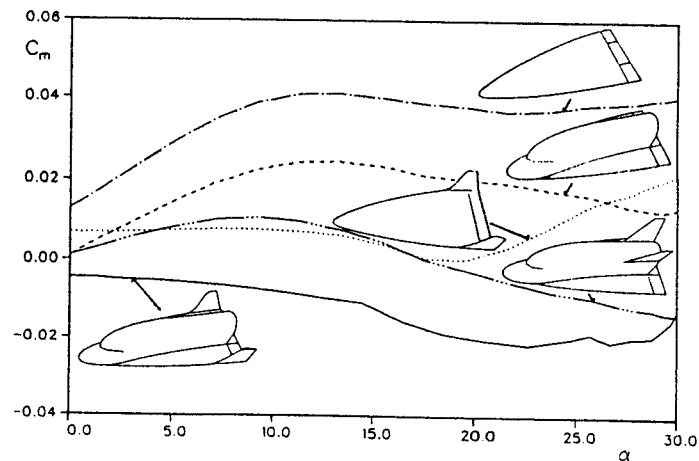
Ergebnis

Versuche: Hermes low speed,
Sänger II / Horus

Entwurfsarbeiten zu Sänger, LART, ASTROS



Längsbewegung Auftrieb und Nickmoment



Literatur K. Hünecke, J. Mertens

Experimentelle Untersuchung zur Landeeigenschaft von Hyperschall-Flugge

MBB-Bericht Nr. TE2-1680 (1988)

weiteres Vorgehen

Versuche: Hermes low speed u. Hypersonic
Entwurfsarbeiten

Förderung durch Hermes, BMFT, FFE

Datum 1.2.89

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis Stumpfe Körper / Rämpfe

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 laminarer Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Implizite zentrale Differenzenverfahren zur Lösung der 2D vollen und 3D Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen

Ziel

Entwicklung eines robusten, genauen und effizienten Verfahrens zur Lösung der Navier-Stokes Gleichungen

Lösungsweg

1. Validierung der zentralen Verfahren für laminare Hyperschallströmungen über Rampen und für laminare transsonische Strömungen um Halbkugel-Zylinder.
2. Implementierung und Validierung eines Upwind-Schemas zur Lösung der ebenen und achsensymmetrischen Navier-Stokes Gleichungen für laminare Hyperschallströmungen über Rampen.

Ergebnis

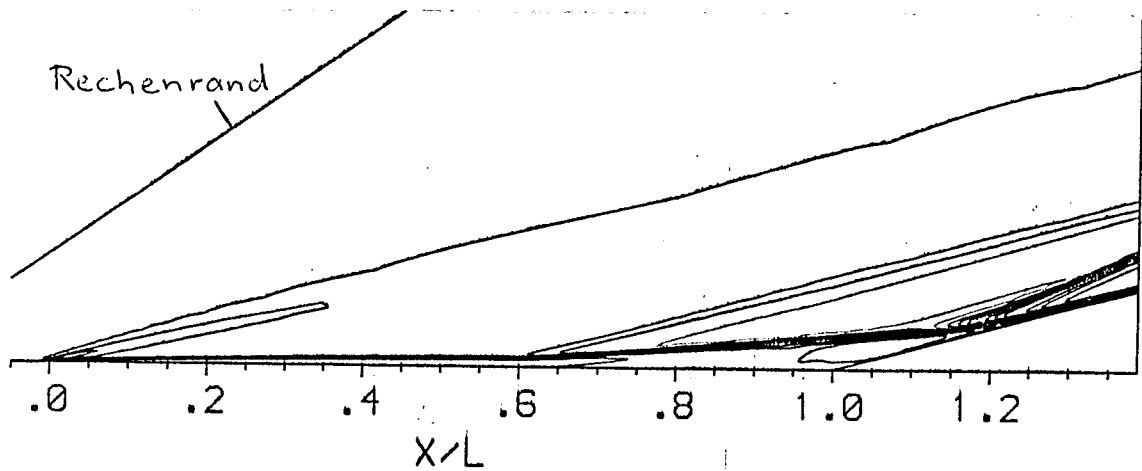


Bild 1 Isochoren für 15°-Rampe, $M_\infty = 5$, $Re_\infty = 5.75 \cdot 10^5$, $T_w = 3.445 T_\infty$, $T_\infty = 83.6 \text{ K}$

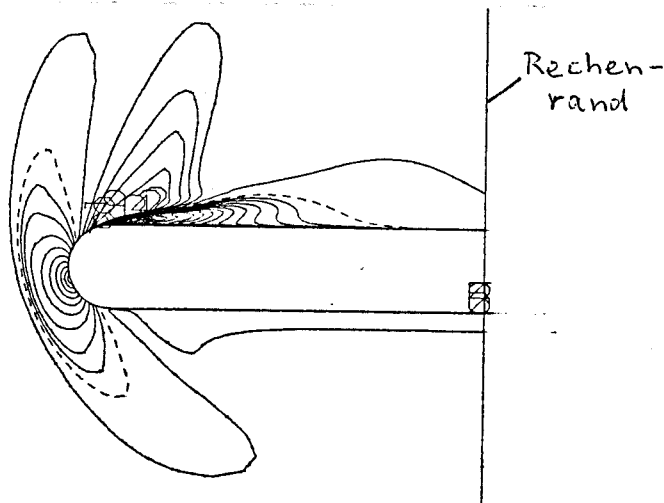


Bild 2 Iso-Mach-Linien für Halbkugel-Zylinder, $\alpha = 19^\circ$, $M_\infty = 1.2$, $Re_{\infty,R} = 222500$ in Symmetrieebene

Literatur

- Müller, B.: Calculation of Laminar Supersonic Flows over Ramps and Cylinder-Flares. DFLR-IB 221-88 A 14.
 Müller, B.: Semi-Implicit Finite-Difference Simulation of Separated Laminar Transonic Flow over a Hemisphere-Cylinder at Incidence. DFLR-IB 221-88 A 17.

weiteres Vorgehen

Implementierung und Validierung eines Upwind-Schemas zur Lösung der 3D Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen für laminare Hyperschallströmungen um stumpfe Körper.

Förderung durch

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner D. Nikolitsch

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089)6000-2964

Telefax (089)6000-5764

weitere Partner E. Waxweiler
MBB-UA Verteidigungssysteme

Thema Interferenzen

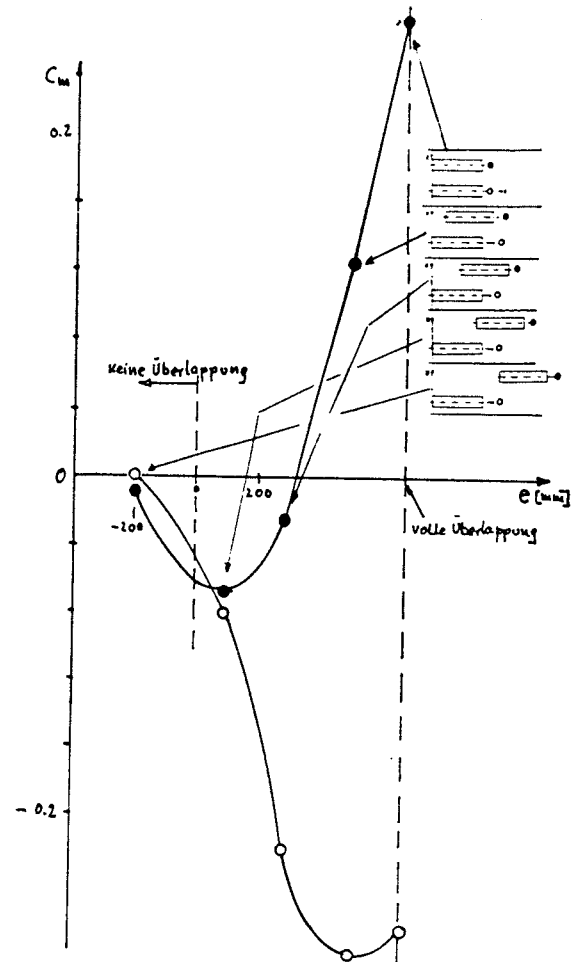
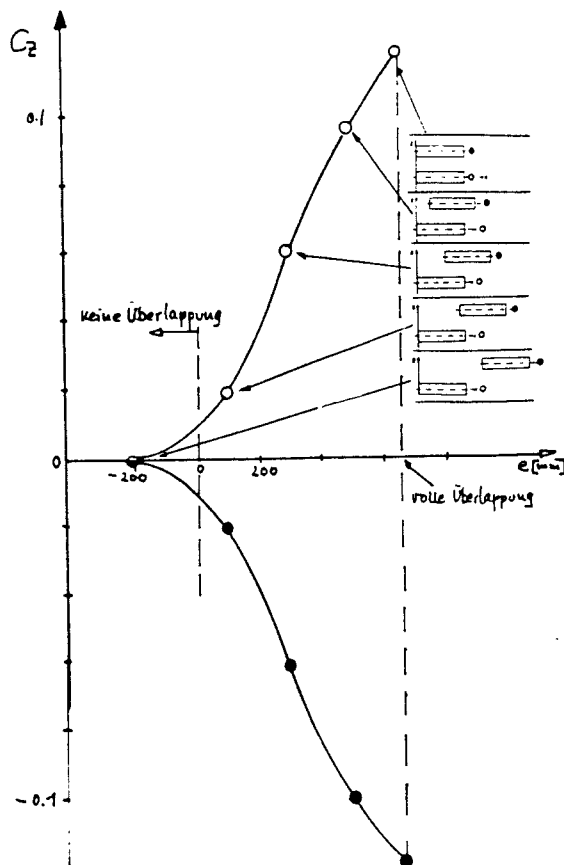
Ausgangssituation Beim Ausstoß eines Flugkörper-Ensembles aus Behältern muß die Verletzungswahrscheinlichkeit des Trägers abgeschätzt werden. Dreidimensionale Feldverfahren sind zu aufwendig, um den zeitlich veränderlichen Zustand des Ensembles zu beschreiben. Die Berechnung der Trajektorien sind mit der Berechnung der Aerodynamik gekoppelt.

Ziel Verfahren zur Berechnung der aerodynamischen Beiwerte eines FK-Ensembles mit Simulation der Trajektorien für Unter- und Überschallauslösung

Lösungsweg Wegen der Komplexität des zu simulierenden Vorgangs wird auf einem Panelverfahren niedriger Ordnung aufgebaut (Singularitätensind Wirbelringe und Quellen). Die Programmstruktur orientiert sich wesentlich an den Merkmalen des Mehrkörperproblems. Die Erfassung der abgelösten Strömung soll mit 2D- bzw. 3D-Wirbelmodellen erfolgen. Erste Rechnungen (ohne Ablösung) wurden an zwei senkrecht zur Hauptströmung ausgestoßen Zylindern durchgeführt.

Ergebnis

Bei anliegender Strömung wurde das Überlappungsmaß zweier zylindrischer quer angeblasener Flugkörper systematisch verändert, um daraus Normalkraft und Nickmoment der einzelnen Zylinder zu erhalten.



Literatur

Nur Sachstandsbericht für den Auftraggeber (1988)

weiteres Vorgehen

Genauere Erfassung abgelöster Wirbelströmungen, tieferes Eingehen auf Kompressibilität im schallnahen Bereich

Förderung durch RüFo 4

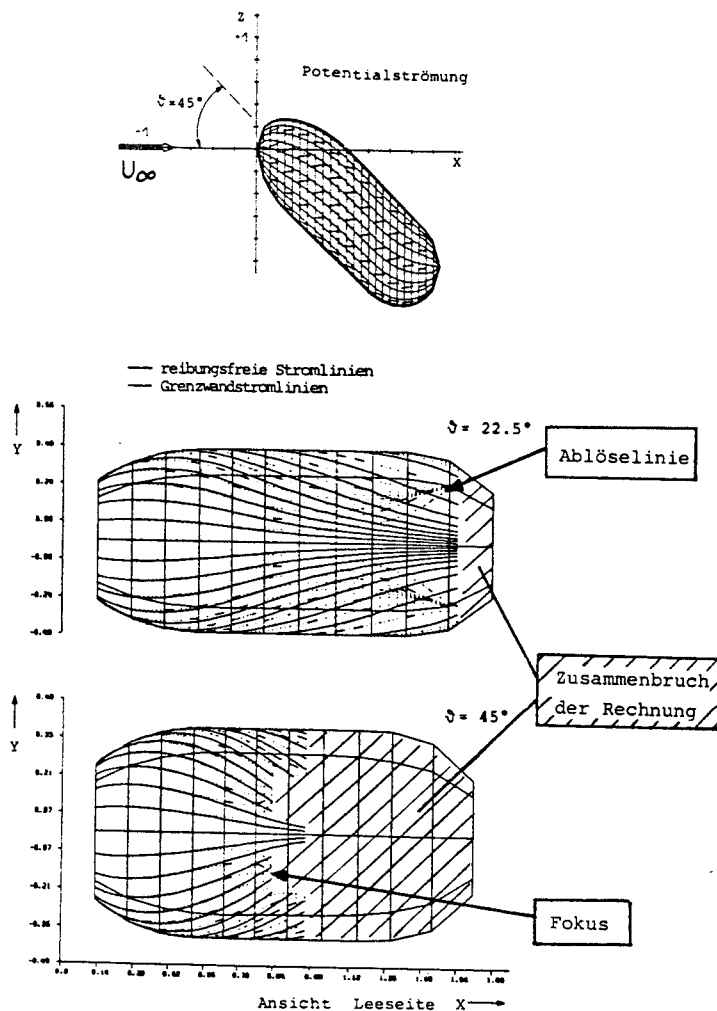
Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe		
Ansprechpartner	D. Nikolitsch		
Institution	MBB-UA Verteidigungssysteme		
Adresse	Postfach 801149, 8000 München 80	Telefon	(089)60002964
		Telefax	(089)60005764
weitere Partner	K. Hartmann, DLR (Göttingen) W. Schneider, DLR (Göttingen)	Experimente	
Thema	Rümpfe bei hohen Anstellwinkeln		
Ausgangssituation	Strömungsablösung bei Rümpfen mit unkonventioneller Geometrie bzw. bei Rümpfen mit konventioneller Geometrie und extremen Anstellwinkeln führt allgemein zu nichtlinearen Beiwertcharakteristiken. Die Wirksamkeit von evtl. vorhandenen Flügeln oder Leitwerken ist dabei schwierig abzuschätzen. Empirische oder halbempirische Rechenmethoden reichen dabei nicht aus.		
Ziel	Methode zur Ermittlung von Druckverteilungen, Lastverteilungen und aerodynamischen Beiwerten in dem durch nichtlineare, ablösebedingte Beiwerte gekennzeichneten Anströmbereich.		
Lösungsweg	Vorläufig wird das Prinzip der Kopplung von wandnaher Reibungsschicht mit einer äußeren reibungsfreien Wirbelströmung verfolgt. Die Berechnung der Grenzschicht erfolgt entweder über ein Integralverfahren oder ein Differenzenverfahren einfacher oder höherer Ordnung. Momentan wird das Differenzenverfahren höherer Ordnung getestet. Bei 3D-Wirbelströmung im Außenbereich wird mit Hilfe eines Wirbelschichtmodells, bestehend aus geschlossenen Wirbelvierecken, simuliert.		

Ergebnis

Testrechnungen mit einem Grenzschichtverfahren (Integralverfahren von Cousteix) an einem hochangestellten Zylinder mit Ellipsoidnase und Heck im Rahmen der Leistungsbewertung von Grenzschichtverfahren. Die Rechnung wurde ohne Kopplung durchgeführt.



Literatur

D. Nikolitsch

Leistungssteigerung im Manöverflug,
Teil I
MBB-Bericht UA-1082/87

weiteres Vorgehen

Erweiterung des aerodynamischen Modells auf Erfassung massiver Ablösung bei hohen Anstellwinkeln

Förderung durch

RüFo 4

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner H. Riedel

Institution DLR, SM-EA

Adresse Institut für Entwurfsaerodynamik
DLR
Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 0531/395-2432

Telefax 0531/352695

weitere Partner GARTEUR ACTION GROUP AD (AG 09)
"Flow Past Missile Afterbodies"

Thema

Umströmungen von Flugkörperheckkörpern

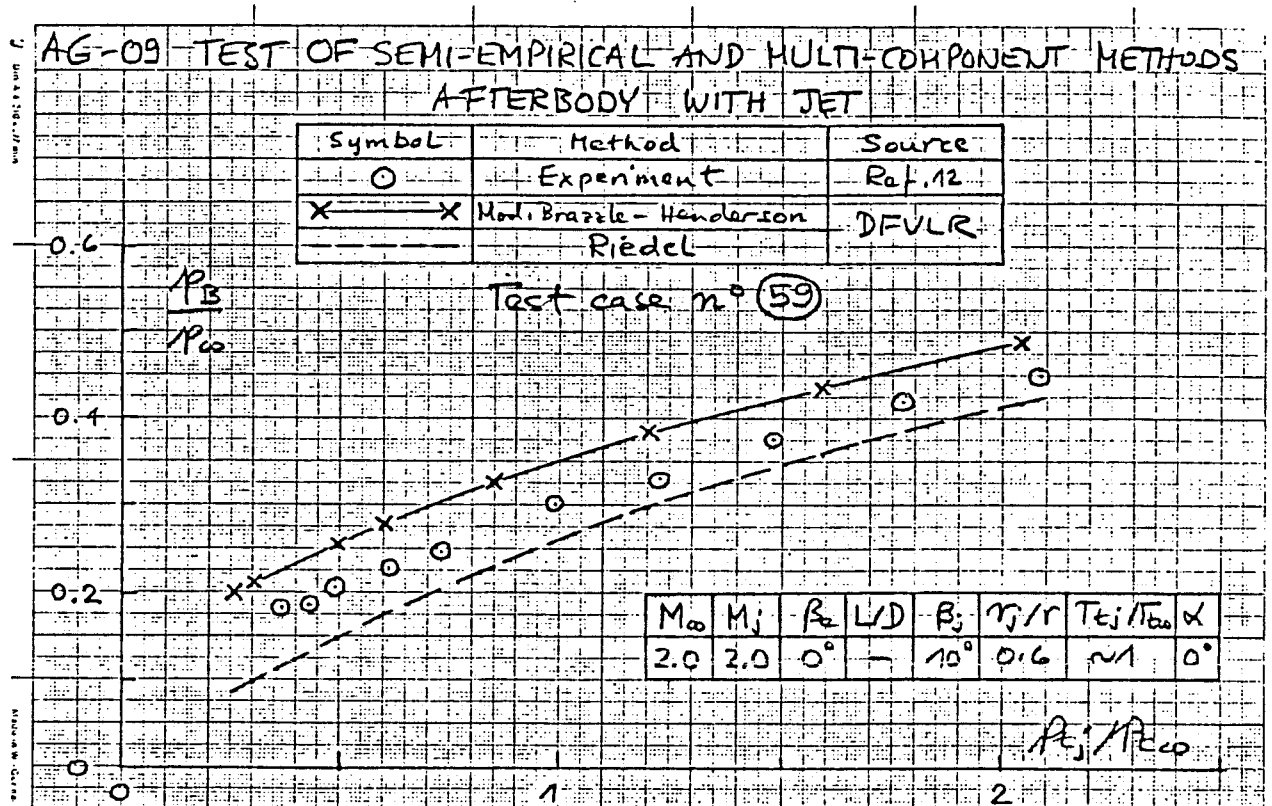
Ausgangssituation Mangel an vergleichenden Untersuchungen von Vorhersageverfahren mit dem Experiment im Hinblick auf die Umströmung von Flugkörperheckkörpern

- Ziel**
1. Sammlung einer umfangreichen experimentellen Datenbasis
 2. Vergleich von halbempirischen Mehrkomponenten-Verfahren mit der Datenbasis
 3. Vergleich von Ergebnissen der numerischen Simulation unter Verwendung der Euler- und Navier-Stokes-Gleichungen mit der Datenbasis

Lösungsweg

1. Anwendung der empirischen Verfahren des Instituts für Entwurfsaerodynamik
2. Anwendung des Navier-Stokes-Verfahrens des Instituts für Entwurfsaerodynamik

Ergebnis Anwendung der empirischen Verfahren auf den größten Teil der Datenbasis ist abgeschlossen.
Übereinstimmung von Vorhersageverfahren und Experiment ist zufriedenstellend.



Literatur

weiteres Vorgehen

1. Keine weitere Anwendung der empirischen Verfahren auf die Datenbasis
2. Berechnung eines typischen Beispiels mit dem Navier-Stokes-Verfahren

Förderung durch

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe

Fachkreis

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 Dreidimensionale Berechnung der Strömung um Gebäude
in einer Bodengrenzschicht

Ausgangssituation

Für die Berechnung der Strömungskräfte auf und des Strömungsfeldes um wind-beaufschlagte Gebäude bzw. Gebäudegruppen gibt es noch kein praktisch einsetzbares, zuverlässiges Verfahren.

Ziel

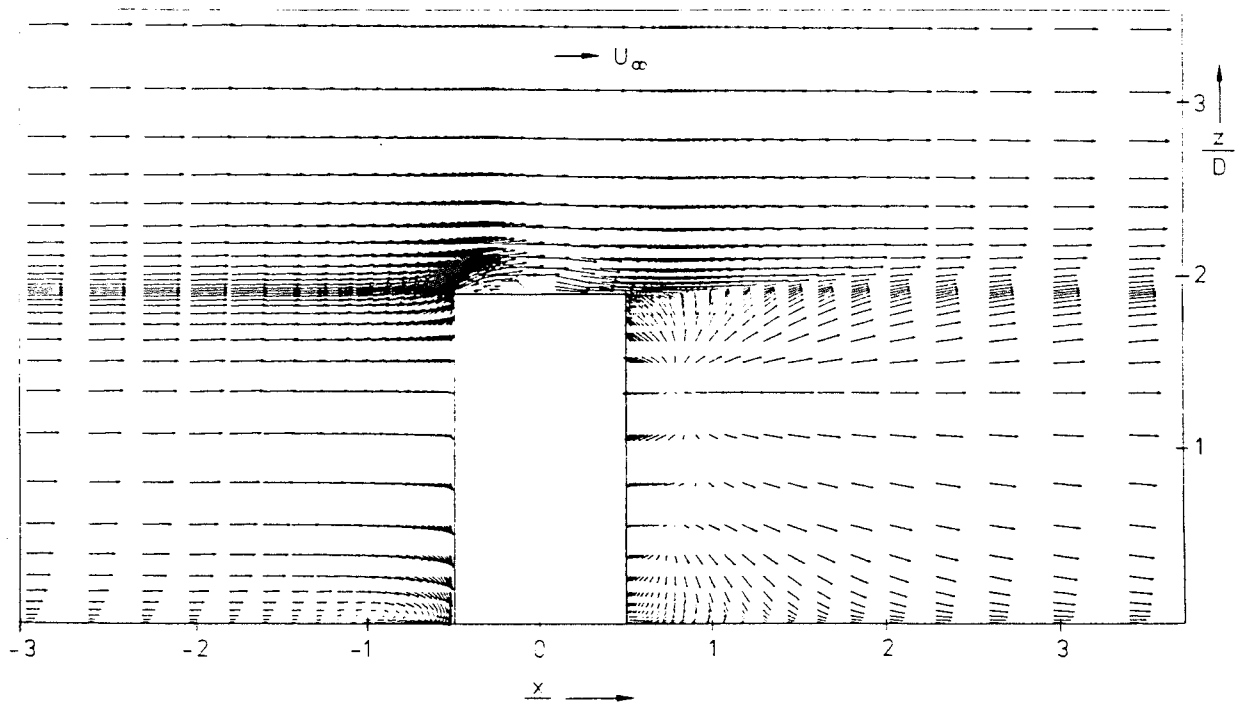
Entwicklung eines Computerprogramms, mit dem sich die dreidimensionale Strömung um Gebäude bzw. Gebäudegruppen für praktische Zwecke ausreichend genau und mit vertretbarem Rechenaufwand simulieren läßt.

Lösungsweg

- Lösen der gemittelten 3D Navier-Stokes Gleichungen mit einem effizienten Finite-Volumen-Verfahren, das beliebige krummlinige, körperangepaßte Gitter verwenden kann.
- Simulation der turbulenten Austauschvorgänge mit dem $k-\epsilon$ Turbulenzmodell.

Ergebnis

Erste Rechnungen wurden durchgeführt für die 3D Strömung um einen Kreiszylinder, der in einer Bodengrenzschicht steht. Eine Besonderheit dieser Strömungssituation ist, daß die Ablösestelle nicht von vornherein festliegt. Ihre Variation entlang des Umfangs mit dem Abstand vom Boden wird vom Rechenmodell gut vorhergesagt. Insgesamt ist das berechnete Geschwindigkeitsfeld in guter Übereinstimmung mit Anstrichbildern und stimmen auch gemessene und berechnete Druckverteilung gut überein.



Berechnete Geschwindigkeitsvektoren in vertikaler Mittenebene

Literatur

S. Majumdar and W. Rodi: "Three-dimensional computation of flow past cylindrical structures and model cooling towers", Building and Environment, Vol. 24, No. 1, pp. 3-22, 1989.

weiteres Vorgehen

Feinere numerische Auflösung mit den Computern der neuesten Generation und Testrechnungen für andere Geometrien.

Förderung durch DFG, Schwerpunktprogramm "Finite Approximationen in der Strömungsmechanik"

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rumpfe
Fachkreis

Ansprechpartner Rodi, Cordes

Institution Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe

Adresse Kaiserstraße 12
7500 Karlsruhe 1

0721/608-3535
Telefon 0721/608-3536
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

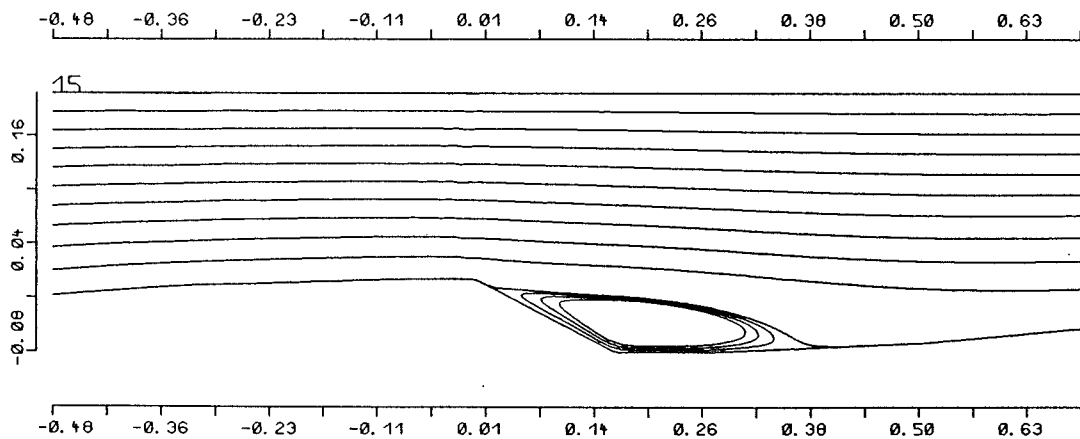
- o Verwendung von körperangepaßten Gittern
- o Finites Volumenverfahren
- o Verwendung von nicht gestaffelten Gittern
- o zeitunabhängiges Verfahren
- Verwendung eines Zweischichten-Turbulenzmodells, das im Außenbereich das Standard- $k-\epsilon$ Modell verwendet und im viskositätsbeeinflussten, wandnahen Bereich das Eingleichungsmodell von Norris und Reynolds.

Ergabnis

Erste Testrechnungen wurden für folgende Strömungen 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

Beispiel: Simulierte Stromlinien für die Dünenströmung mit Hilfe des Zweischichten-Modells



Literatur

weiteres Vorgehen

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

Förderung durch DFG, Schwerpunktprogramm "Physik abgelöster Strömungen"

Datum 1.2.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner Rodi, Schönung, Franke

Institution Sonderforschungsbereich 210, Universität Karlsruhe,

Adresse Kaiserstraße 12
7500 Karlsruhe 1

0721/608-3535

Telefon 0721/608-3118

Telefax 0721/608 4290

weitere Partner

Thema Berechnung instationärer Vorgänge bei der
Umströmung von zylindrischen Körpern

Ausgangssituation

Numerische Berechnungen der Karman'schen 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 Projekts ist die Entwicklung eines Berechnungsverfahrens, das auch für hohe Reynolds-Zahlen die korrekten instationären Belastungen des umströmten Körpers vorhersagt. In der derzeitigen Entwicklungsphase steht die turbulente, zweidimensionale Umströmung quadratischer und kreisförmiger Zylindergeometrien im Vordergrund.

Lösungsweg

Das Rechenverfahren TEACH, das die Navier-Stokes-Gleichungen mittels einer Finite-Volumen Methode in primitiven Variablen auf einem versetzten Gitter löst, wurde zur Berechnung der instationären, laminaren Wirbelablösung hinter Zylindern erweitert (räumliche Diskretisierung: 3. Ordnung, zeitliche Diskretisierung: implizit 1. Ordnung). Dieses Berechnungsverfahren soll durch den Einbau eines geeigneten Turbulenzmodells erweitert werden, um auch turbulente Strömungen berechnen zu können.

Ergebnis

Gesicherte Ergebnisse liegen bisher nur 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 zum Beispiel der Strouhal-zahl (s. Abb.). Das Einsetzen der Wirbelablösung (quadratischer Zylinder $Re_{WS} = 70$, Kreiszylinder $Re_G = 40$) wird korrekt in Abhängigkeit von der Reynolds-Zahl vorhergesagt. Bei höheren Reynolds-Zahlen ($Re > 1000$) können von dem Verfahren ohne Einsatz eines Turbulenzmodells die Einflüsse der einsetzenden turbulenten Fluktuationen nicht mehr erfaßt werden, und es stellen sich deshalb Abweichungen von den experimentellen Ergebnissen ein.

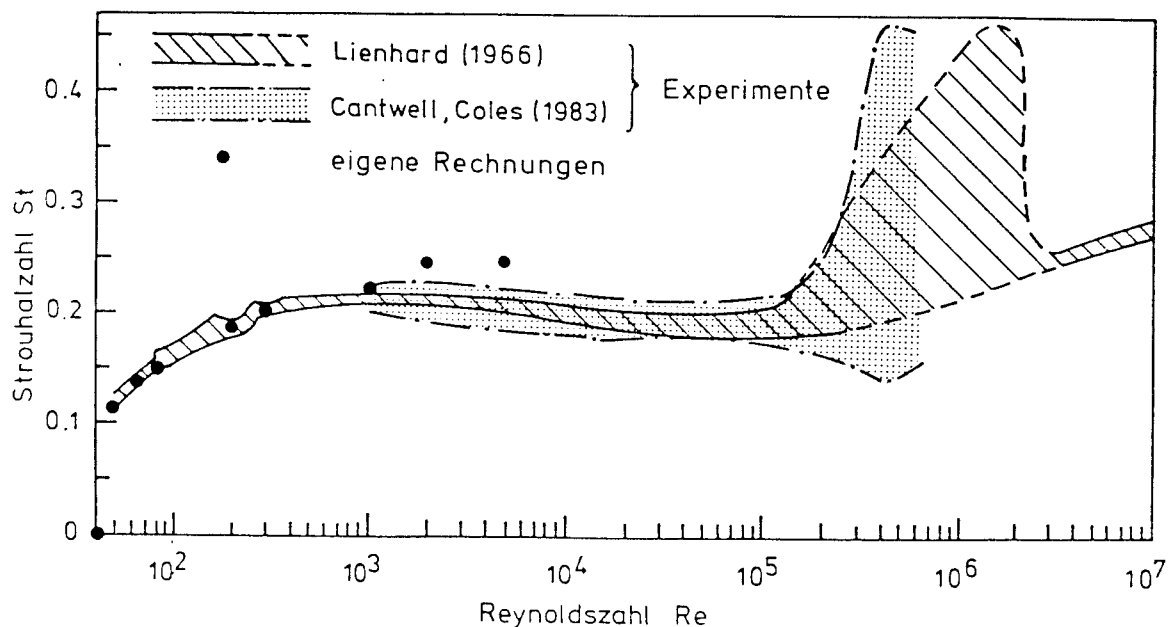


Abb.: Strouhalzahlen in Abhängigkeit der Reynoldszahl bei der Umströmung des Kreiszylinders

Literatur

Franke, R., Schöning, B., 19899: "Die numerische Simulation der laminaren Wirbelablösung an Zylindern mit quadratischen und runden Querschnitten". Bericht SFB 210/T/39, Sonderforschungsbereich 210, Universität Karlsruhe.

weiteres Vorgehen

Einbau und Test verschiedener Turbulenzmodelle, Berechnung von Mehrkörper-Konfigurationen

Förderung durch DFG / SFB 210--Teilprojekt C7

Datum 1.2.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. Rohne, Akad.Rat a.Z.

Institution

LEHRSTUHL F. STRÖMUNGSMECHANIK

Adresse

Technische Universität
Arcisstraße 21, 8000 München 2

Telefon 089/21058326

Telefax 089/21052000

weitere Partner --

Thema Experimentelle Untersuchung des Interferenzwirbelsystems am Tragflügel-Rumpf-Übergang (Flügelwurzel)

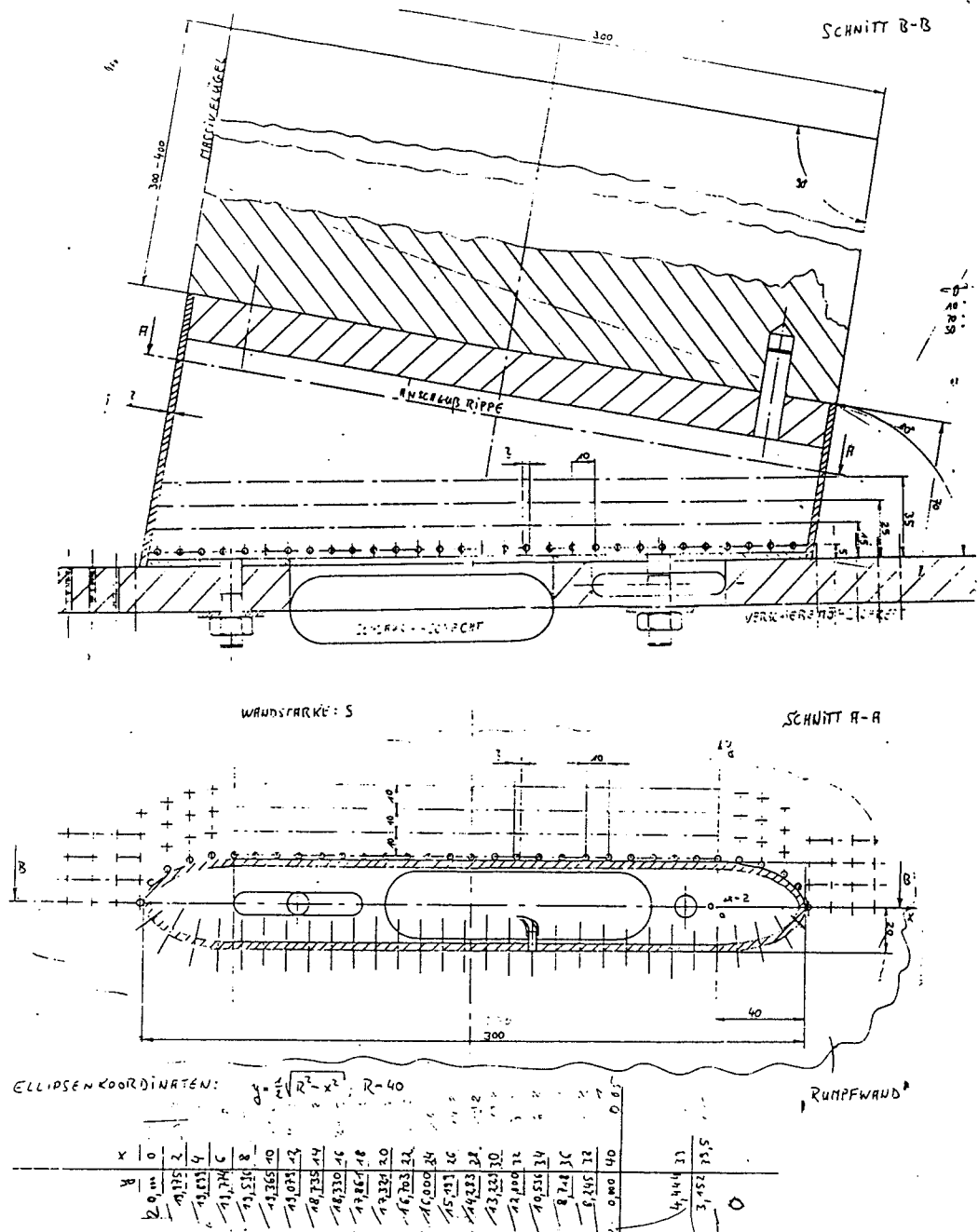
Ausgangssituation Ausgehend von einer Literaturstudie Entwurf eines Flügelwurzelmodells: 2 senkrecht aufeinanderstehende, ebene Platten mit elliptischer Vorder- und Hinterkante und unterschiedlicher Pfeilung (siehe Beiblatt).

Ziel Untersuchung des Pfeilungs- (und Anstellwinkel-) -einflusses auf das Interferenzwirbelsystem.

Lösungsweg

- Experimentelle Untersuchung im Niedergeschwindigkeitskanal (bis 60 m/s)
- Aufnahme von Druckverteilungen
- Anwendung der Hitzdrahtmeßtechnik
- Sichtbarmachung durch Ölanstrichverfahren

Ergebnis eigene Ergebnisse liegen bisher nicht vor.



- Literatur** z.B.: I.M.M.A. Shabaka, P. Bradshaw: Turbulent Flow measurements in an idealized wing-body-junction. AIAA-Journal, Vol. 19, No.2, Feb. 1981, p. 131-132.
- L.R. Kubendran, H.M. McMahon, I.E. Hubbart: Turbulent flow around wing/fuselage-type juncture. AIAA-Journal, Vol.24, No.9, Sept. 1986, p.1447-1491.

weiteres Vorgehen Modell mit verschiedenen Pfeilungswinkeln kurz vor der Fertigstellung.

Förderung durch --

Datum

31.1.1989

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner R.-A. Schmidt

Institution MBB-UA Verteidigungssysteme

Adresse Postfach 801149, 8000 München 80

Telefon (089)6000-2553

Telefax (089)6000-5764

weitere Partner D. Nikolitsch, MBB-UA

Thema Fallschirm-Aerodynamik

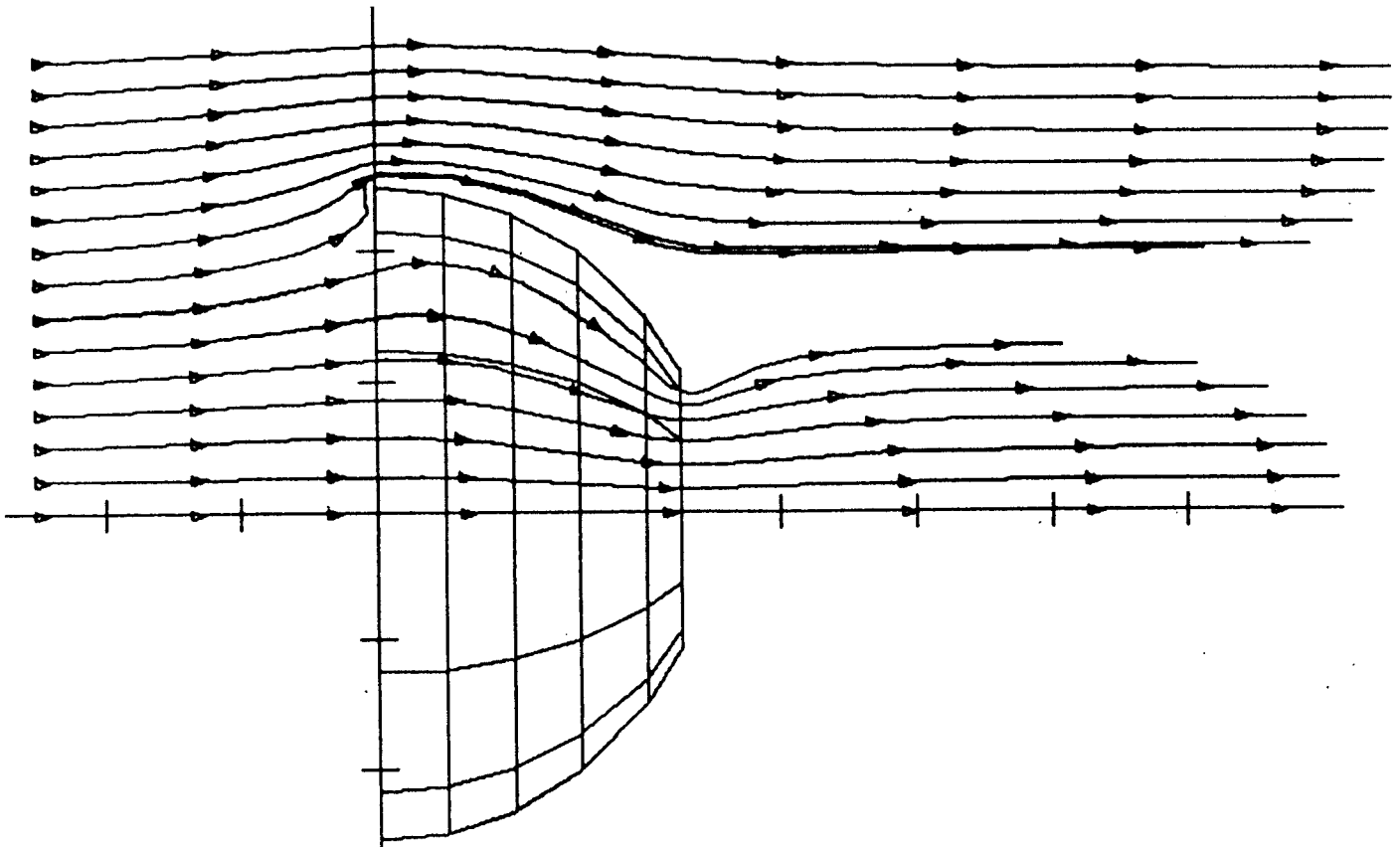
Ausgangssituation Steuer-Fallschirme für FK werden gewöhnlich noch immer mit Hilfe empirischer Methoden ausgelegt. Um gezielter optimale Formen zu finden und Leistungsanforderungen besser und effizienter erfüllen zu können, ist ein rechnerisches Auslegungsverfahren erforderlich.

Ziel Verfahren zur rechnerischen Auslegung von Brems- und Steuer-fallschirmen für Flugkörper, Verfahren zur Simulation ihrer aerodynamischen Eigenschaften als Voraussetzung für eine flug-mechanische Simulation

Lösungsweg Anpassung eines vorhandenen Programms an die spezifischen Anforderungen von Fallschirmgeometrien; Wirbelgitterverfahren mit Modellierung des Nachlaufes nach verschiedenen semi-empirischen Methoden.

Ergebnis

Erste Rechnungen zeigen für Fallschirme mit geschlossener Geometrie und solche mit einfachen Durchbrüchen gute Ergebnisse für die Druckverteilung und die Stromlinien; bei geeigneter Modellierung des Nachlaufs erhält man bereits Widerstandsbeiwerte in der richtigen Größenordnung

**Literatur**

bisher nur Zwischenberichte für den Auftraggeber

weiterees Vorgehen

Verbesserung der Simulation des Nachlaufs und der abgelösten Strömung, Verallgemeinerung der berücksichtigten Geometrien

Förderung durch

RüFo 4

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** STAB-Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rumpfe".

Ansprechpartner W. Schneider

Institution DLR SM-ES 16

Adresse 3400 Göttingen Bunsenstr.10

Telefon (0551) 709 2285

Telefax

weitere Partner MBB, DLR WT-WK Porz

Thema Rumpfe mit nichtkreisförmigen Querschnitten

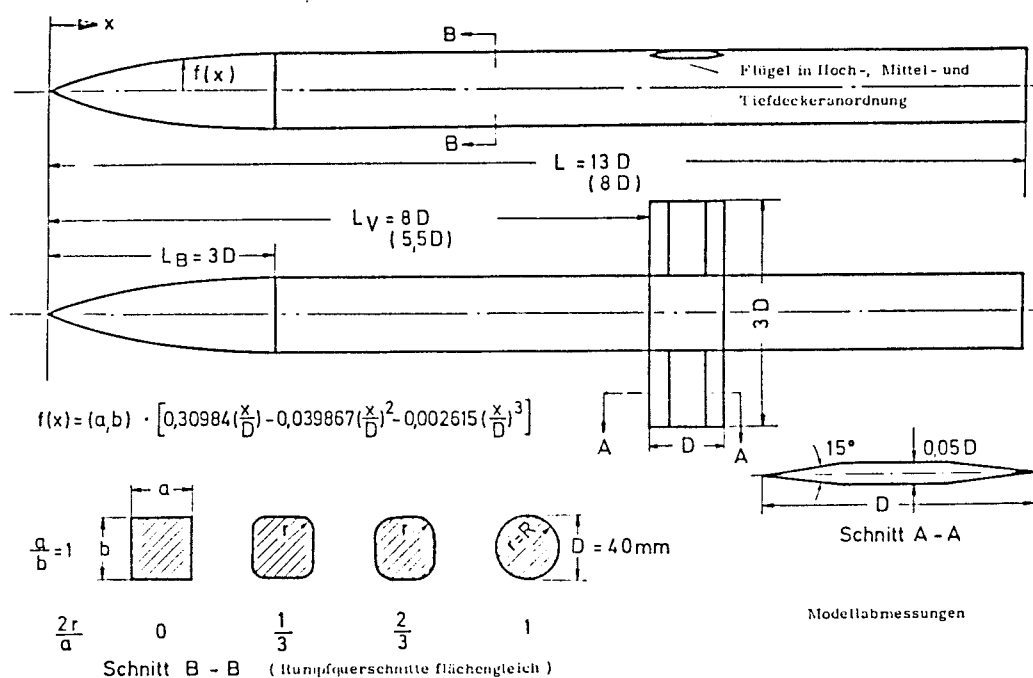
Ausgangssituation 1988 Weiterführung von längerfristig geplanten Aufgaben zum genannten Thema.

Ziel Klärung der Stömungsphänomene, Beitrag zu einer Datenbasis für die Erstellung von Berechnungsverfahren.

Lösungsweg Experimentell. Kraft- und Druckverteilungsmessungen; Strömungssichtbarmachung.

Ergebnis 1988 Kraftmessungen an Rümpfen mit Auftriebshilfen bei Unter- und Überschallanströmung. Anstellwinkelbereich 0° bis 30° .

Untersuchungen zum Einfluß der Re_5 -Zahl auf das Normalkraftverhalten der Rümpfe allein. Re-Zahl Bereich 10^5 bis 10^7 .



Literatur Ergebnisse liegen nur in Form von Meßberichten vor,

DFVLR IB 222-88 C 01 und

DFVLR IB 222-88 C 21

weiteres Vorgehen Analyse der Ergebnisse und Ergänzungen durch Strömungssichtbar-machungen.

Förderung durch Rüfo IV

Datum 16. 1. 1989

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Dr. Stricker/H. Dick

Institution BMW AG

Adresse Petuelring 130

Telefon 3183-4080/4094

Telefax 3183-3060

weitere Partner

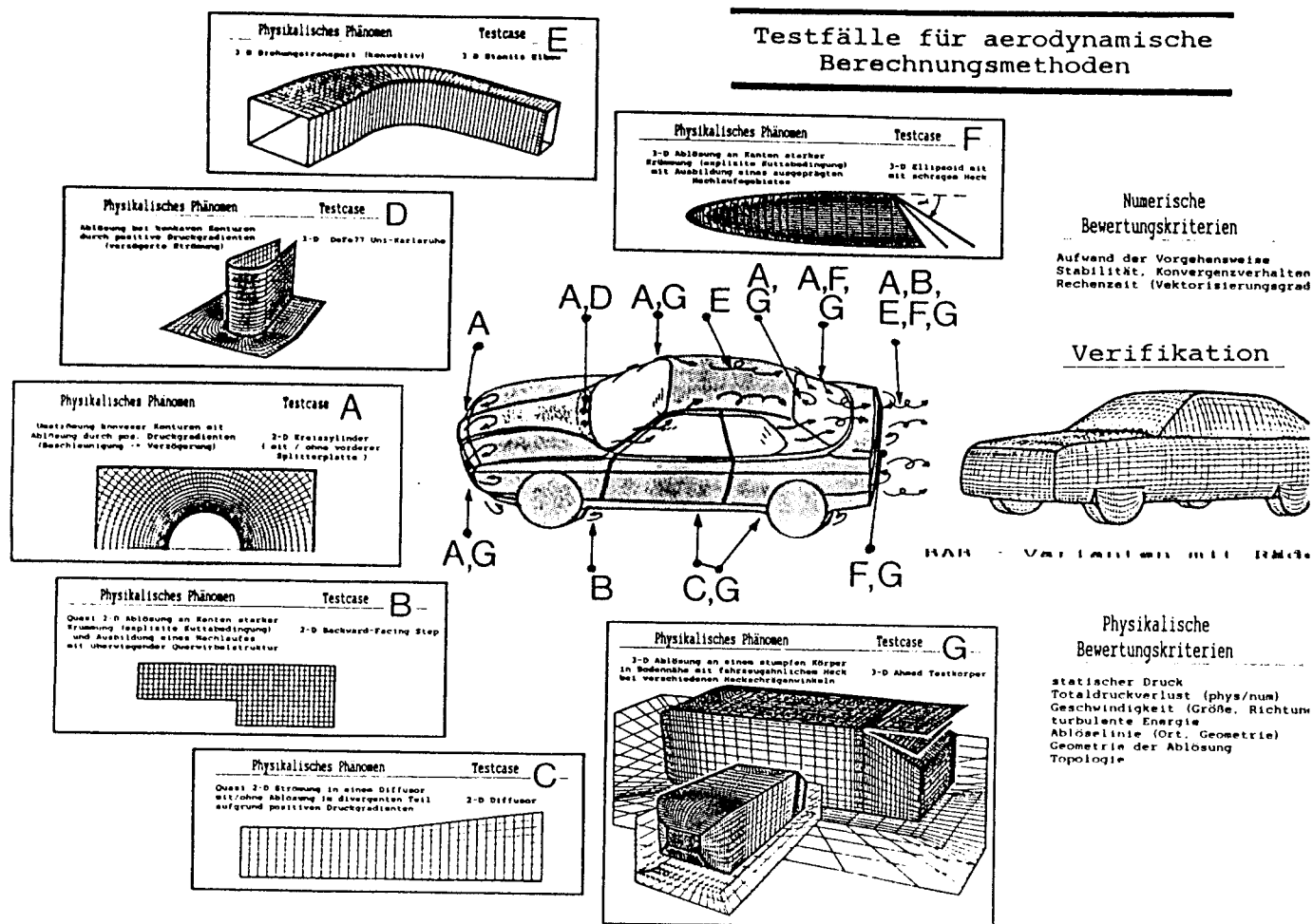
Thema Kraftfahrzeugumströmung mit Reynoldsverfahren

Ausgangssituation Vorhanden: marktgängige Reynoldsprogramme

Ziel Bestimmung des "besten" Verfahrens in folgendem Sinn:
vollständige Wiedergabe der Fzg-Umströmung einschließlich Ablösungen,
Wirbelsystemen.
Genauigkeitsanforderung: hinr. für Bestimmung v. Kraft- und Momenten-
beiwerten

Lösungsweg Test der Verfahren anhand eines Kataloges von Testcases, der alle für
die Kfz-Umströmung relevanten Strömungstypen umfaßt (s. Bild)

Qualitätsbeurteilung der Verfahren



- Literatur** Stricker, Dick: Numerical Simulation of Car Aerodynamics and Interior Climate 2nd International Conference on Supercomputing in Automotive Industry, 1988
- Stricker, Dick: Einsatz aerodynamischer Berechnungsmethoden in der Automobil-industrie, VDI-Berichte 613, 745-776
- Krukow, G.: Entwicklung von Euler-Verfahren und ihre Anwendung bei der BMW AG München. Vortrag anlässlich des Seminars Fzg-Aerodynamik und Windkanaltechnik vom 04.-05.05.87, Budapest.

weiteres Vorgehen

Förderung durch

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Dr. Stricker/H. Dick

Institution BMW AG

Adresse Petuelring 130
8000 München 40

Telefon 3183-4080/4094

Telefax 3183-3060

weitere Partner

Thema Fahrzeugumströmung mit eng gekoppelter Euler-/Grenzschicht-
rechnung

Ausgangssituation Vorhanden: - Eulerverfahren
- 3D-Grenzschichtverfahren

Ziel Wiedergabe der Fahrzeugumströmung einschließlich lokaler und
globaler Ablösungen.
Genauigkeitsanforderung: hinr. für Bestimmung von Kraft- und
Momentenbeiwerten

Lösungsweg Kopplung von Euler- und Grenzschichtverfahren:
° Diskret modellierte Eulergleichungen mit Randbedingungen aus
der Grenzschichtrechnung

Ergebnis

- Druckverteilung auf OF
- Grenzwandstromlinien
- Ablösegebiete, - "Linien"
- Reibungskräfte auf OF
- Kräfte und Momente
- Kraft- und Momentenbeiwerte

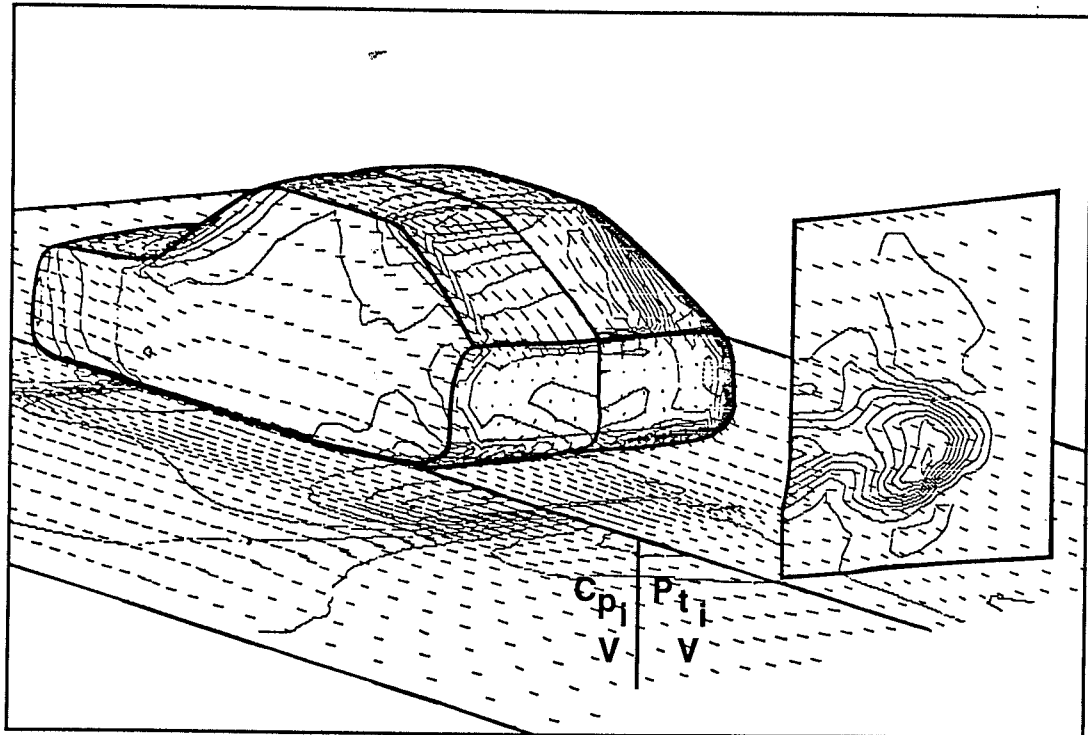


Fig.6: Results from Euler simulation

Literatur

- Stricker, Dick: Numerical Simulation of Car Aerodynamics and Interior Climate, 2nd International Conference on Supercomputing in Automotive Industry, 1988
- Stricker, Dick: Einsatz aerodynamischer Berechnungsmethoden in der Automobilentwicklung, VDI-Berichte 613, 745-776, 1986
- Krukow, G.: Entwicklung von Euler-Verfahren und ihre Anwendung bei der BMW AG München, Vortrag anl. d. Seminars Fzg-Aerodynamik und Windkanalmeßtechnik vom 04.-05.05.87, TU Budapest

weiteres Vorgehen

Förderung durch

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Dr. Stricker/H. Dick

Institution BMW AG

Adresse Petuelring 130
8000 München 40

Telefon 3183-4080/4094
Telefax 3183-3060

weitere Partner

Thema Kraftfahrzeugumströmung mit Methoden der Potentialtheorie/
Grenzschichtverfahren

Ausgangssituation Vorhanden: - Panelverfahren
- 3D-Grenzschichtverfahren
- pot.-th. Nachlaufmodell

Ziel

- exakte Wiedergabe der Druckwerte auf der Fzg-Oberfläche
- genaue Lage der Ablösegebiete
- Genauigkeitsanforderung: hinreichend für die Bestimmung der Kraft- und Momentenbeiwerte.

Lösungsweg

Iterative Vorgehensweise:

- ii) -V, Ablöselinie aus Panelverfahren und Grenzschicht
- ii) -Nachlaufausbildung, Abschätzung für Totaldruckverlust
- iii) -bei Konvergenz: Ende, ansonsten -- (i)

Ergebnis

- Druckverteilung
- Grenzwandstromlinien
- Ablösegebiete, - "Linien", Totaldruckverlust im abgel. Gebiet
- Reibungskräfte auf OF
- Kräfte und Momente
- Kraft- und Momentenbeiwerte

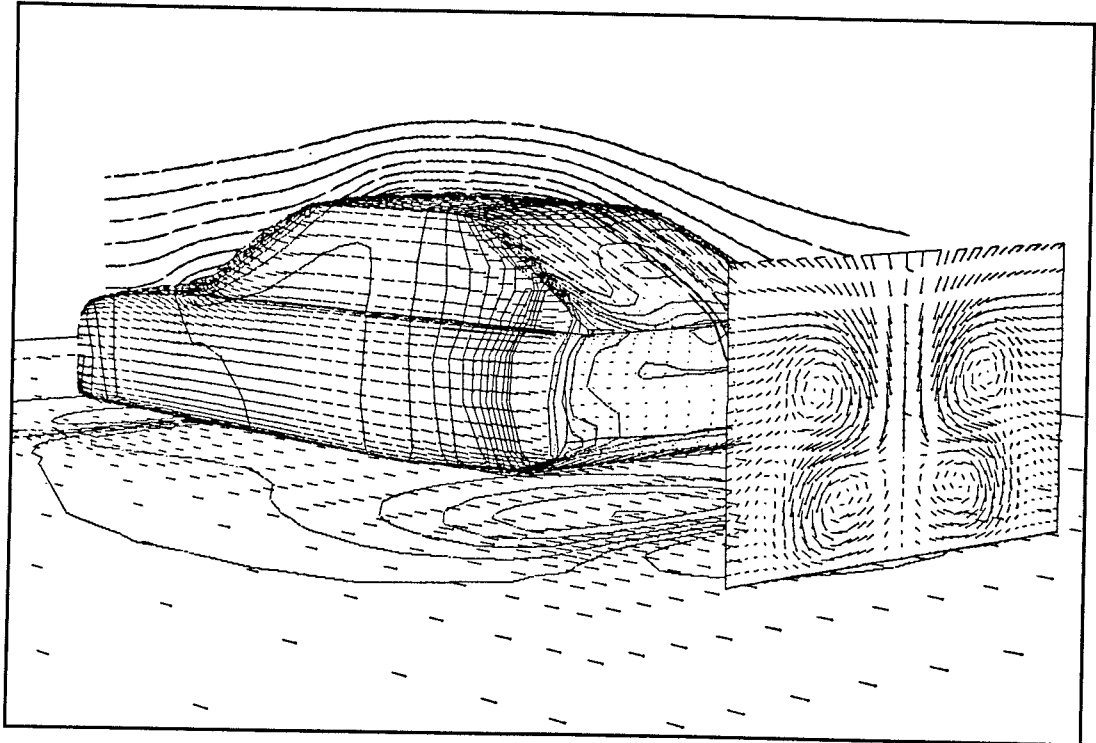


Fig.3: Global results from potential theory

- Literatur** Stricker, Dick: Numerical Simulation of Car Aerodynamics and Interior Climate
2nd International Conference on Supercomputing in Automotive Industry, 1988
- Stricker, Dick: Einsatz aerodynamischer Berechnungsmethoden in der Automobilindustrie, VDI-Berichte 613, 745-776

weiteres Vorgehen

Förderung durch

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ STUMPFIE KÖRPER/RÜMPFIE
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. F. Thiele

Institution Hermann-Föttinger-Institut, TU Berlin, Sekr. HF1

Adresse Straße des 17. Juni 135
1000 Berlin 12

Telefon 31422216
Telefax

weitere Partner

Thema Numerische Simulation der instationären, inkompressiblen
2-D Umströmung allgemeiner Profile

Ausgangssituation

Ziel Berechnung der instationären Strömungsvorgänge um einen
Mehrkomponenten-Tragflügel mit zeitlich abhängiger Klappen-
bewegung

Lösungsweg

- Navier-Stokes Gleichungen in reiner Stromfunktionsformulierung
($\rightarrow$ Dgl 4.Ordnung in Stromfunktion ψ)
- Finite Differenzenapproximation vom Hermiteschen Typ
(ψ ; ψ, ξ ; ψ, η sind Unbekannte)
- Direkte Lösung des linearisierten Gleichungssystems
(L-U-Zerlegung, Newton-Chord-Iteration)

Ergebnis

- Kreiszyklinderumströmung
(ruhend, longitudinal oszillierend. $Re = 200$)
- Tragflügelumströmung
(NACA0012, NACA4412, $\alpha = 15^\circ$, $Re = 10^3$)

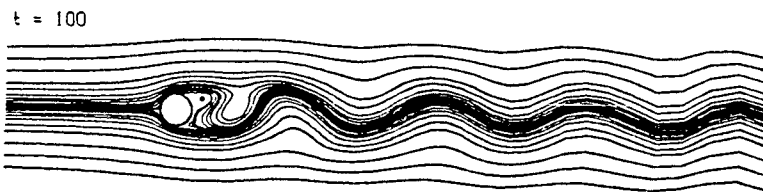


Bild 1. Kármánsche Wirbelstraße für $Re = 200$

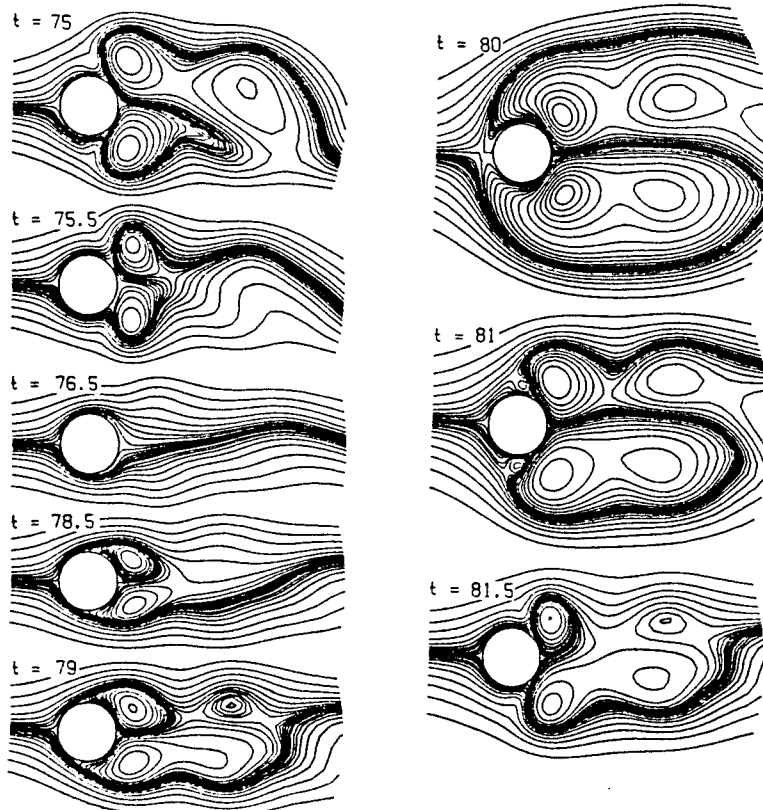


Bild 2. Zeitliche Entwicklung der Strömung um einen longitudinal schwingenden Zylinder $F_z/S_0 = 2.42$, $a/D = 0.3$, $Re = 200$

Literatur

Schütz, H.
Rieger, E.
Thiele, F.

Instationäre Quenumströmung eines in Strömungsrichtung oszillierenden Kreiszyklinders.
ZAMM 68 (1988) 5, T 357 - T 359.

Schütz, H.
Thiele, F.

An Implicit Method for the Computation of Unsteady Incompressible Viscous Flows.
Notes on Numerical Fluid Mechanics. 20 (1988), S. 371-378, Vieweg & Sohn, Braunschweig.

- weiteres Vorgehen**
- Blockstrukturierung des Rechengebietes
 - Direkte, parallele Lösung in den Blöcken
 - Kopplung durch Integraltionen
(Greensche Formel, Poincaré-Identität)

Förderung durch

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner Dr. P. Wiemer

Institution Rheinmetall GmbH

Adresse Abt. Numerische Simulation
Ulmenstr. 125
D-4000 Düsseldorf 30

Telefon 0211/447-2753
Telefax 0211/485416

weitere Partner Prof.Dr.-Ing. J. Ballmann, Lehrgebiet Mechanik
RWTH Aachen, Templergraben 64, D-5100 Aachen

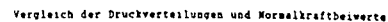
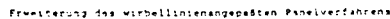
Thema Vorder- und Hinterkantenablösung an Deltaflügeln im Unterschallflug

Ausgangssituation Bei Anstellung löst die Strömung an den Vorderkanten von Deltaflügeln ab und freie Wirbelschichten rollen sich über der Saugseite der Flügel auf, welche einen starken nichtlinearen Auftriebsanstieg bewirken. Dieser Auftriebsgewinn ist sehr hilfreich z.B. bei Landeanflügen von Hyperschallflugkörpern.

Ziel Das Ziel der Untersuchungen ist es, mit potentialtheoretischen Methoden, zuverlässig die lokale Druckverteilung auf dem Flügel und damit zugleich die globalen Auftriebsbeiwerte zu bestimmen.

Lösungsweg Hierzu findet eine wirbellinienangepaßte Panelmethode Anwendung, wodurch die Modellierung der freien Wirbelschicht durch keinerlei Zwangsbedingungen eingeschränkt wird und daher eine wirklichkeitsnahe Geometrie als Teil der Lösung berechnet wird.
Die bei der mathematischen Lösung des hydrodynamischen Problems auftretende nichtlineare Integralgleichung wird iterativ mit einer Kollokationsmethode gelöst.

Für die Iteration wird ein NEWTON-Verfahren mit der Dipolverteilung auf allen Diskontinuitätsschichten und den Geometrieparametern der freien Wirbelschichten als unabhängige Veränderliche verwendet, wobei ein bezüglich der Rechenzeit günstiger Algorithmus durch rekursive Entwicklung der analytisch berechneten Jacobi-Matrix-Elemente zur Anwendung kommt. Die Arbeitsweise des Verfahrens wurde an praktischen Beispielen verschiedener Deltaflügel erprobt. Die erzielten numerischen Ergebnisse stimmen mit Experimenten und vergleichbar aufwendigen Berechnungsmethoden gut überein, wobei das Konvergenzverhalten des Verfahrens hervorzuheben ist.



H.W.M. Hoeijmakers:
Numerical Computation of Vortical Flow about
Wings, National Aerospace Laboratory NLR, The
Netherlands
NLR MP 83073 U (15.12.1983)
Presented at: Lecture Series "Computational
Fluid Dynamics", Rhode-St-Genese, Belgium,
March 12-16, 1984

P. Wiemer, K. Haag, J. Ballmann:
Approximation of Free and Bounded Vortex-
Sheets at Delta Wings,
Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 21,
"Panel Methods in Fluid Mechanics with Empha-
sis on Aerodynamics"
Vieweg Verlag 1988

weitere Vorgehen

Am Lehrgebiet Mechanik der RWTH Aachen finden weiterführende Arbeiten unter der Leitung von Prof.Dr.-Ing. Ballmann statt. Zu diesen Forschungsprojekten kann seitens Rheinmetall in Abstimmung mit dem Lehrgebietsleiter Arbeit geleistet werden, die sowohl fachliche Einarbeitung neuer Mitarbeiter in den Problemkreis als auch Integration verschiedener Programmpakete und Lösungen von Detailfragen beinhalten kann.

Im Hause Rheinmetall wird kein gefördertes Projekt aus o.a. Fachkreis federführend bearbeitet.

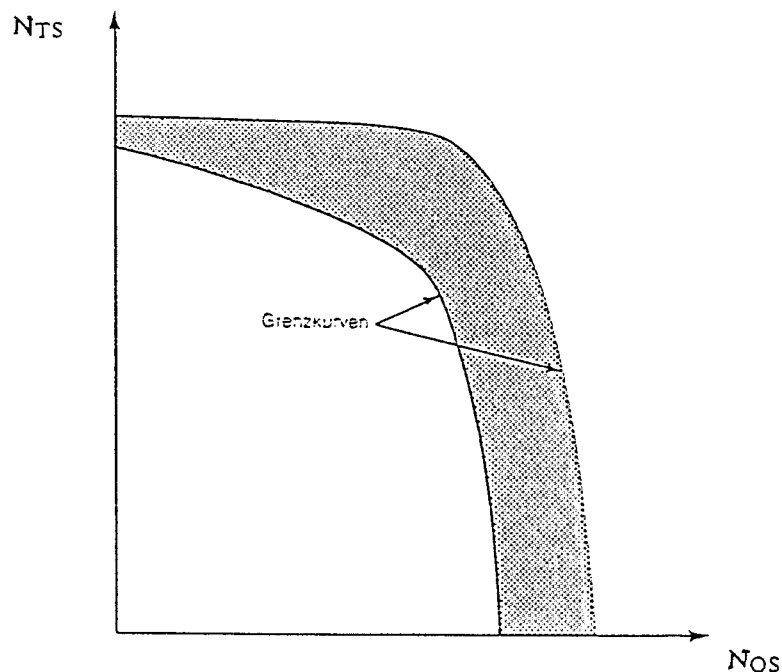
Datum 20.03.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel	
Ansprechpartner	Dr. H. Bieler	
Institution	MBB Transport- und Verkehrsflugzeuge, Bremen	
Adresse	Dr. H. Bieler MBB-TE 213 Postfach 10 78 45 2800 Bremen 1	Telefon (0421) 538-3232 Telefax (0421) 538-3320
weitere Partner	DLR-Institut für Entwurfsaerodynamik, Braunschweig	
Thema	Entwicklung von Transitionskriterien auf e^N -Basis für dreidimensionale Flügelgrenzschichten	
Ausgangssituation	Die Vorhersage von Flugleistungen und die Übertragung von Windkanalergebnissen auf die Großausführung erfordern zuverlässige Kriterien zur Vorhersage des laminar-turbulenten Umschlages.	
Ziel	Die Freiflugversuche des ATTAS-Versuchsträgers, die 1987 von MBB und DLR durchgeführt wurden, lieferten eine Datenbasis, die für eine Korrelation zwischen Transitionmessungen und linearer Stabilitätstheorie zur Verfügung steht. Das Ziel ist die Entwicklung eines e^N -Kriteriums für gepfeilte Flügel unter Freiflugbedingungen.	
Lösungsweg	Ausgewählte Flügel der zweiten Versuchsphase wurden mit dem SALLY-Orr-Sommerfeld Löser der NASA analysiert. Um die e^N -Methode insbesondere im aerodynamischen Entwurf effizient anwenden zu können, wird zunächst davon ausgegangen, daß ein zusätzlicher Parameter zur Entwicklung eines Transitionskriteriums für dreidimensionale Strömungen ausreicht: dies ist neben dem N-Faktor für die Tollmien-Schlichting Störungen der N-Faktor für Querströmungsstörungen.	

Ergebnis

Mit der oben erwähnten Vorgehensweise war es möglich, eine Vielzahl von Flugzuständen mit dem SALLY-Code bei vertretbarem Rechenaufwand zu analysieren. Es zeigte sich, daß durch Variation der Parameter Reynoldszahl, Machzahl, Pfeilwinkeländerung und Klappenstellung nicht nur N-Faktoren für den Tollmien-Schlichting und den Querströmungsbedingten Übergang, sondern auch für die Transition bei vergleichbaren N-TS und N-QS Werten korreliert werden konnten. Insgesamt ergibt sich eine 2-parametrische Transitionskorrelation auf SALLY-Basis.



Transitionskorrelation ATTAS Freiflugversuche mit Laminarhandschuh
(2. Meßphase, 1987)

Literatur

- Bieler, H. Entwicklung von Transitionskriterien auf e^N -Basis für dreidimensionale
Redeker, G. Flügelschichten,
STAB-Vortrag, November 1988, Braunschweig
Bieler Über die erforderliche numerische Auflösung der Flügel-Grundströmung
für eine Stabilitätsanalyse mit dem SALLY-Code.
MBB-Bericht: TE 2-1654, 1987.

weiteres Vorgehen

Es ist geplant, die Kompressibilität der Störungen und den Einfluß von Krümmungseffekten (Vorderkante!) mit Hilfe eines entsprechenden Eigenwertlösers, der gegenwärtig entwickelt wird, zu analysieren. Durch vergleichende Messungen in den Windkanälen DNW und ONERA-S1 soll eine N-Faktor Korrelation zum Kanal gefunden werden.

Förderung durch BMFT

Datum 31.1.89

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 B. Müller, 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 Vorhersage des laminar-turbulenten Umschlags am Flügel

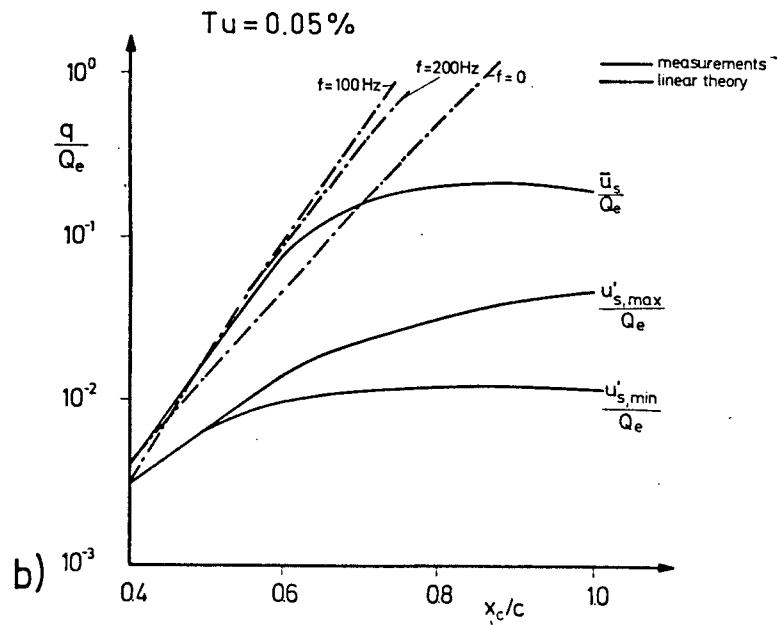
Lösungsweg

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 in 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

Das charakteristische Merkmal im Transitionsprozeß der untersuchten dreidimensionalen Grenzschicht an der schiebenden Platte mit aufgeprägtem Druckgradient ist die parallele Entwicklung einer stationären und nicht-stationären Störmode. Deren Interferenz bereits zu Beginn der Anfachung führt zu einem ausgedehnten Bereich nicht-linearer Entwicklung, wie er aus zweidimensionalen Grenzschichten unbekannt ist. Damit ist auch die Anwendung des e^n -Kriteriums, das nur auf der linearen Theorie beruht, in Frage gestellt. Vergleiche mit sekundären Stabilitätsrechnungen und mit direkter numerischer Simulation angewandt auf die untersuchte Grenzschichtströmung an der schiebenden Platte, haben gezeigt, daß beide Verfahrensweisen den Transitionsprozeß weitgehend beschreiben können, falls von den richtigen Anfangsbedingungen ausgegangen wird. Eine Übersicht über die Entwicklung der Instabilitätsmoden und ein Vergleich mit der durch die lineare Theorie vorausgesagten Entwicklung ist in nachstehendem Diagramm gegeben.



Anfachungskurven für stationäre ($\bar{u}_s$) und instationäre ($u'_{s,\min}$; $u'_{s,\max}$) Störmoden und Vergleich mit der linearen Theorie

Literatur

- /1/ H. Bippes et al., DFVLR Nachrichten, Heft 55, 1988
- /2/ B. Müller et al., AGARD Symp., Cesme, Türkei, 03.-06.10.1988
- /3/ H. Bippes et al., 6. DGLR Fach-Symp., Braunschweig, 08.10.11.1988
- /4/ H. Bippes et al., 4th Symp. on Numerical and Phys. Aspects of Aerodyn. Flows, Long Beach, Kalifornien, 16.-19.01.1989

weiteres Vorgehen

Bisher wurde vor allem die Querströmungsinstabilität untersucht unter Bedingungen natürlicher Transition. Dies schränkt die Möglichkeit, die Stabilitätstheorie zu verifizieren, ein, da es nicht möglich ist, die Entwicklung einzelner Störungen zu verfolgen. Es ist deshalb vorgesehen, definierte Störungen auf künstliche Weise in die Grenzschicht einzuführen. Des weiteren soll der Einfluß der Oberflächenkrümmung und insbesondere unter Bedingungen, unter welchen die Zentrifugalinstabilität wirkt, untersucht werden.

Förderung durch

Datum

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Laminarflügel

Ansprechpartner U. Dreßler

Institution MBB Bremen TE211

Adresse Hünefeldstr. 1-5
2200 Bremen 1

Telefon 0421/5383906
Telefax 0421/5383320

weitere Partner DFVLR Braunschweig Inst. EA (Horstmann)

Thema Auswirkungen von Oberflächenstörungen
auf die laminaren Lauflängen am Trag-
flügel

Ausgangssituation Keine entsprechenden experimentellen
Daten zugänglich.

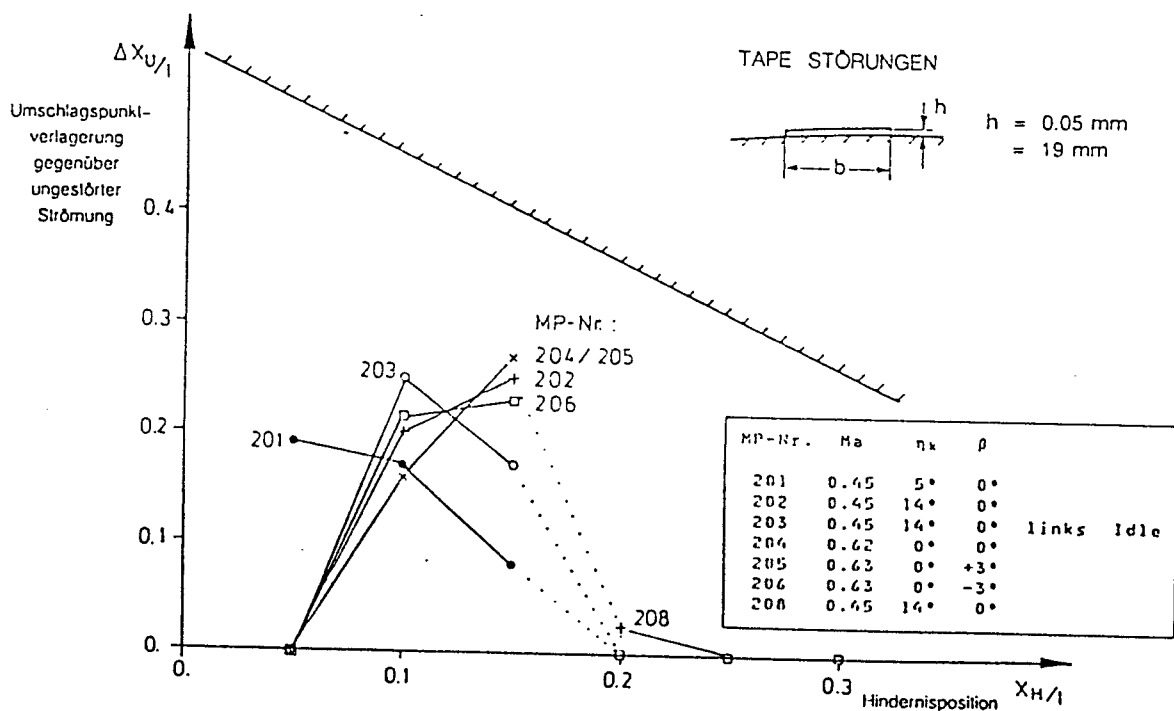
Ziel Erste Vorstellungen über die Auswirkungen von
am Tragflügel typischen technischen Oberflächen-
störungen wie zum Beispiel Stufen zwischen zwei
verschiedenen Strukturteilen oder vorstehenden
Niet- oder Schraubköpfen gewinnen.

Lösungsweg Simulation der oben genannten technischen Ober-
flächenstörungen mit Hilfe von Klebebändern
und selbstklebender Folie am ATTAS-Laminarhand-
schuh und Beobachtung des Transitionsverhaltens
mit Hilfe einer Infrarotkamera bei verschiedenen
Flugzuständen (teilweise auch Aufzeichnung der
zugehörigen Druckverteilung).

Ergebnis

Die laminare Grenzschicht reagiert bei Reynoldszahlen von $Re = 15 \dots 20 \cdot 10^6$ und einer Flügeltiefe von 3 m schon auf Störungen in der Größenordnung von 0.1 mm äußerst empfindlich, sodaß bei der Verwirklichung eines Laminarflügels extreme Anforderungen an die Oberflächenqualität gestellt werden müssen. Dabei erweisen 'zweidimensionale' Störungen, wie z.B. Stufen quer zur Strömungsrichtung, sich weitaus weniger kritisch als 'dreidimensionale' Störungen, wie z.B. die simulierten Nietköpfe. Weiterhin ist auch zu bedenken, daß diese Forderungen auch nach mehrjährigem Einsatz im Liniendienst noch erfüllt werden müssen.

Es scheint bei allen Störungen einen Zusammenhang zu geben, daß bei großen laminaren Lauflängen ein mittlerer Bereich bei etwa 5...20 % besonders empfindlich auf Störungen reagiert. Vor diesem Bereich, wo die laminare Grenzschicht noch stabil gegen die Anfachung von Tollmien-Schlichting-Wellen ist, werden die Störungen vermutlich ausreichend gedämpft, hinter dem Bereich ist die Grenzschicht schon so dick, daß die Abmessungen des Hindernisses relativ zur Grenzschichtdicke zu klein werden.



- Literatur**
- /1/ Pfenninger, W.
Wieder, J. Structural Aspects of Low Drag Suction Airfoil
AGARD Rep. No. 654
Special course on concepts for drag reduction
 - /2/ Boeing Commercial Airplane Company Hybrid Laminar Flow Control Study
Final Technical Report
NASA-CR-165930 (1982)
 - /3/ Olivier, H. Der Einfluß verschiedener Rauigkeitsfaktoren
auf das Transitionsverhalten der laminaren
Grenzschicht
MBB-Bericht-Nr. TE2-1598

weiteres Vorgehen

experimentell: vorerst keine weiteren Experimente möglich
theoretisch: Überlegungen, inwieweit sich die Experimente rechnerisch nachvollziehen lassen.

Förderung durch

Datum 14.3.89

MITTEILUNG

Projektgruppe/ LAMINARFLÜGEL

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. U. Ehrenstein, Dr. U. Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2427

Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik
MBB - Bremen (TE 213)

Thema

Verfahren zur linearen Stabilitätsanalyse von dreidimensionalen, kompressiblen Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Die im Rahmen der "LFC"-Technologie gebräuchlichen Verfahren zur Transitionsvorhersage beruhen auf der sog. e^N -Methode, welche aber keineswegs detaillierte Aussagen über die linearen Stabilitätscharakteristiken von Grenzschichten liefert.

Ziel

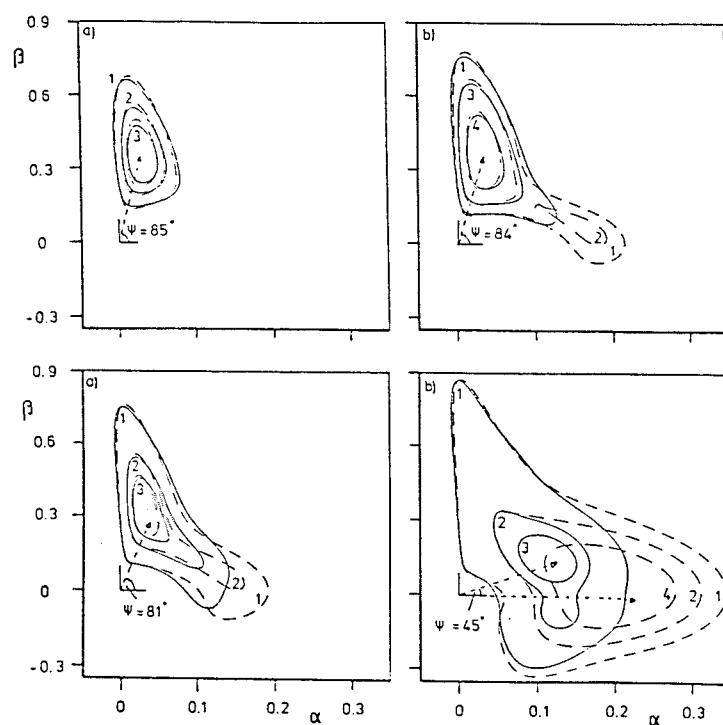
Es erscheint notwendig, Verfahren zu entwickeln, welche es erlauben, vielseitige, lineare Stabilitätscharakteristiken zu ermitteln, zur Beurteilung der Kompressibilitäts- und Krümmungseinflüsse bei dreidimensionalen Grenzschichtströmungen.

Lösungsweg

Ein erster Schritt besteht in der Entwicklung eines Rechenprogramms zur Lösung der kompressiblen, linearen Stördifferentialgleichungen, wobei das Eigenwertproblem sowohl nach der zeitlichen als auch nach der räumlichen Theorie formuliert werden kann. Das Programm soll in der Lage sein, neben den sogenannten N -Faktoren weitere Stabilitätscharakteristiken zu ermitteln, um den Kompressibilitätseinfluß bei 3D-Grenzschichtströmungen besser verstehen zu lernen. Ein weiterer Schritt wird darin bestehen, Effekte von Oberflächen- und Stromlinienkrümmung zu berücksichtigen.

Ergebnis

Es wurde ein Verfahren zur Lösung der kompressiblen, linearen Stördifferentialgleichungen entwickelt, welches erlaubt, möglichst vielseitige Stabilitätscharakteristiken dreidimensionaler, kompressibler Grenzschichtströmungen zu erstellen [1]. Hierbei wird das Stabilitätsproblem als ein Randwertproblem innerhalb der Grenzschicht formuliert, wobei die Randwerte am Grenzschichtrand durch die analytisch gegebenen, linear unabhängigen Außenlösungen festgelegt sind. Die numerische Lösung erfolgt mittels eines Chebyshev-Kollokationsverfahrens [2]. Zeitliche und räumliche Theorie ist möglich, was u.a. erlaubt, die verschiedenen im Rahmen der "Laminar Flow Control" (LFC) Technologie benutzten Strategien zur Bestimmung sogenannter N -Faktoren zu berücksichtigen. Mit dem Verfahren wurde die Strömung um den DFVLR-F5-Flügel (bei $M_\infty = 0.82$ und $Re_\infty = 2 \cdot 10^6$) auf ihre Stabilitätseigenschaften hin untersucht. Aufgetragen sind in Bild 1 Kurven konstanter, zeitlicher Anfachung im (α, β) -Bereich (α ist die Wellenzahl in Haupt- und β jene in Querströmungsrichtung, $\tan \psi = \beta/\alpha$), im Vergleich mit den Ergebnissen, die mit dem DFVLR-Programmpaket LISA*T unter Vernachlässigung der Kompressibilitätseffekte erzeugt wurden. Ab einer Position von $x/c = 30\%$ beeinflussen Kompressibilitätseffekte vor allem die Ausbreitungsrichtungen der maximal angefachten Wellen.



Kurven konstanter zeitlicher Anfachung ω_i

— kompressible Theorie, - - - inkompressible Theorie.

a) $x/c = 19.5\%$, b) $x/c = 29.5\%$, c) $x/c = 42.5\%$, d) $x/c = 58.5\%$.

Literatur

- [1] Ehrenstein, U., Dallmann, U., "Ein Verfahren zur linearen Stabilitätsanalyse von dreidimensionalen, kompressiblen Grenzschichtströmungen," DFVLR-IB 221-88 A 20 (1988).
- [2] Ehrenstein, U., "Lösung der linearen, inkompressiblen Stördifferentialgleichungen mittels Chebyshev-Kollokation," DFVLR-IB 221-88 A 09 (1988)

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. R. Eppler, Prof. H. Fasel, Dr. H. Bestek

Institution Institut A für Mechanik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 9
7000 Stuttgart 80

Telefon (0711) 685-6193
Telefax

weitere Partner

Thema Laminar-turbulenter Grenzschicht-Umschlag bei kompressibler Strömung im Bereich von Unterschall und schallnahem Überschall

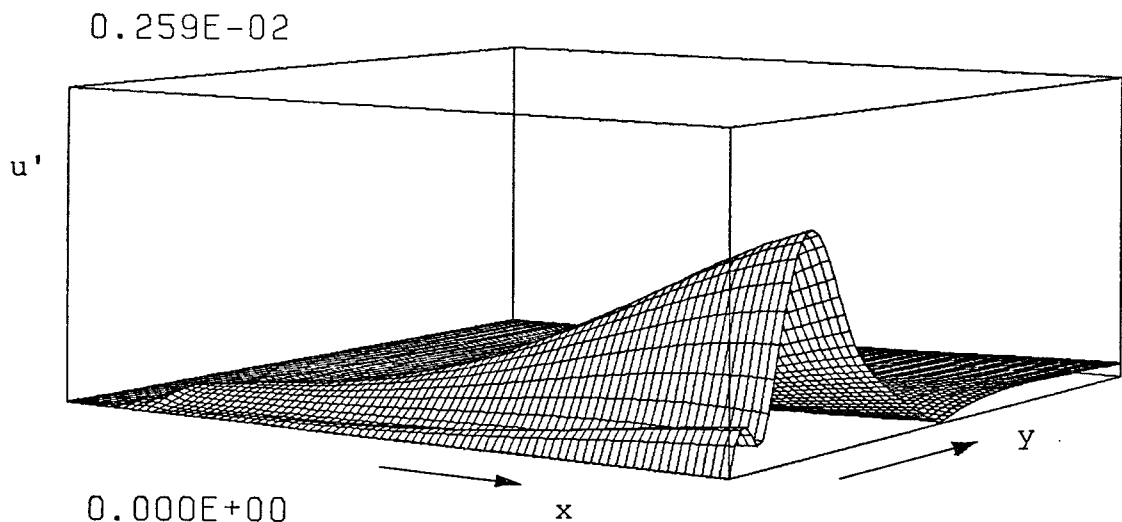
Ausgangssituation Über den laminar-turbulenten Strömungsumschlag in kompressiblen Grenzschichten ist noch wenig bekannt. Für kompressible Grenzschichten lassen sich mit Hilfe der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie bisher nur über den Beginn und die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die 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 der ablaufenden Umschlagprozesse 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 in zweidimensionalen Plattengrenzschichten ohne und mit Druckgradient in Strömungsrichtung.

Ergebnis

Es wurde ein Differenzenverfahren zur Lösung der zweidimensionalen, kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen entwickelt, mit dem die erste, lineare Phase der Umschlagsentwicklung (Anfachung von 2D Tollmien-Schlichting-Wellen in Strömungsrichtung) in Unter- und Überschallgrenzschichten mit großer Genauigkeit simuliert werden kann, wie durch quantitative Vergleiche mit Ergebnissen der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie festgestellt wurde. Mit der Weiterentwicklung dieses Verfahrens zur numerischen Lösung der dreidimensionalen, kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen wurde begonnen. Testrechnungen für schräglauflaufende, dreidimensionale, lineare Störwellen in 2-D Plattengrenzschichten haben bereits gute Übereinstimmung mit Ergebnissen der linearen Stabilitätstheorie ergeben.



Simulation einer 3D schräglauflaufenden, linearen Störwelle in einer kompressiblen Plattengrenzschicht bei $M_\infty=0,8$, $T_\infty=T_w=300\text{K}$. Stromabwärtsentwicklung der Amplitudenverteilungen der u' -Störkomponente an einer Ebene $z=\text{const.}$

Literatur

A. Thumm, W. Wolz, H. Fasel, Numerische Simulation von Tollmien-Schlichting-Wellen in transsonischen kompressiblen Plattengrenzschichten, ZAMM 69 (1989).

weiterees Vorgehen

Austesten des Verfahrens für die beginnende nichtlineare dreidimensionale Störentwicklung (Sekundärinstabilität). Danach Untersuchung der dreidimensionalen Stadien des Umschlagprozesses in kompressiblen Plattengrenzschichten bei transsonischen Machzahlen.

Förderung durch

BMFT

Datum

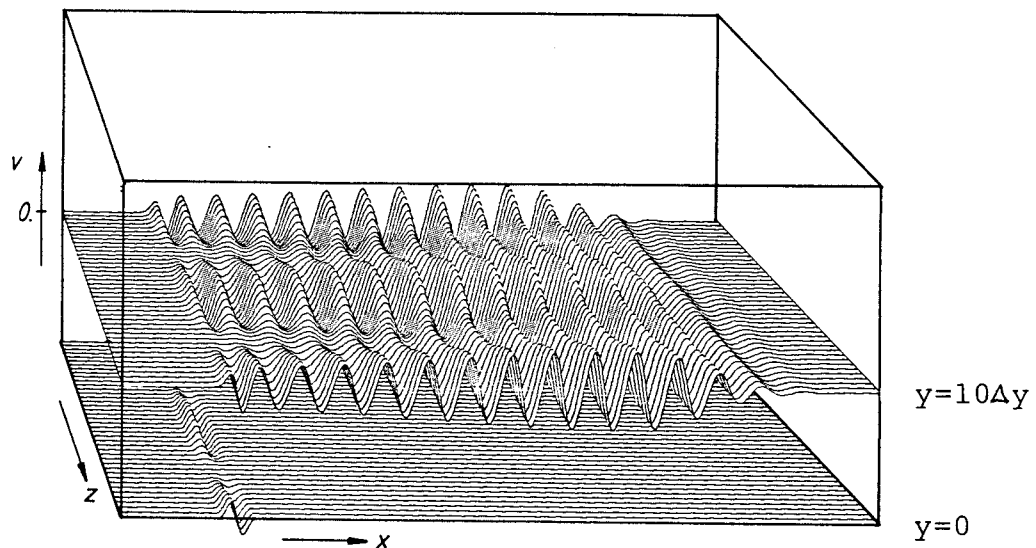
30.01.1989

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	Prof. R. Eppler, Prof. H. Fasel, Dr. H. Bestek		
Institution	Institut A für Mechanik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 9 7000 Stuttgart 80	Telefon	(0711) 685-6193
		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 Möglichkeiten zur 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

Die Modifikationen des 3D-Verfahrens zum Einbau von geänderten Randbedingungen für die Vorgabe eines beliebigen Druckverlaufs in der Außenströmung und/oder von lokaler Absaugung an der Plattenoberfläche sind abgeschlossen. Quantitative Vergleichsrechnungen für 2D lineare Störwellen und 3D schräglaufige lineare Störwellen in beschleunigten und verzögerten Falkner-Skan-Grenzschichten haben gute Übereinstimmung mit Ergebnissen der linearen Stabilitätstheorie ergeben. Derzeit wird das Verfahren für die beginnende, nichtlineare, dreidimensionale Entwicklung durch quantitative Vergleichsrechnungen mit Ergebnissen der Sekundärinstabilitätstheorie für beschleunigte und verzögerte Falkner-Skan-Grenzschichten ausgetestet.



Simulation der Stromabwärtsentwicklung von 3D linearen Störwellen in einer 2D Blasius Grenzschicht. Momentanwerte der v' -Störung in perspektivischer Darstellung in zwei Ebenen $y=\text{const.}$ des Integrationsgebiets. Störungseingabe durch zeitlich periodisches, lokales Ausblasen und Absaugen an der Plattenoberfläche ($y=0$).

Literatur

H. Bestek, U. Konzelmann, H. Fasel, Numerische Untersuchungen zum Einfluß lokaler Absaugung auf die Stabilität der Plattengrenzschichtströmung. ZAMM 69 (1989).

Weiteres Vorgehen

Untersuchung der Einflüsse von Druckgradienten in Strömungsrichtung auf die nichtlineare, dreidimensionale Umschlagsentwicklung in zweidimensionalen Grenzschichten. Erweiterung des Verfahrens für die Anwendung auf dreidimensionale Grenzschichten mit konstanter Querströmung (schiebender Flügel).

Förderung durch

Stiftung Volkswagenwerk

Datum

30.01.1989

- 186 -

AG STAB

MITTEILUNG

Projektgruppe/ LAMINARFLÜGEL

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. T.M. Fischer, Dr. U. Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2294
Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

Dr. H. Bippes, Dipl.-Ing. B. Müller
DLR, Institut für Experimentelle Strömungsmechanik

Thema

Sekundäre Instabilität dreidimensionaler Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

lineare Stabilitätstheorie, e^N -Methode

Ziel

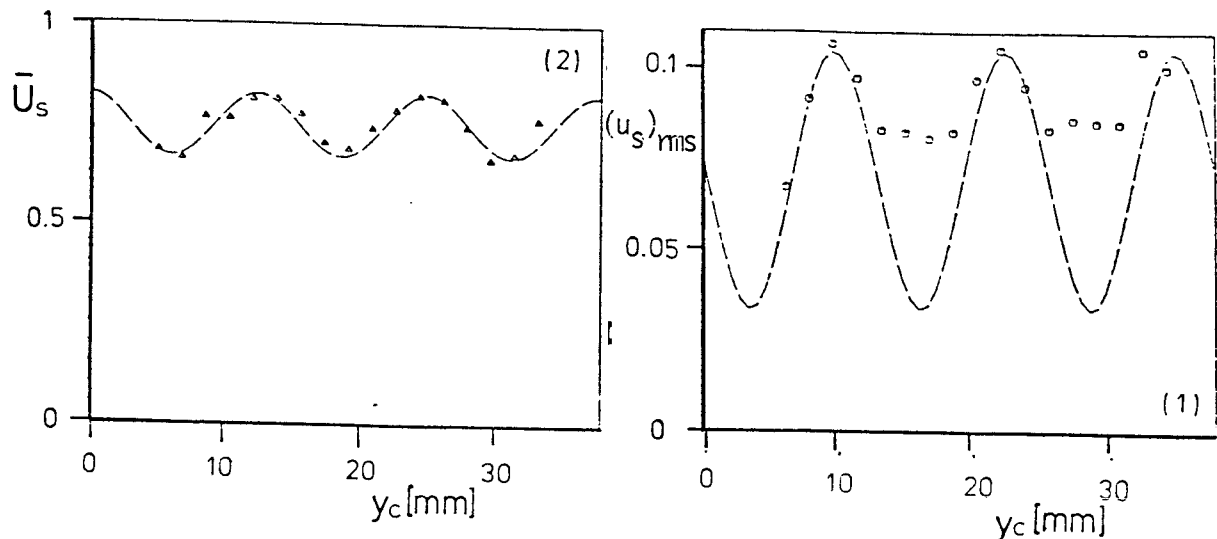
besseres physikalisches Verständnis der bei der Transition in dreidimensionale Grenzschichtströmungen auftretenden Phänomene

Lösungsweg/Ergebnis

Das Auftreten stationärer Querströmungswirbel in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen infolge primärer Instabilität führt auf ein verändertes Stabilitätsverhalten der laufenden Wellen. Die durch die stationären Störungen erzeugte, zeitlich gemittelte Strömung wird mit Hilfe einer linearen, primären Stabilitätstheorie gut approximiert. Bei Vorgabe stationärer Wirbel endlicher Amplitude können dann die instationären Störungen im Rahmen einer Theorie der sekundären Instabilität behandelt werden. Hierfür wurden Vergleiche mit den Messungen zum DFVLR-Transitions-Prinzipexperiment durchgeführt [2].

Lösungsweg/Ergebnis

Im Bild sind für die Geschwindigkeitskomponente in Hauptströmungsrichtung die Werte der mittleren Strömung sowie die rms-Werte der Schwankungen aus Theorie und Experiment für verschiedene Wandabstände dargestellt. Darüberhinaus wurde für die dreidimensionale Grenzschicht des gepfeilten DFVLR-F5-Modellflügels die Bedeutung schräglaufernder, sekundärer Wellen für den Transitionsprozess in Abhängigkeit von den stationären Anfangsstörungen gezeigt [3]. Zur numerischen Lösung des Systems sekundärer Stabilitätsgleichungen wurde ein effizientes Spektral-Galerkin-Verfahren entwickelt [1].



Spannweite Variation der mittleren Strömungsgeschwindigkeit $\bar{U}_s$ sowie des *rms*-Wertes $(u_s)_{rms}$ (— Theorie, o Experiment)

Literatur

- [1] Fischer, T.M., "Ein Spektral-Galerkin-Verfahren zur Untersuchung linearer Instabilität in Grenzschichten." DFVLR-IB 221-88 A 10 (1988).
- [2] Fischer, T.M., Dallmann, U., "Primary and secondary stability analysis applied to the DFVLR-transition swept plate experiment." In: *Proc. AGARD-Symposium Fluid Dynamics of Three-Dimensional Turbulent Shear Flows and Transition*, 3.-6. Okt. 1988, Cesme, Türkei.
- [3] Fischer, T.M., Ehrenstein, U., Meyer, F., "Theoretical investigation of instability and transition in the DFVLR-F5 swept-wing flow." In: *Proc. IUTAM Symposium Transsonicum III*, 24.-27. Mai 1988, Göttingen.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ LAMINARFLÜGEL
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. J.M. Floryan*, Dr. U. Dallmann

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2442
Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

* The University of Western Ontario,, Dept. of Mech. Eng.
London, Ontario, Canada

Thema

Theoretische Untersuchung der Staupunktströmung bei rauher Vorderkante

Ausgangssituation

Dem hydrodynamischen Stabilitätsverhalten von Staupunktströmungen, z.B. im Bereich der Vorderkante eines Flügels, kommt hinsichtlich einer gewünschten Laminarhaltung der Strömung große Bedeutung zu. Allen theoretischen Untersuchungen möglicher Instabilitäten lag bislang die Annahme einer völlig glatten Oberfläche zugrunde. Die klassische ebene Staupunktströmung wird demzufolge als global stabil eingestuft. Es gilt die Veränderung der klassischen Staupunktströmung infolge Wandrauhigkeit zu ermitteln und darauf aufbauend ein möglicherweise verändertes Stabilitätsverhalten der Strömung zu analysieren.

Ziel

Damit ließe sich ein vorzeitiger laminar-turbulenter Umschlag schon im Bereich der Flügelvorderkante erklären.

Lösungsweg

Die Annahme einer kleinen Störung der Staupunktströmung durch hinreichend kleine, homogen verteilte Rauigkeiten erlaubt eine Fourier-Dekomposition dieser Störung. Dies gestattet, numerische auch analytisch exakte Lösungen anzugeben.

Ergebnis

Die Staupunktströmung mit homogen verteilter Rauigkeit entlang einer Vorderkante wurde analysiert. Es wurde angenommen, daß die Rauigkeit Störungen mit kleiner Amplitude verursacht und damit eine Linearisierung des Gleichungssystems erlaubt. Explizite Lösungen wurden für die Grenzfälle großer und kleiner Wellenlängen der Störungen hergeleitet. Die Ergebnisse zeigen, daß Rauigkeiten Änderungen des Strömungsfeldes bereits in größerer Entfernung von der Oberfläche bewirken können, während die Änderungen des Temperaturfeldes auf den Bereich der thermischen Grenzschicht beschränkt bleiben. Die Oberflächenschubspannungen würden dazu neigen, die Rauigkeitseffekte zu eliminieren, wenn Erosion oder Wandflexibilität dies zulassen würden. Der Wärmestrom konzentriert sich auf Rauigkeitsspitzen.

Literatur

- [1] Floryan, J.M., Dallmann, U., "Flow over a Leading Edge with Distributed Roughness," DFVLR-FB 88-45 (1988).

weiteres Vorgehen

Stabilitätsuntersuchung der gewonnenen Staupunktlösungen mit rauher Vorderkante mittelfristig geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Henke, R., TE 214

Institution MBB

Adresse Postfach 10 78 45
2800 Bremen 1

Telefon
Telefax

weitere Partner

1. Experimentelle Laminarflügelarbeiten

1.1 Vergleich der Meßverfahren

Im Bremer MBB-Windkanal wurden an einem SCCH-Modell Untersuchungen zum Thema "Grenzschichten im Transitionsbereich" durchgeführt. Mit fünf Heißfilmen zwischen den Positionen $x/l=28\%$ und 60% wurde bei einer Reynolds-Zahl $Re=6 \cdot 10^5$ zunächst eine Anstellwinkelvariation vorgenommen. Daraus wurde ein fixer Anstellwinkel und zwei Positionen für die Hitzdrahtmessungen ausgewählt ($\alpha=1.6^\circ$, $x/l=36.7\%$ und 39.5%). Eine erste Auswertung läßt folgende Schlüsse zu, Fig. 1: Obwohl die mittleren Geschwindigkeitsprofile kaum unterschiedlich sind, weisen Höhe und Verteilung der Intensität der Längsfluktuationen merkliche Unterschiede auf, der Anteil der dominanten Frequenzen am Gesamt-RMS-Wert jedoch ist nahezu gleich.

1.2 Validierungstest im DNW

Vom 17. bis zum 25. Oktober 1988 fand im DNW die erste Meßphase am TLF-Großmodell statt. In dieser Phase sollten zum einen die Low-Speed-Versuche im Vergleich zu den Flugversuchen durchgeführt, und zum anderen die Handhabung des Modells und der verschiedenen Meßsysteme im Hinblick auf die aufwendigere zweite Phase im S1-Modane erprobt werden. Der S1-Windkanal kann stufenlos bis $M=0$ heruntergefahren werden, so daß ausgewählte Meßpunkte aus dem DNW als Anschlußpunkte verwendet werden können.

In Fig. 2 ist das Modell im DNW zu sehen, links mit montierter 2-Kreis-Durchflußgondel, rechts als Ausschnitt der Laminar-Handschuh im Flügel-Mittelteil.

Eine Vielzahl unterschiedlicher Sensoren ist vor allem im Handschuhbereich, aber auch am Flügelinnen- und Außenbereich eingebaut. Sie dienen zur Ermittlung mittlerer und fluktuierender Strömungsgrößen und mechanischer Größen. Im einzelnen handelt es sich hierbei um:

- 24 Piezo Folien Sensoren, TUB
- 3 CPM (Computational Preston Tubes), TUB
- 18 Heißfilme, DFVLR-Gö
- 2 Reihen Turbulenz-Generatoren, DFVLR-Gö
- 1 Flüssigkristall-Folie und -Fluid, DFVLR-Gö/DNW
- 2 Infrarot Kameras, DFVLR-Bs/NLR
- 3 Mikrophone, MBB/DNW
- 536 Druckbohrungen, MBB
- 7 Instationäre Druckgeber, MBB
- 1 Hitzdraht, MBB
- 2 Temperatur-Sensoren, MBB
- 1 Grenzschichtrechen (Druck), MBB
- 1 Preston Sonde, MBB
- 4 DMS, MBB
- 3 fernverstellbare Klappen, MBB

Da das Modell auf der Boden-Waage montiert war, wurden außerdem die gemessenen Kräfte mit registriert.

Die Auswahl der Sensoren erfolgte im Hinblick auf folgende Anforderungen:

- Bestimmung von Transitionslage und Instabilitätsfrequenzen im Mittenschnitt (Hauptmeßschnitt) mit dichter Sensoranordnung
- Überwachung der spannweiten Strömungsentwicklung mit unterschiedlichen Sensoren an ausgewählten Stellen im Innenschnitt und Außenschnitt des Handschuhbereichs sowie deren gegenseitige Kontrolle
- Überprüfung der Strömungsqualität des Kanals sowie der Wechselwirkung vom Modell auf die Kanalströmung mit insgesamt vier Mikrofonen.

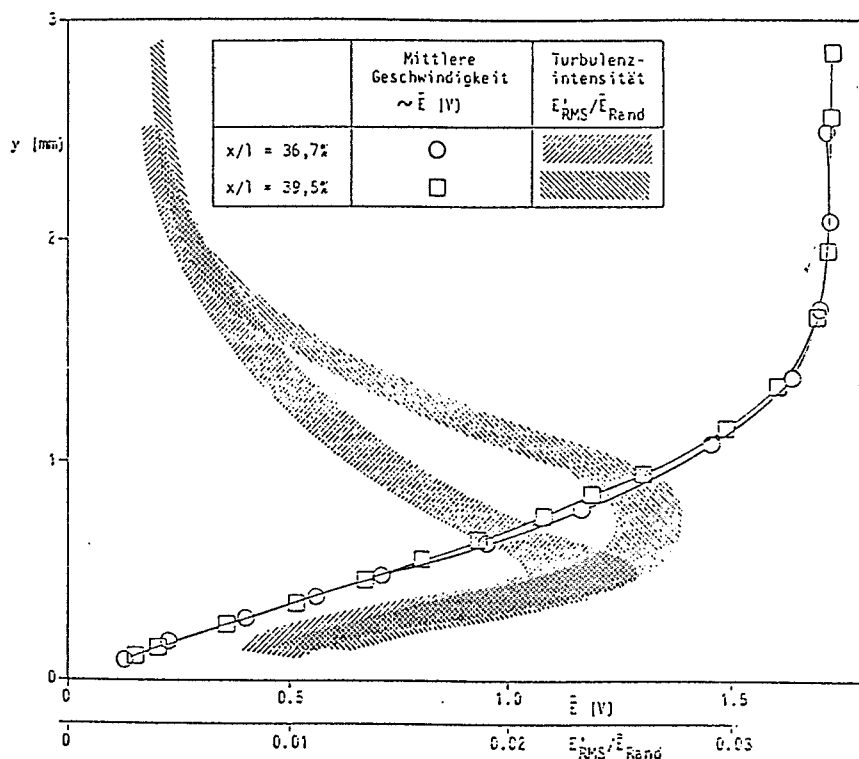
Ergebnis

Zum Vergleich mit den Flugversuchen wurden die dort gemessenen Druckverteilungen in den DNW-Rechner übertragen, und gleichzeitig mit den am Modell gemessenen dargestellt. Iterativ wurden dann Anstell- und Klappenwinkel verändert, bis die Drücke übereinstimmten. Diese Versuche wurden bei allen Konfigurationen (Durchflußgondel an/ab und Pfeilwinkel-Variation) durchgeführt.

Zur Messung der Windkanal-Qualität sowie zur Korrelation der fluktuierenden Signale mit den Signalen in der freien Strömung wurden zwei Wege beschritten: Zum einen wurde eine von der ONERA geliehene Sonde ca. 1.5m stromauf und neben dem Modell im Kanalboden installiert, auf der zwei Mikrophone, ein Heißfilm, eine statische Druckbohrung und ein instationärer Druckgeber montiert waren. Zum anderen ist auf der Grenzschichtplatte 25% stromauf von der Flügelwurzel-Vorderkante ein KST (Kleiner Sensor Träger) montiert, auf dem sich wiederum zwei Heißfilme, ein instationärer Druckgeber, ein Preston- und eine CPM-Sonde, vier Druckbohrungen, ein Mikrophon und ein Hitzdraht befinden. Schließlich ist am Tip des Flügels ein weiteres Mikrophon installiert.

Insgesamt wurden ca. 400 Messpunkte aufgenommen, z.Zt. findet die Auswertung der Signale statt. Die zwei beobachteten Instabilitäts-Mechanismen Tollmien-Schlichting- und Querströmungs-Wellen wurden besonders intensiv untersucht, teilweise mit 0.1° Anstellwinkel-Variationen. Eine wichtige Aussage kommt hier von den Infrarot-Bildern. Diese wurden zunächst über eine CCD-Kamera in einen MBB-PC eingelesen, wo sie momentan über Standard- sowie eigenentwickelte Software ausgewertet werden. Außerdem konnten sie über einen Monitor direkt beobachtet und mit einem Video-Printer ausgegeben werden.

Modell und installierte Meßtechniken haben sich bewährt, und es konnten genügend Erfahrungen im Betrieb gesammelt werden. Insgesamt waren die Versuche im DNW sehr erfolgreich, und erste Ergebnisse bestätigen, daß dieser Windkanal ideal geeignet für Laminar-Untersuchungen ist.



Hitzdrahtmessungen von mittleren Geschwindigkeitsprofilen und Turbulenzintensitätsprofilen an zwei Positionen auf dem saugseitigen Mittenschnitt eines SCCH-Tragflügels mit 25° Pfeilwinkel bei $Re_1=6 \cdot 10^5$ und $\alpha=1.6^\circ$. Schraffiert: Messwertstreuung.

Literatur

weiteres Vorgehen

Förderung durch

Datum

MITTEILUNG

Projektgruppe/ LAMINARFLÜGEL
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. L. Kleiser

Institution DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
3400 Göttingen

Telefon (0551) - 709 - 2295
Telefax (0551) - 709 - 2101

weitere Partner

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 weitgehend ungeklärt. Theoretische Modelle zur Beschreibung der nichtlinearen Störungsentwicklung, und erst recht zur Vorhersage der Transition, fehlen.

Ziel

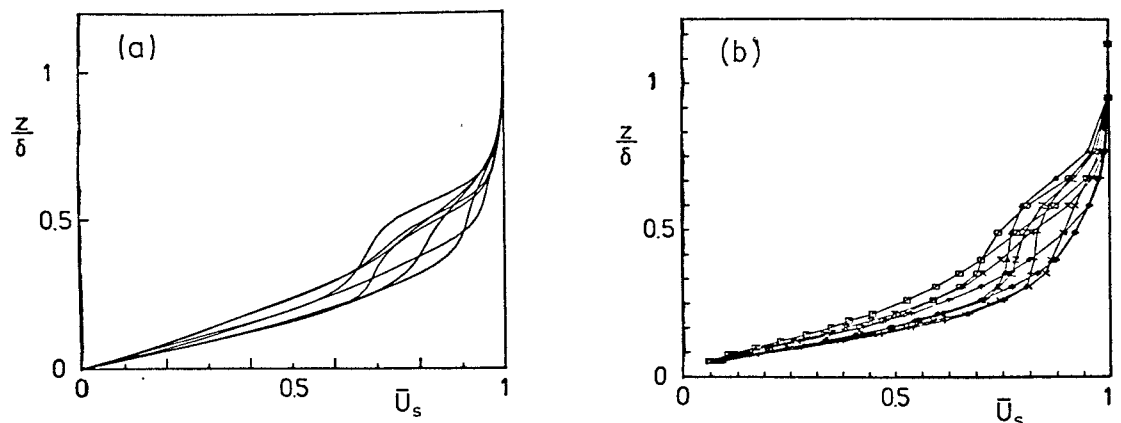
Aufklärung von Phänomenen und Mechanismen der Transition in dreidimensionalen Grenzschichten und Ableitung vereinfachter Modelle für die Berechnung des Transitionsbereichs. Untersucht wird sowohl die durch Tollmien-Schlichting-Instabilität wie auch die durch Querströmungsinstabilität verursachte Transition.

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

Ausführliche Untersuchungen zur Querströmungsinstabilität wurden für die Grenzschicht des DFVLR-Flügels und für das Prinzipexperiment durchgeführt. Quasi-2D Rechnungen, bei denen keine Variation der Störungen in Achsenrichtung der Querströmungswirbel berücksichtigt wird, führen auch hier (übereinstimmend zu früheren Untersuchungen [1]) zu einer konstanten Sättigungsamplitude der Fluktuationen. Ein solcher Sättigungszustand wurde mit Hilfe der numerischen Simulation auf sekundäre Instabilität untersucht. Die aus der Simulation ermittelte Wachstumsrate der laufenden Störungen stimmt mit der Voraussage der sekundären Stabilitätstheorie überein [2]. In weiteren Rechnungen wurde der allgemeinere Fall mehrerer nichtlinear miteinander wechselwirkender Störungen verschiedener Ausbreitungsrichtungen untersucht ("voll dreidimensionale" Simulation). Das Geschwindigkeitsfeld steht i.a. mit den Resultaten aus dem Experiment zu vergleichbaren Entwicklungsstadien in guter Übereinstimmung [3]. Die Verformung der mittleren Profile wird von der Simulation gut wiedergegeben. Insbesondere weisen die Stromab-Profile Wendepunkte auf (s. Bild). Die aus der numerischen Simulation errechnete Wandschubspannung läßt sich mit den in Experimenten beobachteten Streifenstrukturen von Ölanstrichbildern identifizieren.



Durch Querströmungswirbel verformte mittlere Geschwindigkeitsprofile an verschiedenen Spannweitenpositionen

(a) numerische Simulation, (b) Experiment Müller & Bippes.

Literatur

- [1] Meyer, F., Kleiser, L., "Numerische Simulation nichtlinearer Instabilitäten in einer Grenzschicht." DFVLR-IB 221-87 A 05 (1987).
- [2] Fischer, T.M., Ehrenstein, U., Meyer, F., "Theoretical Investigation of Instability and Transition in the DFVLR-F5 Swept-Wing Flow." IUTAM Symposium, Göttingen, Mai 1988.
- [3] Meyer, F., Kleiser, L., "Numerical Investigation of Transition in 3D Boundary Layers." Proc. AGARD Symposium on Fluid Dynamics of Three-Dimensional Turbulent Shear Flows and Transition, Cesme, 3.-6. Okt. 1988.

weiteres Vorgehen

Untersuchung der späteren Stadien der Transition und des Einflusses von Anfangsstörungen. Verbesserte Modellierung des Transitionsbereichs.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ LAMINARFLÜGEL
Fachkreis

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, DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik

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

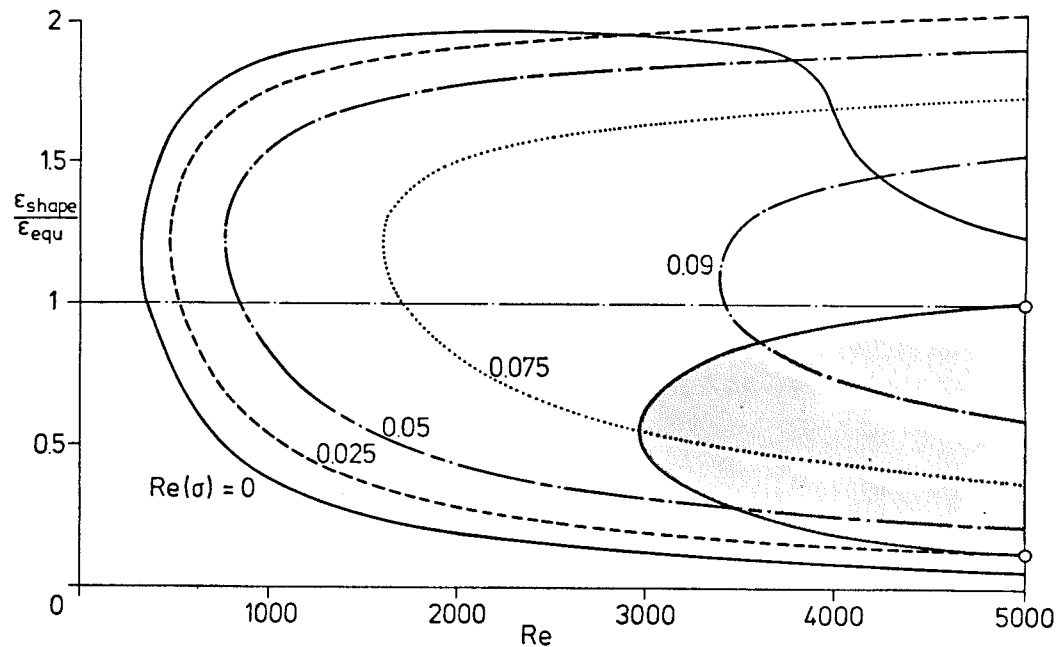
Durch genauere Erfassung der physikalischen Zusammenhänge soll ein vertiefter Einblick in den Transitionsvorgang und damit eine theoretisch fundierte Vorhersage der Transition erreicht werden.

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

Die bisher gefundene Lösung [1] ist als nichtlineare, primäre Verzweigungslösung aufzufassen, von der sekundäre Lösungen abzweigen. Unter Verwendung der sog. "shape assumption", bei der die obere nichtlineare 2D-Lösung der Amplitude ε_{equ} nur mit einer anderen Amplitude ε_{shape} versehen wird, können die zeitlichen Anfachungskurven $Re(\sigma) > 0$ der sekundären Instabilität bestimmt werden. Die Neutralkurven $Re(\sigma) = 0$ stellen dann eine Näherungslösung der gesuchten exakten sekundären Verzweigungslösung dar. Für einfach periodische ("phase locked") sekundäre Lösungen erhält man dabei für das Modellproblem der ebenen Poiseuilleströmung eine Neutralfläche, die, im Einklang mit experimentell gefundener Transition, bis zu wesentlich kleineren Reynoldszahlen Re reicht als das lineare $Re_{krit} = 5772$ oder die nichtlineare 2D-Gleichgewichtslösung (schraffierter Bereich in Bild 1)



Literatur

- [1] Koch, W. "Nonlinear Limit-Cycle Solutions - A Rational Method for Transition Prediction in Shear Flows?" In: *Propagation in Systems far from Equilibrium*, eds. J.E. Wesfreid, H.R. Brand, P. Manneville, G. Albinet, N. Boccara, pp.360-368, Springer Verlag Berlin, Heidelberg 1988.

weiteres Vorgehen

Gegenwärtig wird das exakte Verzweigungsverhalten einfach periodischer Lösungen in Abhängigkeit von den Parametern (Reynoldszahl, Wellenzahl, Amplitude) untersucht. Ferner soll der Einfluß mehrfach periodischer Lösungen auf dem Weg zu chaotischen Lösungen ermittelt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. G. Redeker

Institution DLR/SM-EA

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 3952430

Telefax

weitere Partner MBB-Transport- und Verkehrsflugzeuge, Bremen

Thema Entwicklung von Transitionskriterien auf der Basis
der Stabilitätstheorie für gepfeilten Flügel

Ausgangssituation

Die Methoden zur Vorhersage des lam.-turbulenten Umschlags an gepfeilten Flügeln sind ungenügend.

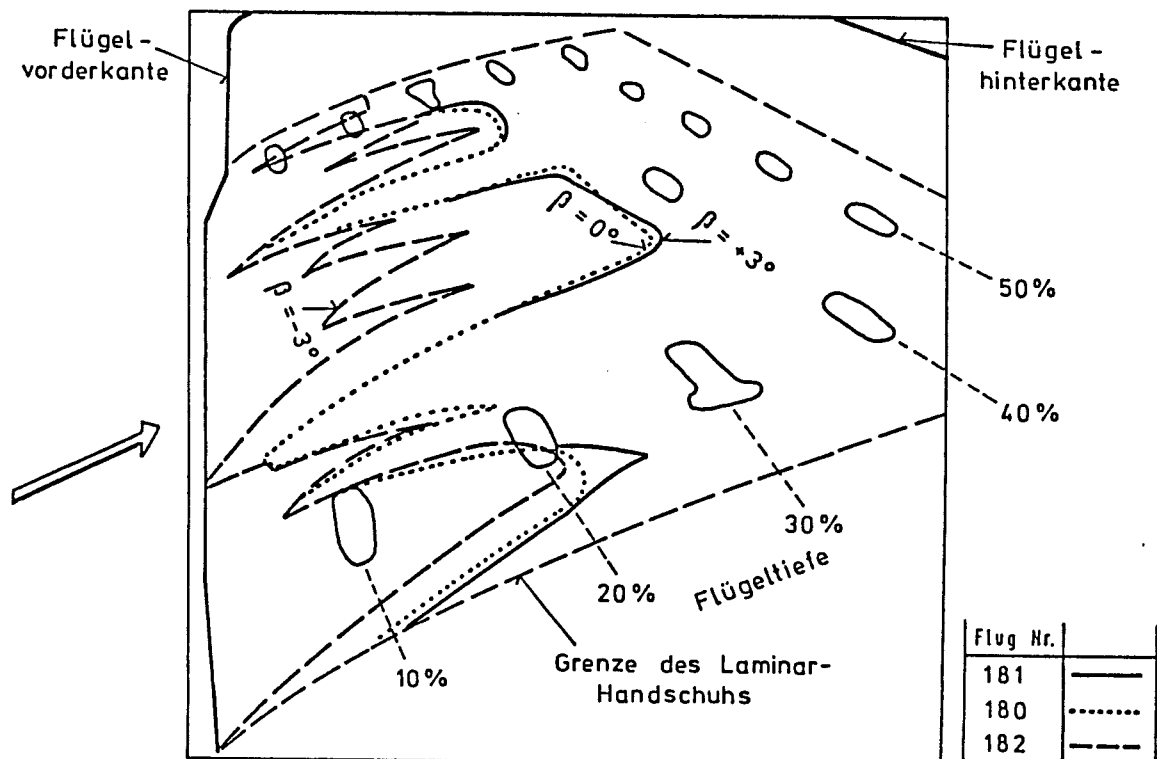
Ziel

Entwicklung eines Umschlagsvorhersageverfahrens auf der Basis der Stabilitätstheorie.

Lösungsweg

1. Flugversuche bei hohen Reynoldszahlen an der VFW 614 ATTAS mit Messung der Druckverteilung und Umschlagbestimmung mittels IR-Technik.
2. Stabilitätsanalyse der Messungen auf TS- und CF-Instabilität
3. Bestimmung von N-Grenzwerten

Ergebnis Die Ergebnisse der Flugversuche sind teilweise ausgewertet und erste Aussagen über N-Faktoren können gemacht werden. Im Bild ist schematisch die Wanderung des Umschlagspunktes am ATTAS/VFW 614 Handschuh infolge Schiebewinkels dargestellt. Bei Vergrößerung des Schiebewinkels wird der Vorderkantenpfeilwinkel erhöht und der Umschlag infolge Querströmungsinstabilität tritt früher auf.



Auswertung von drei Infrarotbildern aus den Flugversuchen mit VFW 614 ATTAS

Literatur H. Bieler; G. Redeker:

Entwicklung von Transitionskriterien auf e^N -Basis für dreidimensionale Flügelgrenzschichten

DGLR-Bericht 88-05 (1988) S. 103-116.

weiteres Vorgehen

Intensive Auswertung der Messungen

Förderung durch BMFT

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel

Fachkreis

Ansprechpartner Dr. G. Redeker

Institution DLR/SM-EA

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 395 2430

Telefax

weitere Partner

Thema Messungen am schiebenden Flügel im 3m Niedergeschwindigkeitswindkanal der DLR Braunschweig (NWB)

Ausgangssituation

Fehlende Kenntnisse über N-Grenzwerte infolge Querströmungsinstabilität am schiebenden Flügel zur Transitionsvorhersage

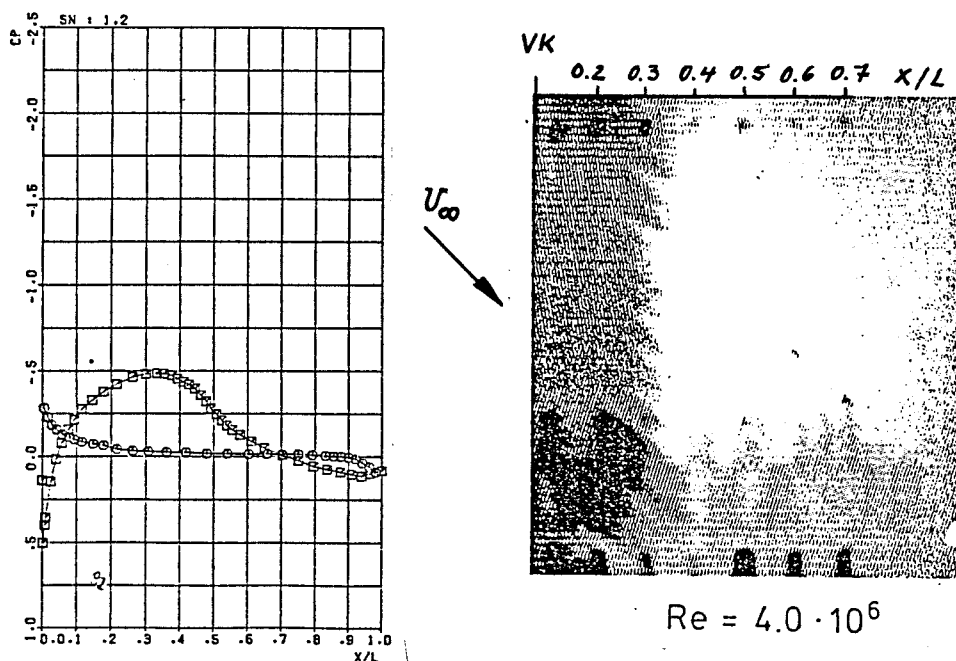
Ziel

Bestimmung von N-Grenzwerten am schiebenden Flügel im NWB

Lösungsweg

1. Messung der Druckverteilung am schiebenden Flügel
2. Bestimmung des lam.-turbulenten Umschlags mittels IR-Technik
3. Stabilitätsanalyse mit SALLY-code.

Ergebnis Punkt 1 und Punkt 2 abgearbeitet. Nachstehendes Bild zeigt Druckverteilung und zugehörige Umschlagslage am schiebenden Flügel DLR-HQ26 bei $\varphi = 45^\circ$, $\alpha = 0^\circ$, $Re = 4 \cdot 10^6$.
Deutlich ist der Umschlag infolge Querströmungsinstabilität zu erkennen (gezackte Linie).
Punkt 3 steht noch aus.



Literatur Quast, A. : Untersuchungen zur Querströmungsinstabilität an einem Laminarprofil im 3m-Niedergeschwindigkeitswindkanal (NWB).
DGLR-Workshop, "LD-Meßtechnik", Markdorf 1980.

weiteres Vorgehen

Stabilitätsuntersuchungen zur N-Faktorbestimmung, Lasermessungen

Förderung durch

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarflügel
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. G. Redeker

Institution DLR/SM-EA

Adresse Flughafen
3300 Braunschweig

Telefon 395 2430

Telefax

weitere Partner

Thema Hitzdrahtuntersuchungen am Handschuh der LFU-205

Ausgangssituation

Spärliche Meßdatenbasis in laminaren Grenzschichten im Flugversuch

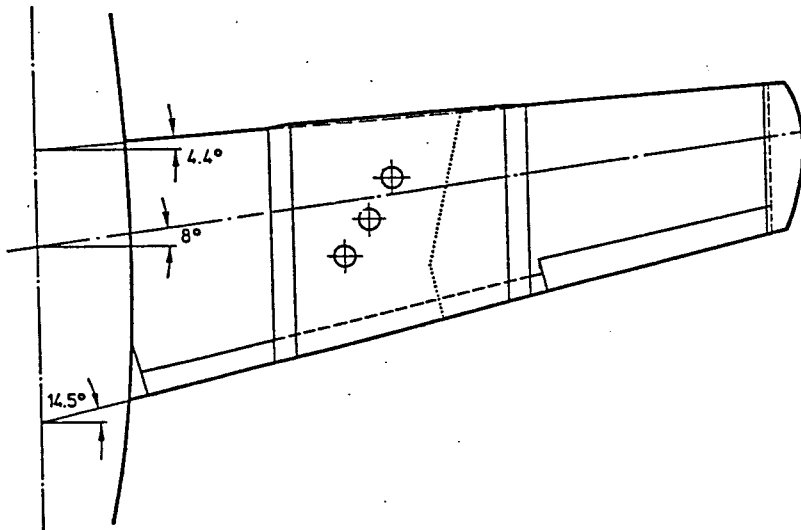
Ziel

Stützung der linearen Stabilitätstheorie zur Transitionsvorhersage

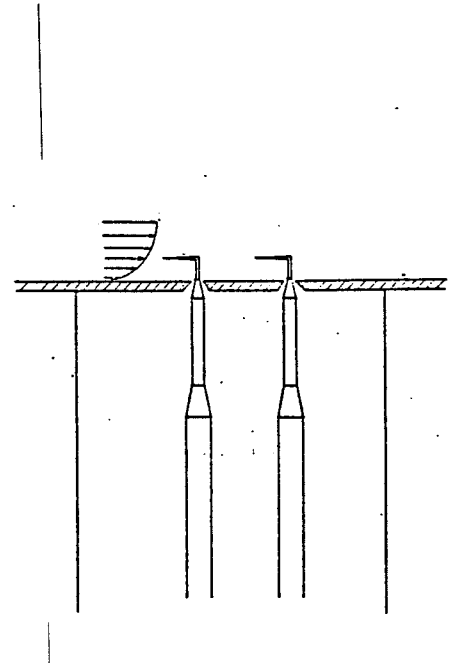
Lösungsweg

1. Messungen von Amplitudenverhältnissen, Frequenzen und Wellenlängen von Tollmien-Schlichting-Wellen im Flug an der LFU-205
2. Messung der Druckverteilung
3. Stabilitätsanalyse und Vergleich

Ergebnis Traversiervorrichtungen zur Aufnahme von Hitzdrähten wurden entwickelt (Bild) und in den Flügel eingebaut. Damit können rechnergesteuert, die stationären und instationären Geschwindigkeitswerte innerhalb der Grenzschicht gemessen werden. Die Vorrichtungen sind erprobt und erste Versuchsflüge wurden durchgeführt.



Hot-wire probe traversing mechanism locations
on wing at LFU 205



Literatur Miley, S.J. et al: Direct measurement of laminar instability amplification factors in flight
DGLR Bericht 88-05 (1988) S. 93-102.

weiteres Vorgehen

Durchführung der Versuchsflüge und Auswertung Vergleich mit Stabilitätstheorie

Förderung durch

Datum

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel	
Ansprechpartner	Dr. G. Schrauf	
Institution	MBB Transport- und Verkehrsflugzeuge	
Adresse	Dr. G. Schrauf MBB-TE 213 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 Laminarprofilen 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

Bisher wurden die Schritte (1) - (7) durchgeführt, so daß das lokale zeitliche Stabilitätsproblem gelöst werden kann. Als ein erster Test wurde die neutrale Kurve der Blasius'schen Grenzschichtströmung nachgerechnet.

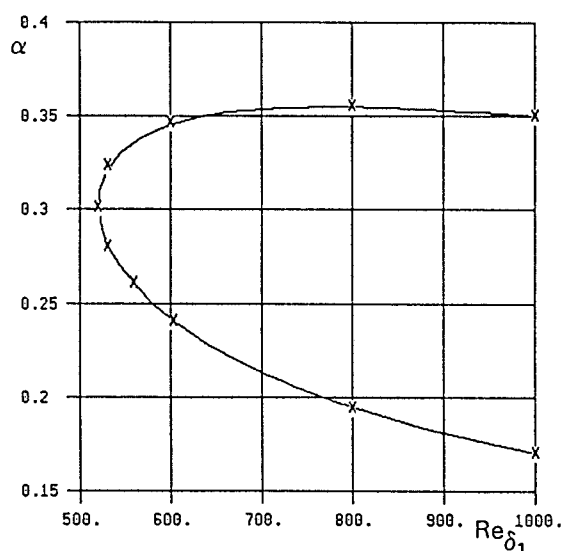


Fig. 3. Neutrale Kurve der kompressiblen Plattenströmung fuer $Ma = 0,1$ und zum Vergleich Punkte der neutralen Kurve der Blasius'schen Grenzschichtströmung nach Schlichting "Grenzschicht-Theorie".

- Literatur
- G. Schrauf, Die dreidimensionalen, kompressiblen Stördifferentialgleichungen bei nicht-paralleler Grundströmung MBB-Report Nr. TE2-1616, Oktober 1987
 - G. Schrauf, An efficient solver of the eigenvalue problem of the linear stability equations for three-dimensional, compressible boundary layer flows. STAB-Vortrag, November 1988, Braunschweig.
 - G. Schrauf, ALGORITHM 664. A. Gauss algorithm to solve systems with large, banded matrices using random-access disk storage. ACM TOMS 14 (1988).

weiteres Vorgehen

Austesten des Codes für transsonische Machzahlen

Implementierung der verschiedenen Strategien zur Berechnung des N-Faktors

Förderung durch BMFT

Datum 31.1.89

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel		
Ansprechpartner	H.-W. Stock		
Institution	Dornier Luftfahrt GmbH, Abt. BF 50		
Adresse	Postfach 1303 7990 Friedrichshafen 1	Telefon Telefax	07545-84112 07545-84411
weitere Partner	-----		
Thema	Vereinfachte e^n -Methode für inkompressible und kompressible Grenzschichtströmung mit Absaugung		
Ausgangssituation	Verfügbarkeit der Stabilitätscodes "SALLY" und "COSAL". Programm zur Erzeugung ähnlicher Lösungen der laminaren Grenzschicht.		
Ziel	Erstellung einer Datenbank der Stabilitätsergebnisse für zwei-dimensionale inkompressible und kompressible Strömungen. Erstellung einer vereinfachten e^n -Methode und Vergleich mit exakten Ergebnissen. Hinzunahme des Effektes der Absaugung.		
Lösungsweg	Berechnung der inkompressiblen und kompressiblen laminaren Grenzschicht mit Hilfe der ähnlichen Lösungen. Ermittlung der Geschwindigkeits- und Temperaturprofile aller Strömung von hoher Beschleunigung bis zur Strömungsablösung. Ermittlung der Stabilitätsdaten für ausgewählte Profile (Geschwindigkeit und Temperatur) in kompressibler Strömung. Verarbeitung der Stabilitätsdaten und Erstellung der vereinfachten e^n -Methode.		
Ergebnis	Bild 1 zeigt die Druckverteilung und die Grenzschichtwerte am Do AL3 Profil. Bild 2 zeigt den Vergleich der exakten Stabilitätstheorie mit dem vereinfachten Verfahren für die Grenzschicht auf der Oberseite des Do AL3 Profiles. /1/ In Ref. /2/ ist gezeigt worden, daß die Datenbank der vereinfachten e^n-Methode auch für Strömungen mit Absaugung benutzt werden kann. Bild 3 zeigt die Grenzschichtwerte auf der Oberseite des Do AL3 Profiles mit unterschiedlichen Absaugeraten von $V_w/U_\infty = -0.0001$ und $+0.0002$ zwischen $x/c = 0.06$ und $x/c = 0.18$. Bild 4 zeigt die resultierenden n-Faktor-Verläufe für unterschiedliche Situationen. Im oberen Teil des Bildes ist das "finite Differenzen"-Grenzschichtergebnis mit der Stabilitätstheorie analysiert worden, im mittleren Teil mit der vereinfachten Methode. Der untere Teil des Bildes zeigt das Ergebnis mit der vereinfachten Methode für "Integral-Methode" Grenzschichtergebnisse.		

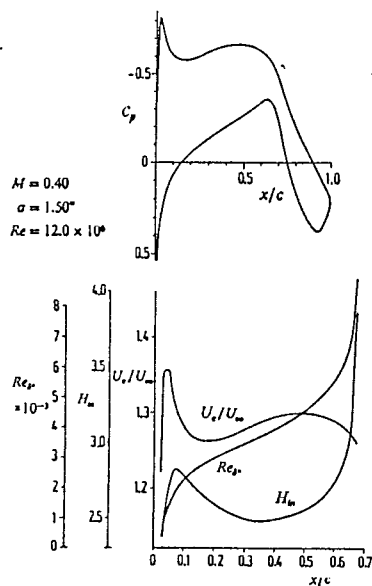


Fig. 1 - Pressure distribution and boundary layer values on the suction surface of the DoAL3 airfoil

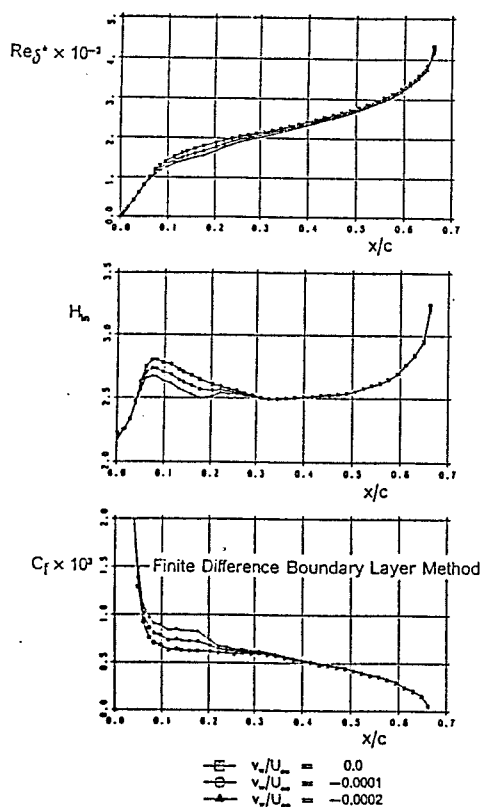


BILD 3: Laminar Boundary Layer Data computed by a finite difference method on the upper surface of the DoAL3 airfoil with and without suction in between $0.038 < x/c < 0.176$ ($M_\infty = 0.2$, $Re = 4.3 \times 10^6$, $\alpha = 1.5^\circ$).

Literatur /1/

H.-W. Stock, E. Degenhart: "A simplified e^n method for transition prediction in two-dimensional, incompressible boundary layers". ZFW Vol.13, S.16-30 (1989)

/2/

H.-W. Stock: "The stability and transition of two-dimensional, incompressible laminar boundary layers with suction". Wird in ZFW veröffentlicht.

weiteres Vorgehen

Ausweitung auf 2-D kompressible Strömungen

Förderung durch

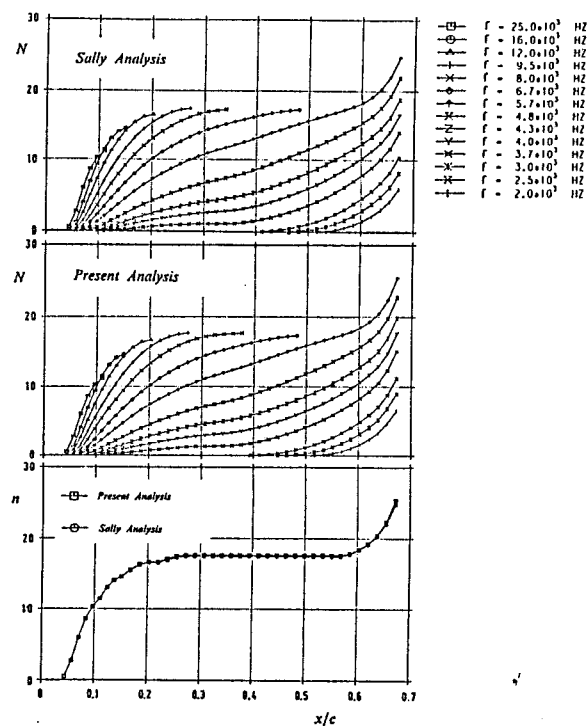


Fig. 2. The N and n factors computed by the Sally code and the simplified method for the DoAL3 boundary layer for different unstable frequencies f

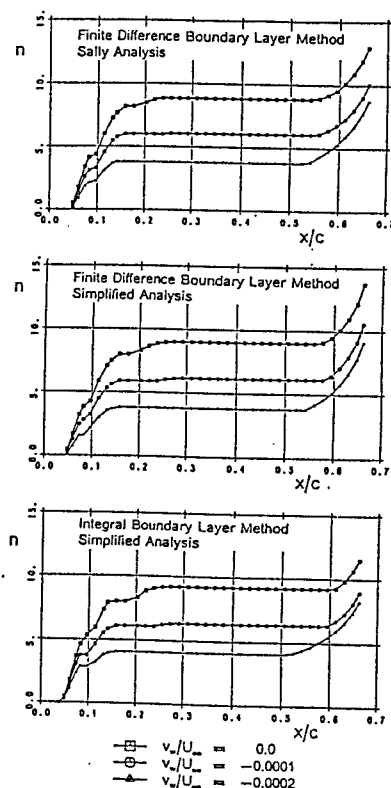


BILD 4: Distribution of the n -factor with and without suction calculated in three different ways

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Meßtechnik

Ansprechpartner

A. Bloch

Institution

Adresse

Technische Hochschule Darmstadt, FB 16
Fachgebiet Aerodynamik und Meßtechnik
- Windkanal -
Flughafenstraße 19, 6103 Griesheim, Tel.: 06151/16 8201

Telefon

Telefax

weitere Partner

Thema

Analyse des Meßbereichs und der
Genauigkeit eines bestehenden
Particle-Image-Velocimetry-Systems

Ausgangssituation

Das Particle-Image-Velocimetry-Verfahren, auch kurz PIV genannt, ist ein Verfahren zur quantitativen Strömungssichtbarmachung in einer zweidimensionalen Strömungsebene. Es vereinigt dabei die Vorteile einer momentanen Strömungsfeldbeobachtung, wie man sie z.B. aus verschiedenen Lichtschnittverfahren kennt, mit der Geschwindigkeitserfassung, die sonst mit punktorientierten und zeitintegrierenden Methoden wie LDA oder Hitzdrahtverfahren ermittelt wird.

Ziel

In dem hier vorliegenden Beitrag soll auf die systematischen und zufälligen Meßfehler eines ausgeführten PIV-Systems eingegangen werden. Nach einer kurzen Beschreibung des Meßsystems wird eine Reihe von möglichen Fehlerquellen aufgelistet und ihre Größenordnung abgeschätzt. Die Größe des maximal möglichen Gesamtfehlers wird empirisch ermittelt.

Obwohl die Betrachtung sich auf ein bestimmtes ausgeführtes Meßsystem bezieht sind viele der angesprochenen Fehlerquellen prinzipieller Natur, so daß ihre Bedeutung sich auch auf ähnliche Meßverfahren erstreckt.

Lösungsweg

Bandbreite des PIV-Verfahrens

Die Bandbreite des PIV-Meßverfahrens wird vor allem durch das Verhältnis zwischen effektivem Partikelbilddurchmesser und Abtaststrahldurchmesser bestimmt. Falls der Abtaststrahldurchmesser nicht durch eine geeignete Optik variabel gehalten werden kann, ist die Bandbreite schon bei der Herstellung der Strömungsaufnahme festgelegt.

Fehlerbetrachtung

Systematische Fehler entstehen sowohl beim fotografischen Prozeß als auch bei der digitalen Signalverarbeitung. Viele von ihnen lassen sich durch geschickte Wahl der Versuchsparameter beliebig klein halten oder ganz vermeiden. Eine genaue Kenntnis der möglichen Fehlereinflüsse ist jedoch unbedingt notwendig, wenn PIV-Meßergebnisse richtig interpretiert und beurteilt werden sollen.

Ergebnis

Um eine einfache und genaue Überprüfung des Gesamtfehlers und der Reproduzierbarkeit des PIV-Verfahrens zu ermöglichen, wurde ein Festkörperverschiebungsfeld aufgenommen und ausgewertet. Den Versuchsaufbau zur Aufnahme zeigt BILD 5. Eine Mattscheibe wird von einem aufgeweiteten Laserstrahl beleuchtet und zweimal auf einem Film abgebildet. Zwischen den Aufnahmen wird die Mattscheibe um einen kleinen Winkel gedreht. Dieser Winkel ist so gewählt, daß sich auf der Filmebene eine maximale Verschiebung von ca. 0.4 mm ergibt. Die Aufnahmen werden sowohl auf Kleinbild- als auch auf Planfilm 4"x5" aufgezeichnet.

Die so entstandenen Aufnahmen werden nach der besprochenen Methode ausgewertet und die gemessenen Verschiebungen mit den rechnerisch durch die geometrischen Verhältnisse bestimmten Vektoren verglichen. BILD 6 zeigt diese beiden Verschiebungsfelder, während in BILD 7 die Differenzen vektoriell dargestellt sind. Man sieht, daß mit Ausnahme einiger Ausreißer die Fehler weniger als 6% vom jeweiligen Meßwert betragen. Zudem ist eine gewisse Systematik in der Verteilung der Fehler zu erkennen, die vermuten läßt, daß es sich um systematische Fehler handelt, die durch geeignete Maßnahmen noch weiter zu reduzieren sind.

Diese Angaben beziehen sich auf das Planfilmformat. Bei der Verwendung von Kleinbildfilmen sinkt vor allem die räumliche Auflösung, wodurch der Biasing-Fehler ansteigt. Dies sollte in turbulenten Strömungsfeldern oder in Scherströmungen berücksichtigt werden.

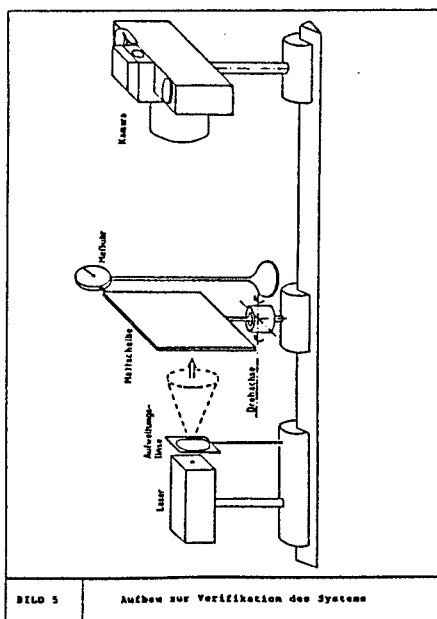


BILD 5 Aufbau zur Verifikation des Systems

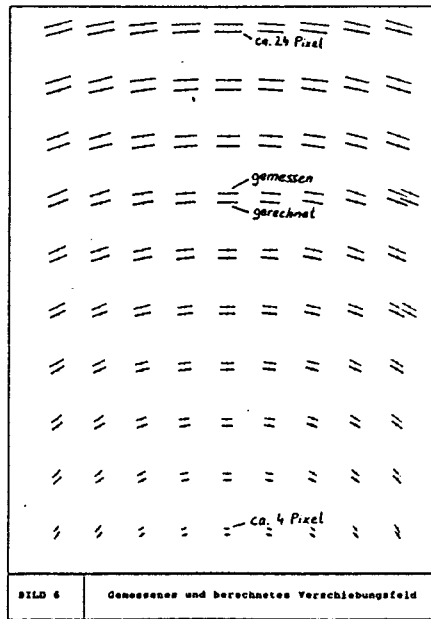


BILD 6 Gemessenes und berechnetes Verschiebungsfeld

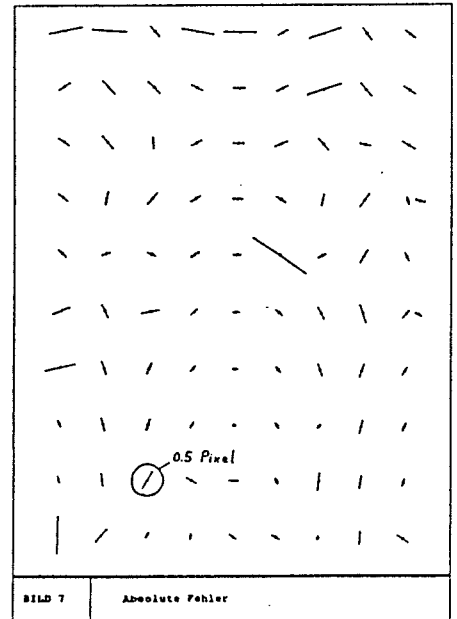


BILD 7 Absolute Fehler

Literatur

Particle-Image-Displacement-Velocimetry
VKI-Lecture-Series 1988-06
von Karman Institute for Fluid Dynamics
Brussels, 1988

weiteres Vorgehen

- Auflösung der Richtungs Zweideutigkeit des Verfahrens durch Einsatz einer Bildverschiebungseinheit.
- Verbesserung der Signalverarbeitung auf der digitalen Seite mit dem Ziel, auch Streifenmuster von schlechterer Qualität (turbulente Strömungsfälle) erfolgreich auszuwerten.

Förderung durch

DFG Az. Ew 17/6-1

