

JAHRESBERICHT

1995

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	6
Organigramm	9
Gremien	10
Schwerpunkthemen, Förderungsschwerpunkte	12
Blanko-Seiten für "Mitteilungen"	14
Einladung zum 10. DGLR/AG STAB-Symposium	16
Fragebogen zu "Instationäre Strömungen"	17
Kurzberichte aus den Projektgruppen und Fachkreisen	19
"Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	26
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	240

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 105 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Diese "Mitteilungen" dienen dazu, den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 26 bis 34), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Wegen der recht großen Anzahl von Beiträgen zu den Fachkreisen sind diese in fünf Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist alphabetisch nach Verfassern sortiert. Seite 18 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Auf Seite 240 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

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

Wichtig:

Die Jahresberichte werden nur noch an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten **Jahresberichts**, in diesem Fall **1996**, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigelegten Abschnitt zurück. Der Bezug muß jährlich neu angefordert werden.

Außnahmen bilden alle Autoren und Ko-Autoren des jeweiligen Jahresberichtes und die Mitglieder der AG STAB-Gremien. Dieser Personenkreis erhält unaufgefordert ein Exemplar.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 270 Exemplaren. Einige Restexemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Göttingen, im Mai 1996

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 1996"

Name:

Organisation:

Anschrift:

Telefon:

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

D - 37073 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 DLR, Hochschule und Industrie ins Leben gerufen.

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

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

- DGLR-Symposium "Forschung und Entwicklung auf dem Gebiet der Strömungsmechanik und Aerodynamik in der Bundesrepublik Deutschland" Bonn, 29.11. - 01.12.1978
- "Gespräch über Strömungsforschung in Deutschland" Ottobrunn, 30.01.1979
- DGLR-Symposium "Strömungen mit Ablösung" München, 19./20.09.1979
- "Memorandum über zukünftige nationale Zusammenarbeit in der Strömungsforschung, insbesondere der Aerodynamik auf dem Gebiet der Strömungen mit Ablösung" Oktober 1979
- DGLR-Programm-Symposium "Strömungen mit Ablösung" Bonn, 30.06./01.07.1980
- Programmpräsentation anlässlich der BDLI-Jahrestagung Bonn, 01.07.1980
- Programm der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" September 1980
- Programmpräsentation im Bundesministerium für Forschung und Technologie Bonn, 19.03.1981

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

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

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

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

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

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

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

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

- Neue Impulse für die Strö-
mungsforschung und Aerody-
namik -; Vortrag von H.-G.
Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01.-03.10.1984

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

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

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

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

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

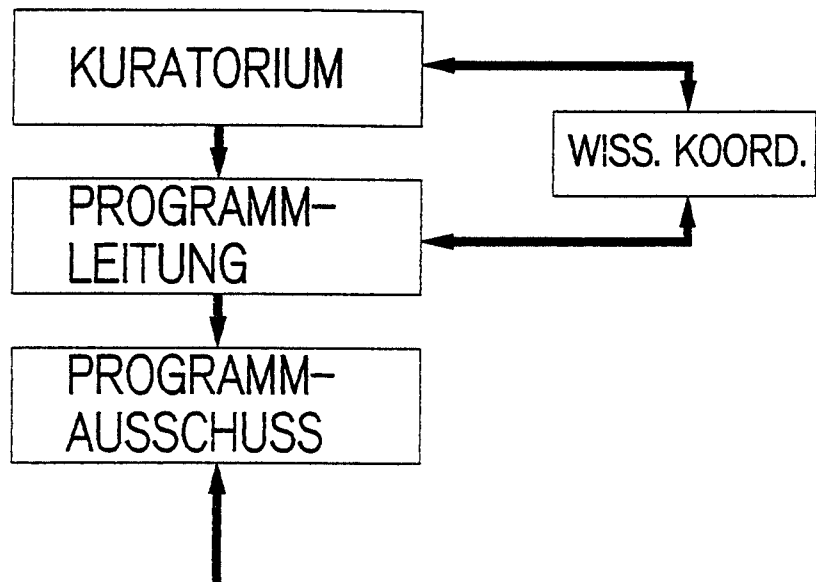
- 7. DGLR-Fach-Symposium
"Strömungen mit Ablösung" Aachen, 07.-09.11.1990

- 5. STAB-Workshop Göttingen, 13.-15.11.1991
- 8. DGLR-Fach-Symposium "Strömungen mit Ablösung" Köln-Porz, 10.-12.11.1992
- Kurs "Application of Particle Image Velocimetry" Göttingen, 15.-19.03.1993
- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993
- Kurs "Application of Particle Image Velocimetry" Göttingen, 14.-18.03.1994
- 9. DGLR-Fach-Symposium Erlangen, 04.-07.10.1994
- Kurs "Application of Particle Image Velocimetry" Göttingen, 06.-10.03.95
- 7. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.1995

Vorschau:

- 10. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 11.-13.11.1996

Organigramm



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

Kuratorium

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

Programm-Leitung

Prof. Dr. Ballmann	(RWTH, Aachen) Tel.: 0241 / 804636; Fax: 0241 / 8888126
Dr. Hennig	(DB Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-22568; Fax: 089 / 607-22461
Dipl.-Ing. Hilbig	(Sprecher) (DB Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2751; Fax: 0421 / 538-5034
Dr. John	(DB Aerospace, München) Tel.: 069 / 607-24911; Fax: 069 / 607-29766
Dr. Körner	(DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Dr. Kordulla	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2274; Fax: 0551 / 709-2270
Prof. Dr. G.E.A. Meier	(DLR, Göttingen)
(Stellv. Sprecher)	Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Prof. Dr. H.U. Meier	(DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Prof. Dr. Oertel	(Universität Karlsruhe) Tel.: 0721 / 608-2368; Fax: 0721 / 696727
Dipl.-Ing. Polz	(Eurocopter, München) Tel.: 089 / 6000-3658; Fax: 089 / 6000-6888
Prof. Dr. B. Wagner	(Dornier, Weßling) Tel.: 08153 / 302-953; Fax: 08153 / 302-657
Dr. Weiland	(DB Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-28473; Fax: 089 / 607-21118

Projektgruppen

Sprecher:

Flügel großer Streckung	Prof. Dr. Thiede (DB Aerospace, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3671; Fax: 0421 / 538-4486
Flügel kleiner Streckung	Dipl.-Ing. Cucinelli (DB Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-29172; Fax: 089 / 607-29766
Drehflügler und Rotoren	Prof. S. Wagner (Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-3580; Fax: 0711 / 685-3438
Stumpfe Körper/Rümpfe	Dr. Hennig (DB Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-22568; Fax: 089 / 607-22461
Laminarhaltung von Tragflügeln	Dr. Redeker (DLR, Braunschweig) Tel.: 0551 / 709-2144; Fax: 0551 / 709-2888
Hyperschall	Prof. Dr. Hirschel (DB Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-24904; Fax: 089 / 607-29766

Fachkreise

Physikalische Grundlagen	Dr. Dallmann (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2442; Fax: 0551 / 709-2270
Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation	Prof. Dr. Kröner (Universität Freiburg) Tel.: 0761 / 203-5637; Fax: 0761 / 203-5632 Dr. Kordulla (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2274; Fax: 0551 / 709-2270
Meßtechnik	Dr. Bütetisch (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2460; Fax: 0551 / 709-2830
Anlagen	Dr. Lehthaus (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2147; Fax: 0551 / 709-2179

Wissenschaftlicher Koordinator

Dr. Heinemann (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2108; Fax: 0551 / 709-2135

AG STAB-Schwerpunktt Themen

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

Prof. Dr. Thiede
Dr. Dallmann
Prof. Dr. G.E.A. Meier
Prof. Dr. Friedrich

(DB Airbus, Bremen)
(DLR, Göttingen)
(DLR, Göttingen)
(TU München)

DFG-SP-Programme/-Forschergruppe

- Strömungssimulation mit Hochleistungsrechnern (bis 1995)
- Beeinflussung und Steuerung turbulenter Grenzschichten
- Transition
- Wirbel- und Wärmeübertragung
- Strömungsmechanische Grundlagen der Durchflußmessung

Prof. Krause, Ph.D.

(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Fernholz

(TU Berlin)

Prof. Dr. S. Wagner
Prof. Dr. Fiebig
Prof. Dr. Merzkirch

(Universität Stuttgart)
(Universität Bochum)
(Universität-GH-Essen)

DFG-Innovations-Kolleg

- Magnetofluidodynamik (MFD) elektrisch leitfähiger Flüssigkeit

(TU Dresden)

DFG: Deutsch-Französische Gemeinschaftsprogramm

- Numerische Strömungssimulation/
Simulation Numerique Ecoulements

Prof. Krause, Ph.D./Prof. Bontoux

(RWTH Aachen/Universität Marseille)

DFG-Sonderforschungsbereiche

- Transatmosphärische Flugsysteme
- Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen
- Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme

Prof. Dr. Sachs
Prof. Krause, Ph.D.
Prof. Dr. Messerschmid

(TU München)
(RWTH Aachen)
(Universität Stuttgart)

DFG-Paketantrag zum Gemeinschaftsprojekt

- Untersuchungen des laminar-turbulenten Strömungsumschlags im Freiflug (bis 1995; Weiterführung unter "Transition")

Prof. Dr. Nitsche

(TU Berlin)

Für den Fall, daß Sie für den nächsten Jahresbericht eine oder mehrere "Mitteilungen" verfassen möchten, bitten wir Sie, die Bögen jederzeit,

allerspätstens aber bis Mitte März 1997,

der Geschäftsstelle zuzusenden.

Kopieren Sie sich bitte zu diesem Zweck die folgenden beiden
Blanko-Seiten.

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

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

Es wäre außerdem sehr wünschenswert, wenn Sie
bei der Verwendung von Fotos Originale (und demzufolge möglichst
keine Fotokopien) verwenden. Bitte sorgen Sie dafür, daß
der Text maschinengeschrieben ist.

Bitte klammern Sie zusammenhängende Seiten mit Büroklammern
(nicht mit Heftklammern) zusammen.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung.

Tel.: 0551/709-2108

Fax : 0551/709-2135

Mit freundlichen Grüßen

Ihre Projektgruppenleiter/Ihre Fachkreisleiter/Ihre Geschäftsstelle

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner:

Institution:

Adresse:

Telefon:

Telefax:

e-mail:

weitere Partner:

Thema:

Ausgangssituation:

Ziel:

Lösungsweg:

Ergebnis:

Skizze/Diagramm/Bild

Literatur:

weiteres Vorgehen:

Datum:

AG STAB

2. CALL FOR PAPERS

10. DGLR-Fach-Symposium der

AG STAB

vom 11. - 13. November 1996

**in der Deutschen Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR),
Braunschweig**

**Bevorzugt berücksichtigt werden strömungsmechanische Beiträge aus den
AG STAB-Projektgruppen und Fachkreisen, insbesondere solche zu Themen aus dem
Luftfahrtforschungs-Programm der Bundesregierung:**

o Numerische und experimentelle Simulation

o Laminarhaltung und Transition

o Turbulenzforschung

o Starrflüglertechnologien einschl. Triebwerksintegration

o Drehflügler aerodynamik

o Hyperschallaerothermodynamik

**Richten Sie bitte Ihre Vortragsanmeldungen auf einem 1-seitigen Abstract
(500 Wörter) bis zum**

10. Juni 1996

an:

Dr.-Ing. H. Körner

DLR

Institut für Entwurfsaerodynamik

Postfach 3267

D-38022 Braunschweig

Tel.: 0531 / 295-2400; Fax : -2320

**Die Vorträge und Poster werden nach Begutachtung in einem zitierbaren Tagungsband
veröffentlicht.**

**Schlußtermin für die Einsendung der Beiträge (6 bis maximal 8 DIN A4-Seiten)
ist der 30. November 1996.**

**Für Rückfragen steht Ihnen auch die Geschäftsstelle der AG STAB, c/o DLR,
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Tel.: 0551/709-2108; Fax.: -2135, zur Verfügung.**

Fragebogen

AG STAB - Schwerpunktthema Instationäre Strömungen

In diesem Fragebogen können Interessenten aus Forschung und Industrie ihre Mitarbeit oder Ihr Interesse an dem Thema "instationäre Strömungen" im Rahmen eines AG STAB - Schwerpunktthemas dokumentieren. Der Sinn ist eine Bestandsaufnahme der in der Bundesrepublik zu diesem Thema laufenden oder geplanten Forschungs- und Entwicklungsarbeiten und die Aufstellung einer Kartei von Interessenten, die bei den zukünftigen Veranstaltungen der AG STAB angesprochen werden können.

Name:

Institution / Firma:

Straße / Ort:

Telefon:

Telefax:

E-Mail:

Forschungsbiet:	Inst. Aerodynamik	☐	Inst. Ablösung	☐
	Antriebe	☐	Inst. Simulation	☐

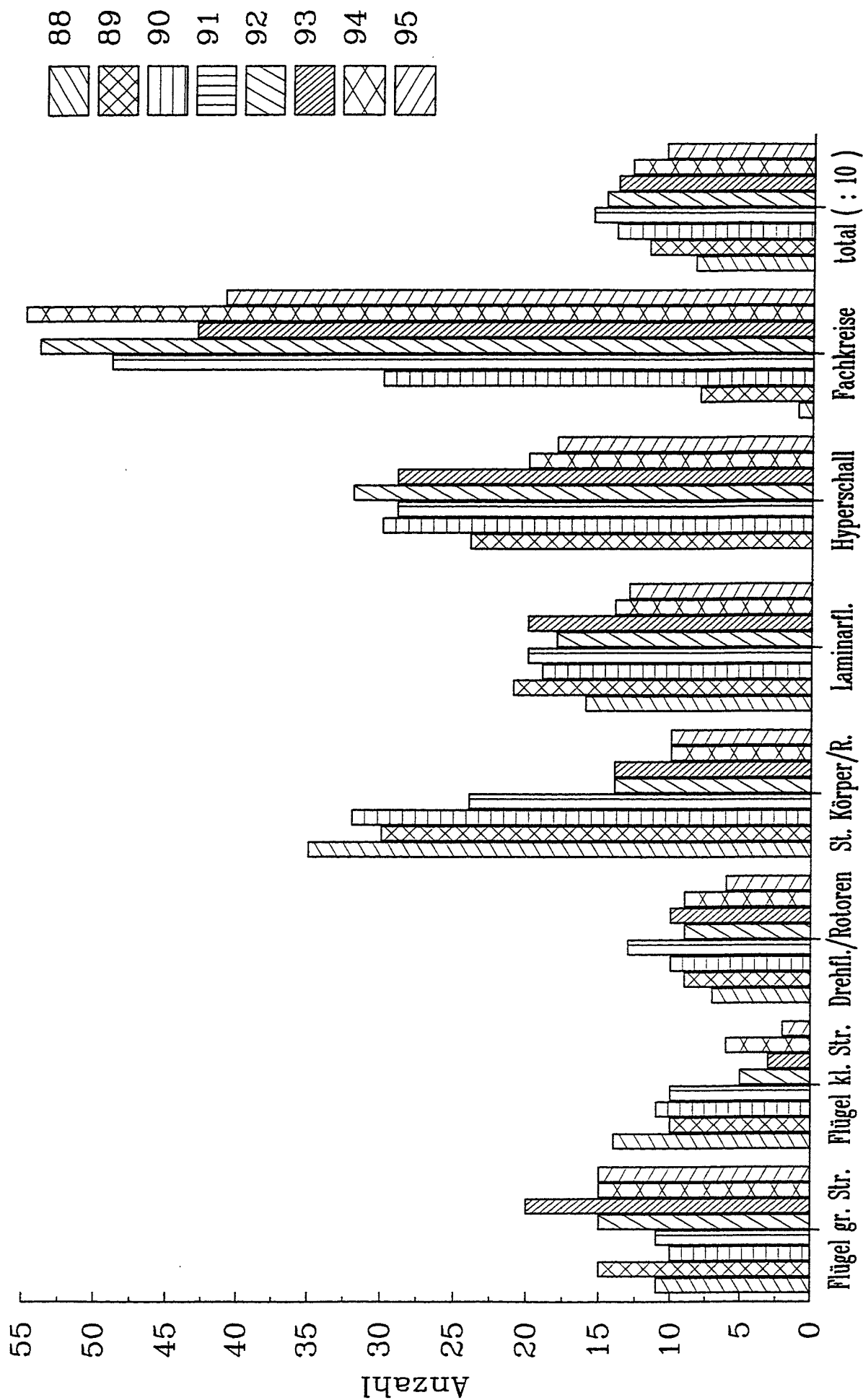
Thema / Projekt:

Kurzbeschreibung / Erläuterung:

Geschätzter Aufwand in Personaljahren pro Jahr: Pj/a

Bei Interesse an dem AG STAB - Schwerpunktthema "Instationäre Strömungen" senden Sie bitte den ausgefüllten Fragebogen an die umseitig angegebene Adresse.

Statistik 'MITTEILUNG': 1988 ff



Quelle: Jahresberichte

STABJABE

STAB-Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

JAHRESBERICHT 1995

Ein Überblick über die Aktivitäten der Projektgruppe wurde im Rahmen des 7. STAB-Workshops gegeben, der vom 14.-16. Nov. 1995 in Göttingen stattfand. Im Mittelpunkt des Interesses standen die Schwerpunktthemen "Aerodynamische Widerstandsreduktion (RAWID)" und "Hochauftriebskonzepte (HAK)" des nationalen Luftfahrtforschungs- und Technologieprogramms des BMBF sowie der Themenkomplex "Aeroelastik". Daneben wurde über laufende Forschungsprojekte im Rahmen des 4. Rahmenprogramms der EU berichtet. Die Technologievorhaben, die in einem engen Verbund von Luftfahrtindustrie, DLR und Hochschulen durchgeführt werden, sind ausgerichtet auf Anwendungen beim künftigen Megaliner (A3XX).

Die Arbeiten im Technologievorhaben RAWID umfassen Verfahren zur verbesserten numerischen und experimentellen Simulation und zur Konfigurationsoptimierung sowie die Entwicklung von Technologien zur Widerstandsreduktion. Im Bereich der numerischen Simulation konzentrieren sich die Arbeiten auf die Entwicklung des 3D Navier-Stokes Solvers MEGAFLOW zur Berechnung komplexer Transportflugzeugkonfigurationen. Entscheidende Fortschritte sind hier durch einen neuen Netzgenerator, die Implementierung höherwertiger Turbulenzmodelle und die Parallelisierung des Codes zu erwarten. Für die Code-Validierung besteht ein Mangel an entsprechend qualifizierten Experimenten. Detaillierte 3D Validierungsexperimente sind meist nur in internationaler Kooperation (EU-Projekte, GARTEUR) durchführbar. Erfreuliche Fortschritte sind in Deutschland auf dem Gebiet der Kryowindkanalmeßtechnik zu verzeichnen: der DLR-KKK wird für Industriemessungen genutzt, im DLR-KRG wurde die adaptive Meßstrecke in Betrieb genommen, und der ETW hat seine Operationsfähigkeit bei hohen Re-Zahlen unter Beweis gestellt. Einen hohen Stellenwert hat im Rahmen des Forschungsvorhabens RAWID die Entwicklung neuer Technologien zur Widerstandsreduktion (u.a. variable Wölbung, Laminarhaltung, Stoßkontrolle, Turbulenz- und Ablösekontrolle). Während bei einigen Technologien (z.B. variable Wölbung) die Implementierung in den Flügelentwurf im Vordergrund steht, befinden sich andere Technologien (z.B. Turbulenz- und Ablösekontrolle) noch im Vorfeld der Anwendung. Über die Aktivitäten zur Laminartechnologie wurde in der Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln" berichtet. Untersuchungen zur passiven Stoßkontrolle wurden im Rahmen des EU-Projektes EUROSCHOCK durchgeführt.

Die Arbeiten im Technologievorhaben HAK konzentrieren sich auf eine verbesserte Vorhersage von Hochauftriebsströmungen und die Entwicklung verbesserter Klappensysteme. Die numerische Strömungssimulation von Hochauftriebskonfigurationen beschränkt sich aufgrund ihrer hohen Komplexität bisher weitgehend auf 2D Strömungen, während die 3D Simulation z.Z. überwiegend auf der Basis reibungsfreier Strömungen erfolgt. Entsprechend stützt sich der Entwurf neuer Hochauftriebssysteme noch stark auf experimentelle Ergebnisse ab.

Ein weiteres Schwerpunktthema des Flügels großer Streckung ist die Triebwerksintegration. Mit zunehmenden Bypass-Verhältnis moderner Triebwerke nimmt das Interferenzproblem zu. Flügel, Triebwerk und Pylon bilden eine zu optimierende Einheit. Sowohl bei der experimentellen als auch bei der numerischen Simulation treten erhebliche Probleme auf (Triebwerkssimulator, Schubvektoreffekte, Übertragbarkeit/3D Netzerzeugung, Strahlmodellierung, Verfahrensvalidierung), an deren Lösung gearbeitet wird. Umfangreiche Aktivitäten fanden hierzu im Rahmen des EU Projektes DUPRIN statt.

Seit der A340/330-Flugerprobung sind die Auswirkungen der aeroelastischen Flügeldeformation in vollem Umfang bekannt. Es zeigte sich, daß bei Flügeln großer Spannweite (z.B. Megaliner) der instationären Aerodynamik, der Aeroelastik und schließlich der Flügeladaptation ein höherer Stellenwert eingeräumt werden muß. Instationäre Berechnungsverfahren befinden sich in Entwicklung, haben aber noch nicht den Stand stationärer Verfahren erreicht. Für aeroelastische Untersuchungen ist ihre Kopplung mit der Strukturmechanik erforderlich.

Jahresbericht 1995 für die STAB-Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

Die Situation auf dem Gebiet "Flügel kleiner Streckung" hat sich gegenüber den Vorjahren nicht wesentlich verbessert. 1995 wurden nur zwei Vorträge zu diesem Thema gehalten, die sich mit Hyperschall-Konfigurationen befassten.

Dies spiegelt die Situation zu diesem Thema innerhalb der BRD wieder : wegen der geringen finanziellen Unterstützung für neue zivile (Concorde-Nachfolger) und militärische Projekte bzw. wegen der Auflagen zur Geheimhaltung sind kaum Vorträge aus diesem Bereich zu erwarten. Das gleiche wird auch für die Themen aus dem Bereich der Hyperschallaerodynamik gelten, da das nationale Hyperschalltechnologieprogramm 1995 ausgelaufen ist.

Einige interessante Ergebnisse könnte die IEPG-TA15 bringen, die in 1996 wichtige Meilensteine setzen wird. Hier sollen u.a. instationäre Strömungen mit Ablösung um einfache und komplexe Konfigurationen berechnet werden. Als Fortsetzung dieser Aufgabe wird sich das Projekt AEROSUM (Aerodynamics of unsteady Manoeuvres) mit der Aerodynamik des manövrierenden Flugzeuges befassen. Hierbei ist daran gedacht, die transienten Vorgänge während eines Flugmanövers mittels eines EULER-Verfahrens zu berechnen und mit einem Flugmechanik-Verfahren zu koppeln.

Es handelt sich hierbei um ein Gemeinschaftsvorhaben von Dasa-LM und der DLR.

In der Leitung der Projektgruppe erfolgte ein Wechsel: Herr Dipl.-Ing. W.Kraus überträgt die Verantwortung auf seinen Kollegen Herrn Dipl.-Ing. G.Cucinelli (Dasa-LME12, Ottobrunn).



(Cucinelli)

Ottobrunn 25.3.96

STAB-Projektgruppe "Drehflügler"
Arbeitsbericht 1995

o. Professor Dr.-Ing. Siegfried Wagner
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21 - 70550 Stuttgart

Die Erhöhung der Wirtschaftlichkeit und des Flugkomforts sowie die Reduzierung der Lärmbelastung sind nach wie vor wesentliche Ziele der Hubschrauberentwicklung. Entsprechend gestalten sich Forschung und Entwicklung. Zur Klärung möglicher Ursachen für die Vibrationsanregung am rücklaufenden Blatt werden Untersuchungen des Dynamic Stall mit Hilfe von Lösungen der instationären - zunächst zweidimensionalen - Navier-Stokes-Gleichungen durchgeführt. Hochgeschwindigkeitslärm und Leistungsbegrenzung infolge pulsierender transsonischer Strömungen am vorlaufenden Blatt werden durch numerische Lösung der Euler-Gleichungen untersucht, wobei damit auch Auswirkungen der Blatt-Wibel-Interferenz ermittelt werden können. Hervorzuheben sind insbesondere Euler-Berechnungen der Strömung um eine Hubschrauber-Konfiguration im Vorwärtsflug mittels CHIMERA-Technik und die Berechnung des BERP-Blattes im Schwebeflug mit MEGAFLOW.

Weiterhin werden Randelementmethoden zur Untersuchung von Interferenzwirkungen zwischen Hubschrauberrotor und Zelle entwickelt, wobei letztere auch im Windkanal untersucht werden. Experimentelle Untersuchungen waren auch der Blatt-Wirbel-Interferenz und der Lärmmechanismen an Hubschraubern sowie der berührungsfreien Strömungsmessung, z. B. mittels LDA und PIV und insbesondere im DNW (Deutsch-Niederländischen Windkanal), gewidmet.

Im Rahmen der von der EU geförderten Projekte und insbesondere innerhalb des von der Bundesregierung geförderten Forschungs- und Technologie - Programmes ergab sich eine sehr fruchtbare Zusammenarbeit zwischen Industrie, Forschungsinstituten, insbesondere DLR, und den Universitäten.

STAB - Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rumpfe"

Dr. Paul Hennig

Deutsche Aerospace AG, LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH

Postfach 801149, 81663 München

Tel.: (089) 607 - 22568

Fax: (089) 607 - 22461

Die Hauptaktivität der Gruppe bestand in der Veranstaltung des Workshops am 15. und 16.11.95 in Göttingen. Die dort vorgestellten Beiträge gaben einen guten Überblick über die traditionell sehr weitgespannten Themenstellungen der Gruppe.

Ein zusammenfassender Bericht über einen Workshop zur Large-Eddy-Simulation der abgelösten Strömung um stumpfe Körper gab nicht nur einen Überblick über die aktuelle Forschung auf diesem Gebiet, sondern regte durch die Definition von zwei international zu bearbeitenden Testfällen auch eine Fortsetzung der Aktivitäten der STAB-Gruppe zur Aufstellung eines Testcase-Katalogs an. Einige der im Workshop präsentierten Untersuchungen wären offensichtlich geeignet, als Grundlage für ergänzende systematische Arbeiten zu dienen. Alle Interessenten der Gruppe werden daher gebeten, ihre Arbeiten jeweils nach Abschluß auf eine derartige Eignung zu überprüfen und zusammenfassend - am besten mit dem Stichwort "Testcase" versehen - in Form unserer Mitteilungen darzustellen, sowie eine ausreichende Dokumentation der untersuchten Größen (Geometrie, Strömungsbedingungen und experimentelle oder rechnerische Ergebnisse) bereitzustellen, z.B. auf Kassette oder per Internet abrufbar. Kooperationswillige Partner können dann direkt Kontakt aufnehmen.

Im weiteren Verlauf des Workshops gab es Vorträge über experimentelle und numerische Untersuchungen zu Prinzipkonfigurationen und zu projektnahen Themen. Dabei wurden besonders die Projektbereiche Kraftfahrzeuge, Flugkörper, Schienenfahrzeuge und - ein neues Thema in der Gruppe - Bodeneffektfahrzeuge angesprochen. Besonders bemerkenswert war, daß sich das in den vergangenen Jahren bereits bemerkbare Interesse an der Untersuchung instationärer Vorgänge einschließlich aeroakustischer Phänomene noch verstärkt hat.

STAB-Projektgruppe „Laminarhaltung von Tragflügeln“

G. Redeker

DLR Braunschweig

Jahresbericht 1995

Die Laminarhaltung von Tragflügeln, Leitwerken und Triebwerksgondeln ist nach wie vor eine Schlüsseltechnologie, die maßgeblich zur Erhöhung der Wirtschaftlichkeit von Fluggeräten beitragen kann mit dem positiven Nebeneffekt, daß durch die Verminderung des Treibstoffverbrauches eine Reduzierung der Umweltbelastung einhergeht.

Die Wichtigkeit der Thematik wird unterstrichen durch die beiden Programme RaWid und TUREX, die im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms der Bundesregierung durchgeführt werden, und durch die Vorbereitung des Programms HYLDA (Hybrid Laminar Flow Demonstrator Aircraft) im 4. Rahmenprogramm der EU. Parallel dazu läuft das „A320 Laminar Fin Program“ der Airbus Partnerfirmen.

Auf dem diesjährigen STAB-Workshop wurden 14 Beiträge vorgetragen, die sich mit anwendungsrelevanten Fragen befaßten. Die mehr grundlagenbezogenen Arbeiten wurden im Fachkreis „Physikalische Grundlagen“ vorgestellt, wobei sich auch hier 9 Arbeiten mit der Thematik Laminarhaltung und Transition befaßten.

Dabei wurde deutlich, daß bei den nichtlokalen, nichtlinearen Verfahren zur Transitionsvorhersage große Fortschritte erzielt worden sind, jedoch steht eine eingehende Validierung dieser Verfahren noch aus, um sie für die Entwicklung von Laminarflügeln anwenden zu können.

Bei der Laminarhaltung durch Formgebung ist mit dem Abschluß der Flugversuche am Laminarhandschuh der DO228 zur Reinhaltung und Enteisung diese Technologie für künftige Flugzeugprojekte anwendungsreif. Dies soll im Rahmen des TUREX-Projektes vollzogen werden.

Auf dem Gebiet der Hybrid-Laminarhaltung steht mit den Flugversuchen am A320 Fin mit Absaugung ein wichtiges Experiment an, das weitere Aufschlüsse über den Einsatz dieser Technologie bei Verkehrsflugzeugen erbringen wird.

Die bisher vorliegenden Erfahrungen auf dem Gebiet der Laminarhaltung durch Absaugung zeigen auf, daß weitere intensive Forschungsarbeiten notwendig sind, um diese Technologie anwendungsreif zu gestalten. Dabei sind insbesondere Fragen der Verschmutzung der Absaugoberfläche und auch der Gleichförmigkeit der Absaugoberflächen von ausschlaggebender Bedeutung.

Diesen Fragen wird sowohl im nationalen Rahmen als auch in europäischen Programmen auf breiter Front nachgegangen.

STAB-Projektgruppe Hyperschall

Jahresbericht 1995

Mit Ende des Jahres 1995 wurde das deutsche Hyperschalltechnologieprogramm beendet. Am 20.12.95 fand das letzte Aerothermodynamik-Review in Ottobrunn statt. Das für 1996 geplante Flugexperiment mit einer russischen Drohne (Raduga D2) zur Gewinnung von Transitions- und Turbulenzdaten bei $M \approx 6$ konnte nicht weiter verfolgt werden.

Neben die FESTIP-Systemstudien traten 1995 Technologiearbeiten zur Aerothermodynamik, allerdings für Deutschland nur in sehr geringem Umfang.

Bei den drei Sonderforschungsbereichen fand die Begutachtung für die dritte Arbeitsperiode statt, die 1996 beginnt. Die DLR führte die Arbeiten zu Hyperschallproblemen in reduziertem Rahmen weiter.

Beim 7. STAB Workshop vom 14. bis zum 16.11.1995 im DLR-Forschungszentrum Göttingen gab es 17 Beiträge zur Sitzung der Projektgruppe Hyperschall, davon nur ein Beitrag aus der Industrie. Fünf der Beiträge waren experimentellen Arbeiten gewidmet, der Rest im wesentlichen strömungsphysikalischen, thermochemischen und numerischen Fragestellungen.

Fachkreis Meßtechnik

Dr. K.A. Bütefisch

Aktivitäten 1995

Der Fachkreis Meßtechnik war auf dem AG STAB-Workshop 1995 in Göttingen mit 9 Vorträgen beteiligt, die sich mit neueren Entwicklungen beschäftigten. Wie auch bei anderer Gelegenheit wurden weitere meßtechnische Beiträge in den übrigen Sitzungen präsentiert.

Die neuen Luftfahrttechnologie Programme wie RAWID und HAK machen besondere Anstrengungen auf dem Gebiet der Meßtechnik erforderlich. Sie orientieren sich vornehmlich an industriellen Untersuchungen im DNW und künftig auch im ETW. Allerdings werden diese Bemühungen unter den allgemeinen Kürzungsmaßnahmen zu leiden haben.

Mit Unterstützung des Fachkreises und der Universität Oldenburg wurde 1995 der dritte Lehrgang für das neue Ganzfeld Geschwindigkeitsmeßverfahren „Particle Image Velocimetry PIV“ in der DLR Göttingen durchgeführt. Wie im Vorjahr wurden Theorie und praktische Anwendung zusammen behandelt. Wieder waren Teilnehmer aus dem Ausland zu begrüßen, was nicht nur die Attraktivität des Themas sondern auch die inhaltliche Qualität der Veranstaltung unterstreicht.

AG STAB-Fachkreis Physikalische Grundlagen

Schwerpunktthemen:

- **Laminar-Turbulente Transition**
- **Turbulenz**
- **Instationäre Strömungen**

Aus den Aktivitäten zu diesen Schwerpunktthemen (mit Bezugnahme zur AG STAB) sind zwei Ereignisse im Jahre 1995 von herausragendem Interesse:

Zum einen fand im November im DLR-Forschungszentrum Göttingen der 7. STAB-Workshop wiederum mit reger Beteiligung im Fachkreis "Physikalische Grundlagen" statt. Der überwiegende Teil (80%) der vorgestellten Arbeiten war dem Thema „Laminar-Turbulente Transition“ gewidmet. Abgelöste Strömungen und die physikalische Modellierung voll-turbulenter Strömungen rücken zwar verstärkt ins artikuliert Interesse industrieller Aerodynamiker und Entwurfsingenieure, werden aber z.Zt. im nationalen Rahmen der AG STAB vergleichsweise weniger umfangreich bearbeitet. Ein einziger Beitrag zur direkten numerischen Simulation einer turbulenten Rohrströmung mag indikativ sein. Im Workshop sind diesmal solche Grundlagenarbeiten, die bereits praktische Erkenntnisse für industrielle Anwendungen aufzeigen, direkt in die entsprechenden AG-STAB-Projektgruppen aufgenommen worden.

Zum anderen ist sicher bemerkenswert und erfreulich, daß das im Vorjahr bei der DFG eingereichte Verbund-Schwerpunktprogramm für Forschungsarbeiten zum Thema "Laminar-Tubulente Transition" (mit Orientierung am transsonischen Laminarflügel) genehmigt worden ist und den Antragstellern aus den Hochschulen unlängst die Bewilligungsschreiben zugegangen sind. Damit ist erstmalig ein Schwerpunktprogramm der DFG gestartet worden, das auf die abgestimmte Wechselwirkung spezieller Forschungsarbeiten an Universitäten mit solchen bei der DLR und mit Entwicklungsarbeiten in der Luftfahrt-Industrie baut.

Im Zusammenhang mit den o.g. Themen "Turbulenz" und "Instationäre (abgelöste) Strömungen" sei (über die AG STAB hinausblickend) noch auf folgendes hingewiesen: Im Rahmen von ERCOFTAC ist – ausgehend vom Pilot Center Germany South – eine Initiative gestartet worden zu Foschungsarbeiten mit dem Ziel "Advanced Flow Physics Modelling for Separated Turbulent Flow". Hier soll, nicht nur in nationaler Zusammenarbeit zwischen Hochschulen, DLR und Industrie, sondern auch in europäischer Zusammenarbeit (ein entsprechendes BRITE/EURAM-Proposal war im ersten Anlauf leider nicht erfolgreich) herausgefunden werden, was die Ursache für die bestehende Unzuverlässigkeit bzw. das fast durchgängige Versagen aller Turbulenzmodelle bei der Berechnung von Strömungen mit Ablösephänomenen ist. Als erste zu untersuchende Konfiguration wurde die abgelöste turbulente Flugprofilumströmung vorgeschlagen, und erste experimentelle und numerische Untersuchungen sind erfolgt. Wichtig erscheint in diesem Zusammenhang darauf hinzuweisen, daß hier nicht ein weiteres "Validierungsexperiment" und nach EUROVAL und ECARP ein weiteres "Validierungsrechnen" erfolgen soll, sondern daß hier erstmalig in permanenter Wechselwirkung und mit neuen theoretischen, diagnostischen Verfahren möglichst vollständige experimentelle Felddaten im abgelösten Strömungsbereich mit berührungsfreien Meßmethoden gezielt auf die Gültigkeit von Modellierungsannahmen bzgl. der in den numerischen Rechnungen verwendeten Turbulenzmodelle hin analysiert werden sollen.

Göttingen, 21. April 1996

W. Kordulla, D. Kröner

Die im vergangenen Jahr vorgeschlagene Zusammenlegung der Fachkreise "Numerische Simulation" und "Mathematische Grundlagen" ist erstmalig bei dem STAB Workshop in Göttingen 1995 durchgeführt worden. Neben einer Reihe von interessanten Einzelvorträgen hat Herr M. Schäfer aus Erlangen über die Navier-Stokes-Benchmarkergebnisse berichtet. Es wäre wünschenswert gewesen, wenn insbesondere dieser Beitrag auf größere Resonanz bei den Gruppen, die sich mit der Simulation inkompressibler Strömungen beschäftigen, gestoßen wäre. Ansonsten hat sich die Zusammenlegung der Fachkreise bewährt.

Während des Berichtszeitraumes sind folgende Graduiertenkollegs, die thematisch diesem STAB-Fachkreis nahestehen, eingerichtet worden:

- Modellierung und numerische Beschreibung technischer Strömungen, TH Darmstadt
- Nichtlineare Differentialgleichungen - Modellierung, Theorie, Numerik, Visualisierung, Universität Freiburg.

Ende November 1995 wurden die Anträge zum Deutsch-Französischen Gemeinschaftsprogramm "Numerische Strömungssimulation/Simulation Numerique" von der DFG und CNES begutachtet. Die Genehmigung ist inzwischen erfolgt.

Außerdem hat die DFG im Mai 1996 beschlossen, einen Schwerpunkt zu dem Thema "Erhaltungsgleichungen" einzurichten. Es ist geplant, in diesem Schwerpunkt Probleme aus dem Bereich numerische Simulation für Probleme aus den Ingenieurwissenschaften, der Astrophysik und der Mathematik zu bearbeiten. Ansprechpartner sind die Mitglieder des Programmkomitees: H. D. Alber, D. Hänel, H. Hesselbach, W. Jäger, D. Kröner, G. Warnecke.

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

Workshop über "Mathematische Grundlagen und numerischen Analysis für Erhaltungsgleichungen", Hirschegg

Seminar über "Visualization in Continuum Mechanics", Freiburg - Emmendinger Hütte

DFG Workshop über "Visualisierung", Paderborn

Minisymposium über "Numerical Methods for Compressible Flows", ICIAM 95, Hamburg

Workshop über "Numerical Methods for Free Boundary Problems", Freiburg

Abschlußkolloquium des DFG Schwerpunktprogrammes "Strömungssimulation mit Höchstleistungsrechnung", Bonn

DFG Rundgespräch "Erhaltungsgleichungen", Magdeburg

Statusseminar des anwendungsorientierten BMBF-Verbundprojektes auf dem Gebiet der Mathematik.

Workshop über "Paralleles wissenschaftliches Rechnen in FEM und BEM", Chemnitz
Seminar über "Modelling und Computation in Environmental Sciences", Stuttgart
Minisymposium "Modelling Density Driven Flow in Porous Media", Heidelberg
"Experimentelle, insbesondere computergraphische Methoden in der Mathematik", Oberwolfach
BMBF Workshop über "Numerische Behandlung von Differentialgleichungen", Kiel
"Conservation Laws", Oberwolfach
Workshop über Benchmarks für Verfahren zur Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen, Heidelberg
Workshop über "Adaptive Methoden", Heidelberg.

Fachkreis "Anlagen" 1995

Am **7. STAB-Workshop (14.-16.11.1995)** in Göttingen beteiligte sich der Fachkreis nur mit einem Vortrag, der im Rahmen der Session des Fachkreises Meßtechnik gehalten wurde.

Für den vorliegenden **Jahresbericht 1995** wurde wie in den vergangenen Jahren wiederum im Bereich der Universitäten und Hochschulen sowie der Großforschungseinrichtungen und der Industrie zu STAB-Mitteilungen aufgerufen, um Informationen der strömungsmechanischen Versuchsanlagen verfügbar zu machen. Trotzdem enthält dieser Bericht nur vier Beiträge aus dem Fachkreis Anlagen. Einige weitere Beiträge mit Anlagenbezug werden im Rahmen der Projektgruppen und des Fachkreises Meßtechnik geleistet.

Damit zeigt sich immer deutlicher, daß inhaltlich anlagenbezogene Arbeiten vorzugsweise im Rahmen der anwendungsbezogenen Projektgruppen und in Verbindung mit meßtechnischen Fragestellungen im Zusammenhang behandelt werden. Eine anlagenpolitische Sinnggebung und Wirksamkeit des Fachkreises ist für den Fachkreis in seiner jetzigen Besetzung in der gegenwärtigen Forschungslandschaft nicht vorhanden. In der **16. Sitzung des Programmausschusses im November 1995** wurde daher ausführlich über die Zukunft des Fachkreises diskutiert. Prof. H.-U. Meier, DNW, und Dr. G. Redeker, DLR, sind vom Ausschuß beauftragt, ein Konzept für die zukünftige Behandlung der Versuchsanlagenthematik im Rahmen der AG STAB zu erarbeiten.

Göttingen, 01.06.96, Dr. F. Lehthaus, DLR SM-WK GÖ

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

		Seite
Bartelheimer/ Becker/ Kroll/ Rossow/ Thiele	MEGAFLOW - ein Vorhaben zur numerischen Strömungssimulation um komplette Transportflugzeugkonfigurationen	35
Beckert	Statische aeroelastische Simulation des Modells eines großen Transporterflügels	37
Brodersen/ Ronzheimer/ Hepperle/ Rossow/ Schöning	Entwicklung des parametrischen Netzgenerierungssystems MEGACADS	39
Elsholz/ John	Navier-Stokes Simulation für komplexe Flugzeug-Konfigurationen - Erforderliche Schritte zur Realisierung anhand von Beispielen	41
Flaig	Technologievorhaben Hochauftriebskonzepte (HAK) - Status und Ausblick	43
Knauer	Stoßbeeinflussung auf laminaren und turbulenten Profilen	45
Knipfer	Eulersimulation der transsonischen Strömung an schwingenden Triebwerksgondeln	47
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmmarrays am Hochauftriebsflügel im DNW	49
Mertens	Reduktion aerodynamischer Widerstand	51
Nitsche/ Futterer	Vergleichende Untersuchungen zur numerischen Simulation von Hochauftriebsströmungen mit Hilfe von Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodellen	53
Quest	Erste Meßergebnisse aus dem ETW	55
Rosemann/ Stanewsky/ Hefer	Erste Ergebnisse aus der adaptiven Meßstrecke des KRG	57
Schewe/ Deyhle	Experimente zum transsonischen Flattern	59

Schnerr	Verlustreduzierung in transsonischen Strömungen durch passive Ventilation mit geschlitzten Oberflächen	61
Voß/ Wegner	Numerische Simulation der Strömung um elastisch schwingende Tragflügel	63

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

		Seite
Engelhardt	Berechnung von Überschallkonfigurationen	65
Strohmeier	Aerodynamische Analyse von Wellenreitergrundrissen im Unter- und Transschall	67

Projektgruppe Drehflügler und Rotoren

		Seite
Lieser/ Wild	Berechnung des BERP Blattes im Schwebeflug mit MEGAFLOW	69
Müller/ Wagner	Johnson-King-Turbulenzmodell in zeitabhängiger Formulierung zur Berechnung des Dynamic Stall bei instationär bewegten Profilen	71
Pahlke	Erweiterung eines zeitgenauen dreidimensionalen Euler-Verfahrens für die Verwendung von überlappenden Netzen zur Berechnung von Rotorumströmungen	73
Seelhorst	Strömungsfeldmessungen an einem Hubschrauberrotor mittels 3-Komponenten Laser-Doppler Anemometrie im DNW	75
Stangl/ Wagner	Eulerberechnung der Strömung um eine Hubschrauberkonfiguration im Vorwärtsflug mit einer Chimera-Technik	77
Theurer/ Wagner	Erweitertes Randlelementverfahren zur Beschreibung nichtlinearer Effekte in der Aerodynamik	79

Projektgruppe Stumpfe Körper/Rümpfe

Seite

Becker/ Dütsch/ Lienhart	Numerische und experimentelle Untersuchungen der Strömung um einen oszillierenden Kreiszylinder	81
Brechling	Windkanalmessung instationärer Bugdruckwellen um Lokomotivköpfe	83
Esch	Strömungsablösung an Rümpfen im Bereich angestellter Ruder bei Überschallanströmung	84
Geropp/ Kim	Totwassermodellierung und ihr Einsatz zur Berechnung der Umströmung stumpfer Körper	86
Gietz/ Kux	Experimentelle Ergebnisse des Geschwindigkeits- und Reynoldssensorfeldes an einem Windkanalmodell	88
Hitzel/ Hennig/ Endmann	Navier-Stokes-Simulation am HFK-Hochgeschwindigkeitsflugkörper mit Querschubsteuerstrahl	90
Kühmstedt	Entwicklung von Profilen für Bodeneffektfahrzeuge (BEF)	92
Nastase	Anwendung von spektralen Lösungen für die qualitative Analyse der drei-dimensionalen kompressiblen Grenzschicht-Gleichungen an den fliegenden Konfigurationen	94
Rodi	Large-Eddy Simulation der abgelösten Strömung um stumpfe Körper; Bericht über einen Workshop	96
Schwarz/ Bestek	Direkte numerische Simulation von selbstangefachten instationären Fluktuationen im Nachlauf eines rotationssymmetrischen stumpfen Körpers	98

Projektgruppe

Laminarhaltung von Tragflügeln

		Seite
Bestek/ Müller	Laminarhaltung von Grenzschichten	100
Bousquet/ Hepperle	An Inverse Design Method for Engine Nacelles	102
Gordner/ Simen/ Hein	Instabilitätsanalyse zur Laminarhaltung des A 320-Seitenleitwerks	104
Haselbach/ Nitsche	Windkanal- und Freiflugversuche zur flächigen Visualisierung des laminar-turbulenten Umschlags mit Hilfe beheizter Flüssigkeitskristallfolien	106
Kreplin/ Berger/ Rotta	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur turbulenter Grenzschichten	107a
Kreplin/ Höhler	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	107c
Maucher/ Rist/ Wagner	Direkte numerische Simulation einer selbsterregten pulsierenden laminaren Ablöseblase	108
Nitsche/ Jorgensen	Steuerung der Transitionslage an einem transsonischen Laminarprofil mit segmentierter und regelbarer Grenzschichtabsaugung	110
Schrauf	Erste Ergebnisse der Auswertung des ATTAS Flugversuchs mit der PSE-Methode	112
Schröder	Erste Ergebnisse der Stabilitätsuntersuchungen der F100 Flugversuche	114
Stahl	Druckmessungen und Infrarotmessungen am laminarprofil NLF(2)-0415	116
Stilla	Untersuchungen zur Laminarhaltung von SCT-Tragflügeln	118
Würz	Experimentelle Untersuchungen zur Störungsanfachung in anliegenden Grenzschichten und Ablöseblasen	120

Projektgruppe Hyperschall

		Seite
Beck	Spektral- und räumliche-aufgelöste LIF Messungen am HEG	122
Bestek/ Eißler	Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung	124
Brück	Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen	126
Grotowsky/ Ballmann	Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $M > 1$ (SFB 253, TP C3)	128
Hannemann, K./ Krek/ Eitelberg	Kalibrierung der konturierten HEG Düse	130
Hannemann, V.	Adaptive Berechnung von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen in reagierenden Hyperschallströmungen	132
Henckels/ Schulte	Koperation innerhalb des DFG-Sonderforschungsbereichs 253 der RWTH Aachen	134
Jacobs	Wärmestrommessung an ELAC 1 in supersonischer Strömung	136
Kastell/ Hannemann, K./ Eitelberg	Verifizierung des Einflusses des thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht auf die aerodynamischen Eigenschaften eines stumpfen Kegels mit einem Öffnungswinkel von 140 Grad im Überschall	138
Klömfaß/ Müller/ Ballmann	Näherungsverfahren zur Analyse von hypersonischen Staupunktströmungen	140
Krek/ Eitelberg	Investigation of High Enthalpy Flow about a Hyperboloid Flare Model, to Determine the Effects of Chemistry on the Flare Interaction Regime	142
Kufner	Vergleich des Störungswachstums nach lokal linearer und nicht-linearer Stabilitätstheorie an Beispielen hypersonischer Kegelströmungen	144
Longo	A Comparison of Some Zero Equation and Half Equation Turbulence Models for Hypersonic Flow	146
Longo/ Radespiel	Aerodynamic Characteristics of Heated Airfoils	148

Schulte-/ Rödding/ Olivier	Druck- und Wärmestrommessungen an der ELAC 1-Konfiguration	150
Simeonidis/ Tumino/ Muylaert	Shock-Boundary-Layer-Interaction-Induced Peak Heating Correlation	152
Staudacher/ Reisinger	Stoß-Grenzschichtwechselwirkungen an der Rampe/Klappe	154
Weiland/ Haidinger/ Behr	Aerothermodynamik von Wiedereintrittskapseln	156

Fachkreis Physikalische Grundlagen

		Seite
Bertolotti	Receptivity Model for Localized Disturbances in Three-Dimensional, Non-Parallel Flows	158
Bestek/ Meyer	Numerische Untersuchung nichtrotationssymmetrischer Strömungsformen im Spalt zwischen coaxialen, rotierenden Zylindern	160
Breitsamter	Experimentelle Untersuchung der instationären Feldgrößen und Oberflächendrücke bei wirbeldominierter abgelöster Strömung an einem Deltaflügel	162
Bschorr	Implementierung der Relaxationsdämpfung der Luft in die Navier-Stokes-Gleichung	164
Ehret	Verhalten instabiler Wellenpaketstörungen in kompressiblen Pfeilflügelgrenzschichten	166
Fischer/ Bippes	Stabilisierung dreidimensionaler Grenzschichten durch Absaugung	168
Hein/ Bertolotti/ Simen/ Dallmann	Validierung eines Transitionsanalyse-Verfahrens mit Anwendungsbereichen von Unterschall- bis Hyperschallströmungen	170
Herberg/ Dallmann	Analyse instationärer, abgelöster Strömungsfelder mittels Kartunen-Loeve Zerlegung	172
Hoffmann/ Busse	Stabilitätsverhalten der Couette-Ekman Strömung	174

Hoffmeiser/ Hertwig/ Kreul/ Kretzschmar/ Erler	Modellierung von turbulenten Drallstrahlen für Brennkammern von Flugtriebwerken	176
Kloker/ Wagner	Direkte numerische Simulation (DNS) der Transition und beginnenden Turbulenz in Grenzschichten ohne und mit Druckanstieg	178
Koch	Nichtlineare Sättigungslösungen in dreidimensionalen Grenzschichten	180
Laurien	Numerische Simulation der Bypass-Transition	182
Lerche/ Bippes	Kontrollierte Anregung instationärer Crossflow-Instabilitätsmoden und die Möglichkeiten der Analyse phasengekoppelter Hitzdrahtsignale	184
Rist/ Bestek	Untersuchung nichtlinearer Transitionsstadien in einer ebenen Plattengrenzschicht	186
Stolte/ Hein/ Bertolotti/ Dallmann	Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalyse dreidimensionaler kompressibler Grenzschichten	188
Stolte/ Hein/ Bertolotti/ Dallmann	NOLOT/PSE-Analyse von Transitionsszenarien der ATTAS-Tragflügelumströmung	190
Wagner/ Friedrich	DNS der turbulenten Strömung in einer plötzlichen Rohrerweiterung	192
Wiegand/ Bestek/ Wagner	Experimentelle Untersuchungen des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags im Laminarwasserkanal	194

Fachkreis

Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

		Seite
Botta/ Keßler	Strömungsberechnung auf unstrukturierten Gittern	196
Buschmann	Berechnung zweidimensionaler turbulenter Grenzschichten mittels integralem Impuls- und Energiesatz	198
Eulitz/ Engel/ Gebing	Instationäre Validierung eines Eingleichungs-Turbulenzmodells am Fall der selbsterregten Stoßoszillation um ein Kreisbogenprofil im ebenen Kanal	200
Jacobsen/ Wagner	Flux-Filter Verfahren für unstrukturierte Dreiecks- und Vierecksnetze	202
Meister/ Oevermann	Numerische Berechnung turbulenter kompressibler Strömungen mit einem impliziten Finite-Volumen-Verfahren auf unstrukturierten Netzen unter Verwendung eines ke-Turbulenzmodells	204
Meister/ Sonar	Zeitgenaue, implizite ENO-Verfahren zur numerischen Lösung der kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen auf unstrukturierten Netzen	206
Menter	Eingleichungs-Turbulenzmodelle für aerodynamische Anwendungen	208
Peric	Berechnung abgelöster Strömungen auf unstrukturierten Gittern mit lokaler Verfeinerung	210
Schröder- Pander/ Sonar	Multiskalenanalyse auf unstrukturierten Gittern	212
Sonar	Mühlenbach-Reihen zur Konstruktion stabiler ENO- Rekonstruktionen	214
Warnecke/ Sonar	Differenzenindikatoren für Finite-Volumen-Verfahren zur numerischen Simulation kompressibler Strömungen	216

Fachkreis Meßtechnik

		Seite
Domeyer	Anwendung von Bildverarbeitungstechniken zur Untersuchung von Wirbelstrukturen, aufgenommen mittels Laserlichtschnittes im Windkanal	218
Möller/ Bütefisch	Experimentelle Untersuchung der räumlichen Partikelverteilung an einem Modell eines Bergwerkabwetterkanal	220
Raffel/ Kost/ Kompenhans	Moderne Meß- und Analysemethoden zur Optimierung von Strömungen in Hochtemperaturgasturbinen	222
Ronneberger/ Raffel/ Kompenhans	Dual-Plane PIV: Messung aller drei Geschwindigkeitskomponenten mit PIV (Particle Image Velocimetry) mittels zweier paralleler Lichtschnitte und einer einzelnen Videokamera	224
Schmidt	Dichtefeldbestimmung mit Hilfe der Raleighstreuung	226
Seelhorst	3D-LDA Grenzschichtmessungen am Airbusmodell im DNW	228
Strunck/ Müller/ Dopheide	LDA-Profilsonde und Detektierung von Strömungsgradienten	230
Vogt/ Baumann/ Kompenhans	PIV-Untersuchungen eines Flügelspitzenwirbels	232

Fachkreis Anlagen

		Seite
Gülhan/ Kindler	Leistungssteigerung des lichtbogenbeheizten Windkanals LBK	234
Holst/ Lehthaus	Erste Ergebnisse aus der adaptiven Meßstrecke des TWG am Modell TWIG im Vergleich zu Ergebnissen aus der perforierten Meßstrecke und aus dem HST	235a
Koppenwall- ner/ Oelze	Aufbau und Inbetriebnahme des Bremer-Hochschul-Hyperschall-Kanals (BHHK)	236
Lorenz-/ Meyer	Unterschallwindkanal für die Gesamthochschule Kassel im Naubaugebäude Technik III/2	238

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	W. Bartelheimer, DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik Dr. K. Becker, DASA - Airbus; Dr. N. Kroll, DLR; Dr. C.-C. Rossow, DLR; Prof. F. Thiele, TU-Berlin	
Institution	DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon: 0531 / 295 - 2630 Telefax: 0531 / 295 - 2320
beteiligte Partner	DASA - Airbus; DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik; TU-Berlin; TU-Braunschweig; TH-Darmstadt; TU-München	
Thema	MEGAFLOW - ein Vorhaben zur numerischen Strömungssimulation um komplette Transportflugzeugkonfigurationen	

Die Entwicklung neuer Verkehrs- und Transportflugzeuge erfordert neben den traditionellen Werkzeugen der Entwurfsaerodynamik wie Windkanal und Flugversuch verstärkt den Einsatz numerischer Simulationsverfahren. Die heutigen Berechnungsmethoden ermöglichen in der Vorentwurfsphase umfangreiche und kostengünstige Konfigurationsstudien und Parameteruntersuchungen. Dadurch können zeitaufwendige, sehr kostspielige experimentelle Untersuchungen reduziert und gezielt zur Überprüfung und Verfeinerung des Entwurfs eingesetzt werden. Ein wesentlicher Aspekt der numerischen Simulation ist die Bereitstellung aller interessierenden Strömungsgrößen im gesamten Strömungsfeld. Dadurch ermöglichen die Rechenverfahren im Vergleich zum Experiment einen wesentlich detaillierteren und vollständigeren Einblick in die ablaufenden Strömungsvorgänge. Ferner lassen sich für bestimmte Strömungen alle interessierenden Strömungszustände rein experimentell nicht immer erzeugen, so daß die numerische Simulation dann den einzig möglichen Zugang zu solchen Strömungen bietet.

Die Grundlage der numerischen Simulation bilden die Navier-Stokes-Gleichungen, - ein komplexes System partieller Differentialgleichungen, welches die strömungsmechanischen Vorgänge theoretisch beschreibt. Da die Gleichungen einer geschlossenen Lösung im allgemeinen nicht zugänglich sind, wurden in der Vergangenheit verschiedene Näherungsverfahren entwickelt. Diese Näherungsverfahren beruhen auf der Diskretisierung des Strömungsgebietes durch ein geeignetes Rechennetz, auf welchem dann die diskreten Gleichungen iterativ gelöst werden. Die Konfigurationsaerodynamik erfordert die Berechnung dreidimensionaler, reibungsbehafteter Strömungen mit hoher geometrischer und physikalischer Komplexität, wie beispielsweise die Strömung um komplette Flugzeuganordnungen (Flügel/ Rumpf/Pylon/Triebwerk/Leitwerk) oder Hochauftriebskonfigurationen.

Im Verbundvorhaben MEGAFLOW werden die Arbeiten zur numerischen Simulation für Transport- und Verkehrsflugzeuge koordiniert, die im Rahmen des BMBF Luftfahrtforschungsprogramms seitens der Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, der DLR und der Universitäten Berlin, Braunschweig, Darmstadt und München durchgeführt werden. In enger Kooperation wird der blockstrukturierte Strömungslöser FLOWer sowie das von der DLR entwickelte Netzgenerierungssystem MegaCads entscheidend verbessert und weiterentwickelt. Ziel ist die Erstellung eines industriell einsetzbaren, d.h. zuverlässigen, qualitativ hochwertigen und effizienten Systems zur Berechnung von Strömungen um komplette Transportflugzeuge in Reiseflug- und Start-/Landekonfiguration. Dabei werden an die Simulation hohe Maßstäbe bezüglich Genauigkeit und Effizienz gesetzt. Mit den geplanten Arbeiten soll ein leistungsfähiges, integriertes Programmsystem zur Netzgenerierung und Strömungsberechnung bereitgestellt werden. Dieses System stellt eine Grundvoraussetzung dar für die Realisierung von Technologien zur Reduktion des aerodynamischen Reiseflugwiderstandes von Transportflugzeugen und zur Optimierung von Hochauftriebssystemen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Armin Beckert

Institution

DLR - Institut für Aeroelastik

Adresse

Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709-2364
Telefax: 0551 / 709-2862

weitere Partner

Thema

Statische aeroelastische Simulation des Modells eines großen
Transporterflügels

Ausgangssituation

Für die Aeroelastik stellen Vorhaben wie das „Ultra High Capacity Aircraft (UHCA)“ und das „Future Large Aircraft (FLA)“ große Herausforderungen dar. Bevor solche Konzepte realisiert werden können, muß auch das statische aeroelastische Verhalten solcher Konfigurationen geklärt werden. Im Zusammenhang damit sind große Verformungen und Verschiebungen der elastischen Struktur zu erwarten, hervorgerufen durch die aerodynamischen Lasten. Eine Flügelgeometrie, die dem Auslegungszustand aufgrund von ungenau berechneten Verformungen nicht mehr entspricht, wird einen höheren induzierten Widerstand aufweisen.

Die bisherigen Methoden zur Berechnung des statischen aeroelastischen Gleichgewichtszustandes stützen sich auf linearisierte Aerodynamikverfahren mit unzureichender Erfassung transsonischer Effekte. Weiterhin wird das geometrisch nichtlineare Verhalten der Struktur nicht berücksichtigt. Für die Beurteilung zukünftiger Konzepte müssen neue Methoden und Werkzeuge entwickelt werden, die den gestiegenen Anforderungen gerecht werden.

Ziel

Es soll die Qualität statisch aeroelastischer Berechnungen und Lösungen verbessert werden. Dazu werden auf der Seite der Aerodynamik, die dreidimensionalen Eulergleichungen mit Hilfe eines Upwind-Verfahrens gelöst. Die Struktur wird durch finite Elemente diskretisiert und die entsprechenden Gleichungen unter Berücksichtigung des geometrisch nichtlinearen Verformungsverhaltens gelöst. Für einen A340 - ähnlichen Modellflügel aus dem AMP-Programm sind die Ergebnisse aus der numerischen aeroelastischen Simulation mit Windkanalergebnissen zu vergleichen.

Lösungsweg

Der numerische Lösungsalgorithmus der Eulergleichungen basiert auf der vollständigen Riemannlösung in geschlossener Form. Das benutzte aerodynamische Netz weist eine C-H-Topologie auf. Die entsprechende elastomechanische Modellbildung erlaubt eine Diskretisierung der Struktur mit Hilfe finiter Elemente. Für den Informationstransfer der aerodynamischen und elastomechanischen Daten wurde

AG STAB

eine Strategie verfolgt, die zur Realisierung einer direkten Fluid-Struktur-Kopplung führen soll. Diese Technik ist ein aktueller Gegenstand der Forschung.

Ergebnis

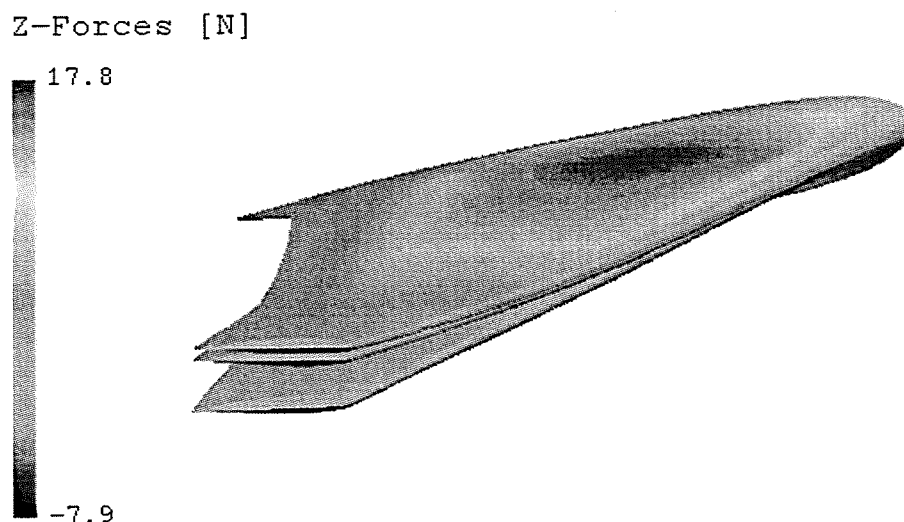


Bild 1 Iterative Lösungsschritte bei der Konvergenz zum statisch aeroelastischen Gleichgewichtszustand für den Fall $Ma = 0.6$, $\alpha = 2.02^\circ$

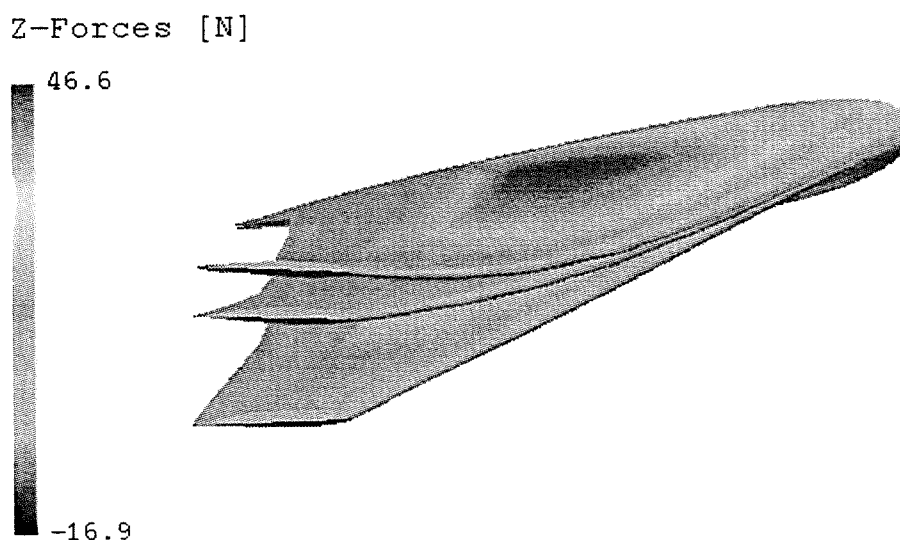


Bild 2 Iterative Lösungsschritte bei der Konvergenz zum statisch aeroelastischen Gleichgewichtszustand für den Fall $Ma = 0.82$, $\alpha = 2.55^\circ$

weiteres Vorgehen

Eine Erweiterung der Untersuchungen auf komplexe Konfigurationen wie Flügel mit Triebwerke und Leitwerke ist geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner O. Brodersen, A. Ronzheimer, Dr. M. Hepperle, Dr. C.-C. Rossow, B. Schöning

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2439

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr. K. Becker, Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Thema Entwicklung des parametrischen Netzgenerierungssystems MegaCads

Ausgangssituation :

Die numerische Strömungsberechnung für komplexe Konfigurationen durch Lösung der Navier-Stokes Gleichungen erfordert für die Auflösung der Wandgrenzschichten strukturierte Rechennetze hoher Güte.

Für die Netzgenerierung standen bisher einerseits Batch-Programme zur Verfügung, die Parametervariationen erlaubten, aber nur auf bestimmte Konfigurationen zugeschnitten waren [1,2]. Andererseits wurden interaktive Programme an vorhandene CAD-Systeme gekoppelt, erforderten jedoch einen höheren Aufwand bei Parametervariationen.

Ziel :

Es ist das Ziel einen Netzgenerator zu entwickeln, der die Vorteile von bisherigen interaktiven und Batch-Systemen verbindet und den folgenden Anforderungen aus Forschung und Industrie genügt :

- Offene Software-Entwicklungsplattform für Netzgenerierung
- Interaktive, parametrische Konstruktion und Replay-Mode Konzept
- Elliptische und Biharmonische Glättungstechniken im Raum und auf Oberflächen
- Grundlegende CAD-Fähigkeiten für die Topologie-Konstruktion
- Verwendung von ANSI-C-, X-Windows- und OpenGL-Standards
- Software-Qualitätssicherung
- Online-Hilfe

Lösungsweg :

MegaCads (**M**ultiblock-**E**lliptic-**G**rid-**G**eneration-**A**nd-**C**AD-System) ermöglicht die interaktive Konstruktion von Blockgrenzen, die Verteilung von Punkten, die Generierung von Netzen auf Oberflächen und das Füllen von Volumennetzen. Die Geometriebeschreibung basiert hierbei auf Polygonen, Splines und Coons-Flächen.

Die Anwendung elliptischer Glättungstechniken in allen drei Dimensionen hat sich als erfolgreich für die Generierung ‚glatter‘ Netze erwiesen [3,4]. MegaCads verteilt Punkte entlang von Kurven durch

Lösung der Poisson-Gleichungen, die die Blockseiten bilden. Die Blockseiten werden mit elliptischen Netzen gefüllt und stellen dann die Ränder für die Volumennetze dar.

Die gesamte Konstruktion erfolgt parametrisch und jeder Schritt wird in einem ‚Journal-File‘ gespeichert. Mit Unterstützung von MegaEdit kann die hierarchische Struktur des Journal-Files visualisiert und verändert werden. Zusammen mit der integrierten ‚Restart-Fähigkeit‘ ist es möglich Parametervariationen, z.B. veränderte Punktverteilungen oder Wandabstände, einfach durchzuführen. Die Abbildung 1 zeigt das Hauptfenster von MegaCads.

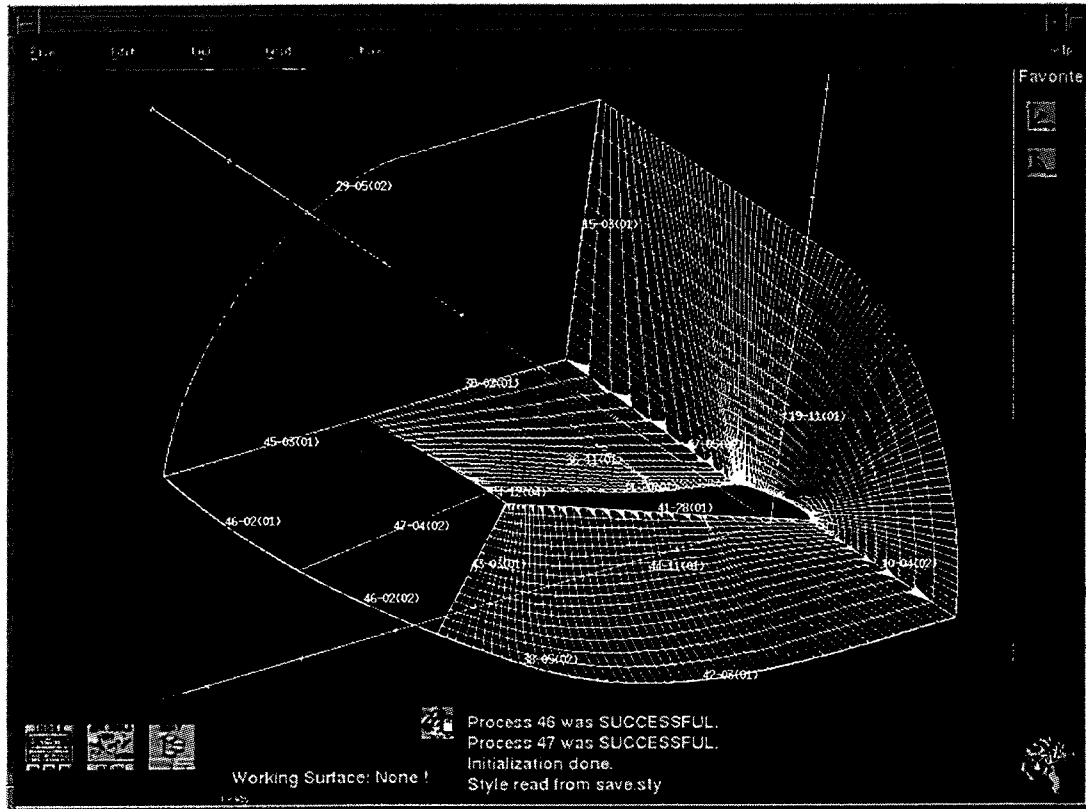


Abb. 1: MegaCads Hauptfenster

Literatur :

- [1] C.-C. Rossow, A. Ronzheimer : Multi-Block Grid generation Around Wing-Body-Engine-Pylon Configurations. Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and Related Fields, ed. A.S.Archilla, J.Häuser, P.R.Eiseman, J.F.Thompson, Elsevier, 357-368, 1991
- [2] K. Becker : Interactive Algebraic Mesh Generation for Twin Jet Transport Aircraft. Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and Related Fields, ed. A.S.Archilla, J.Häuser, P.R.Eiseman, J.F.Thompson, Elsevier, 455-466, 1991
- [3] A. Ronzheimer, O. Brodersen, R. Rudnik, A. Findling, C.-C. Rossow : A New Interactive Tool for the Management of Grid Generation Processes around Arbitrary Configurations. Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and Related Fields, ed. N.P.Weatherill, P.R.Eiseman, J.Häuser, Pineridge Press, 441-452, 1994
- [4] O. Brodersen, A. Findling, A. Ronzheimer : Interactive Grid Generation for Complex Configurations. ECCOMAS 94, ed. S.Wagner, E.H.Hirschel, J.Periaux, R.Piva, John Wiley & Sons, 265-272, 1994

Weiteres Vorgehen :

In Zusammenarbeit mit der Industrie zielen die aktuellen Arbeiten auf eine Verbesserung der 3D-Fähigkeiten und die Integration von biharmonischen Glättungstechniken. In Zukunft wird außerdem die Implementierung von Macro-Techniken für das Journal-File und der Aufbau einer Netzgenerierungsbibliothek vorangetrieben.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dr. E.Elsholz, D.John

Institution

Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse

28183 Bremen

Telefon 0421 538 3905

Telefax 0421 538 4486

Weitere Partner

DLR-Braunschweig, SM-EA

Thema

**Navier-Stokes Simulation für komplexe Flugzeug-Konfigurationen -
Erforderliche Schritte zur Realisierung anhand von Beispielen**

Ausgangssituation

Unter industriellen Randbedingungen können mit dem DA-Code NS-MELINA hinreichend zuverlässige Lösungen für Flügel-Rumpf-Konfigurationen erzielt werden, solange die numerische Auflösung der Scherschichten in dem verwendeten Rechnernetz (ca 1.2 Millionen Netzknoten) gewährleistet ist. Insgesamt erweisen sich die Details der simulierten Strömung als abhängig von der lokalen Netzqualität, solange Netze der hier vorgestellten Größenordnung verwendet werden.

Ziel

Das Hauptziel der Aktivitäten ist die

- Bereitstellung eines industriell einsetzbaren Navier-Stokes Codes hoher Effizienz und Zuverlässigkeit für numerische Strömungssimulation um komplette Transportflugzeugkonfigurationen

Daraus leiten sich die Teilziele ab:

- Steigerung der Komplexitätsstufe der behandelten Konfigurationen
- Steigerung der erzielbaren Ergebnisqualität durch optimierte/automatisierte Netzanpassung sowie durch verbesserte Turbulenzmodellierung
- Vereinfachtes Datenhandling bei Pre- und Postprocessing

Lösungsweg

Zur weiteren Verbesserung der bisher erzielbaren Ergebnisse sind Weiterentwicklungen in der Netzgenerierung und der Einsatz verbesserter Turbulenzmodelle (Transportgleichungsmodelle, wandabstandsunabhängig) notwendig.

An einer interpolierenden Methode zur Netzmodifikation wurde im Berichtszeitraum vorrangig gearbeitet. Ein Teilaspekt dieser Arbeiten ist die schnelle Bereitstellung systematisch modifizierter Netzvarianten, um Einzelfragen zur Netzauflösung sowohl der Grenzschichten als auch der inviscid near-field-Bereiche untersuchen zu können.

Die Arbeiten dienen der Vorbereitung einer automatisierten Netzanpassung an Grenzschichtverläufe bei hoch-komplexen Flugzeugkonfigurationen.

Ergebnis:

Bisherige Netzstudien belegen die erhebliche Netzabhängigkeit der ermittelten 3D Lösungen für Flügel-Rumpf-Konfigurationen (im Bereich von ca 1.2 Mio Netzpunkten). Abhilfe kann hier nur durch verbesserte Adaption des Netzes vor allem an die Grenzschichten erreicht werden. Dies gilt für alle Komponenten bei komplexeren Konfigurationen (BILD 1: A320 Flügel-Rumpf-Leitwerkskonfiguration). Beim Übergang auf solche komplexeren Konfigurationen muß jedoch auch der Einfluß der Rumpfheckauflösung in Strömungsrichtung gesondert untersucht werden.

Einzeluntersuchungen um einen freifahrenden Rumpf des A340-200 zeigten, daß bei hinreichender Auflösung sowohl durch die Grenzschicht als auch in Strömungsrichtung insgesamt gute Übereinstimmung der Simulation mit verfügbaren Experimenten (CERT-ONERA) erzielt werden kann (BILD 2: Sekundärströmung im Rumpfnachlauf). Diese Untersuchungen belegen aber auch die vorhandenen Schwächen der verwendeten Implementation des Baldwin-Lomax Turbulenzmodells nahe der Symmetrieebene.

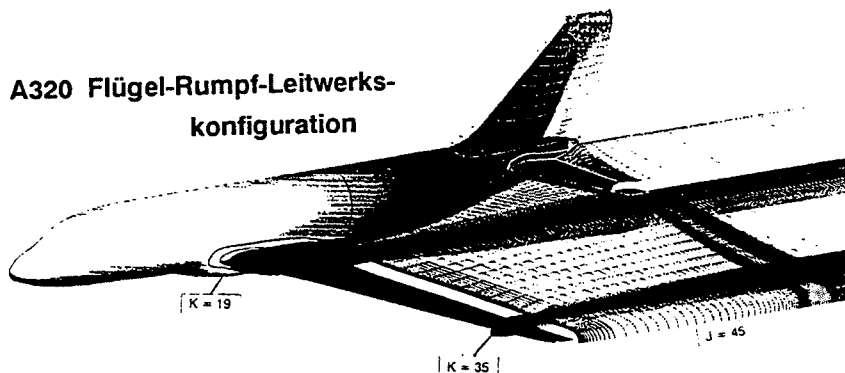
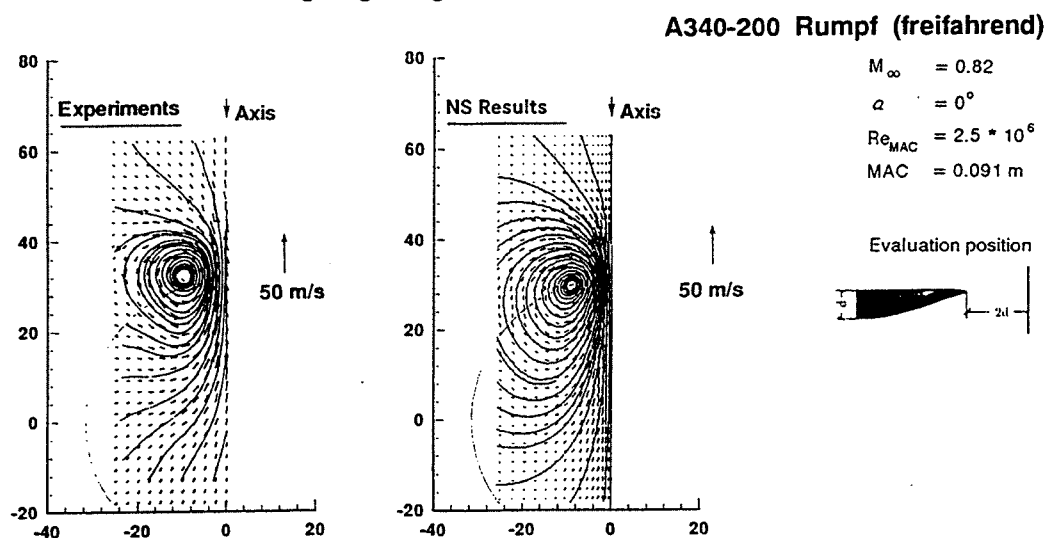


BILD 1: Innere Netzstruktur für eine Flugzeugkonfiguration



Literatur

BILD 2: Vergleich der Sekundärströmung im Rumpfnachlauf mit Experimenten

- [1] Elsholz, E., John, D.: 3D Navier-Stokes-Simulation für das A340-Rumpfheck.
DA-Rep. in Vorbereitung, 1995

Weiteres Vorgehen

- Anpassung des Netzmodifikators an die aus der Lösung ermittelte Grenzschichtdicke zur automatisierten Grenzschicht-Netzadaption
- Implementation/Modifikation von Nichtgleichgewichts-Turbulenzmodellen für Cross-flow-Ablösung und Erweiterung zur Erfassung von Anisotropie-Effekten
- Einführen von Transportgleichungsmodellen

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Axel Flaig

Institution Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

Adresse Hünefeldstr. 1-5
28183 Bremen

Telefon: 0421 / 538 3049

Telefax: 0421 / 538 4999

weitere Partner

Thema Technologievorhaben Hochauftriebskonzepte (HAK) - Status und Ausblick

Ausgangssituation:

Als Airbus Partner ist die Daimler-Benz Aerospace Airbus (DASA) verantwortlich für die Start- und Landeleistungen aller Airbus Flugzeuge. Zur Sicherstellung der Wettbewerbsfähigkeit zukünftiger Neu- und Weiterentwicklungen der Airbus Familie werden von der DASA Aerodynamik "Technologische Grundlagen für den Entwurf neuartiger Hochauftriebskonfigurationen künftiger Verkehrsflugzeuge" im Rahmen eines Technologievorhabens (HAK) erarbeitet.

Ziel:

Die generellen Zielsetzungen für die Hochauftriebseigenschaften zukünftiger Verkehrsflugzeuge sind:

- Reduktion von Lärm- und Schadstoffemissionen in Flughafennähe.
- Größere Einsatzflexibilität (z.B. Dezentralisierung des Langstreckenverkehrs durch den Einsatz größerer Flugzeuge auch von kleineren Flughäfen).
- Erhöhung der Landeanflugfrequenz und damit Steigerung der Flughafenkapazitäten.

Daraus resultieren konkrete Aufgabenstellungen für die Entwurfsarbeiten im Technologievorhaben:

- Integration von Hochbypass-Triebwerken in das Hochauftriebssystem.
- Reduktion des aerodynamischen Widerstandes in den Startkonfigurationen.
- Reduktion des Wirbelnachlaufs.
- Entwurf 'intelligenter' Flügel mit Klappenkonfigurationen hoher Wirksamkeit, die zusätzlich Roll- und Gleitpfadsteuerung integrieren.

Lösungsweg:

Die Entwicklung derart anspruchsvoller Hochauftriebskonfigurationen erfordert:

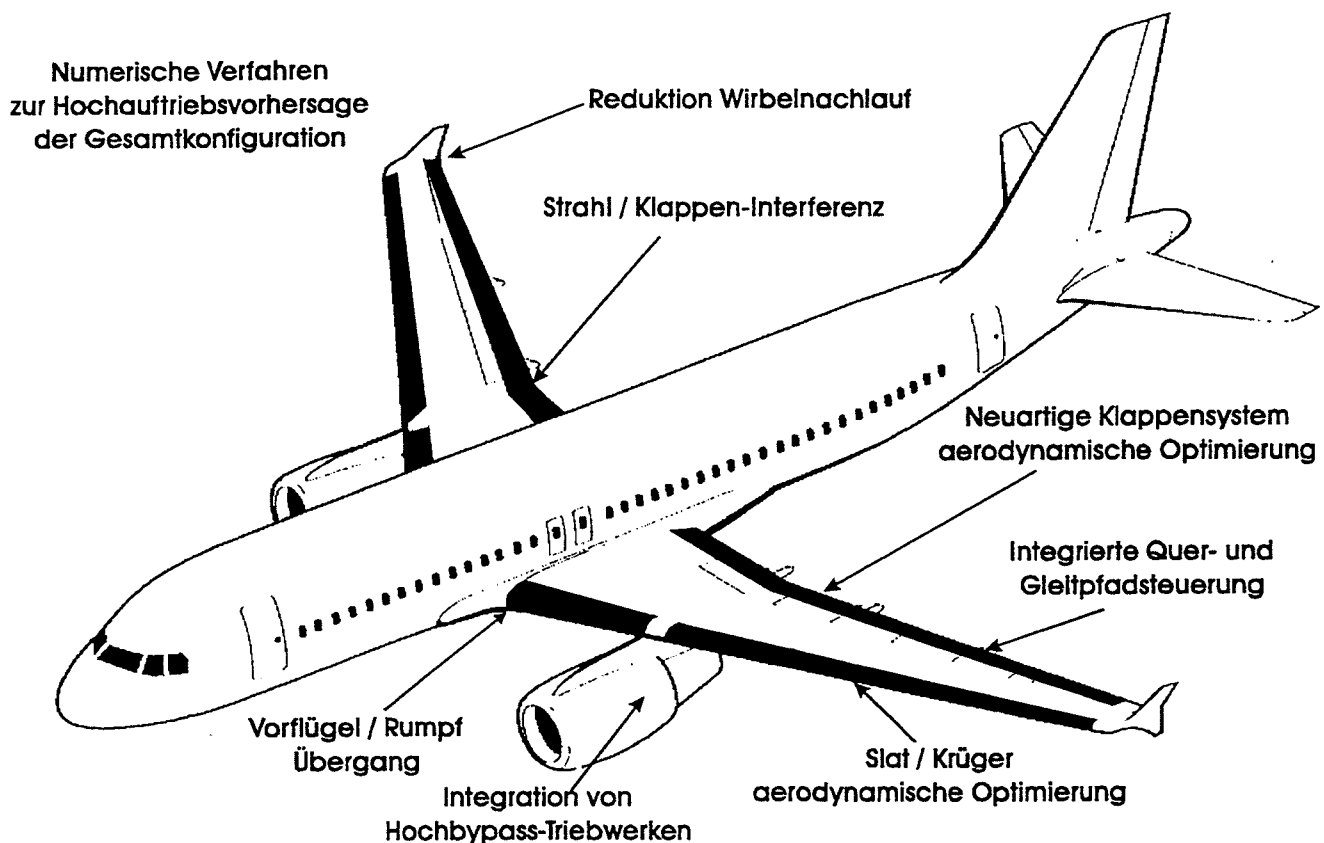
- Ein tieferes Verständnis der Strömungsphänomene an Flügeln in Hochauftriebskonfiguration.
- Verbesserte Verfahren zur num. Simulation des Strömungsfeldes (z.B. 3D NS-Verfahren).
- Experimentelle Untersuchungen mit VHBR-/UHBR TW-Simulatoren.

- Experimentelle Untersuchungen bei höheren (Flug-) Reynolds-Zahlen (z.B. Windkanalversuche im KKK und ETW).
- Neuartige Meßtechniken (LDA/PIV..) zur Analyse hochgradig dreidimensionaler bzw. instationärer Strömungszustände.

DASA Airbus hat in 1993 ein vom BMBF gefördertes Technologievorhaben begonnen, um die notwendigen Grundlagen zu erarbeiten und fortschrittliche Hochauftriebskonzepte zu entwickeln. Einzelne Themen dieses Vorhabens werden gemeinsam mit Instituten der DLR bzw. Hochschulen bearbeitet:

- DLR Göttingen, Institut SM-SK: LDA, PIV und Hot-Film Messungen zur Strömungsanalyse;
- DLR Braunschweig, Institut SM-EA; Verbundvorhaben 3D-Navier-Stokes Verfahren mit Schwerpunkt automatische Netzgenerierung.
- TU Berlin, Verbundvorhaben 3D-Navier-Stokes Verfahren mit Schwerpunkt Turbulenzmodellierung.
- RWTH Aachen, Berechnung von Wirbelschleppen, bzw. Wirbelzerfall im Fernfeld.

Bild 1: Arbeitsschwerpunkte HAK-Vorhaben



Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	A. Knauer	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik Abteilung Hochgeschwindigkeitsaerodynamik	
Adresse	37073 Göttingen, Bunsenstr. 10	Telefon: 0551-709-2887 Telefax: 0551-709-2811
weitere Partner	DASA Bremen	
Thema	Stoßbeeinflussung auf laminaren und turbulenten Profilen	

Ausgangssituation

Experimentelle und numerische Untersuchungen an zwei Laminarprofilen im Rahmen des EC Projektes EUROSHOCK (1) haben gezeigt, daß bei passiver Ventilation im Stoßbereich der Wellenwiderstand reduziert wird. Der Gesamtwiderstand jedoch steigt an. Dies stimmt nicht mit experimentellen Ergebnissen früherer Untersuchungen am turbulenten Profil Va-2 überein. Diese Versuche zeigten, daß durch die passive Ventilation im Stoßbereich auch der Gesamtwiderstand reduziert wurde. Bei beiden Profiltypen konnte durch die Ventilation die Buffet-Grenze zu höheren Auftriebsbeiwerten bzw. zu höheren Machzahlen verschoben werden.

Ziel

Durch erneute Messungen am Profil Va-2 mit passiver als auch aktiver Ventilation im Stoßbereich im Transsonischen Windkanal Göttingen sollen zunächst die früheren Ergebnisse bestätigt werden. Bei positivem Ausgang der Untersuchung sollen dann die Ursachen für das unterschiedliche Verhalten von laminaren und turbulenten Profilen in Bezug auf die Effektivität der passiven Beeinflussung ermittelt werden.

Lösungsweg

- Windkanalmessungen am Profil Va-2.
- Analyse der experimentellen und numerischen Ergebnisse für das Profil Va-2 und die im Rahmen EUROSHOCK (1) untersuchten Laminarprofile.

Ergebnis

Der Anstieg des Gesamtwiderstandes für die passive Ventilation, bisher beobachtet in den Messungen der Laminarprofile LVA-1A und DRA 2303, trat am turbulenten Profil Va-2 nicht auf. Die passive und besonders die aktive Ventilation zeigten hier positive Effekte auf den Gesamtwiderstand und das Ablöseverhalten. Die positiven früheren Ergebnisse wurden bestätigt. Die Annahme des unterschiedlichen Verhaltens von laminaren/turbulenten Profilen mit passiver Ventilation wird durch die Ergebnisse der Va-2 Messungen unterstützt. Die genaue Interpretation der Differenzen ist noch nicht vollständig; der Einfluß der verschiedenen Parameter wird noch untersucht.

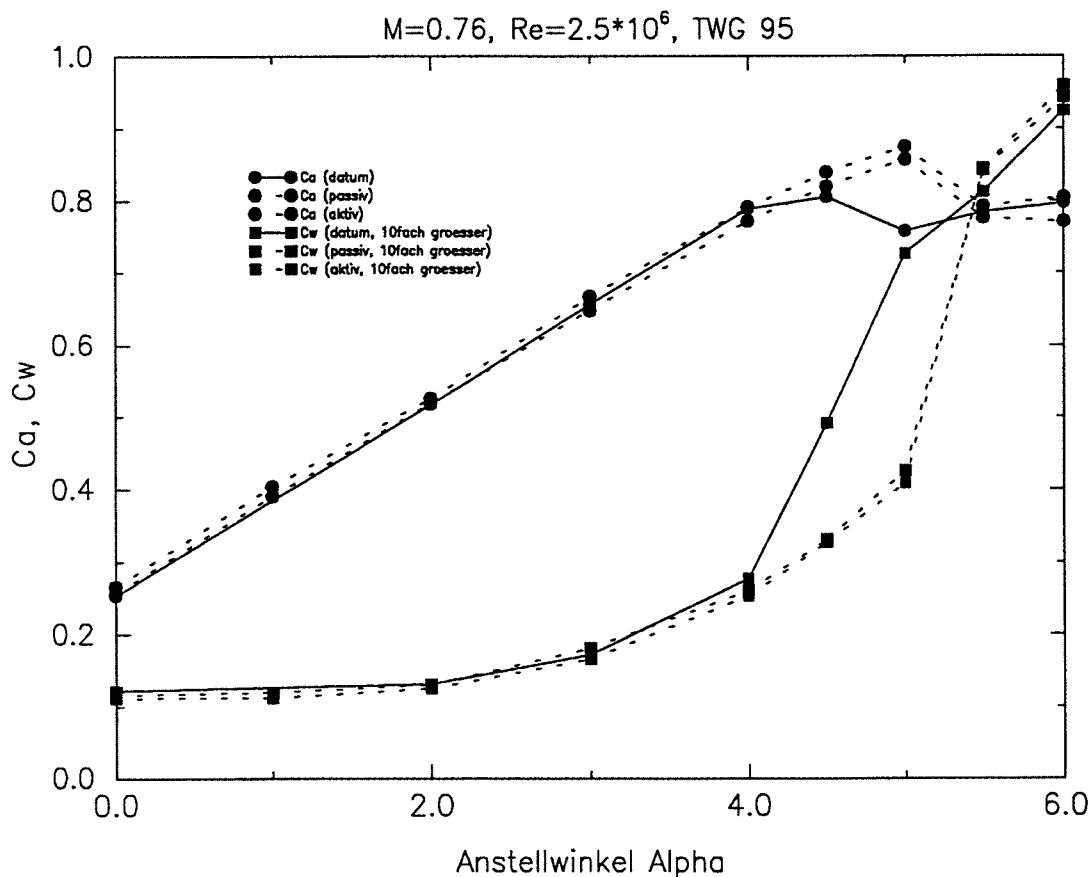


Abbildung 1: Va-2 (TWG 1995); C_a und C_w über dem Anstellwinkel Alpha

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Andreas Knipfer

Institution

DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse

Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2356

Telefax 0551 / 709-2862

weitere Partner

Thema

Eulersimulation der transsonischen Strömung an schwingenden
Triebwerksgondeln

Ausgangssituation

Die Gondeln von modernen Strahltriebwerken nehmen immer größere Ausmaße an. Damit wachsen auch die Triebwerksluftkräfte an und deren Bedeutung für die aeroelastische Stabilität steigt. In der Literatur wurden die instationären Kraftbeiwerte bisher nur mittels potentialtheoretischer Verfahren am unendlich dünnen Ringflügel untersucht. Somit konnten keine Aussagen über transsonische Effekte getroffen werden.

Mögliche Auswirkungen einer instationären Strahlsimulation wurden mit Eulerverfahren bisher nicht untersucht.

Ziel

- Berechnung der instationären Luftkräfte an schwingenden Ringflügeln bei transsonischen Machzahlen
- Untersuchung möglicher Auswirkungen auf die aeroelastische Stabilität eines isolierten Ringflügels
- Entwicklung einer Methode für die instationäre Strahlsimulation

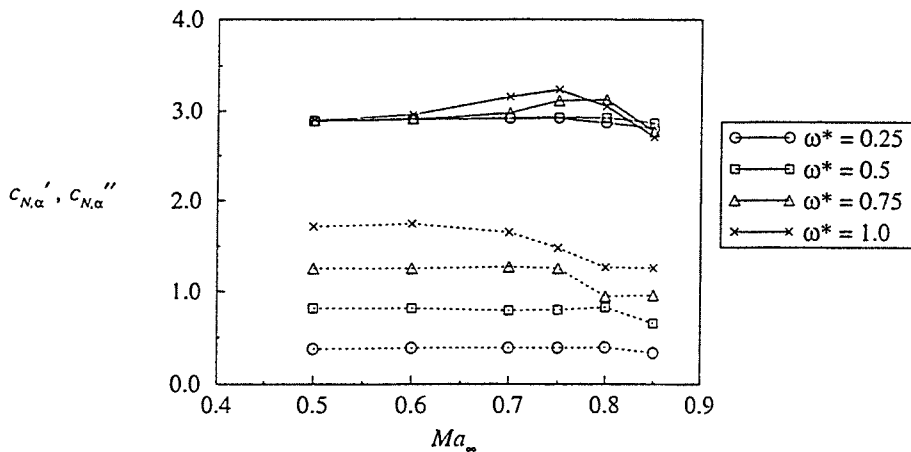
Lösungsweg

Die Luftkräfte werden mit einem Eulercode berechnet, der auf dem Verfahren des Flux-Vector-Splittings beruht. Die aeroelastische Stabilität wird anhand einer isolierten Triebwerksgondel untersucht, die zwei Schwingungsfreiheitsgrade besitzt. Für die Strahlsimulation wird ein stationäres Aktuatorscheibenverfahren so erweitert, daß auch instationäre Strömungen behandelt werden können.

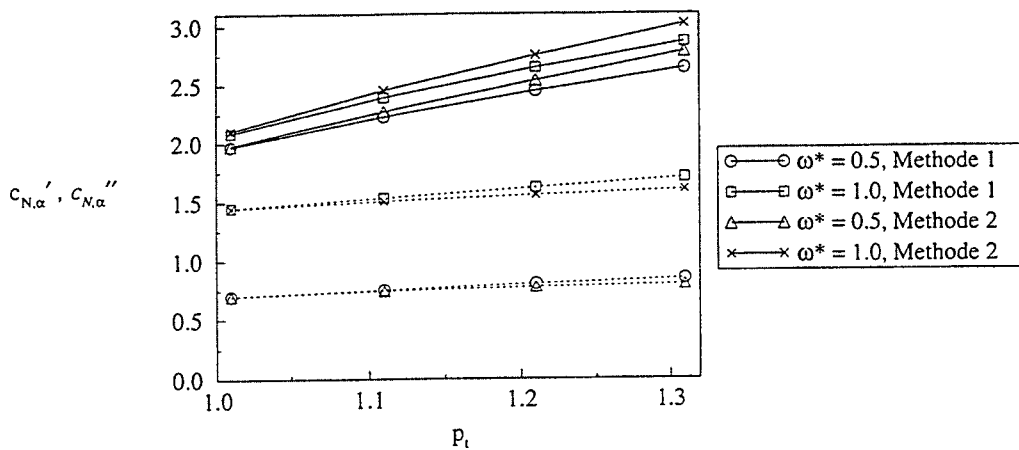
AG STAB

Ergebnis

Die transsonischen Effekte auf die instationären Kraftbeiwerte liegen in einer Größenordnung von 10%. In etwa ebenso groß sind die Auswirkungen auf die aeroelastische Stabilität der isolierten schwingenden Triebwerksgondel. Die instationäre Strahlsimulation hat einen deutlichen Einfluß auf bestimmte Beiwerte.



Instationäre Normalkraftbeiwerte für Drehschwingungen als Funktion der Anströmmachzahl



Instationäre Normalkraftbeiwerte für Drehschwingungen als Funktion des Totaldruckes im Strahl

weiteres Vorgehen

Einbeziehung von Tragflügel und Pylon in die Eulersimulation
Vergleich mit experimentellen Ergebnissen

Datum

Oktober 95

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 Telefax: 0551-709-2829
weitere Partner	Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH DNW	
Thema	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmmarrays am Hochauftriebsflügel im DNW	

Ausgangssituation

Messungen an Hochauftriebsmodellen im Windkanal werden meist ohne künstliche Grenzschichttransition an den einzelnen Elementen der Tragflügel (Vorflügel, Hauptflügel, Klappen) durchgeführt. Dabei wird angenommen, daß die Grenzschichtentwicklung und insbesondere der Umschlag bei den hohen Anstellwinkeln am Modell mit der an der Großausführung im Flug vergleichbar ist. Diese Annahme ist durch entsprechende Grenzschichtuntersuchungen zu verifizieren.

Ziel

Untersuchung von Grenzschichtphänomenen an einem Airbus-Hochauftriebsmodell im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW): Bestimmung der Lage des Umschlages und der Ablösung

Lösungsweg

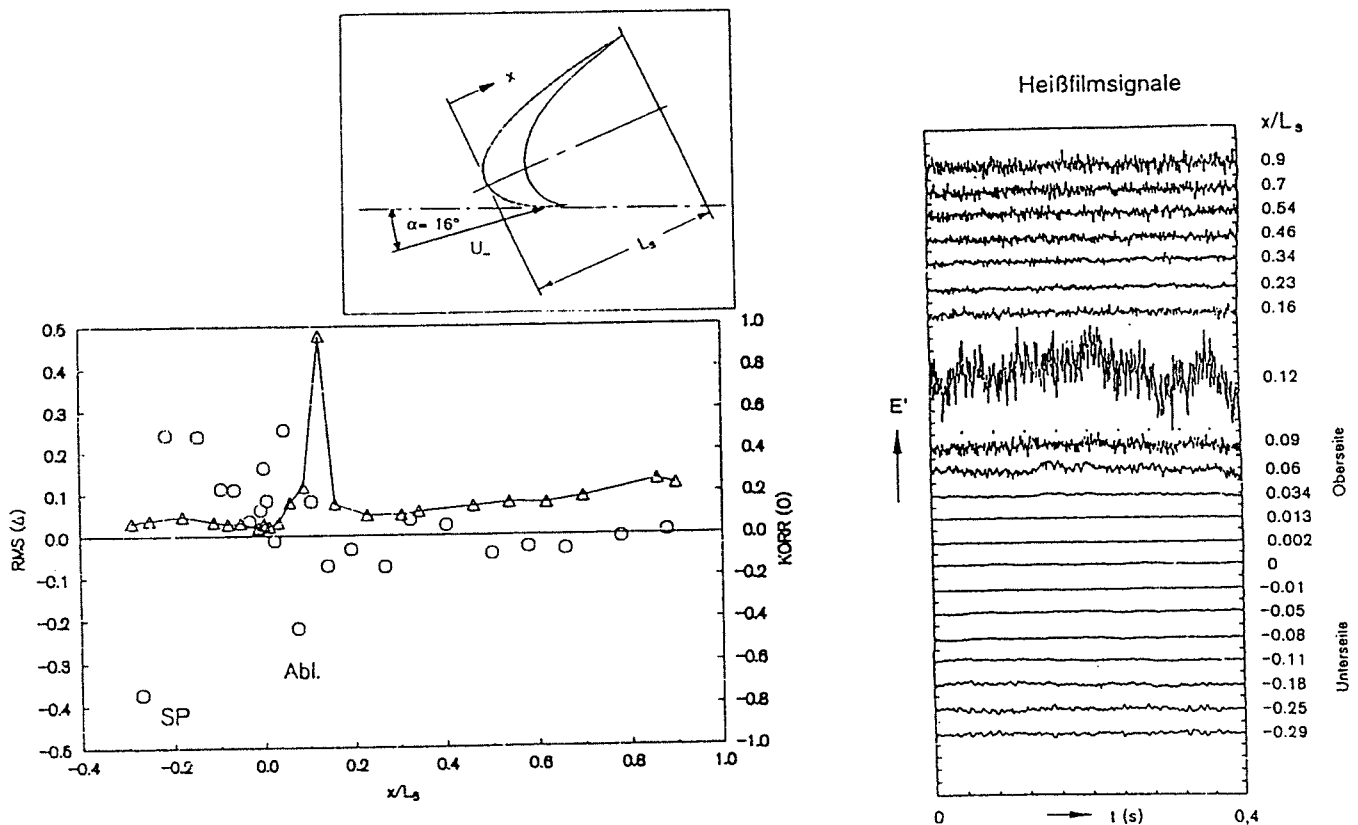
Als Meßverfahren wurde die Oberflächenheißfilmtechnik verwendet. In mehreren Meßkampagnen im DNW wurden an einem Airbusmodell in Landekonfiguration Heißfilmmarrays am Slat (Vorflügel), im vorderen Bereich des Hauptflügels und an einer Einfachspaltklappe eingesetzt. Die Sensoren waren dabei in einem Schnitt am Innenflügel, d.h. zwischen Rumpf und Triebwerk angeordnet. Die Abstände der einzelnen Sensoren der Arrays betrugen 2.54 mm. Mit den im Rumpf des Modells angeordneten Konstant-Temperatur-Anemometern konnten jeweils 24 Sensoren gleichzeitig betrieben werden.

Durch Anwendung von Kreuzspektral- und Kreuzkorrelationsanalysen lassen sich die Lage von Ablöse- und Anlegelinien bestimmen. Dazu wird die Phasenumkehr der Signale über diese singulären Punkte (phase reversal phenomenon) benutzt.

AG STAB

Ergebnis

Für den Anstellwinkel $\alpha = 16^\circ$ sind die am Slat bestimmten Kreuzkorrelationskoeffizienten der Schwankungen der Signale benachbarter Heißfilmsensoren zusammen mit den RMS-Werten und den Signalen gezeigt. Man erkennt zwei Punkte mit deutlich negativer Korrelation, den Staupunkt (Anlegelinie) bei $x/L_s \approx -0.27$ auf der Slatunterseite und eine Ablöselinie bei $x/L_s \approx 0.05$. Im Bereich der Ablöseblase zeigen die Signale maximale Amplituden. Aus den Verteilungen der Kreuzkorrelation in Flügeltiefenrichtung lassen sich die Änderungen der Lage von Staulinie und Ablösung mit dem Anstellwinkel bestimmen.



Verteilungen der RMS-Werte (Δ) sowie Kreuzkorrelationskoeffizienten benachbarter Sensoren (o) und Heißfilmsignale am Slat bei $Ma = 0,2$ und $\alpha = 16^\circ$
(SP= Anlegelinie, Abl= Ablösung)

Literatur

H.-P. Kreplin, G. Höhler: Anwendungen von Multisensor-Heißfilmfolien, DGLR-FA-Sitzung "Flächige Strömungsmeßverfahren", Inst. f. Luft- u. Raumfahrt, TU Berlin, 2.-3.3.95, ILR-Mitteilung 295, 51-58, 1995

"Multi-Sensor Hot-Film Array on an Airbus High-Lift Wing", in: DNW Annual Report 1994, 1995

Weiteres Vorgehen

Weitere Grenzschichtuntersuchungen an Hochauftriebsmodellen im DNW

Datum 18.03.96

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. Josef Mertens

Institution DA, EF104

Adresse Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH
28183 Bremen

Telefon 0421-538-3802
Telefax 0421-538-2267
e-mail:

weitere Partner DLR Braunschweig und Göttingen,
Nord-Micro AG, Frankfurt/ M.,
BIAS Bremen, Uni Erlangen, TH Aachen, TH Darmstadt, TU Hamburg-
Harburg, TU Karlsruhe, TU München, TU Braunschweig, TU Stuttgart, TU
Berlin

Thema Reduktion aerodynamischer Widerstand (RaWid)

Ausgangssituation Das Technologievorhaben "Reduktion aerodynamischer Widerstand (RaWid)" wurde nach zweijähriger Vorbereitung mit Wirkung 1.7.1995 vom BMBF bewilligt. Die Bewilligungsbescheide der Partnerbeiträge werden z.Zt. bearbeitet.

Ziel Erarbeitung der aerodynamischen Technologien für die Reiseflugauslegung der nächsten Generation von Großflugzeugen: Senkung von Kosten und Emissionen, Steigerung der Einsatzflexibilität und rechtzeitige Bereitstellung von Flugzeuggeometrie und aerodynamischen Daten.
Beschleunigte Umsetzung von Forschungsergebnissen aus DLR und Hochschulen in die Produktanwendung.

Lösungsweg Schrittweise Erarbeitung und Reifmachung der neuen Technologien:
variable Wölbung, Stoßkontrolle, Ablöseverzögerung, Vorbereitung für Laminarisierung, Konfigurationsoptimierung.
Konzeption von Produkten, die schon im Erstentwurf die spätere Nachrüstbarkeit mit neuen Technologien berücksichtigen.
Kooperation mit Partnern in Industrie, DLR und Hochschulen:
- Steuerung der engen Zusammenarbeit im Technologievorhaben
- Kooperation mit DLR und Hochschulen in Forschungsvorhaben, z.B. in DFG-Verbundvorhaben.

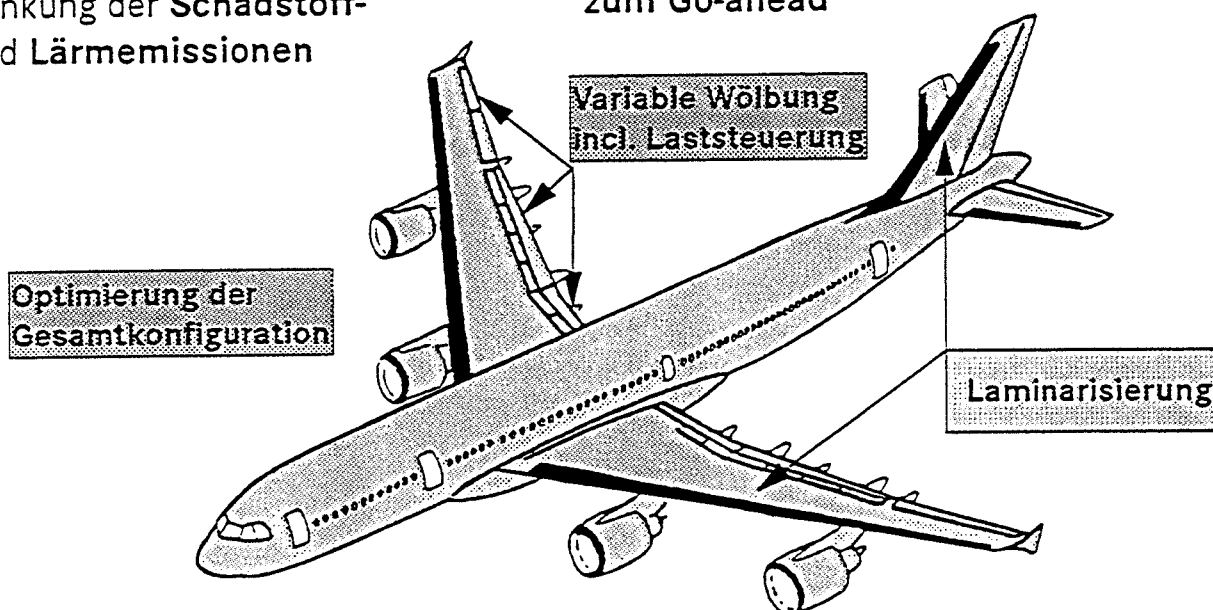
AG STAB

Steigerung des Verkaufswerts

- Senkung der **Betriebskosten**
- Steigerung der **Einsatzflexibilität**
(Payload / Range)
- Senkung der **Schadstoff-**
und **Lärmemissionen**

Senkung der Entwicklungs- und Fertigungskosten

- Gesicherte Definition der
Flugzeuggeometrie vor Go-ahead
- Bereitstellung der aerodynamischen Daten
zum Go-ahead



weiteres Vorgehen Das Vorhaben ist am 1.7.1995 angelaufen. Die Technologiegrundlagen werden gemeinsam mit den Partnern erarbeitet. Die Umsetzung ins Produkt erfolgt, sobald die nötige Reife der jeweiligen Technologiebeiträge erreicht ist. Weitere Schritte werden in Folgeprogrammen erfolgen, z.T. im europäischen Rahmen.

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. W.Nitsche, Dipl.-Ing. I.Futterer	
Institution	Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin	
Adresse	Sekr. F2, Marchstr. 12 10587 Berlin	Telefon (030) 31423093 Telefax (030) 31422866
weitere Partner		
Thema	Vergleichende Untersuchungen zur numerischen Simulation von Hochauftriebsströmungen mit Hilfe von Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodellen	
Ausgangssituation	Bei der Umströmung von Hochauftriebskonfigurationen können sehr komplexe Strömungsphänomene auftreten, z.B. freie und wandgebundene Scherschichten, Ablöseblasen und Staupunktströmungen. Algebraische Turbulenzmodelle reichen i.a. zur numerischen Simulation derartiger Probleme nicht aus. Mit Hilfe von Zwei-Gleichungs-Modellen kann das Strömungsfeld um Hochauftriebskonfigurationen besser wiedergegeben werden, jedoch sind auch sie nicht für alle Strömungsphänomene universell einsetzbar.	
Ziel	Durch Vergleich von numerischen Ergebnissen bei Verwendung verschiedener Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodelle einerseits sowie mit experimentellen Daten andererseits sollen die Stärken aber auch Schwachpunkte der einzelnen Modelle aufgezeigt werden. Durch diese Untersuchung soll die Vorhersagegenauigkeit von Navier-Stokes-Verfahren für Hochauftriebsströmungen analysiert bzw. verbessert werden.	
Lösungsweg	In den Vergleich werden das Standard k- ϵ -Modell, ein Low-Re-k- ϵ -Modell [1], das modifizierte k- ϵ -Modell von Kato und Launder [2] sowie das k- ω -Modell einbezogen. Ferner wird der in [2] beschriebene modifizierte Produktionsterm für die turbulente kinetische Energie k auch in das Low-Re- und das k- ω -Modell implementiert und erprobt. Mit den verschiedenen Modellen wird das Strömungsfeld um eine einfache Hochauftriebskonfiguration bei einer Reynoldszahl von $Re=1.5 \cdot 10^5$ simuliert. Die Ergebnisse werden mit experimentell ermittelten Daten (LDA-Messungen) verglichen.	
Ergebnis	Bild 1 zeigt exemplarisch für das Standard-k- ϵ -Modell und das Modell nach Kato und Launder, daß der modifizierte Produktionsterm die für das Standard-k- ϵ -Modell typische zu große Produktion der turbulenten kinetischen Energie k im Staupunkt unterdrückt. Neben den numeri-	

schon Ergebnissen sind experimentelle Daten dargestellt, die mit dem LDA-Verfahren am Wasserkanal des ILR ermittelt wurden. Die bessere Übereinstimmung des Experiments mit den Ergebnissen des Kato-Launders-Modells setzt sich im weiteren Strömungsfeld fort, allerdings verläuft auch hier der Abbau von k zur Außenströmung hin zu langsam.

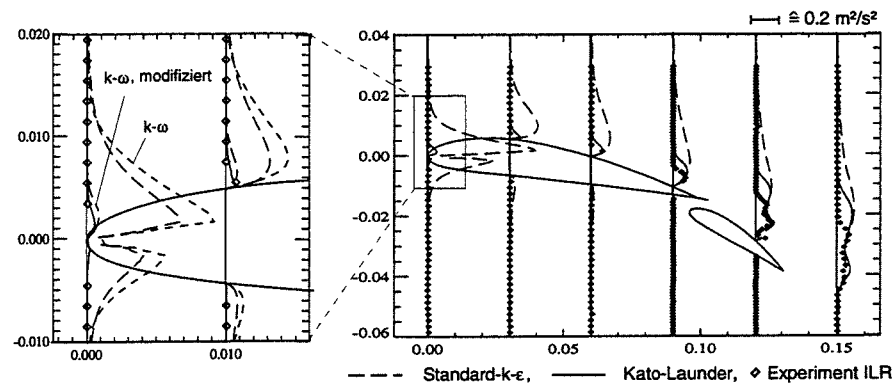


Bild 1: turbulente kinetische Energie k , $d_f = 21.8$ Grad

Aus Bild 2 ist ersichtlich, daß die Unterdruckspitze durch die im Stau- punkt verringerte turbulente kinetische Energie besser wiedergegeben wird. Vergleichbare Ergebnisse liefern numerische Experimente mit dem Low-Re- k - ϵ - und dem k - ω -Modell.

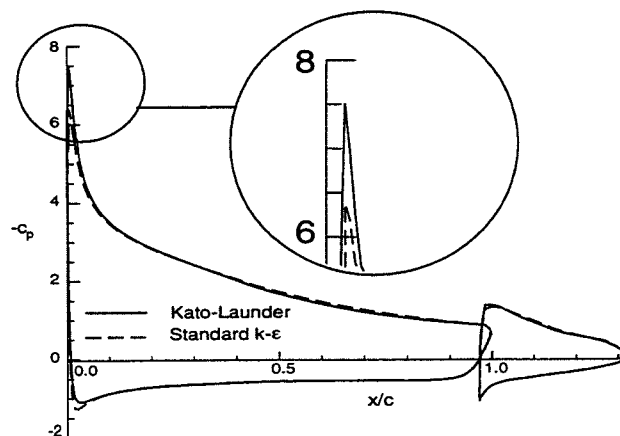


Bild 2: c_p -Verteilung, $\delta_f = 21.8$ Grad

weiteres Vorgehen Zur weiteren Untersuchung der Turbulenzmodelle sollen zusätzliche Testfälle vermessen und simuliert werden. So sollen in den folgenden Untersuchungen die Modelle u.a. auch auf ihre Fähigkeit zur Erfassung des Ablösebeginns getestet werden.

Literatur

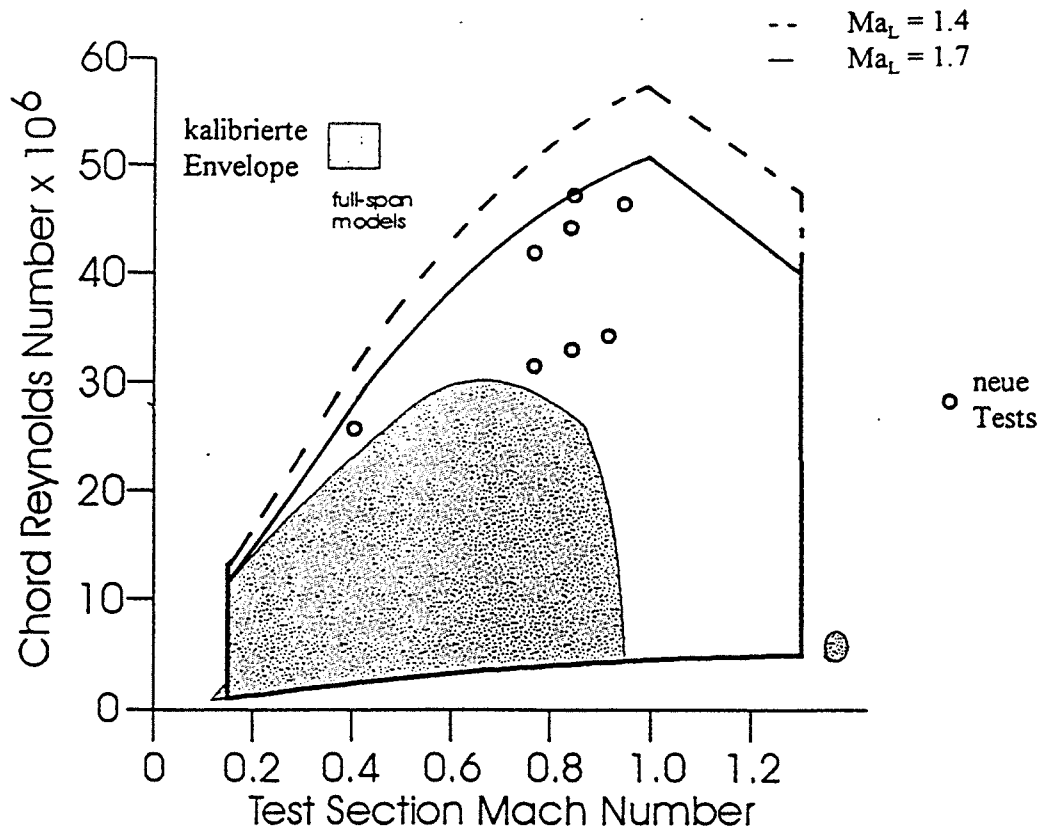
- [1] B.E.Launders, B.I.Sharma, *Application of the energy-dissipation model of turbulence to the calculation of flow near a spinning disc*, Letters in Heat and Mass Transfer, Vol.1, pp. 131-138, 1974
- [2] M.Kato, B.E.Launders, *The modelling of turbulent flow around stationary and vibrating square cylinders*, Proc. of 9th Symposium on Turbulent Shear Flow, Kyoto, Japan, 1993

Datum September 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	J. Quest		
Institution	European Transonic Windtunnel GmbH (ETW)		
Adresse	Ernst-Mach-Str. 51147 Köln	Telefon	(02203) 609-159
		Telefax	(02203) 609-124
weitere Partner			
Thema	Erste Messergebnisse aus dem ETW		
Ausgangssituation	Nach Abschluß der ersten Kalibrierphase ($T \geq 147 \text{ K}$) begannen Tests mit Modellen. Bei der nachfolgenden Kampagne mit Absenkung der Betriebstemperatur auf $T = 105 \text{ K}$ konnten Reynoldszahlen von 47 Millionen erzielt werden.		
Ziel	Herstellung der Einsatzbereitschaft des Kanals, aller Subsysteme sowie der Meßtechnik über den vollen Arbeitsbereich. Analyse der aerodynamischen Eigenschaften. Reduzierung der Betriebskosten und Erhöhung der operationellen Zuverlässigkeit.		
Lösungsweg	Folgende Meßverfahren werden eingesetzt: - Referenzmodell mit 6 Komponentenwaage - Druckbohrungen an den Meßstreckenwänden - dynamische Druckaufnehmer - Hitzdrähte und Heißfilmsonden zur Turbulenzgradbestimmung - Drahtgitter mit Thermoelementen zur Bestimmung der Temperaturverteilung in der Ruhekammer		

Ergebnis



Figur: Erweiterte ETW Testenvelope

Skizze/Diagramm/Bild

Das Diagramm zeigt die Erweiterung des Testbereichs im Ma,Re-Diagramm

Literatur

Quest, J.
ETW Shakedown Tests and Preliminary Calibration Results
18th AIAA Aerospace Ground Testing Conference, June 20-23, 1994,
Colorado Springs, CO, Paper AIAA 94-2513

Tizard, J.A.
ETW User Guide, Feb. 1995

weiteres Vorgehen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dr. H. Rosemann, Dr. E. Stanewsky, Dr. G. Hefer		
Institution	DLR, SM-SK-HGA		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	0551-709-2260
		Telefax	0551-709-2811
		e-mail:	henning.rosemann@dlr.de
weitere Partner			
Thema	Erste Ergebnisse aus der adaptiven Meßstrecke des KRG		
Ausgangssituation	Die adaptive Meßstrecke des KRG war 1994 montiert und in Betrieb genommen worden. Erste Funktionstests der Verstellmechanik der flexiblen Wände waren durchgeführt worden und es konnte gezeigt werden, daß von dem verwendeten Adaptionsverfahren die Verdrängungswirkung der Wandgrenzschichten sowie die von Sonden in der leeren Meßstrecke korrekt erfaßt und in der Wandadaption berücksichtigt wird.		
Ziel	Zur weiteren Validierung der Meßstrecke und des Adaptionsverfahrens sollten Profilmessungen durchgeführt werden. Außerdem sollte durch Vergleich mit Ergebnissen aus dem TWB ein Anschluß an diese Messungen geschaffen werden.		
Lösungsweg	Es wurden zwei Profilmodelle ausgewählt, für die Ergebnisse aus dem TWB verfügbar waren. Für die Untersuchungen zur Adaption wurde das Laminarprofil LV2F verwendet. Weiteren Vergleichsmessungen wurden mit einem turbulenten Profil mit Hinterkantenklappe durchgeführt.		
Ergebnis	Wegen der intermittierenden Betriebsweise des KRG ist die Erreichung einer adaptierten Wandkontur in möglichst wenigen Iterationsschritten von besonderer Bedeutung. Nominell handelt es sich bei dem verwendeten Verfahren um ein Ein-Schritt Verfahren, daß allerdings auf einer linearisierten Behandlung des Problems beruht. Bei großen Verstellwegen oder kritischen Strömungszuständen am Profil können daher auch hier mehrere Schritte erforderlich sein. Bild 1 zeigt einen Adaptionsvorgang mit zwei Schritten ausgehend von einem sehr ungünstigen Anfangszustand mit geraden Wänden. Die gepunkteten Kurven zeigen die gegenüber dem adaptierten Zustand wesentlich stärkeren Beschleunigungen vor allem auf der Profiloberseite und der oberen Kanalwand. Stromab von dem bei $x \approx 1$ m eingebautem Modell ist die		

Beschleunigung durch die Verdrängungswirkung des Profelnachlaufes und der Wandgrenzschichten zu erkennen. Der erste Adaptionsschritt erreicht eine starke Annäherung an die interferenzfreien Ergebnisse, durch die große Abweichung vom Ausgangszustand tritt jedoch bei dem linearen Verfahren ein Überschwingen auf, daß in einem zweiten Iterationsschritt korrigiert werden muß. Weitere Iterationen ergeben keine Änderung der Wandkontur oder der Druckverteilungen mehr.

Der Vergleich der Ergebnisse mit dem TWB ergab, daß für beide Profile die im TWB gemessenen laminaren Widerstandsbeiwerte im KRG nicht erreicht wurden. Dies ist darauf zurückzuführen, daß die Widerstandsbestimmung zunächst nur in dem von den Druckbohrungen gestörten Profilschnitt möglich war. Der Vergleich der Druckverteilungen ergab für das turbulente Profil befriedigende Übereinstimmung, wobei, bedingt durch die unterschiedliche Bauart der Meßstrecken, eine vollständige Übereinstimmung nicht zu erwarten ist.

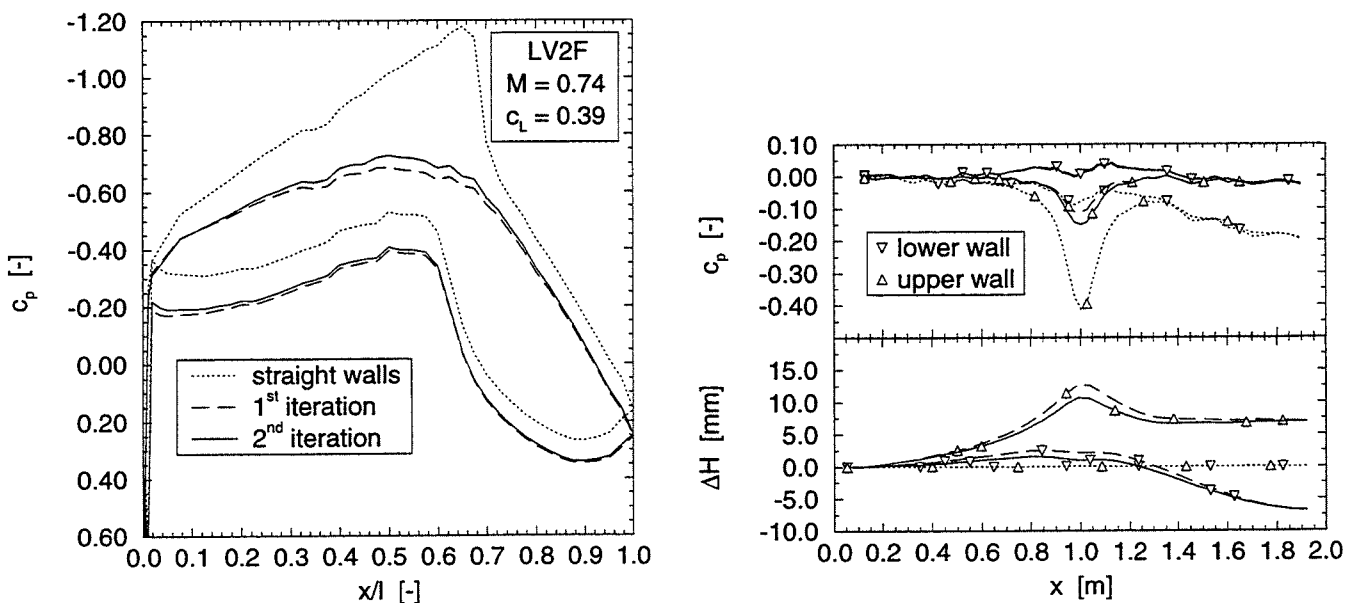


Bild 1: Wandadaption beginnend mit einer geraden Wandkontur

Literatur

- [1] J. Amecke. Direkte Berechnung von Wandinterferenzen und Wandadaption bei zweidimensionaler Strömung in Windkanälen mit geschlossenen Wänden. DFVLR Forschungsbericht FB 85-62, DFVLR, 1985.
- [2] H. Rosemann, E. Stanewsky, and G. Hefer. The Cryogenic Ludwieg-Tube of DLR and its new adaptive wall test section. AIAA-95-2198, 26th AIAA Fluid Dynamics Conference, (San Diego, California), 19-22 June 1995.

weiteres Vorgehen

Es sollen weitere Messungen zum Vergleich insbesondere der Widerstandspolen mit Ergebnissen aus dem TWB an laminaren und turbulenten Profilen durchgeführt werden. Dabei ist die Lage des Meßschnittes möglichst derjenigen im TWB anzugleichen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dr. G. Schewe, Dr. H. Deyhle

Institution DLR, Institut für Aeroelastik

Telefon (0551) 709-2423 od. 2366

Telefax (0551) 709-2862

Adresse Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

weitere Partner

Thema

Experimente zum transsonischen Flattern

Ausgangssituation

Der Verlauf der Flattergeschwindigkeit über der Machzahl bei Tragflügeln zeigt im schallnahen Geschwindigkeitsbereich ein ausgeprägtes Minimum, das als „transonic dip“ bezeichnet wird. Für dieses Minimum sind komplizierte Wechselwirkungen zwischen Grenzschichtzustand, Verdichtungsstoß und Ablösung verantwortlich, die noch nicht verstanden werden. Bei superkritischen Profilen wird ein anderes Verhalten beobachtet als bei konventionellen. Das Verständnis der physikalischen Vorgänge ist essentiell für die zur Zeit in der Entwicklung befindlichen CFD-codes, die den „transonic dip“ berechnen können sollen. Dafür notwendige Experimente an zweidimensionalen Profilen wurden bislang nicht durchgeführt.

Ziel

Erstes Ziel ist es, das Verständnis der physikalischen Vorgänge beim „transonic dip“ zu erweitern. Neben Untersuchungen an Tragflügeln sollen darüber hinaus auch transsonische Interferenzeffekte bei Relativschwingungen zwischen Triebwerk und Tragflügel untersucht werden. Die Experimente sollen außerdem Hinweise zur geeigneten numerischen Modellierung liefern und konkrete Vergleichsdaten zur code-Validierung bereitstellen.

Lösungsweg

Geplant ist eine Versuchsreihe mit mehreren Experimenten. Um den Vergleich mit hochwertigen numerischen Verfahren zu ermöglichen, wurde die Komplexität der Modellgeometrie reduziert. Daher wurde mit Experimenten an 2d-Tragflügelmodellen (konventionelles und superkritisches Profil) begonnen, obwohl diese wegen der beidseitigen elastischen Aufhängung aus aeroelastischer Sicht sehr viel schwieriger und aufwendiger durchzuführen sind als entsprechende Messungen an einseitig aufgehängten Halbflügeln. Mit den heute verfügbaren Rechenverfahren für reibungsbehaftete Strömungen und der Kopplung mit entsprechender Elastomechanik ist für schwingende 2d-Flügel eine Nachrechnung dieser Experimente möglich. In einem weiteren Schritt wird eine schwingende Triebwerksgondel mit 2d-Tragflügelmodellen und später mit einem schiebenden Flügel kombiniert. Dadurch wird ein Beitrag zur Entwicklung von 3d-codes erbracht.

Der erste Schritt bestand in der Flatteruntersuchung des superkritischen Profils NLR7301 im Transsonischen Windkanals in Göttingen (TWG). Ein im wesentlichen von Tichy [1] speziell für den TWG entwickelter Flatterversuchsstand gewährleistet die elastische Aufhängung eines 2d-Flügels mit den zwei Starrkörperfreiheitsgraden Schlag und Torsion. Aufgrund seiner Geometrie und der Zugänglichkeit der Meßstrecke ist der TWG außerordentlich gut für derartige Untersuchungen geeignet. Zur Flatteranalyse wird entgegen der üblichen Vorgehensweise eine Piezowaage eingesetzt, deren besondere Eignung für instationäre Kraftmessungen nachgewiesen wurde. Die Wegmessung erfolgt

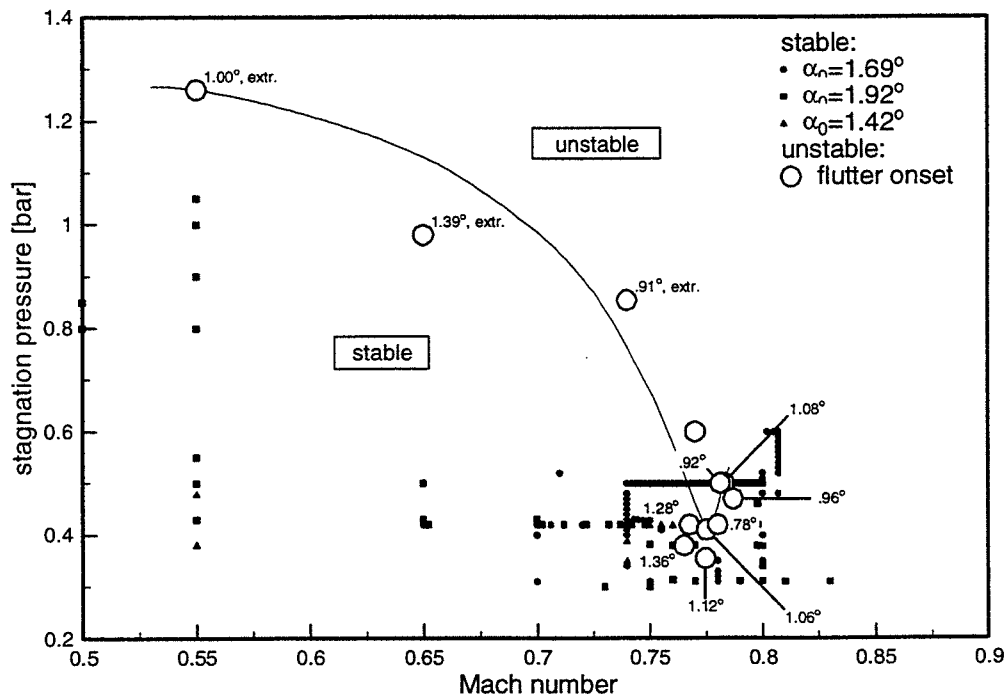
durch berührungslose optische Verfahren (Laservibrometer, Lasertriangulatoren). Um den Zustand des Flattern selbst (d. h. $Ma > Ma_{krit}$) untersuchen zu können, wurde ein System zur Flutterbeeinflussung (Anfachung/Unterdrückung) entwickelt, das auf einer Schwinggeschwindigkeitsmessung mittels Laservibrometer beruht.

Ergebnis

Im Machzahlbereich $0.5 < Ma < 0.9$ und Ruhedruckbereich $0.38 < p_0 < 1.2$ bar des TWG wird das Flatterverhalten des superkritischen Profils NLR7301 untersucht. Als Ergebnis ist das Flatterstabilitätsdiagramm in der Auftragung Ruhedruck über der Machzahl dargestellt. Gefüllte Symbole weisen stabile Punkte mit drei unterschiedlichen Einbau-Anstellwinkeln α_0 (d. h. α bei $Ma=0$) aus. Stabil bedeutet, daß keine selbsterregten Schwingungen auftraten. Offene Symbolen zeigen Flutterpunkte an, in denen bei transsonischen Machzahlen immer Grenzzykusschwingungen (limit cycle oscillations=LCO) beobachtet wurden. Deren Ursache wird zur Zeit untersucht. Problematisch ist die durch das aerodynamische Moment hervorgerufene Anstellwinkelveränderung, die zwar erfaßt, aber nicht beeinflußt werden kann. Daher ist im Bild zu jedem Flutterpunkt der gemittelte Anstellwinkel angegeben. Flutterpunkte bei niedrigen Machzahlen wurden nicht direkt angefahren, sondern extrapoliert. Die durchgezogene Linie gibt die Interpolation für $\alpha \approx +1^\circ$ an. Es wird ein sehr scharfer „transonic dip“ erkennbar. Der kritische Staudruck für das Auftreten von Flattern ist am Minimum nur halb so groß wie bei subsonischer Strömung ($Ma=0.5$). Drei verschiedene Flattertypen wurden beobachtet: a) LCO in Schlag und Torsion mit Phasendifferenz 180° , b) reine LCO nur in der Torsion und c) alternierendes Auf-/Abklingen zwischen Schlag- und Torsionsbewegung.

NLR7301 Flutter: Transonic Dip

TWG 08/95, free transition



Literatur

[1] Tichy, L. 1992: Transsonische Strömungen an einem schwingenden Profil und deren Einfluß auf die Flattergrenze, Dissertation TU München, erschienen als DLR FB 92-08

weiteres Vorgehen

Flutteruntersuchungen am NACA0012-Flügel und instationäre Druckverteilungsmessungen am NLR7301 im Zustand des Flatterns sind der nächste Schritt. Dabei wird besonders der Einfluß der Transitionslage mitberücksichtigt werden.

Datum 22.1.1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Professor Dr.-Ing. habil. G. H. Schnerr		
Institution	Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen Universität Karlsruhe (TH)		
Adresse	Kaiserstraße 12 76128 Karlsruhe	Telefon	0721/608-3026
		Telefax	0721/608-4290
weitere Partner	Dipl.-Ing. S. Adam, Dipl.-Math. H. Seguin		
Thema	Verlustreduzierung in transsonischen Strömungen durch passive Ventilation mit geschlitzten Oberflächen		

Ausgangssituation

Bei der Entwicklung im Turbomaschinenbau führt die Reduktion der Anzahl von Verdichter- und Turbinenstufen zu einer höheren spezifischen Belastung. Die auftretenden Geschwindigkeiten erreichen und überschreiten die Schallgeschwindigkeit, so daß Verluste durch Verdichtungsstöße und deren intensive Wechselwirkung mit Grenzschichten auftreten. Es kommt zu einer Aufdickung der Grenzschicht bzw. bei starken Stößen zu deren Ablösung. Diese zusätzlichen Verluste sollen durch passive Ventilation reduziert werden, indem die Stoßstärke vermindert wird. Für Prinzipuntersuchungen wird dazu im Interferenzbereich eine Kammer angebracht, die durch eine poröse Platte abgedeckt ist. Die Stoßstärke wird durch die Bypaßwirkung der Kavität reduziert. Wegen der im Turbomaschinenbau sehr dünnen Schaufeln steht dort der für eine Kavität erforderliche Platzbedarf nicht zur Verfügung. Der Ventilationseffekt wird daher durch sehr dünne, parallel zur Anströmung ausgerichtete Schlitze in der Schaufeloberfläche realisiert.

Ziel

Reduktion der Stoßverluste in transsonischen Strömungen; passive Ventilation im Interferenzbereich von Stoß und Grenzschicht mit Kavität, abgedeckt durch eine poröse Platte, bzw. Schlitzten in Strömungsrichtung; Variation der Lage, Länge, Breite (Porosität) und Tiefe der Schlitze; numerische Simulation der passiven Ventilation mit geschlitzten Oberflächen.

Lösungsweg

Die Wirkungsweise der passiven Ventilation in internen Strömungen wird experimentell und numerisch in einer Parallelstrahldüse untersucht, in der sich ein nahezu senkrechter Verdichtungsstoß einstellt. Dabei werden aufbauend auf den Erfahrungen mit einer Kavität, abgedeckt durch eine poröse Platte, im Experiment Längsschlitzte im Interferenzbereich zur passiven Ventilation eingesetzt. Bei der numerischen Berechnung der Strömung wird der Stoß zunächst mit Kavität und poröser Platte passiv ventiliert. Dazu werden die Navier-Stokes-Gleichungen mit einer Finite-Volumen Methode 2. Ordnung im Raum gelöst, wobei verschiedene Upwinding-Methoden (SWITCH, SLIP, AUSM) eingesetzt werden. Zur Konvergenzbeschleunigung sind lokaler Zeitschritt, Multigrid- und Multilevel-Verfahren sowie Residuen-Mittelung implementiert. Die Sekundärströmung durch die poröse Abdeckplatte der Kavität wird durch eine 1-D Düsen-/Diffusorströmung simuliert und als Randbedingung in den konvektiven Flüssen bei der Berechnung der Hauptströmung vorgegeben. Über die Bedingung gleichen Massenstroms am Ein- und Austritt wird iterativ der Kammerinnendruck ermittelt.

Ergebnis

Die numerisch berechnete Strömung durch eine Parallelstrahldüse (isentrope Austrittsmachzahl $M_e = 1.2$) zeigt Abb.1. Im Fall ohne passive Ventilation (links) stellt sich ein nahezu senkrechter Verdichtungsstoß ein. Deutlich ist die Vorwärtswirkung des Stoßes sowie das Aufdicken der Grenzschicht hinter dem Stoß aufgrund der Wechselwirkung zu erkennen. Bei der passiven Ventilation mit der Kavität (rechts; Kammerlänge 38mm, Porosität 8.2%) stellt sich an deren Vorderkante ein schiefer Verdichtungsstoß ein. Die Grenzschicht dickt etwas stärker auf als im Fall ohne Ventilation. Insgesamt ergibt sich durch passive Ventilation eine Verbesserung des Verlustkoeffizienten $L = (p_{t1} - p_{t2}) / (p_{t1} - p_1)$ von ca. 5% (vgl. [1]; p_{t1} , p_{t2} Totaldruck vor/nach dem Stoß, p_1

statischer Druck vor dem Stoß). Unter Beibehaltung einer Porosität von 8.2% wurde im Experiment die Kavität durch Schlitze in Strömungsrichtung ersetzt (Länge 38mm, Tiefe 5mm, Breite 0.2 mm). Die Reynoldszahl im Experiment und in der numerischen Simulation beträgt vor dem Stoß übereinstimmend $2.2 \cdot 10^6$ (gebildet mit der Grenzschichtdicke am Anfang der Kavität und der Geschwindigkeit im engsten Querschnitt). Die experimentellen Untersuchungen (Abb. 2) zeigen eine sehr gute qualitative Übereinstimmung sowohl im ventilerten als auch unventilerten Fall [2]. Damit ist überzeugend nachgewiesen, daß der bekannte Effekt der passiven Ventilation unter Einsatz einer Kavität technisch sehr viel einfacher mit sehr dünnen Schlitzen realisiert werden kann.

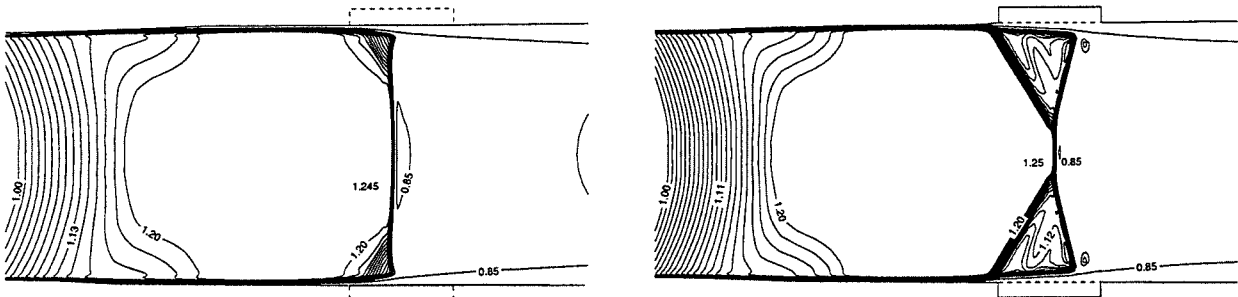


Abbildung 1: Numerische Ergebnisse der stationären Lavaldüsenströmung, Strömung von links nach rechts, $M_e = 1.2$, $Re = 2.2 \cdot 10^6$;
links: **ohne** passive Ventilation;
rechts: **mit** passiver Ventilation mit einer Kavität, abgedeckt durch eine poröse Platte, Porosität 8.2%

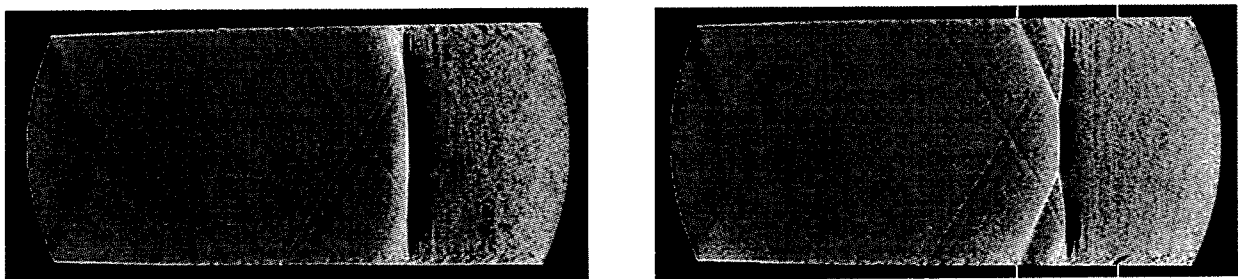


Abbildung 2: Stationäre Lavaldüsenströmung, Strömung von links nach rechts, $M_e = 1.2$, $Re = 2.2 \cdot 10^6$;
links: **ohne** passive Ventilation;
rechts: **mit** passiver Ventilation mit geschlitzter Oberfläche im Interferenzbereich, Breite 0.2mm, Tiefe 5mm, Porosität 8.2%

Literatur

- [1] G.H. Schnerr, U. Dohrmann, J. Zierep
Passive Control of the Shock-Boundary Layer Interaction in a Transonic Compressor Cascade. In: Proceedings of 2nd ISIAF - International Symposium on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, Prague, July 12-15, 1993 (eds. R. Dvorak, J. Kvapilová). Society of Czech Mathematicians and Physicists, pp. 491-498 (1993)
- [2] G.H. Schnerr, S. Adam, P. Leidner
Innovative Konzepte zur Verlustreduzierung transsonischer Gitterströmungen. In: Beiträge zu Fluidenergiermaschinen (Hrsg.: W.H. Faragallah, D. Surek), S. 199-213, Band 2 (1995)
- [3] G.H. Schnerr, S. Adam, H. Seguin
Loss Reduction in internal transonic flows by passive ventilation with thin slits. AIAA Journal, Technical Note, to be published

weiteres Vorgehen

Numerische Simulation der passiven Ventilation durch Schlitze in Strömungsrichtung; Variation von Breite, Anzahl (Porosität), Länge und Tiefe der Schlitze, Optimierung hinsichtlich kleiner Schlitztiefe

Förderung durch DFG Graduiertenkolleg *Energie- und Umwelttechnik*, KSB-Stiftung

Datum 15.2.1996

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

R. Voß, W. Wegner

Institution

DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2411
Telefax 0551 / 709-2862

weitere Partner

Prof. U. Müller, DASA Bremen

Thema

Numerische Simulation der Strömung um elastisch schwingende Tragflügel

Ausgangssituation

Der Einfluß aeroelastischer Effekte auf moderne Verkehrsflugzeuge wächst mit zunehmender Größe und Elastizität der Strukturen, besonders der Tragflügel. Eine genaue und effektive Vorausberechnung der aerodynamischen Lasten elastisch verformender und schwingender Tragflügel ist eine wesentliche Voraussetzung für eine frühzeitige Einbeziehung der Aeroelastik in den Flugzeugentwurf. Die hierzu w derzeit vorhandenen instationären CFD Verfahren (auf Basis der transsonischen Potentialtheorie kleiner Störungen und der Euler Gleichungen) befinden sich noch in der Validierungsphase und müssen in dreierlei Hinsicht effektiver gestaltet werden : Behandlung komplexer elastischer Konfigurationen, Einbeziehung der Reibungseffekte und Reduzierung des Rechenaufwandes.

Ziel

Berechnung der instationären Luftkräfte an elastisch schwingenden Flügel/Rumpf/Triebwerkskonfigurationen mit hinreichend genauen, effizienten und experimentell validierten CFD Verfahren, Berücksichtigung der Reibungseffekte durch Grenzschichtkopplung.

Lösungsweg

Es wurden zwei instationäre Verfahren entwickelt, ein Euler- und ein Full Potential (FP) code, für elastisch schwingende 3D Flügel-Rumpf Kombinationen. Der Euler code basiert auf dem Riemann Löser von Wegner und besitzt hervorragende Dissipationseigenschaften und sehr gute Auflösung von Verdichtungsstößen, und kann daher auch mit relativ groben Rechennetzen gute Resultate erzielen, für die z.B. andere Upwind- und zentrale Differenzenverfahren feinere Netze benötigen. Die zeitliche Netzdeformation wird sehr effektiv behandelt.. Der implizite FP code mit zentralem Differenzenschema ist sehr schnell und stellt trotz seiner Einschränkungen in der Modellierung starker Verdichtungsstöße und des Wirbeltransports ein effektives Werkzeug für clean wing Konfigurationen dar. Grenzschichtkopplung mit instationären CFD Verfahren wird an diesem code getestet.

AG STAB

Ergebnis

Im Rahmen des EU Projektes ECARP wurden verschiedene instationäre Euler Verfahren zunächst für einen transsonischen Standardflügel bei starren Schwingungen verglichen. Dabei zeigte das vorliegende Euler Verfahren besonders gute Eigenschaften bzgl. der Stoßauflösung und konnte auch mit einem wesentlich größeren Rechennetz Resultate vergleichbarer Güte erzielen. Auch das FP liefert gute Resultate. Flügel-Rumpf-Winglet Konfigurationen lassen sich mit 1-Block Netzen behandeln.

Anhand des elastischen AMP Flügels zeigt sich die Wichtigkeit einer sehr genauen Modellierung der elastischen Schwingungsformen.

Durch eine relativ einfache Grenzschichtkopplung lassen sich erhebliche Verbesserung der Übereinstimmung stationärer und instationärer Resultate mit Messungen erzielen.

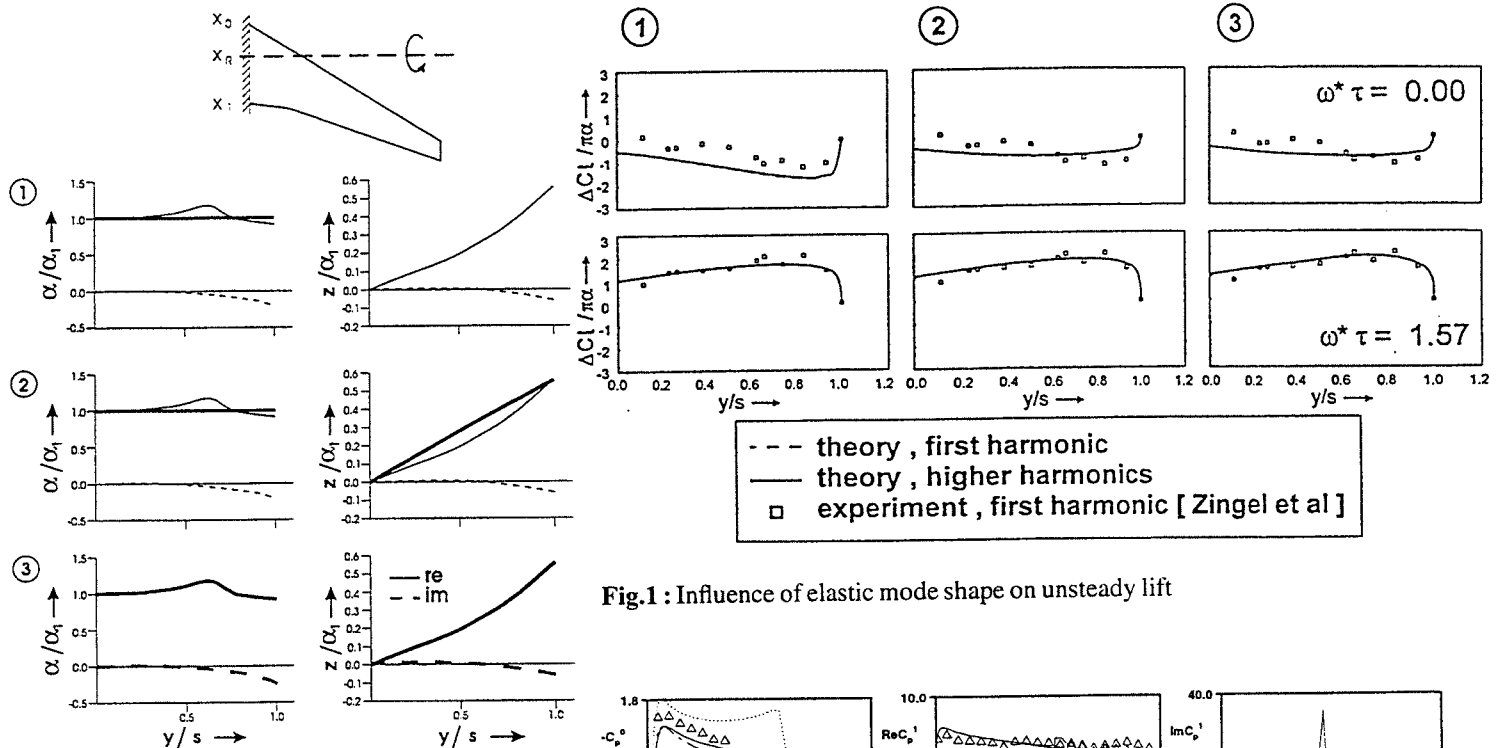


Fig.1 : Influence of elastic mode shape on unsteady lift

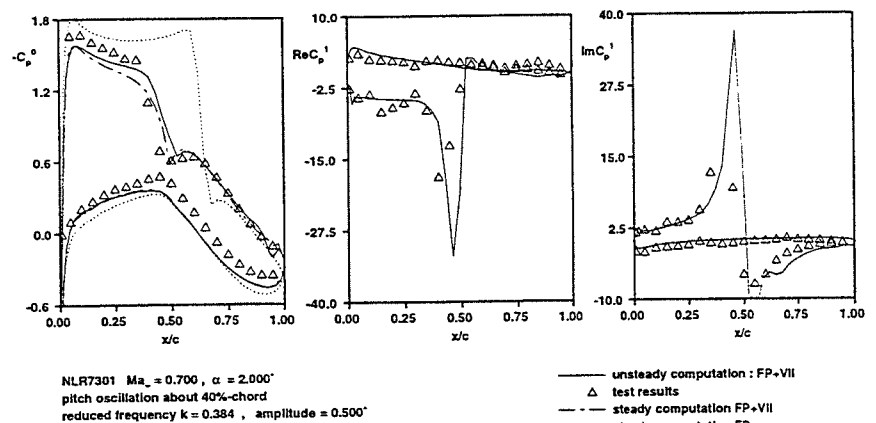


Fig.2 : Unsteady VII computations for the 2D test case CT5

weiteres Vorgehen

Grenzschichtkopplung für das instationäre Euler Verfahren,
Erweiterung des Euler Verfahrens auf Flügel-Triebwerkskonfigurationen ,
Anwendung auf aeroelastische Anwendungen (statische Deformation, Flattern, transonic dip)

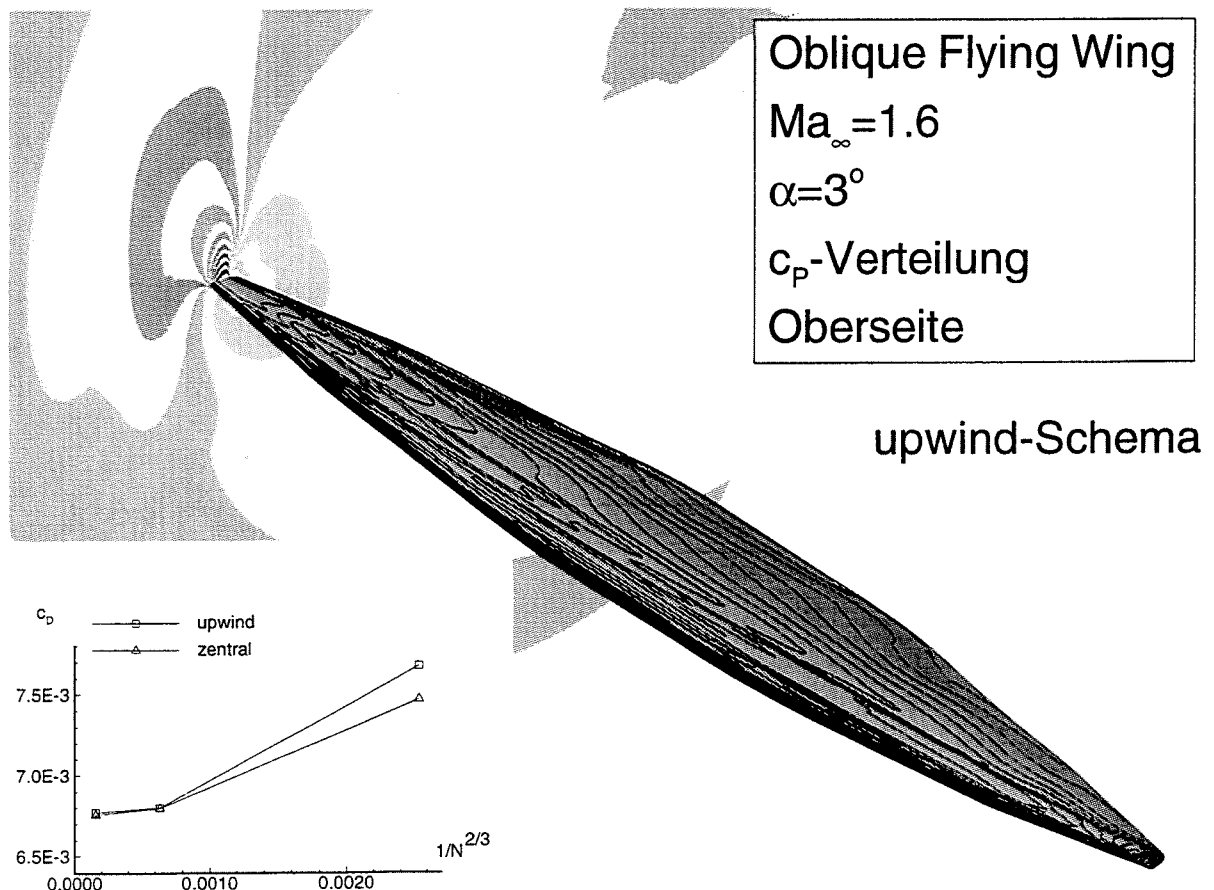
Datum

Oktober 1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung	
Ansprechpartner	A. Engelhardt	
Institution	DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik	
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig	Telefon 0531 / 295 -2433 Telefax 0531 / 295 - 2320
weitere Partner		
Thema	Berechnung von Überschallkonfigurationen	
Ausgangsposition	Es ist nicht bekannt, ob im Vorentwurf numerische Simulationen mit Eulercodes effizient eingesetzt werden können, um den Widerstand zu ermitteln. Im Vergleich zu herkömmlichen linearen Methoden könnten so auch nichtlineare Effekte berücksichtigt werden.	
Ziel	Aussage darüber, wie effizient Eulerrechnungen im Vorentwurf von Überschallkonfigurationen verwendet werden können und wie ihre Genauigkeit im Vergleich mit linearen Methoden ist.	
Lösungsweg	Anhand von drei unterschiedlichen Konfigurationen - einem Rotationskörper, - einem Wellenreiter, - einem Oblique Flying Wing OFW, wird die Abhängigkeit von räumlicher Diskretisierung und Netzfeinheit bei der Bestimmung des Widerstands unter Verwendung des Eulercodes CEVCATS untersucht. Für den Rotationskörper und den OFW wird ein Vergleich mit linearer Theorie durchgeführt.	



Das Bild zeigt die c_p -Verteilung auf der Oberfläche des Oblique Flying Wings. Das Diagramm zeigt die Abhängigkeit von der Netzfeinheit (N Zellen) und des Diskretisierungsschemas bei der Bestimmung des Widerstandsbeiwertes c_D .

Literatur

[1] Engelhardt, A. 'Numerische Widerstandsberechnungen von Überschallflugzeugen' Vortrag DGLR-Jahrestagung 26.-29.09.95, Bd. 3 des DGLR-Jahrbuchs 1995

weiteres Vorgehen

Es sind Vergleichsrechnungen an einem optimierten Überschallflügel zur Bestimmung der Widerstandsanteile der reibungslosen und reibungsbehafteten Strömung vorgesehen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Dietmar Strohmeier

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2417

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr.-Ing. R. Radespiel

Thema Aerodynamische Analyse von Wellenreitergrundrissen im Unter- und Transschall

Ausgangssituation

Systemanalysen zweistufiger Orbitaltransportsysteme zeigen eine hohe Sensitivität bezüglich der aerodynamischen Güte der hypersonischen Unterstufe [1]. Wellenreiterkonfigurationen, die sich durch hohe Werte der reziproken Gleitzahl im Entwurfspunkt wie im Off-Design auszeichnen, stellen daher eine realistische Alternative zu konventionellen Flügel-Rumpf-Kombinationen dar [2].

Detaillierte Untersuchungen einer Ausgangskonfiguration WR-12-G-Exp auf Gesamtsystembasis zeigen, daß die vorgegebene Mission im Off-Design bei Auftriebsbeiwerten unterhalb des Gleitzahloptimums erfolgen wird. Das daraus resultierende aerodynamische Optimierungspotential kann durch Reduzierung der Grundrißfläche ausgeschöpft werden.

Ziel

Analyse des Grundrißeinflusses auf das aerodynamische Verhalten von Wellenreiterkonfigurationen im Off-Design zur Grundrißoptimierung der Ausgangskonfiguration WR-12-G-Exp.

Lösungsweg

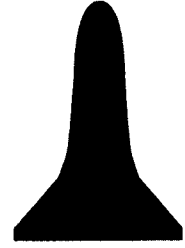
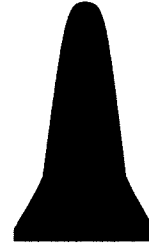
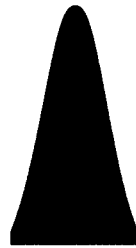
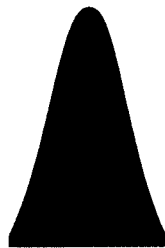
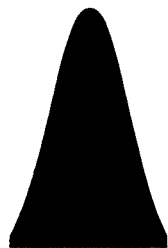
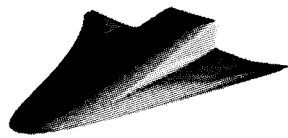
Ausgehend von der Konfiguration WR-12-G-Exp sind vier Grundrißformen abgeleitet und als ebene Platten auf der Basis von Eulerrechnungen untersucht worden (**Bild 1**).

Ergebnis

Der Vergleich von Ausgangskonfiguration WR-12-G-Exp und ebener Platte mit gleichem Grundriß WR1-Pla zeigt, daß für kleine Anstellwinkel das aerodynamische Verhalten von Wellenreiterkonfigurationen von ebenen Platten mit gleichem Grundriß hinreichend gut wiedergegeben wird. So unterscheidet sich beispielsweise der Neutralpunktverlauf beider Konfigurationen nur marginal (**Bild 2**).

Ein entscheidendes Kriterium für die Umsetzung einer Grundrißform in eine realistische Wellenreiterkonfiguration ist das Neutralpunktverhalten über der Machzahl. Bei Kombinationsgrundrissen aus gotischem Vorkörper und Deltaflügel führt der infolge der größeren Streckung stärkere Auftriebsanstieg des Deltaflügels zu einer signifikanten Verschiebung des Neutralpunkts in Richtung Körperheck (**Bild 2**). Da der Neutralpunkt im Hyperschall näherungsweise mit dem Flächenschwerpunkt des Grundrisses zusammenfällt, ergibt sich so für die Konfiguration WR4-Pla eine Neutralpunktwanderung von ungefähr 15% der Körperlänge. Durch Reduzierung der Streckung des Deltaflügels läßt sich

dieser Effekt abschwächen (WR3-Pla). Eine Flächenreduktion durch gleichförmige Verminderung der Spannweite und damit Verminderung der Streckung verschiebt den Neutralpunkt hingegen nur mäßig zur Hinterkante (WR2-Pla).



WR-12-G-Exp

$$X_{N,Hy} / L = 0.625$$

$$A_{Ref} / L^2 = 0.373$$

WR1-Pla

$$X_{N,Hy} / L = 0.625$$

$$A_{Ref} / L^2 = 0.373$$

WR2-Pla

$$X_{N,Hy} / L = 0.624$$

$$A_{Ref} / L^2 = 0.308$$

WR3-Pla

$$X_{N,Hy} / L = 0.607$$

$$A_{Ref} / L^2 = 0.308$$

WR4-Pla

$$X_{N,Hy} / L = 0.641$$

$$A_{Ref} / L^2 = 0.306$$

Bild 1: Ausgangskonfiguration und Grundrißvarianten

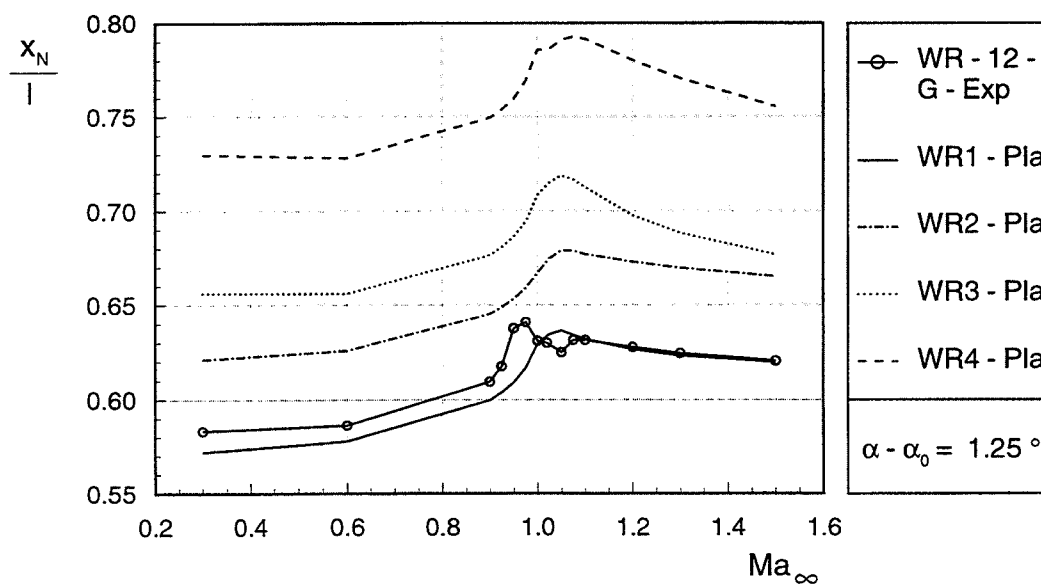


Bild 2: Machzahlabhängigkeit der Neutralpunktlage

Literatur

- [1] Bardenhagen, A.; Kossira, H.; Heinze, W.: *Interdisciplinary Design of Modern Hypersonic Waveriders using the integrated Program PrADO-Hy*. In: Proceedings 19th ICAS Congress, Anaheim, September 18-23, 1994.
- [2] Eggers, T.; Strohmeyer, D.; Nickel, H.; Radespiel, R.: *Aerodynamic Off-Design Behavior of Integrated Waveriders from Take-Off up to Hypersonic Flight*. AIAA Paper 95-6091, 1995.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Drehflügler

Ansprechpartner Dr.-Ing. J.A. Lieser, Dipl.-Ing. J. Wild

Institution DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig **Telefon:** 0531/295-2470
Telefax: 0531/295-2320

Weitere Partner

Thema Berechnung des BERP Blattes im Schwebeflug mit **MEGAFLOW**

Ausgangssituation

Am Institut für Entwurfsaerodynamik wird zur Zeit intensiv an dem Programmpaket **MegaFLOW** gearbeitet. **Mega-Cads** steht für Multiblock-Elliptic-Grid generation-and-CAD-System und **FLOWer** für den multifunktionalen Strömungslöser. Aus der Kombination von beiden ergibt sich ein benutzerfreundliches universelles Werkzeug zur Berechnung von dreidimensionalen reibungsfreien und reibungsbehafteten kompressiblen Strömungen um Hub-schrauberotoren mit komplexen Geometrien.

Ziel

Anwendung von **MegaFLOW** für die voll dreidimensionale Netzgenerierung um das geometrisch anspruchsvolle BERP (British Experimental Rotor Program) Blatt.

Berechnung eines reibungsfreien Schwebefluges für zwei unterschiedliche Anstellwinkel.

Lösungsweg

Zunächst wird aus den geometrischen Daten der Vorder- und Hinterkante, Profilen der NACA Serie mit vorgegebener Dicke und der Verwindung die Oberflächengeometrie definiert. Auf der Basis der Oberflächengeometrie und der Definition der Fernfeldränder für eine C-H-Topologie wird das Netz mit **Mega-Cads** konstruiert. Großer Wert wird auf die Genauigkeit der Geometrie bei der Konstruktion des Netzes auf der Blattoberfläche gelegt. Das Netz wird in der Form eines Kuchenstücks konstruiert, um bei der Berechnung die Symmetrie des 4 Blatt-Rotors im Schwebeflug zu nutzen. Besonders zu beachten sind dabei die Periodizitätsebenen.

Das BERP-Blatt erfordert aufgrund seiner Form mit starken Schwankungen in der Tiefenverteilung und einem ausgeprägten S-Schlag eine voll dreidimensionale Netzgenerierung zur Sicherung der Randorthogonalität. Dies wird erreicht durch die Konstruktion von Rand-schichten mit **MegaCads** für die spätere dreidimensionale elliptische Glättung. Zur Konstruktion eines dreidimensionalen algebraischen Netzes stehen in **MegaCads** geeignete Füll-routinen zur Verfügung, die jedoch an einigen Stellen zu Überschneidungen führen, und eine elliptische Glättung erforderlich machen.

Ergebnis

Das Netz ist weitgehend randorthogonal und die Totaldruckverluste bleiben im gewohnten Rahmen. Für Anstellwinkel von 4.1 Grad bei $M_{tip} = 0.96$ und 9 bzw. 13 Grad bei $M_{tip} = 0.628$ werden Euler-Rechnungen durchgeführt und die Güte der Ergebnisse überprüft. Mit der reibungsfreien Rechnung können einige wesentliche Effekte der Geometrie des BERP Blattes nachvollzogen werden.

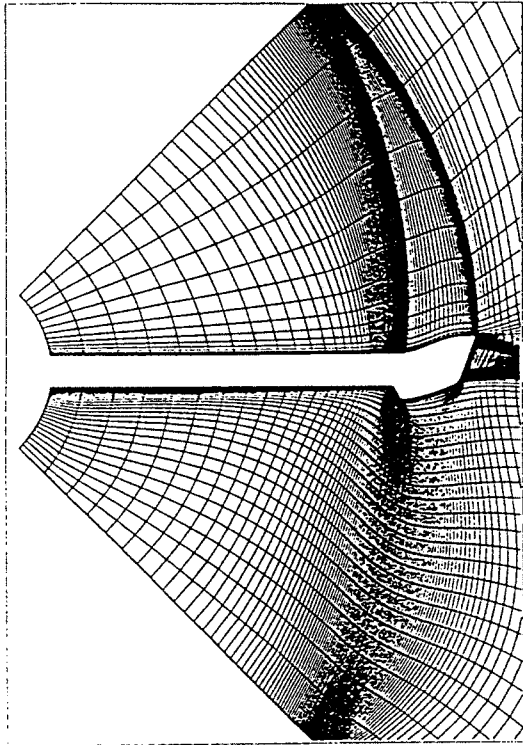


Bild 1: Draufsicht auf eine Netzebene die an Vorder- und Hinterkante angrenzt

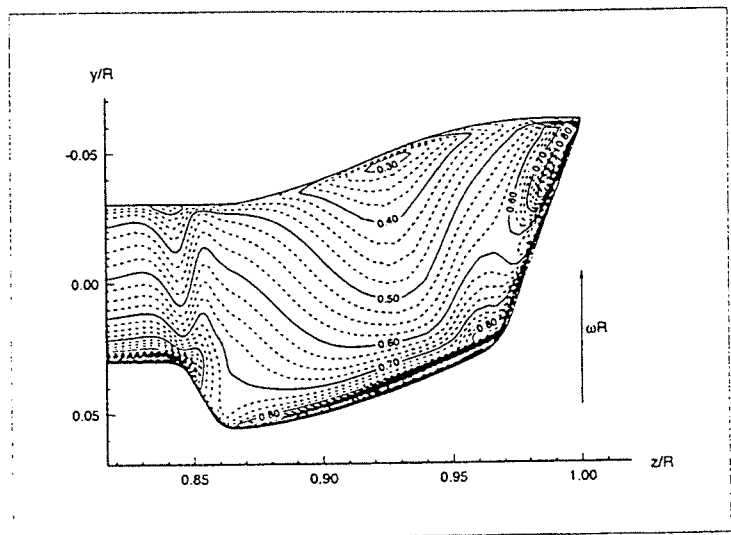


Bild 2: Isomachlinien auf der Oberseite bei 13 Grad Anstellwinkel und einer Blattspitzenmachzahl von $M = 0.628$

Literatur

- [1] F.X. Caradonna: The Application of CFD to Rotary Wing Flow Problems
AGARD Report 781. 1990
- [2] O. Broderson, A. Findling and A. Ronzheimer: Interactive Grid Generation for Complex Configurations
ECCOMAS 94, John Wiley & Sons, Ltd., 1994
- [3] J. Wild: Numerische Simulation der dreidimensionalen Umströmung von Blattspitzen an Hubschrauberrotoren im Schwebeflug
Diplomarbeit TH-Darmstadt 1995 und DLR-IB 129-95/14.

weiteres Vorgehen

- Weitere Verbesserung der Netzgenerierung bezüglich Geschwindigkeit, algebraischer Füllroutinen und elliptischer Glättung
- Reibungsbehaftete Berechnungen für das BERP Blatt
- Akustische Auswertung der Ergebnisse

Mitteilung

Projektgruppe/ Drehflügler
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. Müller
Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aero- und Gasdynamik

Adresse	Universität Stuttgart	Telefon	0711/685-3409
	Pfaffenwaldring 21	Telefax	0711/685-3438
	70550 Stuttgart	email	alex.mueller@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner DLR Göttingen, Institut für experimentelle Strömungsmechanik

Thema

Johnson-King-Turbulenzmodell in zeitabhängiger Formulierung zur Berechnung des Dynamic Stall bei instationär bewegten Profilen

Ausgangssituation

Befindet sich ein Hubschrauber im Vorwärtsflug, so liegen unterschiedliche Anstellwinkel am Rotorblatt an. Am rücklaufenden Blatt kommt es zu sehr hohen Anstellwinkeln, die ein lokales Ablösen der Strömung vom Profil – hier Beschränkung auf 2D – herbeiführen können (Dynamic Stall). Dies ist ein wichtiger Aspekt in Hinblick auf die Profilauslegung und das Flugleistungsvermögen des Hubschraubers.

In Computersimulationen sowie bei Messungen wird die instationäre Bewegung des Profils durch eine Sinusschwingung idealisiert. Insbesondere im Bereich der Turbulenzmodellierung besteht Handlungsbedarf zur Weiterentwicklung der Simulationsmöglichkeiten. Turbulenz spielt bei derart komplexen Strömungen – hohe Reynoldszahlen, starke reibungsbehaf-tete/reibungsfreie Wechselwirkungen – eine entscheidende Rolle.

Ziel

Ziel dieser Arbeit ist die Vorausberechnung des Strömungsabrisses am Profil unter Dynamic Stall Bedingungen mit einem Navier-Stokes-Verfahren. Die Implementierung des Johnson-King-Turbulenzmodells in den instationären Code stellt dabei die Hauptaufgabe dar.

Lösungsweg

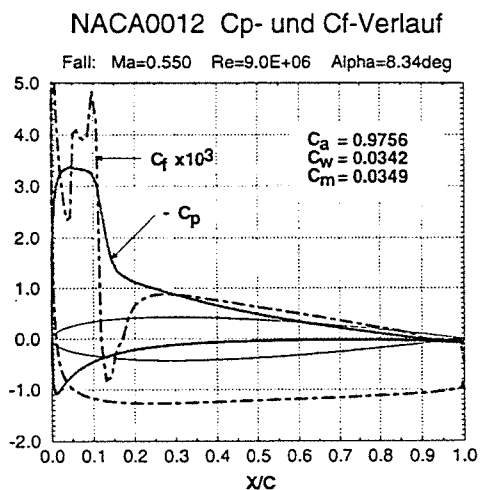
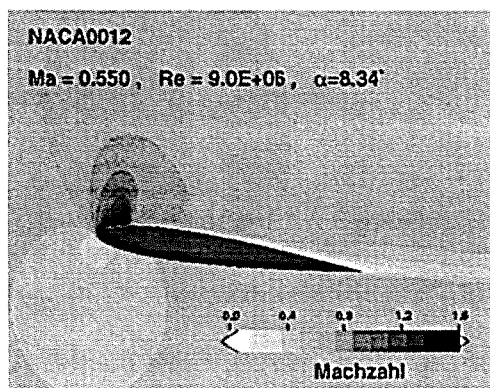
Es steht ein instationäres 2D Navier-Stokes-Verfahren für beschleunigt bewegte Profile mit Ablösung zur Verfügung [1]. Das Finite Differenzenverfahren basiert auf dem impliziten Zeitschrittverfahren nach Beam-Warming.

In der Originalversion beinhaltet das Programm das einfache algebraische Turbulenzmodell nach Baldwin-Lomax [2]. Da dieses Modell den komplexen Turbulenzphänomenen nur ungenügend Rechnung tragen kann, wurde das Johnson-King-Turbulenzmodell [3] in zeitabhängiger Formulierung in den Code implementiert (zunächst nur in die stationäre Programmversion). Das Programm wurde anhand von Testfällen für stationär angestellte Profile validiert und weiterentwickelt.

Ergebnis

Im Gegensatz zu den meisten Anwendern wird das Johnson-King-Turbulenzmodell nicht allein auf der Profilsaugseite, sondern zudem auf der Druckseite als auch im Nachlauf eingesetzt. Speziell für den Nachlaufbereich mußten einige Maßnahmen – Festlegung der Wake-Centerline, stetiger Übergang von Profil-/Nachlaufbereich – getroffen werden, die auch im Baldwin-Lomax-Modell zu berücksichtigen waren.

Ein erster Vergleich von Testrechnungen – NACA0012, $Ma = 0.55$, $Re = 9.0 \cdot 10^6$, $\alpha = 8.34^\circ$ – mit Baldwin-Lomax und Johnson-King-Turbulenzmodell [4] deutet auf die bessere Eignung des JK-Modells bei abgelösten Profilströmungen hin. Die stoßbedingte Ablöseblase sowie der Ablösepunkt vor der Hinterkante ergeben bei Verwendung des JK-Modells eine gute Übereinstimmung mit den Messungen.



Literatur

- [1] W. Geißler: *Instationäres Navier-Stokes-Verfahren für beschleunigt bewegte Profile mit Ablösung*, DLR Forschungsbericht DLR-FB 92-03, 1992
- [2] B.S. Baldwin, H. Lomax: *Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows*, AIAA Paper 78-257, at AIAA 16th Aerospace Sciences Meeting, Huntsville/Alabama, 1978
- [3] D.A. Johnson, L.S. King: *A Mathematically Simple Turbulence Closure Model for Attached and Separated Turbulent Boundary Layers*, AIAA Journal Vol.23, No.11, 1985
- [4] L.S. King: *A Comparison of Turbulence Closure Models for Transonic Flows About Airfoils*, AIAA Paper 87-0418, at AIAA 25th Aerospace Sciences Meeting, Reno/Nevada, 1987

Weiteres Vorgehen

Beim weiteren Vorgehen soll das Johnson-King-Modell zunächst in einer quasistationären Form in die instationäre Programmversion implementiert und unter Dynamic Stall Bedingungen getestet werden. Ziel ist jedoch die zeitabhängige, möglichst implizite Einbettung des JK-Modells in das Gesamtverfahren.

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Math. K. Pahlke

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2443

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Erweiterung eines zeitgenauen dreidimensionalen Euler-Verfahrens für die
Verwendung von überlappenden Netzen zur Berechnung von Rotorumströmungen

Ausgangssituation:

Ein zeitgenaues Verfahren zur Berechnung der Umströmung eines Hubschrauberrotors im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug mittels der Euler-Gleichungen unter Verwendung eines Abwindmodells war im Jahre 1994 für die Verwendung überlappender Netze erweitert und auf einen Schwebeflugfall angewendet worden.

Ziel:

Entwicklung eines dreidimensionalen Euler-Verfahrens zur Berechnung der instationären Strömungsfelder um Hubschrauberrotoren im auftriebsbehafteten Vorwärtsflug, wobei das Wirbelfeld als Teil der Lösung bestimmt wird.

Lösungsweg:

Das für die Verwendung von überlappenden Netzen („Chimären-Technik“, [1.]) erweiterte Verfahren wurde auf diverse Testfälle angewendet. Durch die Einführung einer zweiten Schicht von Hilfszellen an allen inneren Rändern, d.h. sowohl an den konventionellen als auch an den Chimären-Rändern, wurde die Genauigkeit des Verfahrens verbessert. Der Algorithmus zum Ausblenden von Zellen des Vaternetzes, die innerhalb der Rotorblätter liegen, wurde optimiert.

Ergebnis:

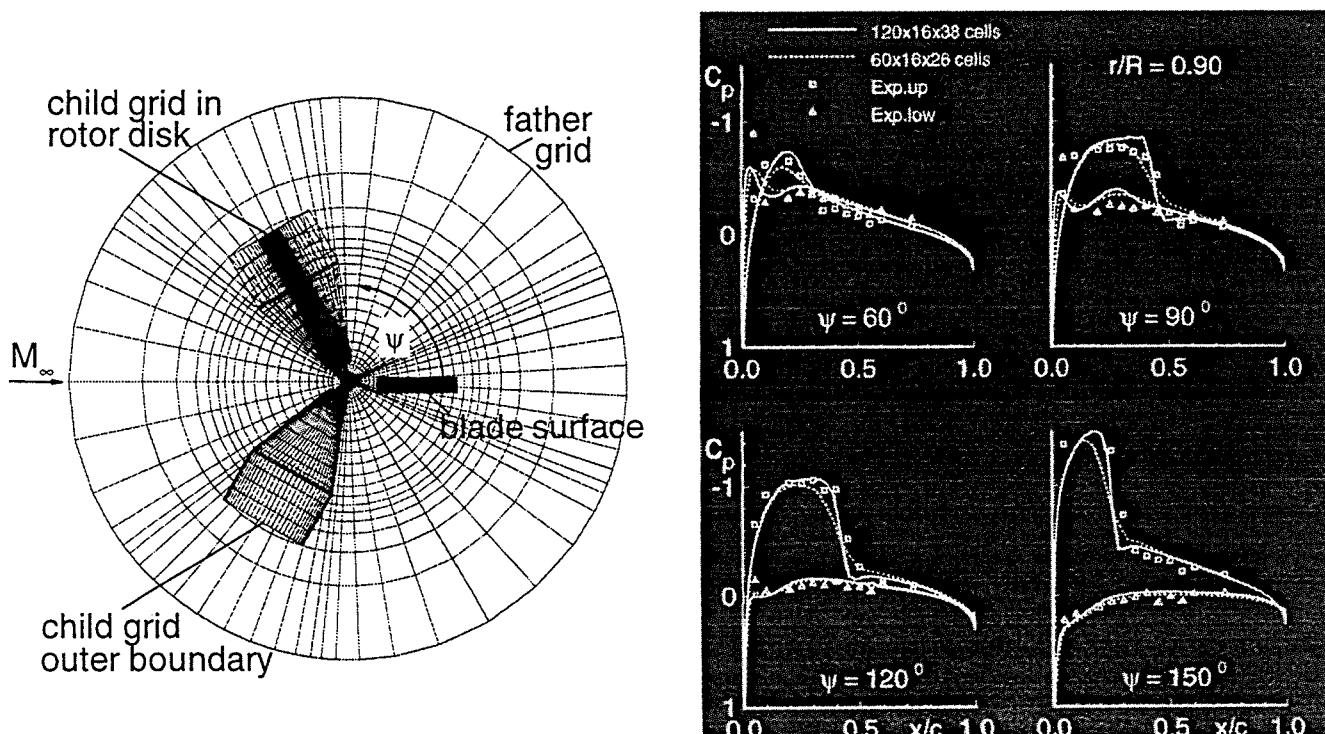
Als instationärer Testfall wurde die Umströmung eines 3-blättrigen Rotors mit rechteckigen SA131XX-Blättern im Vorwärtsflug mit Auftrieb ausgewählt (siehe [3.]). Es handelt sich um einen Rotor mit sehr steifen Blättern. Der Rotor wurde mit konstantem zyklischen Anstellwinkel betrieben, was große Schlagbewegungen zur Folge hatte.

Ein algebraisches Hintergrundnetz mit $60 \times 20 \times 20$ Zellen wurde erzeugt, welches die gesamte Rotorebene enthält. Um die Rotorblätter wurden algebraische quasi-zweidimensionale Kindnetze mit $60 \times 16 \times 26$ Zellen bzw. $120 \times 16 \times 38$ Zellen erzeugt, die in das Hintergrundnetz eingebettet wurden. In der linken Bildhälfte sieht man das Vaternetz, die Blattoberfläche eines Kindnetzes, ein Kindnetz in der Rotorebene und die äußere Berandung eines Kindnetzes. Die rechte Bildhälfte zeigt die Druckverteilungen für die groben und die feinen Kindnetze im Vergleich zum Experiment. Die Rechnungen zeigen das richtige qualitative Verhalten, wobei die Ergebnisse auf den feinen Netzen auch quantitativ akzeptabel mit dem Experiment übereinstimmen. Für $\psi = 120^\circ$ und $\psi = 150^\circ$ ist die berechnete

Stoßlage weiter stromaufwärts als im Experiment. Hier sollte für eine Rechnung, bei der die Reibung vernachlässigt wird, eine im Vergleich zum Experiment stromabwärtige Stoßlage erwartet werden. Die Ursache für dieses Phänomen ist momentan nicht bekannt.

Chimären Euler Algorithmus:

ONERA Modell Rotor mit 3 Rechteckblättern im Vorwärtsflug mit Auftrieb:



$$(M_{\omega R} = 0.63, \mu = 0.43, M_\infty = 0.27, C_T/\sigma = 0.065)$$

Literatur:

- 1) Benek, J. A.; Buning, P. G.; Steger, J. L. 'A 3-D Chimera Grid Embedding Technique', AIAA 7th Computational Fluid Dynamics Conference, Cincinnati, Ohio, July 15-17, 1985.
- 2) Pahlke, K.; Raddatz, J. Flexibility Enhancement of Euler Codes for Rotor Flow by Chimera Techniques. Twentieth European Rotorcraft Forum, Paper 35, Amsterdam, The Netherlands, 4.-7. October, 1994.
- 3) Philippe, J. J.; Chattot, J. J.: Experimental and Theoretical Studies on Helicopter Blade Tips at ONERA', Sixth European Rotorcraft and Powered Lift Aircraft Forum, Paper No. 46, September 20-22, Bristol, 1980.

weiteres Vorgehen:

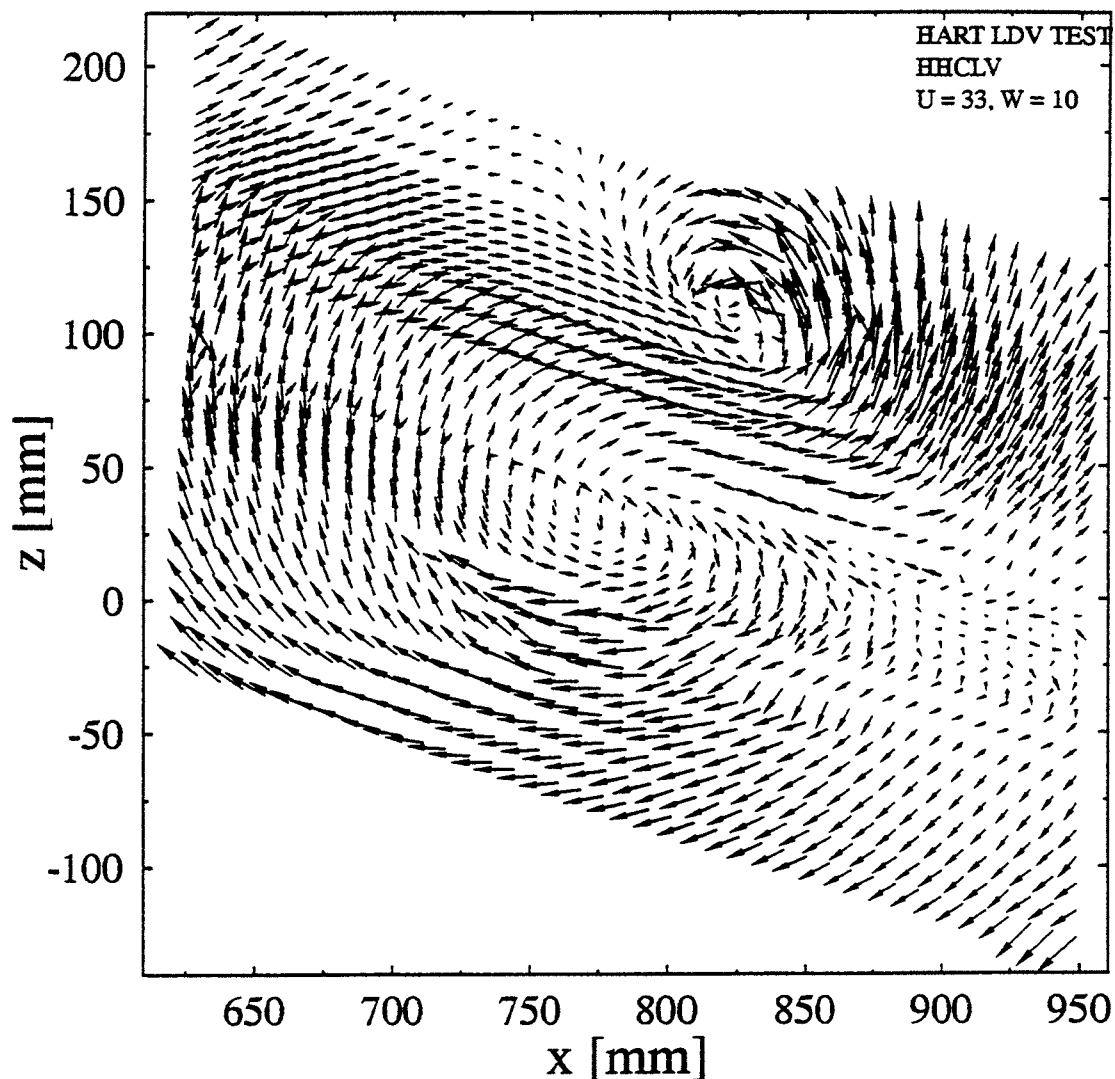
Die Behandlung der Chimären-Ränder ist derart zu formulieren, daß die Konservativität des Verfahrens auch über diese Ränder hinweg erhalten bleibt. Um den Aufwand für den Aufbau der Nachbarschaftsbeziehungen (Suchen der Nachbarkpunkte, Bestimmen der Interpolationskoeffizienten) an den Chimären-Rändern zu vermindern, wird ein implizites Zeitschrittverfahren implementiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler und Rotoren
Ansprechpartner	U. Seelhorst
Institution	SM-SK
Adresse	DLR, Institut für Strömungsmechanik Bunsenstr. 10 37073 Göttingen Tel.: 0551 / 709-2463 Fax: -2830 e-mail: Ulrich.Seelhorst@dlr.de
weitere Partner	K.A. Bütetisch (SM-SK) B. Beesten (RWTH Aachen)
Thema	Strömungsfeldmessungen an einem Hubschrauberrotor mittels 3 Komponenten Laser-Doppler Anemometrie im DNW
Ausgangssituation	Zum vertieften Verständnis der Vorgänge bei der Blatt-Wirbel Interaktion, die eine der Hauptquellen der Lärmentstehung am Hubschrauber darstellt, sind detaillierte Kenntnisse des Strömungsfeldes der an der Blatt-Wirbel Interaktion beteiligten Blattspitzenwirbel notwendig.
Ziel	Ziel ist es, das instationäre, dreidimensionale Strömungsfeld von Blattspitzenwirbeln, die von einem sich drehenden Hubschrauberrotor erzeugt werden, zu erfassen. Die Messungen sollen an dem 1:2,5 Modell eines BO105 Rotors in der offenen Meßstrecke des DNW durchgeführt werden.
Lösungsweg	Die Erfassung des dreidimensionalen Strömungsfeldes von Blattspitzenwirbeln an einem drehenden Hubschrauberrotor kann nur mittels einer berührungslosen, optischen Meßtechnik durchgeführt werden. Das 3 Komponenten Laser-Doppler Anemometer des DLR Institutes für Strömungsmechanik in Göttingen, das hierzu im DNW mit einem erforderlichen Meßabstand von 5 m aufgebaut wurde, ermöglicht eine punktuelle und zeitabhängige Vermessung des dreidimensionalen Strömungsfeldes der an drehenden Hubschrauberrotoren entstehenden Blattspitzenwirbeln.

Ergebnis

Für 5 verschiedene Flugzustände des Hubschrauberrotors wurde jeweils das Strömungsfeld eines Blattspitzenwirbels unmittelbar vor der Interaktion mit einem Rotorblatt vermessen. Die Ergebnisse lassen den Einfluß einer höherharmonischen Blattansteuerung auf die Lage und die Struktur der Blattspitzenwirbel erkennen, insbesondere ergibt sich im Fall minimaler Vibrationsentstehung ein Doppelwirbelsystem



Doppelwirbelsystem zweier Blattspitzenwirbels, gemessen am drehenden Hubschrauberrotor im DNW.

Literatur

U. Seelhorst, K.A. Bütetisch, K.H. Sauerland, Three Component Laser- Doppler Velocimeter Development for Large Wind Tunnel, ICIASF '93 Record, pp.33.1 - 33.7, 1993

U. Seelhorst, B. Beesten, K.A. Bütetisch, Flow Field Investigation of a Rotating Helicopter Rotor Blade by 3 Component Laser-Doppler Velocimetry, AGARD Symposium on Aerodynamics and Aeroacoustics of Rotorcraft, Berlin, 10-14 Oct. '94

U. Seelhorst, K.H. Sauerland, F. Schmidt, H. Vollmers, K.A. Bütetisch, W. Geißler, 3D Laser-Doppler-Velocimeter Measurements within the HART-Test Program, DLR IB 223 94 A 37, 1994

weiteres Vorgehen

Datum 20.12.95

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner Dipl. Ing. Roland Stangl, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon	0711 / 685 3436
		Telefax	0711 / 685 3438

Thema Euler-Berechnung der Strömung um eine Hubschrauberkonfiguration im Vorwärtsflug mit einer Chimera-Technik

Ausgangssituation Es existiert ein 3-dimensionales, instationäres Eulerverfahren zur Berechnung des Strömungsfeldes um einen Hubschrauberrotor im Vorwärtsflug [1, 2].

Ziel Ziel der Arbeit war es, das vorliegende, instationäre Verfahren so zu erweitern, daß Hubschrauberkonfigurationen mit Rumpf und Rotorblättern mit dem bestehenden Eulerverfahren berechnet werden können.

Lösungsweg Die verwendete Methode ist aus dem "Chimera-Schema" von Steger und Benek [3] abgeleitet und wurde bereits auf das stationäre Eulerverfahren für Rotoren angewandt, um das Verfahren zu flexibilisieren [4,5]. An instationären 2-D Profilströmungen wurden Untersuchungen zur Konservativität durchgeführt [6]. Das Prinzip der 'Chimera'-Technik besteht darin, in ein beliebiges Grundnetz, das den gesamten Rechenraum umfaßt, weitere, an Körper gebundene Netze anzuordnen. Die Körpernetze kommunizieren an ihren Grenzen mit dem Basisnetz und untereinander. Dadurch sind Untersuchungen möglich, die mit einer konventionellen Technik nicht oder nur sehr schwer durchzuführen wären:

- beliebige Anstellwinkel-, Schlag- und Schwenkbewegungen an einem Mehrblattrotor.
- Untersuchungen von Rotoren und Rumpf gleichzeitig mit einem Feldverfahren.
- komplexe Rumpfgeometrien mit Außenlasten.

Ergebnisse Es wurden Untersuchungen an einfachen Testfällen (starrer Flügel, schwingender Flügel, drehendes Blatt, Rumpf) durchgeführt um das Verfahren zu validieren (Bild 1) und die freien Parameter (Netzgrößen, Netzdichten, Übergaberoutinen...) zu bestimmen. Eine Hubschrauberkonfiguration mit Rumpf und zwei Rotorblättern wurde berechnet (Bild 2 und Bild 3).

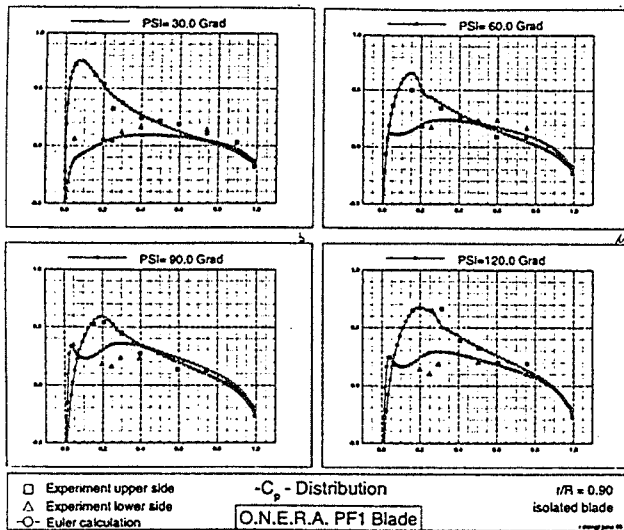


Bild 1 Testrotor im Vorwärtsflug

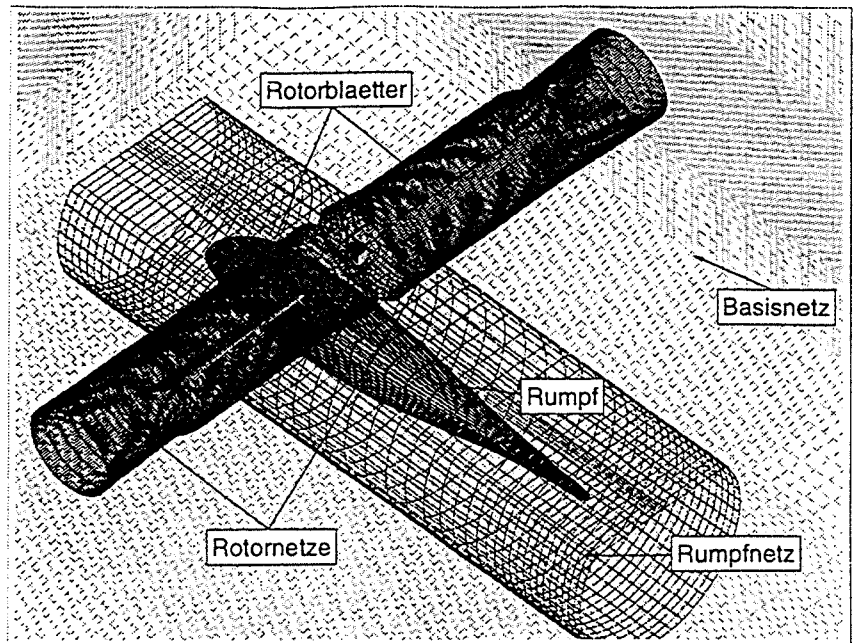


Bild 2 Netzanordnung der Hubschrauberkonfiguration

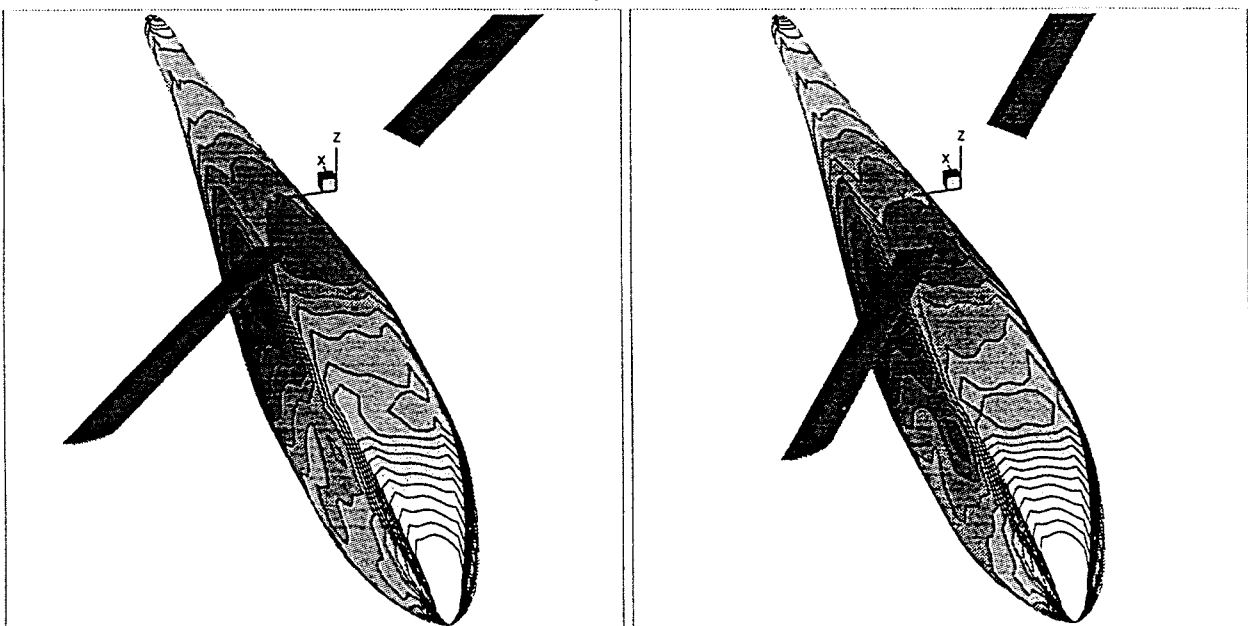


Bild 3 Einfluß des Blattspitzenwirbels auf die Druckverteilung am Rumpf

Literatur

- [1] R. Stangl and S. Wagner. *Euler-Calculation of the flow around a helicopter rotor in forward flight*. Proceedings of the 20. European Rotorcraft Forum, Okt. 1994, Amsterdam, Niederlande.
- [2] R. Stangl and S. Wagner. *Berechnung der Strömung um einen Hubschrauberrotor im Vorwärtsflug mit einem Euler-Verfahren*. STAB-Mitteilung 1994.
- [3] J. Steger and J. Benek. *On the Use of Composite Grid Schemes in Computational Aerodynamics*. Computer methods in applied mechanics and engineering 64. P. 301-320. 1987
- [4] R. Stangl und S. Wagner. *Calculation of the Steady Rotor Flow Using an Overlapping Embedded Grid Technique*. Paper presented at the 18th European Rotorcraft Forum, Avignon, 14.-17. September, Proceedings, 1992.
- [5] R. Stangl and S. Wagner. *Berechnung der stationären Umströmung eines Hubschrauberrotors unter Verwendung überlappender Netze*. STAB-Mitteilung, 1992.
- [6] D. Wehr, R. Stangl und S. Wagner. *Interpolation Schemes for Intergrid Boundary Value Transfer applied to Unsteady Transonic Flow Computations on Overlaid Embedded Grids*. Paper presented at the ECCOMAS-Conference, Stuttgart, Germany, September 1994.

weiteres Vorgehen

Ausführliche Validierung des Verfahrens, Untersuchungen zu Übergaberoutinen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler
Ansprechpartner	Ralf Theurer, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner
Institution	Universität Stuttgart, Institut für Aero- und Gasdynamik (IAG)
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart Telefon: 0711/685-3419 Telefax: 0711/685-3408 E-mail: theurer@iag.uni-stuttgart.de
weitere Partner	Diese Arbeit ist in das Graduiertenkolleg Modellierung und Diskretisierungsmethoden für Kontinua und Strömungen an der Universität Stuttgart eingebunden
Thema	Erweitertes Randlelementverfahren zur Beschreibung nichtlinearer Effekte in der Aerodynamik
Ausgangssituation	Zur Berücksichtigung kompressibler und transsonischer Effekt in einem Randlelementverfahren wurde am IAG ein Feldpanelverfahren [1] entwickelt. Bei diesem Verfahren wird die vollständige Potentialgleichung in einen linearen und einen nichtlinearen Anteil aufgespalten. Die auf Grund der Kompressibilität induzierten Geschwindigkeiten können dann durch eine Feldintegration bestimmt werden, dabei tritt der nichtlineare Anteil als Quellterm im Integranden auf. Die Auswertung des Feldintegrals und die dadurch notwendige Raumdiskretisierung steigern den Rechenaufwand im Vergleich zu den "klassischen" Panelverfahren jedoch erheblich. Zudem ist die Auflösung und die Genauigkeit der berechneten Lage und Stärke der Verdichtungsstöße noch nicht ausreichend.
Ziel	Im Rahmen dieses Forschungsvorhabens sollen alternative Möglichkeiten zur Feldintegration bei der Bestimmung der kompressiblen und transsonischen Einflüsse in einem Panelverfahren untersucht werden. Von besonderem Interesse sind dabei die Auswirkungen verschiedener Formulierungen (konservativ, nicht-konservativ) des nichtlinearen Anteils der vollständigen Potentialgleichung. Zur Verbesserung der Stoßvorhersage sollen verschiedene Implementierungen künstlicher Dissipationsmodelle untersucht werden.
Lösungsweg	Durch die Anwendung der Dual Reciprocity Methode [2] wird die Feldintegration auf eine Integration über die Profilkontur zurückgeführt. Grundlage dieser Methode ist ein globaler Interpolationsansatz für eine Partikulärlösung der vollständigen Potentialgleichung. Um die Genauigkeit dieser Approximation zu verbessern, werden zusätzliche Kollokationspunkte im Feld definiert. Wie beim Feldpanelverfahren können die infolge der Kompressibilität induzierten Geschwindigkeitsanteile separat berechnet und über die Randbedingungen mit dem linearen Panelverfahren gekoppelt werden. Die Bestimmung der Koeffizienten des Interpolationsansatzes erfolgt schließlich iterativ. Neben einer nicht-konservativen wurde auch eine konservative Formulierung [3] implementiert. Künstliche Dissipation wird wahlweise mit Hilfe eines Artificial Density [4] oder eines Artificial Massflux Modells berücksichtigt. Zur Stabilisierung der Lösung bei transsonischen Strömungsfällen wurde ein zusätzlicher Dämpfungsterm eingeführt.

Ergebnis

Sowohl für subsonische als auch für transsonische Strömungen zeigen die durchgeführten Testrechnungen eine gute Übereinstimmung mit Resultaten anderer numerischer Rechenverfahren. Neben den aerodynamischen Beiwerten wird auch die Lage und die Stärke der Verdichtungsstöße gut erfaßt. Dabei ergeben sich bei Verwendung der konservativen Formulierung erwartungsgemäß Stoßlagen die weiter stromab liegen.

Im Vergleich zu dem am IAG entwickelten Feldpanelverfahren konnten die Rechenzeiten um ca. 75 % gesenkt werden. Da die wesentlichen Merkmale transsonischer Strömungen (Stoßlage, Stoßstärke) bereits mit sehr groben Diskretisierungen korrekt erfaßt werden können, lassen sich die Rechenzeiten bei etwas geringeren Anforderungen an die Lösungsqualität nochmals wesentlich reduzieren.

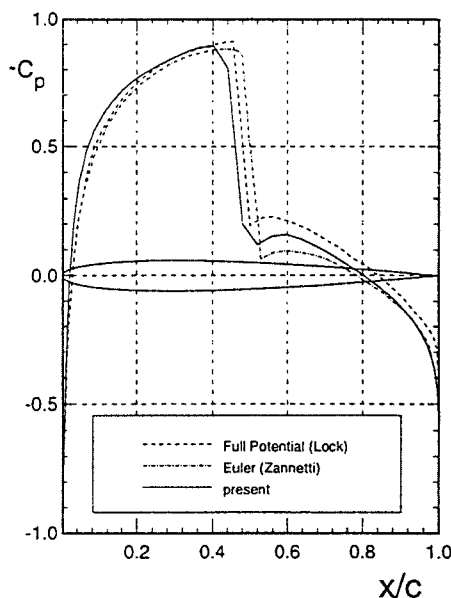


Abb.1: c_p -Verteilung, NACA 0012,
 $Ma_\infty = 0.8, \alpha = 0^\circ$

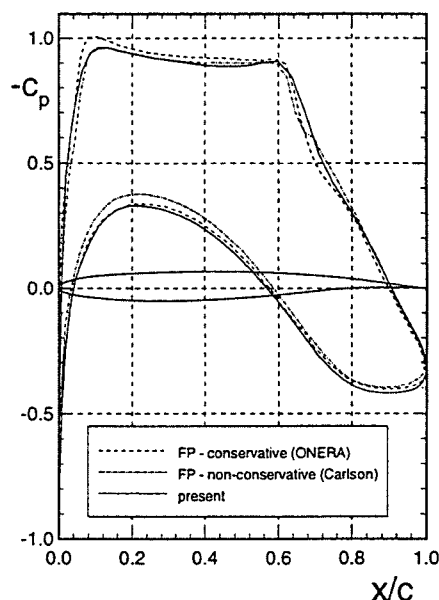


Abb.2: c_p -Verteilung, KORN 1 Airfoil,
 $Ma_\infty = 0.75, \alpha = 0.115^\circ$

Literatur

- [1] Röttgermann, A.: *Eine Methode zur Berücksichtigung kompressibler und transsonischer Effekte in Randelementverfahren*, Dissertation, Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart 1994
- [2] Patridge, P.W., Brebbia, C.A. and Wrobel, L.C.: *The Dual Reciprocity Boundary Element Method*, Computational Mechanics Publications, Southampton, UK, 1992
- [3] Morino, L., Iemma, U.: *Boundary Integral Equations and Conservative Dissipation Schemes for Full Potential Transonic Flows*, accepted for publication on Computational Mechanics, University of Rome, 1993
- [4] Hafez, M.M., South, J., Murman, E.: *Artificial Compressibility Methods for Numerical Solution of Transonic Full Potential Equation*, AIAA Journal, Vol. 17, No 8, 1979

weiteres Vorgehen

Der Einfluß der Kollokationspunkteverteilung im Feld auf die Genauigkeit und das Konvergenzverhalten des Verfahren sollen zunächst im Mittelpunkt der weiteren Untersuchungen stehen. Weiterhin ist die Bestimmung der Dissipations- und Dämpfungskonstanten und deren Auswirkung auf die Lösung bei transsonischen Strömungen von besonderem Interesse.

Datum

14. September 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Numerische Simulation	
Ansprechpartner	Becker, S., Dütsch, H., Lienhart, H.	
Institution	Lehrstuhl für Strömungsmechanik	
Adresse	Universität Erlangen-Nürnberg Cauerstr. 4 91058 Erlangen	Telefon: 09131/761267 Telefax: 09131/761242 e-mail: duetsch@lstm.uni-erlangen.de
weitere Partner	Universität Thessaloniki (Griechenland), Imperial College London (Großbritannien).	
Thema	Numerische und experimentelle Untersuchungen der Strömung um einen oszillierenden Kreiszylinder.	
Ausgangssituation	Für viele umströmte Baukörper ist das Problem der strömungs-erregten Schwingungen von entscheidender Bedeutung. Sie werden vorwiegend durch die Ablösung von Wirbeln angefacht und bewirken einen zusätzlichen dynamischen Anteil im Lastenspektrum. Bei großen Schwingungsamplituden können zusätzlich Selbsterregungsmechanismen in Kraft treten. Grundlagenuntersuchungen sollen zum besseren Verständnis der Mechanismen unterschiedlicher strömungsbedingter Erregung beitragen. Von besonderem Interesse sind diese Kenntnisse z. B. bei der Analyse des Schwingungs- und Stabilitätsverhaltens von Bohrinseln.	
Ziel	Kombinierter Einsatz numerischer und experimenteller Methoden zur Untersuchung der Strömungsstruktur und der auf den Zylinder wirkenden zeitabhängigen Kräfte.	
Lösungsweg	Für die experimentellen Arbeiten wurde ein geeigneter Versuchsstand einschließlich der dafür notwendigen Meßtechnik entwickelt und gebaut. Entscheidende Untersuchungsparameter waren die dimensionslosen Kennzahlen Re und KC. Die Messungen erfolgten mit einem speziellen LDA-System, mit dem es möglich war, phasengekoppelt die Strömungsstruktur um den Zylinder aufzulösen. Es konnten somit unterschiedliche Mechanismen der Wirbelablösung beobachtet werden. Neben den Vektoren der mittleren Geschwindigkeiten wurden die Ergiebigkeit und die Zirkulation in Abhängigkeit vom Phasenwinkel der Bewegung bestimmt und zu einer Videoanimation aufbereitet. Die Berechnungen des Druck- und Geschwindigkeitsfeldes erfolgten durch die numerische Lösung der instationären Navier-Stokes-Gleichungen für eine laminare und inkompressible Strömung. Durch Übergang der Betrachtungsweise in ein zylinderfestes Koordinatensystem wurde das Problem auf eine Oszillation der Ein- und Ausströmverhältnisse reduziert. Durch die Addition eines geeigneten Zeiterms, der an die Phase der	

ursprünglichen Zylinderoszillation gekoppelt war, wurden unphysikalische, fluidgebundene Trägheitskräfte neutralisiert. Auf der Basis eines strukturierten Gitters (O-Typ) für das 2-dimensionale Rechengebiet wurden diese modifizierten Grundgleichungen durch Finite-Volumen diskretisiert, und mit dem SIMPLE-Algorithmus Druck und Geschwindigkeit gekoppelt. Die Approximation der Zeitdifferentiale erfolgte durch das implizite Eulerschema mit 720 Zeitschritten je Zyklus. Zur Reduzierung der Rechenzeit diente ein Mehrgitterverfahren.

Ergebnis

Zunächst erfolgte eine qualitative Charakterisierung des Strömungsverhaltens in einem breiten Kennzahlbereich. Für eine maximale Reynoldszahl von 100 und einer Keulegan-Carpenter-Zahl von 5 wurde dann das Geschwindigkeitsfeld in Zylindernähe in 1-Grad-Schritten vermessen. Die Abbildung 1 zeigt den Vergleich mit dem berechneten Vektorfeld. Die Bewegungsphase des Zylinders liegt hier 16 Grad vor der Richtungs-umkehr. Der Zylinder läuft nach rechts einem Wirbelpaar voraus, das sich beim zuverigen Richtungswechsel ablöste. Die stabile Umströmung erfolgt symmetrisch zur Oszillationsebene. Bei gleicher Dichte haben hier die Maximalkräfte der Zylinder-trägheit und der Fluidämpfung die gleiche Größenordnung.

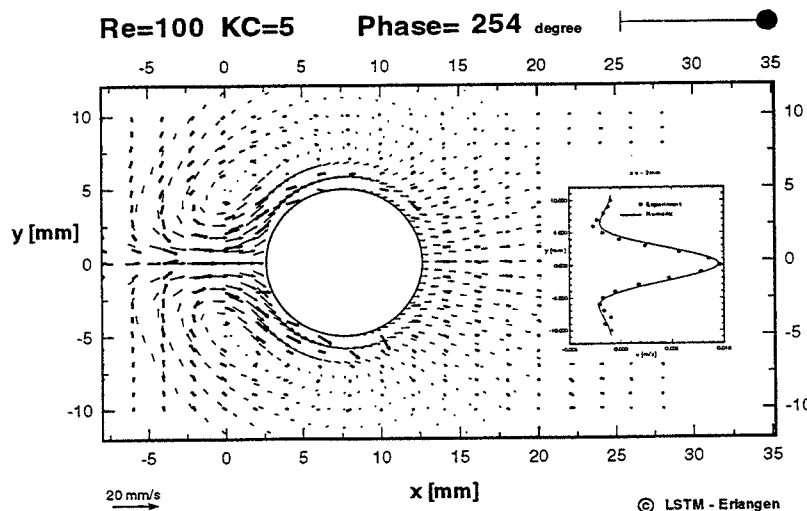


Abbildung 1: Vergleich zwischen Experiment und Berechnung.

Literatur

Knörschild, U. *Experimentelle Untersuchungen der Strömungsverhältnisse um einen oszillierenden Kreiszyylinder*, Diplomarbeit, LSTM, Uni Erlangen, 1994.

Manual. *FASTEST - Parallel Multigrid Solver for Flows in Complex Geometries*, 1994.

weiteres Vorgehen

Die experimentellen Untersuchungen sollen für weitere Kennzahlen erweitert und mit numerischen Berechnungen verglichen werden.

Datum

11.09.95

Mitteilung

Projektgruppe/ Niedergeschwindigkeitswindkanal der TU Dresden

Fachkreis

Ansprechpartner Doz.Dr.-Ing.habil. Jochen Brechling

Institution TU Dresden, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Mommsenstr. 13, 01062 Dresden

Telefon: (0351) 4579 258

Telefax: (0351) 4579 298

weitere Partner

Thema: Windkanalmessung des instationären Druckfelds um einen Lokomotivkopf während der Vorbeifahrt an einem Hindernis begrenzter Ausdehnung

Ausgangssituation

Ziel

Lösungsweg:

Bei der Gestaltung der Frontpartie einer schnellfahrenden Lokomotive oder eines Triebwagenkopfes spielt die Minimierung der während der Fahrt entstehenden bzw. mitgeschleppten Bugkopfdruckwelle eine wesentliche Rolle. Die Messung derselben im Windkanal erfolgt üblicherweise durch Druckmessung in der freien Umströmung oder durch Aufbau einer langen Parallelseitenwand und Aufnahme der sich auf dieser Wand aufbauenden Druckverteilung. Beide Vorgehensweisen erfassen den instationären Verlauf beim Passieren eines räumlich begrenzten Hindernisses oder bei der Begegnung mit einem anderen Zug nicht vollständig. Deshalb wurde versucht, diesen Vorgang mittels eines beweglichen Meßflügels in der Meßstrecke besser nachzubilden.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner

Helmut Esch

Institution

DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz

Adresse

Linder Höhe, D-51140 Köln

Telefon
Telefax

02203/601-2345
02203/601-2085

weitere Partner

Thema

Strömungsablösung an Rümpfen im Bereich angestellter Ruder bei Überschall-anströmung

Ausgangssituation

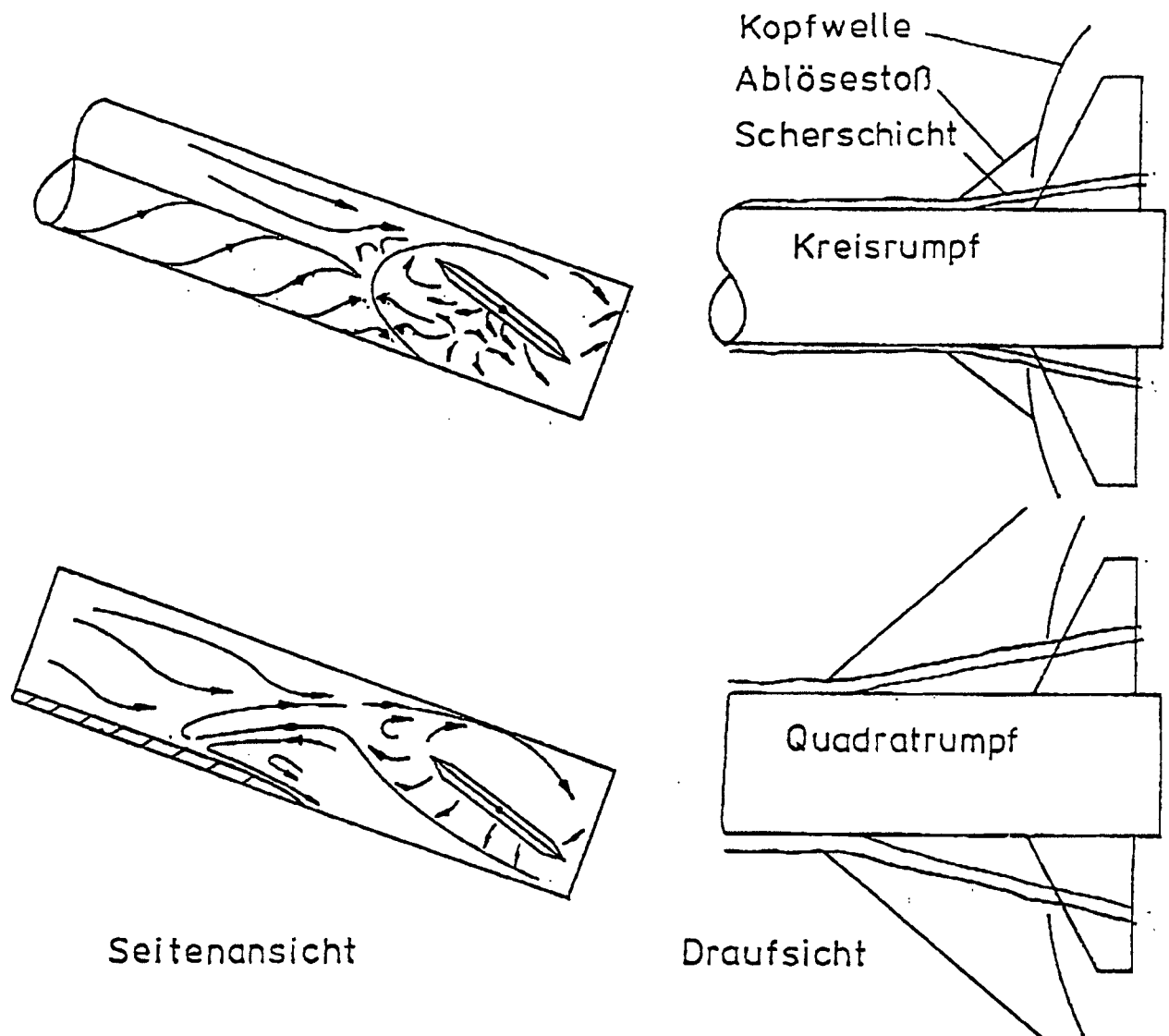
- 1) Bei Überschallanströmung können bei Anstellwinkeln $\alpha \geq 8^\circ$ deutliche Unterschiede in den Normalkräften von Rudern an Kreis- und Rechteckrümpfen auftreten.
- 2) Eingehende Untersuchungen zur Rumpf-Ruder-Interferenz im Überschall sind nur für Nullanstellung bekannt.

Ziel

Ziel der Untersuchung war es, die Gründe für die Unterschiede in den Ruderkräften festzustellen.

Lösungsweg

Die Untersuchungen wurden experimentell durchgeführt (Trisonikkanal TMK). Es wurden zwei Rumpfformen (Kreis- und Quadratquerschnitt) und vier Ruderformen ausgewählt und die Druckverteilung am Rumpf stromauf von den Rudern gemessen. Schlierenaufnahmen und Ölfilmbilder ergänzen die Druckverteilungsmessungen.



Unterschiedliche Strömung vor Rudern an Kreis- und Quadratrümpfen

Literatur

H. Esch
Windkanaluntersuchungen zum Einfluß der Querschnittsform von angestellten
Rümpfen auf die Strömungsablösung vor Rudern in Überschallanströmung.
DLR FB 95-10, 1995.

weiteres Vorgehen

Datum

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. D. Geropp, Dr.-Ing. M. S. Kim		
Institution	Universität-GH-Siegen, Institut für Fluid- und Thermodynamik		
Adresse	Paul-Bonatz-Str. 9-11 57068 Siegen	Telefon	(0271) 7404683
		Telefax	(0271) 7402320
weitere Partner	Dipl.-Ing. T. Mildebrath, Dipl.-Ing. H.-J. Odenthal		
Thema	Totwassermodellierung und ihr Einsatz zur Berechnung der Umströmung stumpfer Körper		

Ausgangssituation

Es wurde eine Drei-Zonen-Methode zur Berechnung ebener Körperumströmung entwickelt. Hierbei wird das Strömungsfeld in eine reibungsfreie Außenströmung, eine anliegende Grenzschichtströmung und eine Totwasserströmung aufgeteilt. Die Modellierung des zuletzt genannten Strömungsbereichs basiert auf einer universellen Druckverteilung für die lokale und globale Kräftefreiheit im Totwassergebiet. Beispielrechnungen für ebene und inzwischen auch dreidimensionale Strömungen zeigten gute Übereinstimmung mit Experimenten.

Ziel

Das Verfahren wird zur Zeit für die Berechnung dreidimensionaler Körperumströmungen erweitert. Insbesondere wird eine universellere Totwassermodellierung erarbeitet, mit der auch die Fahrbahnwechselwirkung bei der Kraftfahrzeugumströmung erfaßt werden kann.

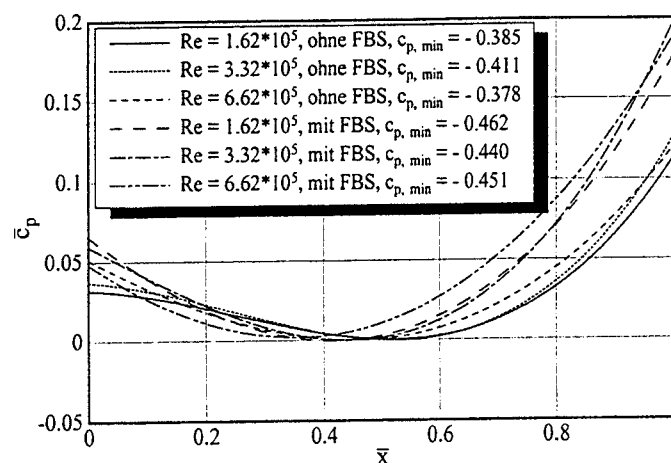
Lösungsweg

Das Grundkonzept für das dreidimensionale Verfahren wird vom ebenen Fall übernommen. Das Verfahren weist einen modulartigen Programmaufbau auf, wodurch kommerziell erhältliche Programmpakete für die einzelnen Zonen ohne großen Aufwand integriert bzw. ausgewechselt werden können. So wird zur Zeit für die Berechnung der reibungsfreien Außenströmung das bekannte HISSS-Programm verwendet. Für die Berechnung der anliegenden Grenzschicht wird das SOBOL-Programm eingesetzt. Die Ober- und Unterseite des Totwassermittelschnittes werden mit zweiparametrischen Sinusfunktionen dargestellt. Die unbekannten Geometrieparameter und die Koordinaten des hinteren Staupunktes werden so bestimmt, daß die universellen Druckbedingungen, z.B. Auftriebsfreiheit, auf der Totwasserkontur erfüllt werden. Die Form der Ablösekantur pflanzt sich über der Nullstromlinie des Totwassers fort. Für die Berücksichtigung des Bodeneinflusses im Totwassermodell werden die Umströmungen mehrerer stumpfer Körper gemessen. Die Körper werden so gewählt, daß die Ablöswinkel sowohl divergieren als auch konvergieren. Bei den Messungen werden der Bodenabstand, die Reynoldszahl und der Bodentyp, entweder ruhender oder bewegter Boden variiert. Die Meßergebnisse werden für die Verbesserung des Totwassermodells verwendet.

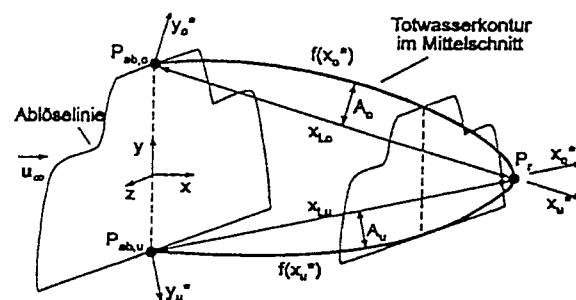
Ergebnis

Die Leistungsfähigkeit des Rechenverfahrens kann auch für 3D-Strömungen anhand von Beispielrechnungen gezeigt werden. Die schon durchgeführten Messungen mit dem Bodeneinfluß zeigten, daß der Boden einen großen Einfluß auf die Körperumströmung hat. Die Totwasserstruktur bei dem bewegten Boden ändert sich stark gegenüber dem Fall mit dem ruhenden Boden.

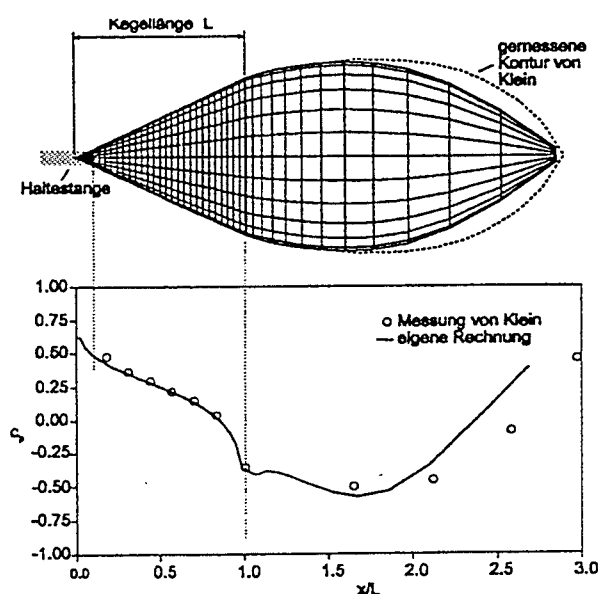
a)



b)



c)



d)

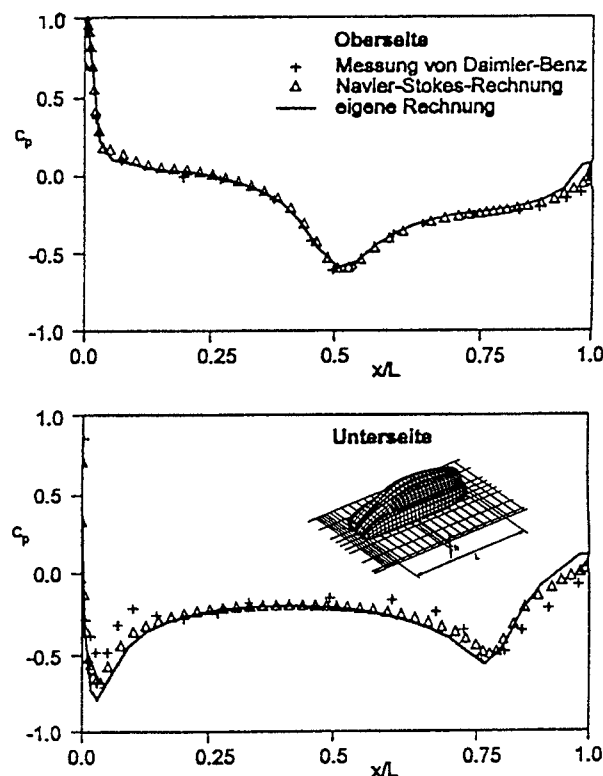


Bild: a) Druckverteilung im Totwasser eines bodennahen PKW-Modells
 b) Darstellung der Totwasserkontur c) Druckverteilung einer Kegelumströmung
 d) Druckverteilung eines 3D-Pkw-Modells

Literatur

- [1] Geropp, D.; Kim, M.S.: "Zonenmethode zur Berechnung ebener Körperumströmungen mit Totwasser und Bodeneinfluß" Archiv of Appl. Mech. 65 (1995), S. 270-278
- [2] Geropp, D.; Odenthal, H.-J.: "Laser-Doppler-Messungen im Rezirkulationsgebiet eines ebenen Körpers mit Bodeneinfluß", ZFW 19, Heft 6 (1995)
- [3] Geropp, D.; Mildebrath, T.: "Berechnung dreidimensionaler Strömungen mit Bodeneinfluß", DGLR-Jahrbuch (1995)

Weiteres Vorgehen

Das 3D-Verfahren soll auf die variable Ablöselinie erweitert werden. Messungen für weitere Körpermodelle sollen durchgeführt werden. Das Totwassermodell soll mit Hilfe von Meßdaten verbessert bzw. erweitert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

"Stumpfe Körper / Rümpfe"

Ansprechpartner U. Gietz, Dr. J. Kux

Institution Institut für Schiffbau, Universität Hamburg

Lämmersieth 90,

(040)29 84 - 3100

Adresse 22305 Hamburg

Telefon: - 3199

Telefax:

weitere Partner

Thema

Experimentelle Ergebnisse des Geschwindigkeits- und des Reynoldstensorfeldes an einem Windkanalmodell

Die Verwendung der "Reynolds-Averaged-Navier-Stokes-Equation" (RANSE) hat zu neuen erfolgreichen Methoden zur Berechnung turbulenter Strömungen geführt. Der Ansatz erfordert die Einführung von Turbulenzmodellen in Form zusätzlicher empirischer Beziehungen. Diese sind bis heute nicht auf einer rein theoretischen Grundlage ableitbar. Daher sind experimentelle Untersuchungen notwendig, die sowohl einen Vergleich mit den Endergebnissen einer Berechnung erlauben, als auch einen Test der Turbulenzmodelle ermöglichen.

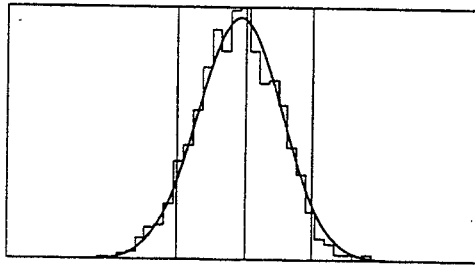
Zur Beurteilung der Qualität einer Berechnung im Vergleich zur tatsächlichen Strömung sollte im Idealfall einzeln auf die Wirkung unterschiedlicher Faktoren wie die Art der Näherungen in den Grundgleichungen, die Diskretisierung und die Parameter des Turbulenzmodells geprüft werden. Dafür ist ein umfangreicher Bestand experimenteller Daten notwendig:

- i) Das Feld der mittleren Geschwindigkeit zur Beurteilung der globalen Wirkung von Berechnungsverfahren und Turbulenzmodell
- ii) Das Feld der Reynoldstensorkomponenten und des Gradiententensors um lokal das Turbulenzmodell über seine Ein- und Ausgabewerte zu beurteilen.

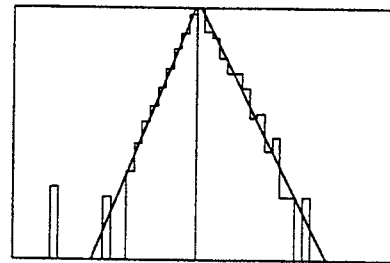
Mit einem Drei-Komponenten-Laser-Doppler-Velocimeter wird im Windkanal das Strömungsfeld an einem (Doppel-)Modell eines Schiffsrumpfes bestimmt. Durch koinzidente Messungen und ein dichtes Punkteraster werden die strukturellen Details der Strömung erfassbar. Die Untersuchung auch räumlich ausgedehnter Bereiche wird ermöglicht durch Optimierung aller Subsysteme des LDV-Gerätes (Kontrollmechanismen zur Überwachung der Signalgüte, ein automatisierter Messablauf, Koinzidenzjustierung). Die Auswertung der Daten übernimmt eine speziell für die Berechnung von Reynoldstensorkomponenten entwickelte Software.

An dem Windkanalmodell eines Schiffsrumpfes, dem "Hamburg Test Case", wurde das Strömungsfeld aufgemessen. Die Untersuchungen umfassen Bereiche näherungsweise zweidimensionaler Strömung, voll entwickelte anliegende Grenzschichten, Wirbelbildung, Ablösung und Totwasser. Aus den Messdaten wurden alle Komponenten der mittleren Geschwindigkeit und der Reynoldstensor ermittelt. Die daraus abgeleiteten differentiellen Terme wie der Gradiententensor und der Lambvektor (linke Seite der RANSE) und die Reynoldskräfte (rechte Seite der RANSE) erlauben einen tiefergehenden Einblick in physikalische Details der Strömung.

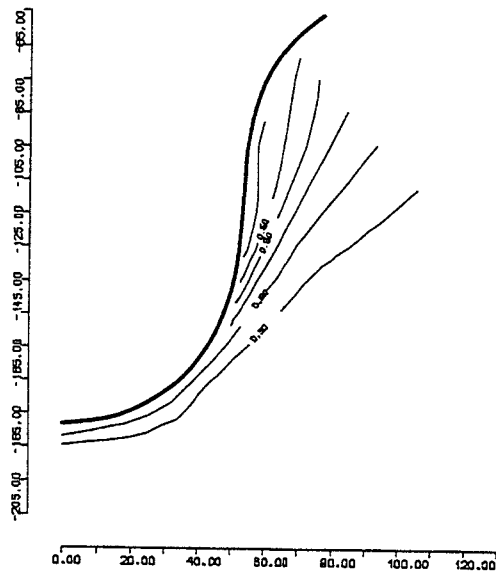
a) Häufigkeitsverteilung u



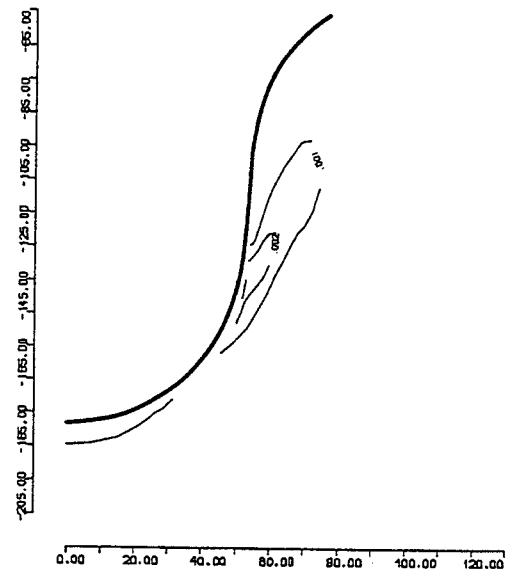
b) log. Häufigkeitsverteilung $u'w'$



c) Isolinien mittlere Geschw. $\bar{u}$



d) Isolinien Reynoldstensorelement $\overline{u'w'}$



Literatur

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

weitares Vorgehen

Knaack T.: "Untersuchung der Struktur des Reynolds Tensorfeldes in einer dreidimensionalen Strömung", IfS-Bericht 527, 1992

Gietz U., Kux J.: "Flow Investigations on the Hamburg Testcase Model in the Wind Tunnel", IfS-Bericht 550, März 1995

Fortsetzung der Auswertung des Datenmaterials
Vergleich mit theoretischen Zusammenhängen

Mitteilung

Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rümpfe"

Projektgruppe/

Fachkreis

Interferenzeffekte bei Querschubjets

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. Stephan M. Hitzel, Dr. Paul Hennig, Dipl.-Ing. Endmann

Institution Gesamthochschule Wuppertal, Fachbereich 12, Strömungsmechanik-Thermodynamik

Adresse DASA-LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH - VAS41

Fachbereich 12 Gaußstraße 20, D-42097 Wuppertal,
DASA - Postfach 801149, D-81663 München

Telefon 0202-439-2020

Telefax 089-6072-2568

weitere Partner

Thema **Navier-Stokes-Simulation am
HFK-Hochgeschwindigkeitsflugkörper mit Querschubsteuerstrahl**

Ausgangssituation

Geometriedefinition analog zu Windkanalmodellen, Geometrieerstellung mittels CADAM, Rechengebietsdefinition (Blockstruktur) mittels CADAM, Rechnernetzerstellung mittels DOGRID, Navier-Stokes-Verfahren mittels Finiten Volumen, explizitem Zeitschrittansatz sowie implizitem LU-Verfahren (IKARUS), Auswertung und Ergebnisdarstellung mittels Visual 3D

Ziel

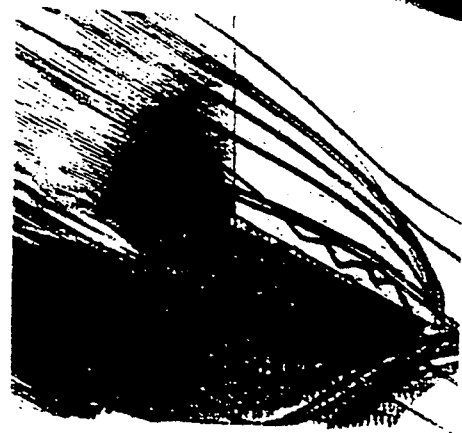
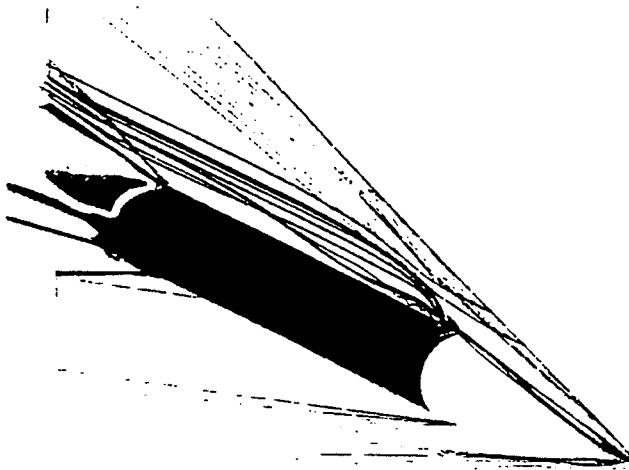
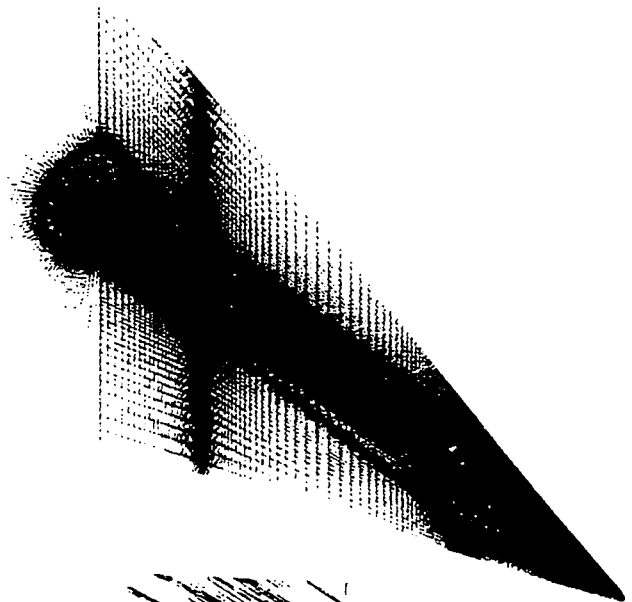
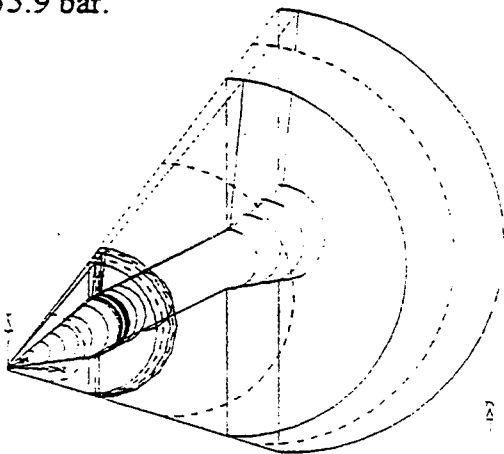
Ermittlung des Strömungsfeldes um HFK-Flugkörper unter Einfluß unterschiedlicher Querschubjets. Beeinflussung des Frontstoßsystems, der Rumpfumströmung und der entsprechenden Druckverteilungen.

Lösungsweg

Nach der Geometriedefinition mittels CADAM wurde ein angepaßtes Rechengebiet definiert. Entsprechend der zu erwartenden Frontstoßform wurde ein nahezu konisches Rechengebiet geformt. Zur besseren Auflösung der Strömungsstruktur wurde dieses Rechengebiet in geeignete Blöcke bzw. Segmente unterteilt, sodaß die Umgebung der Querschubdüse, die Flugkörperspitze sowie das Heck bzgl. zu erwartender Stöße günstig aufgeteilt wurde. Bild 1 zeigt die Blockstruktur des Rechengebiets als CADAM-Darstellung. Das Rechnernetz selbst wurde mit 224 Rechenzellen in i-Richtung, 64 Zellen in j-Richtung und 64 Zellen in k-Richtung aufgeteilt (i = Längsachse, j = normal zur Oberfläche, k = Umfangsrichtung halber Flugkörper). Bild 2 zeigt das gesamte Rechnernetz; man beachte die sehr feine Auflösung in der Umgebung der Querschubdüse, im Nasenbereich und am Knick der Querschnittserweiterung. Es liegen somit insgesamt 917504 Rechenzellen in der feinsten Netzstufe vor. Die erste Wandzelle wurde dem Problem bei Reynolds = 10.000.000 angepasst, sodaß sowohl bei Verwendung eines algebraischen Turbulenzmodells von Baldwin und Lomax als auch bei Anwendung eines Zwei-Gleichungs-Modells (K-t) (Speziale et al) eine gute Auflösung der Grenzschicht möglich war.

Berechnet wurde die Umströmung bei $Mach = 5.3$ und 6.0 , Anstellung = 0.0 Grad, Reynolds = $10.000.000$. Bzgl. Querschub wurde unterschiedliche Massenströme und Plenum-Drücke behandelt. Düsenaustrittsmachzahl war jeweils $Mach = 2.0$. Das Navier-Stokes Programm wurde hierzu um die Simulationmöglichkeit von Jets und Einlaufströmungen erweitert. Die Lösung wurde in einer Multi-Level-Strategie ermittelt - vom groben über ein mittleres bis hin zum gezeigten feinen Netz. Multigrid wurde wegen der hohen Machzahlen nicht verwendet. Die zur Lösung notwendigen Iterationszahlen beliefen sich im feinen Netz bis ca. 1800 Iterationen. Im groben und mittleren Netz wurden jeweils ca. 1000 Iterationen verwendet. Auf einer CONVEX C2 mit 2 Prozessoren waren hierbei bis zu 48 Stunden Rechenzeit im feinen Netz erforderlich (Kernspeicherbedarf ca. 400MB). Diese enormen Zeiten waren nur durch die besondere Situation der Firma Dornier im Herbst 1994 möglich. Die Bearbeitung der Netzgeometrie - von Definition bis Netztopologiebeschreibung war innerhalb ca. 5 Arbeitstagen abgeschlossen.

Die Bilder 3 und 4 zeigen das Gesamtergebnis rspt. einen Ausschnitt des Querschubstrahles bei $Mach = 6.0$, $Re = 10.000.000$ und einem Querschubmassenstrom von 3.34 Kg/sec , Plenum-druck = 35.9 bar .



weitaeres Vorgehan

Vergleich mit Experimenten

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner Thomas Kühmstedt

Institution TechnoTrans

Telefon 0381/815400

Telefax 0381/815237

Adresse

TechnoTrans e. V.
Carl-Hopp-Str. 19 a
18069 Rostock

Thema Entwicklung von Profilen für Bodeneffektfahrzeuge (BEF)

Ausgangssituation Forschungsvorhaben beim BMBF zur technischen Entwicklung von BEF

Ziel

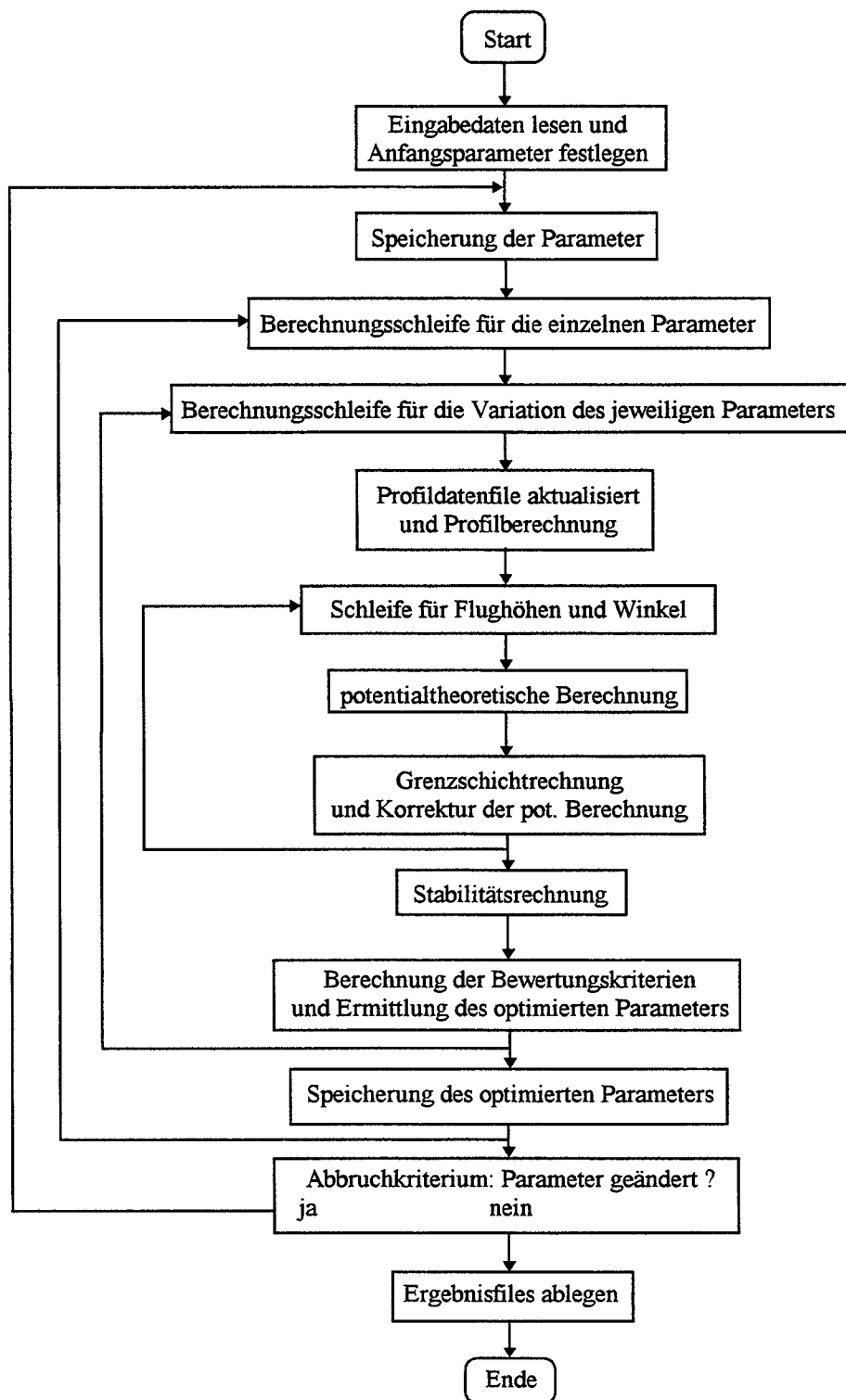
Entwicklung eines Optmierungsprogrammes für Profilsysteme,
welche dem Einsatz im Bodeneffekt angepaßt sind :
- bei Nutzung vorhandener Rechentechnik (PC und Workstation)
- vertretbare Antwortzeiten
- Stabilität /Staufenbiel/ für alle möglichen Fluglagen gesichert

Lösungsweg - Profilbeschreibung durch Nutzung der 4-ziffrigen NACA-Profilberechnung mit
überlagerter 2. Dicken- und Wölbungsverteilung
- potentialtheoretische Profilumströmungsberechnung mit anschließender
Grenzschichtkorrektur
- Berechnung der Bewertungskriterien (Auftrieb, Stabilitätsparameter)
- Festhalten der „optimalen“ Variationsparameter zur Profilbeschreibung

Ergebnis - 10 variierbare Parameter zur Beschreibung der Profilgeometrie
- Profilloptimierung nach verschiedenen Suchkriterien auch für Profilsysteme
mit mehr als zwei Profilen möglich
- Stabilität und Auftrieb in genügend großem Anstellwinkel- und
Höhenbereich vorhergesagt (und experimentell bestätigt)

Skizze/Diagramm/Bild

Programmablaufplan:



Literatur

Staufenbiel, R., 1976, Flugeigenschaften von Bodeneffekt-Fluggeräten, Zeitschrift für Flugwissenschaft Vol. 24, Hefte 1,2

weiteres Vorgehen

Implementation auf Workstationstechnik mit grafischer Ein-/Ausgabe

Datum

15.11.1995

MITTEILUNG

Projektgruppe/

Fachkreis STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE

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

Institution Lehr- und Forschungsgebiet Aerodynamik des Fluges

Adresse RWTH, Templergraben 55, 52062 AACHEN Telefon 0241/80-5438
Telefax 0241/8888-173

weitere Partner _____

Thema

Anwendung von Spektralen Lösungen für die Qualitative Analyse der Dreidimensionalen Kompressiblen Grenzschicht-Gleichungen auf den Fliegenden Konfigurationen.

Ausgangssituation

In [1-4] sind eigene zonale, spektrale Lösungen für die dreidimensionalen kompressiblen partiell-differentiellen Grenzschichtsgleichungen über abgeflachte Flugkonfigurationen (FK) entwickelt worden. Eine neue Koordinate $\eta = (x_3 - Z(x_1, x_2)) / \delta(x_1, x_2)$ ist eingeführt worden. Weiter ist der folgende Spektralansatz für die Geschwindigkeitskomponenten u_δ , v_δ und w_δ in der Grenzschicht vorgeschlagen

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

Die Geschwindigkeitskomponenten u_e , v_e und w_e an der äußeren Berandung der Grenzschicht können von der reibungsfreien Strömung auf einer verdickten FK (die nach der Solidifizierung der Grenzschicht auf der ursprünglichen FK zu bekommen ist) gewonnen werden. Der Ansatz (1) ist in den Impuls-Gleichungen eingeführt. Die Berechnung der Koeffizienten u_i , v_i , w_i wird auf die Lösung von quadratischen algebraischen Systemen (QAS) reduziert.

Ziele

Dieses assoziierte QAS ist sehr nützlich für : eine vereinfachte Berechnung des reibungsbehafteten Geschwindigkeitsfeldes und des Reibungskoeffizienten der FK wie in [3]; als Start Lösungen für den reibungsbehafteten optimierten Entwurf der Form der Flugkörper und für die qualitative Analyse der QAS um Rückschlüsse für die reibungsbehafteten Strömungen auf der FK zu ziehen.

Lösungsweg

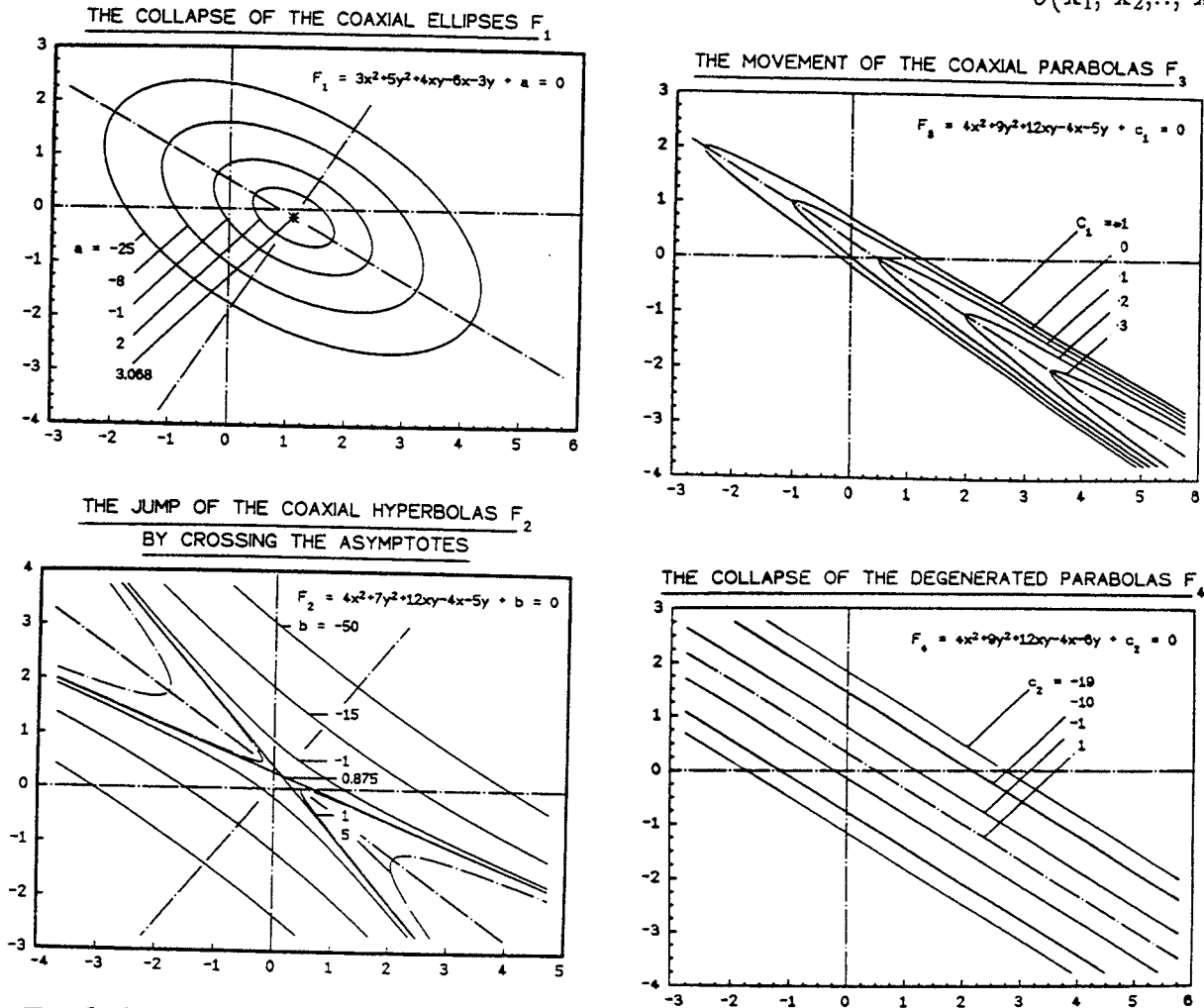
Es wird weiter ein allgemeines quadratisches System zweiter Ordnung betrachtet :

$$F_k \equiv \sum_{i=1}^N \left[\sum_{j=1}^N A_{ij}^{(k)} X_i X_j + 2A_{i,N+1}^{(k)} X_i \right] + A_{N+1,N+1}^{(k)} = 0 \quad (k = 1, 2 \dots N). \quad (2)$$

Zuerst wird die einzelne algebraische quadratische Gleichung isoliert betrachtet. Sei $(A = A_{ij}^{(k)})$ die symmetrische Hauptmatrix ($A_{ij}^{(k)} = A_{ji}^{(k)}$), $A - \lambda E = 0$ die Gleichung der Eigenwerte dieser Matrix, $\Delta_{N+1} = |A_{ij}^{(k)}|$ die Hauptdeterminante und $\delta_N = |A_{ij}^{(k)}|$ ihr Hauptminor; δ_N enthält nur die Koeffizienten der Glieder zweiter Ordnung. Der Charakter dieser Gleichung ist elliptisch wenn alle Eigenwerte λ_i dieselben Vorzeichen haben, hyperbolisch wenn λ_i unterschiedliche Vorzeichen aufweisen und parabolisch wenn mindestens ein Eigenwert null ist. Weiter wird der freie Koeffizient $c = A_{N+1,N+1}^{(k)}$ zwischen $-\infty$ bis $+\infty$ variiert. Hat die Gleichung (2) elliptischen Charakter, gibt es einen kritischen Wert $c = c_k$ für welchen die elliptische Hyperfläche zu einem Hyperpunkt degeneriert und, für $c > c_k$, kollabiert, wie in (Abb. 1) und [5], für $N=2$ visualisiert; hyperbolischen Charakter, gibt es einen

kritischen Wert $c=c_k$ für welchen die hyperbolische Hyperfläche in seine asymptotischen Hyperfläche degeneriert. Für $c>c_k$ springt diese in den anderen Quadranten der asymptotischen Hyperfläche, wie in [5] und (Abb. 2) für $N=2$ visualisiert ist. Hat jetzt die Hyperfläche parabolische Charakter gibt es keine singuläre Stelle, wenn $\Delta_{N+1} \neq 0$. In (Abb. 3) ist die Bewegung der Parabeln für $N=2$ gezeichnet. Ist $\Delta_{N+1}=0$, degeneriert die parabolische Hyperfläche. Für $N=2$, bekommt man zwei Parallelllinien, die sich, für $c=c_k$, in eine Doppellinie reduzieren (Abb. 4) und für $c>c_k$, kollabieren. Betrachtet man jetzt das QAS (2), liegen alle Doppellösungen auf der Jacobi Hyperfläche $J \equiv \frac{\partial(F_1, F_2, \dots, F_N)}{\partial(x_1, x_2, \dots, x_N)} = 0$.

Abb. 1-4



Ergebnis

Die kritischen Punkte des assoziierten Systems sind mit den Ablös-, Verzweigungs- und Doppellinien der Strömung eng verbunden.

Literatur

1. NASTASE, A.: Viscous Computation and Design of Optimal Configurations in Supersonic Flow. Proc. of the 19. ICAS Congress, Anaheim 1994, Vol. 3.
2. NASTASE, A.: Spectral Solutions for the Computation of the Three-Dimensional, Compressible Boundary Layer. DGLR-Bericht 94-04, 1994, Göttingen.
3. NASTASE, A.: Computation of the Friction Coefficient of the Wedged Delta Wing, in Supersonic Flow. ZAMM 75, (1995).
4. NASTASE, A.: Viscous Computation and Design of Optimal Configurations in Supersonic Flow. Proc. of the I. Asian CFD-Conference 1995 Hongkong.
5. NASTASE, A., ARNOLD, T.: Qualitative Analysis and Visualization of the Real Solutions of the Quadratical Algebraic Systems. ZAMM 76, (1996).

Weiteres Vorgehen

Die Verbindung zwischen den Eigenschaften der Strömung und den kritischen Punkten des assoziierten Systems wird vertieft und mit experimentellen Ergebnissen überprüft

8. November 1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe: Stumpfe Körper/Rümpfe
Ansprechpartner: Professor Dr. W. Rodi
Institution: Institut für Hydromechanik, Universität Karlsruhe
Adresse: Kaiserstraße 12, 76128 Karlsruhe

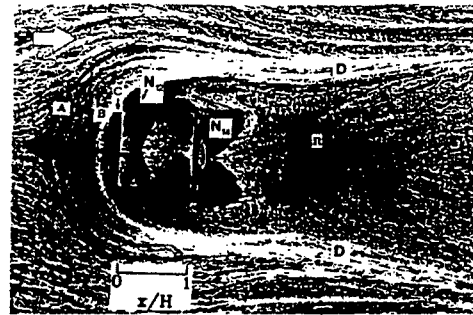
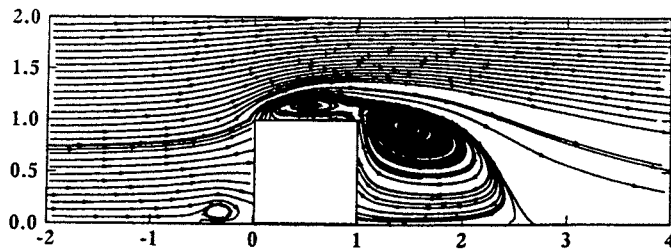
Telefon: (0721) 608-3535

Telefax: (0721) 608-2202

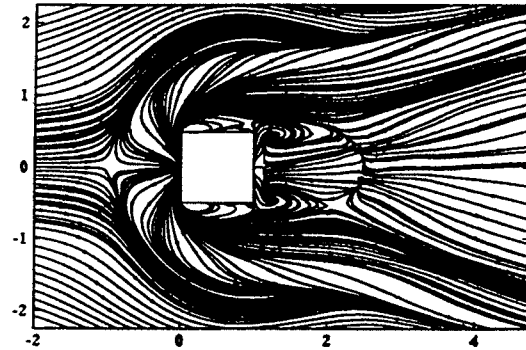
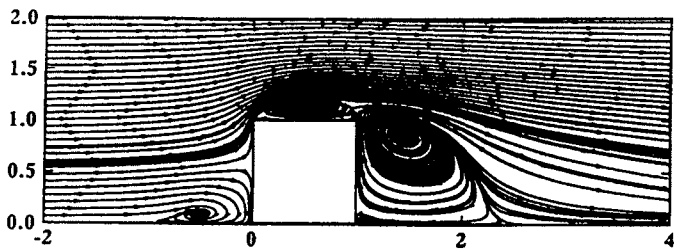
Thema: **Large-Eddy Simulation der abgelösten Strömung um stumpfe Körper - Bericht über einen Workshop**

Unterstützt von einem Max-Planck-Forschungspreis veranstalteten W. Rodi und J.H. Ferziger (Stanford University, USA) vom 26. - 28. Juni 1995 in Rottach-Egern einen *Workshop on Large-Eddy Simulation of Flows past Bluff Bodies*. Dazu spezifizierten sie 2 Testfälle, die mit LES-Methoden gerechnet werden sollten, und luden die auf dem Gebiet der LES-Rechnung arbeitenden Wissenschaftler aus der ganzen Welt zur Teilnahme ein, die zumindest für einen der Testfälle Rechenergebnisse ablieferten. Beim einen Testfall handelte es sich um die Strömung um einen langen quadratischen Zylinder bei $Re = 22.000$, die stark durch die instationäre Wirbelablösebewegung geprägt wird. Für diesen Fall liegen detaillierte, phasenaufgelöste Messungen von Lyn et al [1] vor. Als zweiter Testfall wurde die stark dreidimensionale Strömung um ein würfelförmiges bodengebundenes Hindernis gewählt, das in einer ausgebildeten ebenen Kanalströmung sitzt, und zwar bei Reynoldszahlen von 3000 und 40.000 (gebildet mit der Würfelhöhe). Für die höhere Reynoldszahl liegen detaillierte Messungen von Martinuzzi und Tropea [2] vor.

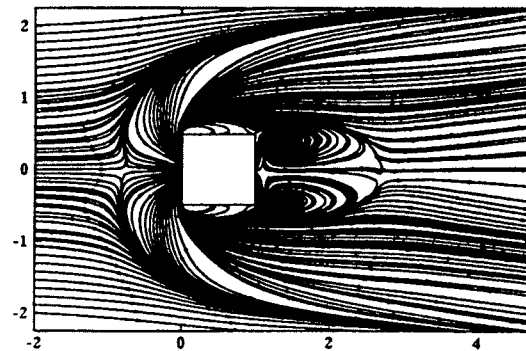
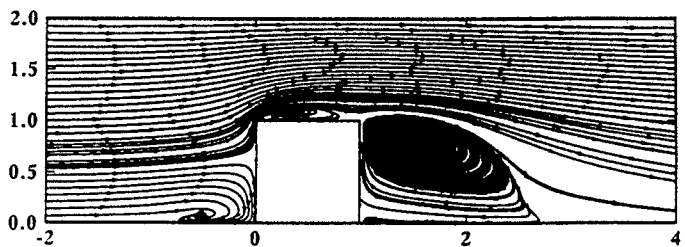
Der erste Testfall (Strömung um quadratischen Zylinder) wurde von 10 verschiedenen Gruppen gerechnet, wobei mehrere Gruppen Rechnungen mit verschiedenen Feinstrukturmodellen vorstellten. Die Strömung um den Würfel wurde bei $Re = 3000$ von 4 Gruppen berechnet, bei $Re = 40.000$ von 3 Gruppen, wobei von einer Gruppe sowohl das Smagorinsky-Feinstrukturmodell verwendet wurde wie auch das dynamische Feinstrukturmodell von Germano et al [3]. Die Gruppe des Vortragenden hat für alle Testfälle Rechnungen geliefert, die zusammen mit den Ergebnissen anderer Gruppen und den experimentellen Ergebnissen vorgestellt werden. Als Beispiel sind in Bild 1 für die Strömung um das würfelförmige Hindernis bei $Re = 40.000$ die Stromlinien in der vertikalen Mittenebene sowie in Bodennähe für zwei Rechnungen und die Experimente dargestellt. Es kann allerdings nur eine Auswahl der in einem dicken Ordner zusammengestellten Ergebnisse auf dem STAB-Workshop präsentiert werden; eine Veröffentlichung über diese Ergebnisse ist in Vorbereitung [4]. Die auf dem LES-Workshop erarbeiteten Schlußfolgerungen und Vorschläge für weitere Testrechnungen werden ebenfalls kurz vorgestellt.



EXP



UKAHY4



UBWM2

a) Stromlinien in der vertikalen Mittenebene b) Stromlinien in Bodennähe

Bild 1: Vergleich berechneter und gemessener Stromlinien für die Strömung um ein würfelförmiges Hindernis bei $Re = 40.000$

Literatur

- [1] Lyn, D.A., Einav, S., Rodi, W., Park, J.-H.: "A laser-doppler velocimetry study of ensemble-averaged characteristics of the turbulent near-wake of a square cylinder", Report SFB 210/E/100, Universität Karlsruhe, 1994, to appear in J. Fluid Mech.
- [2] Martinuzzi, R., Tropea, C.: "The flow around a surface-mounted prismatic obstacle placed in a fully developed channel flow", J. Fluid Eng., 115, 1993.
- [3] Germano, M., Piomelli, U., Moin, P., Cabot, W.H.: "A dynamic subgrid-scale eddy-viscosity model", Proc. Summer Workshop, Center for Turbulence Research, Stanford, CA, 1990.
- [4] Rodi, W., Ferziger, J.H., Breuer, M., Pourquié, M.: "Status of large-eddy simulation: Results of a workshop", publication in preparation.

Mitteilung

Projektgruppe / Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis

Ansprechpartner V. Schwarz, Dr. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon (0711) 685-3405
Telefax (0711) 685-3438

Thema Direkte numerische Simulation von selbstangefacht instationären Fluktuationen im Nachlauf eines rotationssymmetrischen stumpfen Körpers

Ausgangssituation Instationäre Vorgänge im Nachlauf stumpfer Körper sind bisher nur an einfachen Körpern wie Kugeln und Kreisscheiben in einem beschränkten Reynoldszahlbereich erforscht. Die Wechselwirkung von großskaligen Instabilitätswellen, die schon bei moderaten Reynoldszahlen oft zu transienten Effekten führen, ist dabei bisher nur teilweise verstanden.

Ziel Erforschung des selbstangefacht instationären dreidimensionalen Nachlaufs eines rotationssymmetrischen zylindrischen Körpers (Länge : Durchmesser = 7:1) mit elliptischer Nase (Hauptachsenverhältnis 4:1) und planer Heckfläche.

Lösungsweg Die Dynamik des Nachlaufes eines rotationssymmetrischen Körpers mit stumpfem Heck wurde im Reynoldszahlbereich $Re_D \leq 2000$ untersucht. Zu diesem Zweck wurde ein Navier-Stokes Rechenverfahren entwickelt, das dreidimensionale instationäre Nachlaufströmungen in einer Wirbelstärke-Vektorpotential-Formulierung berechnet. Zur Diskretisierung dienen finite Differenzen in axialer und radialer Richtung und Fourier-Moden in azimuthaler Richtung. Die Untersuchungen haben gezeigt, daß diese Fourier-Moden eine sehr kompakte Beschreibung der dreidimensionalen instationären Nachlaufströmungen ermöglichen. Zur Integration in Zeitrichtung wird ein explizites Runge-Kutta Verfahren verwendet. Die dynamische Entwicklung wird mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen, in denen alle physikalisch relevanten Wellenlängen direkt von dem Navier-Stokes Rechenverfahren aufgelöst werden, untersucht. Ziel der Untersuchungen ist ein verbessertes Verständnis der im Nachlauf des Körpers auftretenden physikalischen Mechanismen. Zu diesem Zweck wird die Reynoldszahl ausgehend von kleinen Werten schrittweise erhöht und die dabei komplizierter werdende Struktur des Nachlaufes analysiert.

Ergebnis

Die Simulationen zeigen, daß bei einer Reynoldszahl $Re_D=500$ im Nachlauf zwei gegenläufige, sehr niederfrequente, helikale Instabilitätswellen auftreten. Diese Störungen mit Azimutalwellenzahl $k=1$ werden durch eine kleine Initialstörung, die in einen stationären rotationssymmetrischen Nachlauf im Rückströmgebiet eingebracht wird, ausgelöst. Sie wachsen dann ab einer kritischen Reynoldszahl in der Zeit und im Raum und verbleiben dabei auch am Ursprungsort; die Störungen können deshalb als global instabil eingestuft werden. Bei $Re_D=1000$ bilden sich mit Sättigung dieser niederfrequenten Wellen ($S_D \approx 0.009$) Wirbelschlaufen im Nachlauf aus, die sich mit einer wesentlich höheren Strouhalzahl ($S_D \approx 0.155$) vom Körperheck ablösen. Detaillierte Untersuchungen zeigen, daß auch bei der Wirbelschlaufenbildung gegenläufige helikale Wellen den dominanten instationären Anteil im Nachlauf stellen. Bei $Re_D=2000$ werden den Wirbelschlaufen, die hier mit einer gegenüber $Re_D=1000$ nur wenig veränderten Wellenlänge auftreten, eine transitionelle Feinstruktur überlagert. Ein Vergleich zwischen zeitlich gemittelten instationären Nachläufen und stationären rotationssymmetrischen Nachläufen zeigt, daß die großskaligen instationären Strukturen das Rückströmgebiet und die Nachlaufdelle bei $Re_D=1000$ und $Re_D=2000$ massiv verkürzen. Im Gegensatz zu den stationären rotationssymmetrischen Feldern bildet sich in den dreidimensionalen Simulationen unmittelbar hinter dem Körper ein Gebiet mit nahezu verschwindenden Geschwindigkeiten aus, das oft mit dem Begriff „Totwasser“ beschrieben wird. Dieses Gebiet ist eine Folge dreidimensionaler instationärer Störungen im Nachlauf; es kann mit einer stationären Simulation nicht richtig berechnet werden.

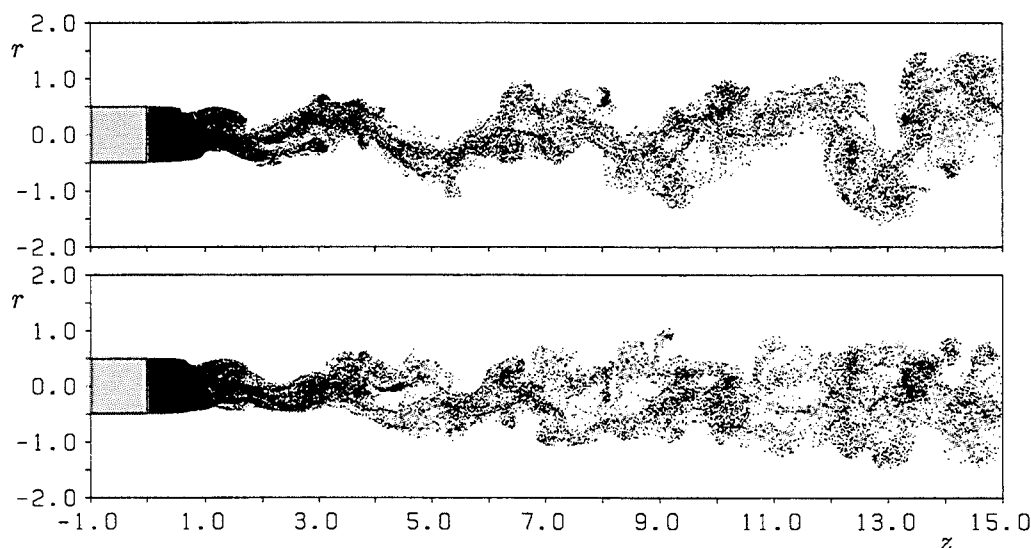


Abbildung 1: Instationäre Nachlaufstrukturen bei $Re_D = 2000$, sichtbar gemacht durch Bahnlinienintegration von Partikeln im Nachlauf. Oben: $\varphi = \varphi_0$, unten: $\varphi = \varphi_0 + \pi/2$.

Literatur

V. Schwarz, H. Bestek u. H. Fasel (1993): Numerical investigation of instability waves in the wake of an axisymmetric bluff body. In: *“Bluff-Body Wakes, Dynamics and Instabilities”*, IUTAM Symp. Göttingen, Germany, 1992 (H. Eckelmann et al., eds.), Springer, Berlin, S. 105–108.

V. Schwarz, H. Bestek u. H. Fasel (1994): Numerical simulation of nonlinear waves in the wake of an axisymmetric bluff body. *AIAA-94-2285*.

V. Schwarz, H. Bestek, H. Fasel u. A. Hack (1995): Numerische Simulation selbsterregter nichtlinearer Wellen im Nachlauf eines rotationssymmetrischen Körpers mit stumpfem Heck. Tagung *“Aerodynamik des Kraftfahrzeugs”* Nov. 1995, Haus der Technik e.V., Essen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. H. Bestek, Dr.-Ing. W. Müller

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** (0711) 685-3405
70550 Stuttgart **Telefax:** (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema Laminarhaltung von Grenzschichten

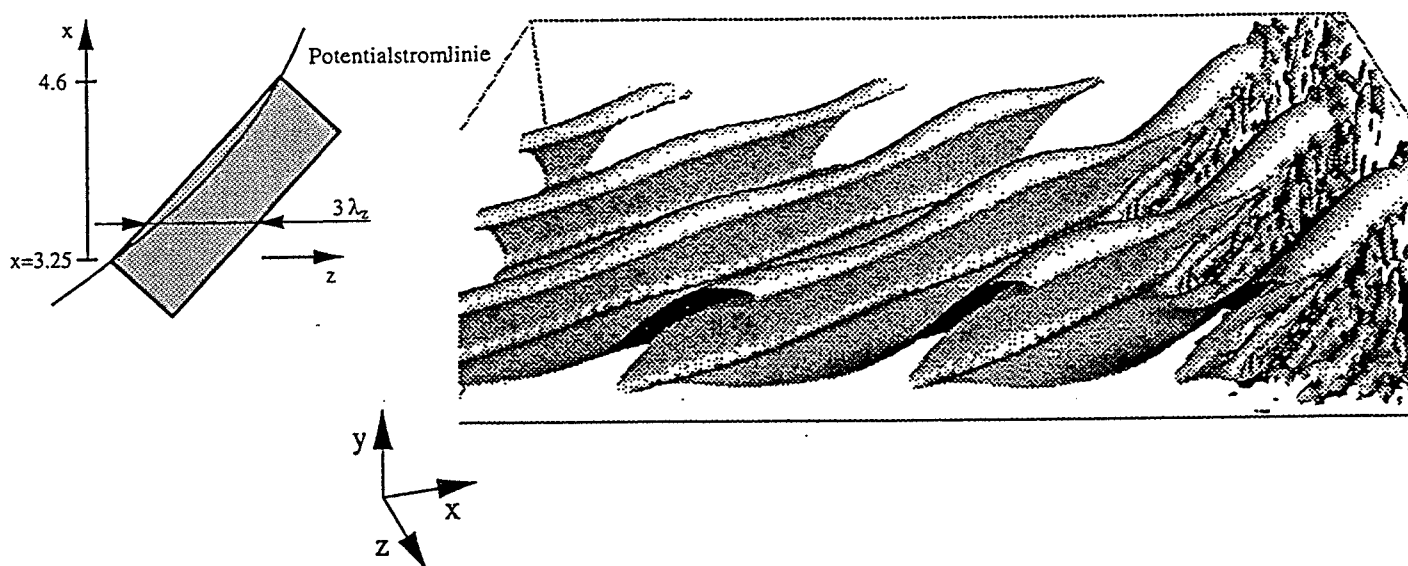
Ausgangssituation Das Verständnis der Strömungsvorgänge beim laminar-turbulenten Umschlag in praktisch wichtigen Grenzschichtströmungen mit Druckgradient in Strömungsrichtung ist noch sehr unvollständig. Ein besseres Verständnis der ablaufenden Vorgänge und Mechanismen ist jedoch eine wichtige Voraussetzung für alle Methoden der Laminarhaltung durch Formgebung und durch passive und aktive Grenzschichtbeeinflussung.

Ziel Untersuchung der Umschlagvorgänge in praktisch wichtigen inkompressiblen Grenzschichtströmungen am unendlichen schiebenden Tragflügel mit Hilfe direkter numerischer Simulation der räumlichen Störungsentwicklung. Untersuchung der Möglichkeit der Umschlagbeeinflussung durch lokale Absaugung.

Lösungsweg Numerische Simulation der nichtlinearen, dreidimensionalen Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in dreidimensionalen Grenzschichten mit Druckgradient in der Außenströmung mit und ohne lokale Absaugung. Validierung eines kombinierten Differenzen-Spektralverfahrens zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible, dreidimensionale Strömungen durch Vergleich mit Umschlagexperimenten, sowie mit linearer Stabilitätstheorie und PSE-Verfahren.

Ergebnis

Durch zwei aufwendige Simulationen wurde die nichtlineare Störungsentwicklung untersucht. Die Parameter für beide Fälle wurden weitgehend dem Prinzipexperiment "Querströmungsinstabilität" der DLR Göttingen (Dr. H. Bippes et al.) angepaßt. Beim ersten Fall (VORTEX) wurden durch die Störungseingabe nur stationäre Querströmungswirbel angeregt. Die Amplitudenentwicklung der Querströmungswirbel stimmt für diesen Fall mit der des Experiments gut überein. Beim zweiten Fall (WAVE) wurde den Querströmungswirbeln zusätzlich eine laufende Welle der Frequenz 135 Hz überlagert. Wegen des stärkeren Amplitudenwachstums der laufenden Welle dominiert diese die gesamte Störungs- und Umschlagsentwicklung. Die laufende Welle erreicht schon früh einen Sättigungszustand und bewirkt durch nichtlineare Wechselwirkung, daß die Querströmungswirbel nur bis auf einen Wert von etwa 1/10 der entsprechenden Amplitude von Fall VORTEX wachsen. Der Zusammenbruch der laminaren Strömung wird im Fall WAVE durch das Auftreten und den Zerfall von kleinskaligen Sekundärwirbelstrukturen in Wandnähe eingeleitet (Bild).



Perspektivische Darstellung der momentanen räumlichen Verteilung der Gesamtwirbelstärke $\omega_{z,s}=0.12$ in einem Ausschnitt des Integrationsgebiets, Fall WAVE. Darstellungsbox ist an der Potentialstromlinie ausgerichtet.

- Literatur** W. Müller, H. Bieler, M. Kloker, H. Bestek: Direkte räumliche Simulation von dreidimensionalen Grenzschichten mit Absaugung zur Überprüfung der Modellbildung in Grenzschichtverfahren. DGLR-Jahrbuch 1994, Vol. II, pp. 991-1000.
W. Müller, H. Bestek, H. Fasel: Nonlinear Development of Travelling Waves in a Three-Dimensional Boundary Layer. Proc. IUTAM-Symp. on *Nonlinear Stability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers*, July 17-20, 1995, Manchester, U.K., Kluwer.
W. Müller: Numerische Untersuchung räumlicher Umschlagvorgänge in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen. Dissertation, Universität Stuttgart, 1995.

weiteres Vorgehen Untersuchung der räumlich-zeitlichen Entwicklung quasi-punktförmig eingebrachter Störungen in einer dreidimensionalen Grenzschicht am unendlichen, schiebenden Flügel.

MITTEILUNG

Projektsgruppe/Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Ansprechpartner	Olivier Bousquet, Dr. Martin Hepperle		
Institution	DLR - Institut für Entwurfsaerodynamik		
Adresse	Lilienthalplatz 7 D-38108 Braunschweig	Telefon :	0531.295.2415
		Telefax :	0531.295.2320
		email :	olivier.bousquet@dlr.de
Weitere Partner	Snecma - Service for Aerodynamic Integration. Villaroche, France.		
Thema	An Inverse Design Method for Engines Nacelles		

ABSTRACT

This paper concerns the development of a numerical method for the design of engine nacelles in the Institute of Design Aerodynamics at DLR.

INTRODUCTION

With the increase of the bypass ratio of future civil engines, the diameter of the engines will grow, which has at least two main effects on the engine nacelle from an aerodynamic point of view. First, the contribution of the nacelle to aircraft drag will increase, due to the larger surface area. Second, the interference effects between the wing and the nacelle will grow.

Thus, it will become very important to optimize the nacelle design, and to develop tools which allow the designer to decrease the contribution of the nacelle to the total drag of the aircraft.

OBJECTIVES

A numerical method for the design of nacelles is being developed at the DLR-Institute for Design Aerodynamic in collaboration with Snecma-Service for Aerodynamic Integration. The goal of this work is to enable the design of nacelles for civil aircraft, including the possibility to take the influence of the wing into account.

NUMERICAL METHOD FOR NACELLE DESIGN

A design method for transonic airfoils is presently extended at the Institute of Design Aerodynamics, so that it is suited for nacelle cases. It is based on the work of Takanashi[1] and Bartelheimer[2].

Takanashi's method uses potential theory for small perturbations. The design code developed in [2] is composed of this method coupled with the Euler solver CEVCATS. The flow for a start geometry is analyzed with CEVCATS. The pressure distribution on this geometry is compared with a prescribed target

pressure distribution. Takanashi's method then computes a geometry modification from the pressure difference. The flowfield is then calculated again with CEVCATS after a modification of the grid according to the new geometry. This process is then reiterated until the pressure difference between target and current geometry, is small enough according to a convergence criteria.

At the moment, the modified method allows the user to design the complete external part of the nacelle profile and the internal part from the leading edge to the fan section at the same time.

RESULTS

In a typical design process with this tool, the different necessary operations can be organized in the following order :

- 1) Design of an axisymmetric nacelle, according to a defined pressure distribution,
 - 2) Design with angle of attack, taking the previous axisymmetric nacelle as start geometry,
 - 3) Design, taking the wing and body into account,
- The method uses a multi-block grid (fig. 1) with a realistic exhaust system, consisting of fan and core nozzle.

At the moment, the two first points have shown good results for various axisymmetric and 3D (fig. 2, 3) design cases.

The third point will need the construction of a new grid for a Wing-Body-Nacelle configuration to take the adverse installation effects into consideration. This work is in progress.

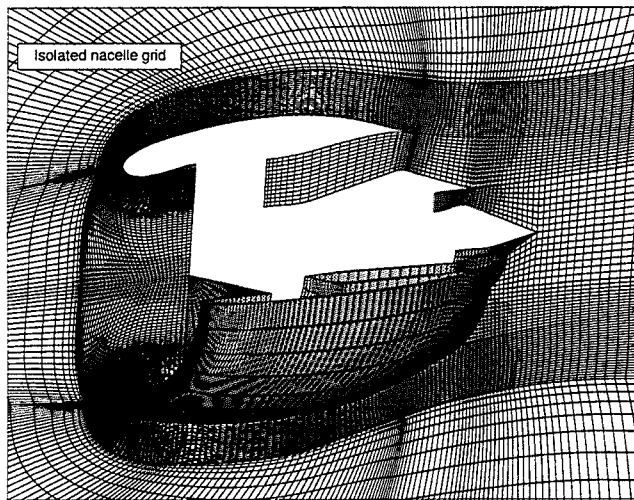


FIG. 1 Grid for a 3D isolated nacelle.

Target 3D nacelle without Droop Initial geometry : Axi nacelle (P1V15 SIDE)

$M_\infty = 0.83$ $\alpha_{engine} = 4.0^\circ$ DESIGN CYCLES : 24
 $\epsilon_{FAN} = 0.875$ Initial $\Delta C_{p_{av}} = 0.1314$
Design $\Delta C_{p_{av}} = 0.0168$

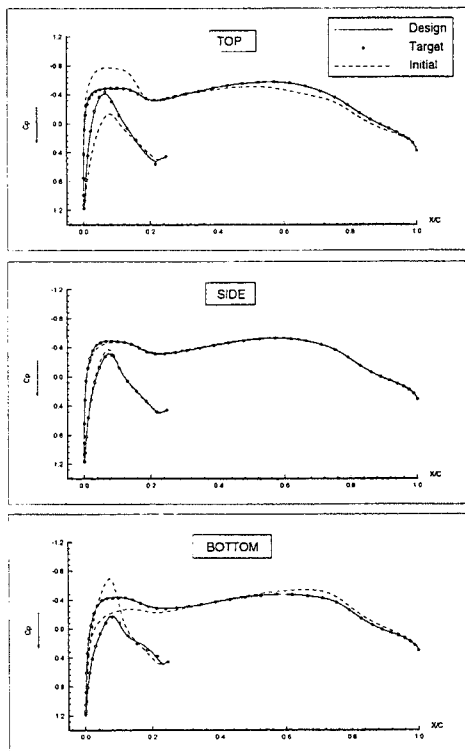


FIG. 2 Design : Comparison of target, design and initial pressure distributions for an isolated nacelle

Target 3D nacelle without Droop Initial geometry : Axi nacelle (P1V15 SIDE)

$M_\infty = 0.83$ $\alpha_{engine} = 4.0^\circ$ DESIGN CYCLES : 24
 $\epsilon_{FAN} = 0.875$ Initial $\Delta C_{p_{av}} = 0.1314$
Design $\Delta C_{p_{av}} = 0.0168$

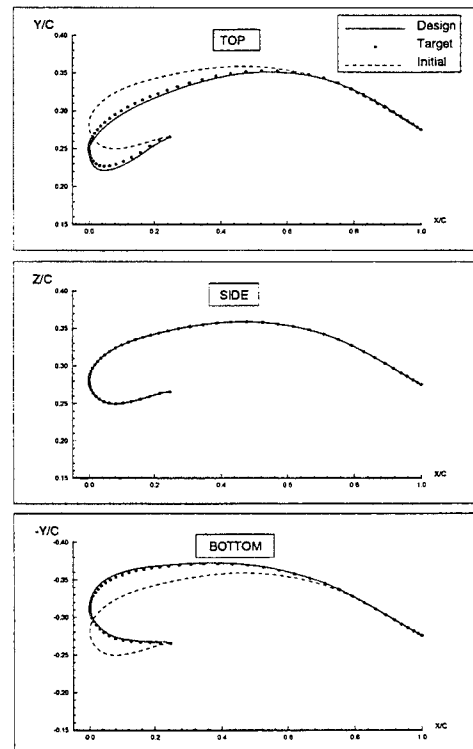


FIG. 3 Design : Comparison of target, design and initial geometries.

LITERATURE

1. Takanashi, S. : *Iterative Three-Dimensional Transonic Wing Design Using Integral Equations*.
Journal of Aircraft, Vol. 22 No 8 (1985), p. 655-660.
2. Barthelheimer, W. : *An Improved Integral Equation Method for the Design of Transonic Airfoils and Wings*, AIAA-95-1688.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	A. Gordner, Dr. M. Simen, S. Hein	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2427 Telefax 0551 / 709-2446
weitere Partner	Dr. G. Schrauf, Daimler Benz Aerospace Airbus Dr. G. Redeker, Dr. K.-H. Horstmann, DLR – Institut für Entwurfsaerodynamik	

Thema

Instabilitätsanalyse zur Laminarhaltung des A320–Seitenleitwerks

Ausgangssituation

Ein wesentliches Ziel bei der Entwicklung zukünftiger Generationen von Verkehrsflugzeugen ist die Erhöhung der Wirtschaftlichkeit durch weitere Reduzierung des Widerstandes. Insbesondere in der Laminarhaltung der Grenzschichtströmung an den Tragflügeln und dem Seitenleitwerk steckt diesbezüglich noch großes Potential. Bisherige theoretische Untersuchungen zur Laminarhaltung durch Absaugung auf der Basis lokaler linearer Stabilitätstheorie ohne/mit Berücksichtigung von Oberflächenkrümmung lassen eine deutliche Verlängerung der laminaren Laufstrecke durch Absaugung erwarten. Nichtlokale Effekte blieben bei den meisten bisher durchgeführten Untersuchungen unberücksichtigt. Untersuchungen für Konfigurationen ohne Absaugung haben jedoch gezeigt, daß nichtlokale Effekte wesentlichen Einfluß auf die berechneten N-Faktoren haben.

Ziel

Stabilisierung dreidimensionaler Grenzschichten durch Absaugung.

Lösungsweg

Die reibungsfreie Außenströmung kann unter der Annahme quasidreidimensionaler Strömung aus der vorgegebenen Druckverteilung berechnet werden. Zur Bestimmung der laminaren Grundströmung wird ein Grenzschichtverfahren 1. Ordnung verwendet. Die Absaugung wird dabei über eine entsprechende Randbedingung für die wandnormale Geschwindigkeitskomponente beschrieben. Zur Instabilitätsanalyse wird das lineare nichtlokale Instabilitätsanalyseverfahren NOLOT verwendet, das neben Oberflächenkrümmungen auch den Einfluß von Grenzschichtwachstum und Störungsentwicklung auf das Stabilitätsverhalten berücksichtigen kann.

Ergebnis

In Bild 1 werden die nach nichtlokaler linearer Theorie unter Berücksichtigung von Oberflächenkrümmungseffekten berechneten N-Faktoren für Querströmungsinstabilitäten verschiedener Frequenzen f^* mit und ohne Absaugung miteinander verglichen. Die dimensionsbehaftete Wellenzahl in Spannweitenrichtung beträgt $\beta = 3290 \text{ 1/m}$. Wie schon aus Rechnungen nach lokaler Theorie bekannt, zeigt sich für Querströmungsinstabilitäten eine deutliche Stabilisierung durch Absaugung. Bei Tollmien–Schlichting-artigen Störungen hingegen bleibt der maximale N-Faktor durch Absaugung im wesentlichen unverändert. Der Bereich angefachter Störungen wird durch die Absaugung nur zu größeren Profiltiefen hin verschoben.

Bild 2 zeigt die stabilisierende Wirkung der Absaugung für einen stationären Querströmungswirbel nach lokal paralleler bzw. nichtlokal nichtparalleler Theorie. Die stabilisierende Wirkung der Absaugung ist demnach in beiden theoretischen Modellen in etwa gleich groß. Weiterhin bestätigt Bild 2 auch, daß die nichtlokal nichtparallele Theorie insgesamt deutlich höhere Anfachungsraten liefert. Grenzschichtwachstum (Nichtparallelität der Grenzschicht) und Störungsentwicklung (Nichtlokalität) sind somit nicht zu vernachlässigen.

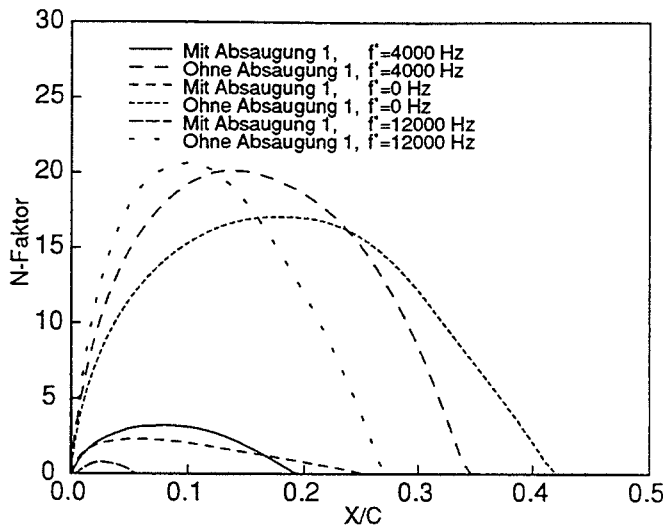


Bild 1. Die N-Faktoren für eine Querströmungsinstabilität der Frequenz f^* mit der spannweiten Wellenzahl $\beta^* = 3290 \text{ 1/m}$ mit bzw. ohne Absaugung berechnet nach nichtlokaler nichtparalleler Theorie unter Berücksichtigung der Krümmung, aufgetragen über der Profiltiefe x/c .

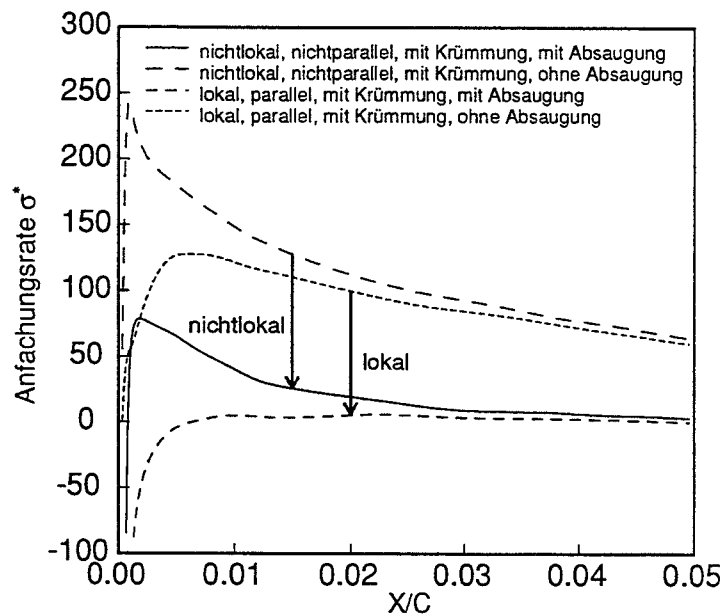


Bild 2. Vergleich der dimensionsbehafteten Anfachungsraten σ^* nach lokal paralleler bzw. nichtlokal nichtparalleler Theorie jeweils mit und ohne Absaugung am Beispiel eines stationären Querströmungswirbels der spannweiten Wellenzahl $\beta^* = 3290 \text{ 1/m}$.

Literatur

Gordner, A. :

Nichtlokale Instabilitätsanalyse kompressibler Seitenleitwerksumströmungen mit Absaugung. Diplomarbeit Universität Stuttgart, 1995.

Hein, S.; Bertolotti, F. P.; Simen, M.; Hanifi, A.; Henningson, D.:

Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. DLR-IB 223-94 A56.

weiteres Vorgehen

Nichtlineare Untersuchungen zur Stabilisierung durch Absaugung. Modellierung der destabilisierenden Wirkungen hervorgerufen durch ungleichförmige Absaugung, erhöhte Rauigkeit bedingt durch die Absaugebohrungen usw.

Mitteilung

Projektgruppe/ "Laminarhaltung von Tragflügeln"
Fachkreis
Ansprechpartner Dipl.-Ing. F. Haselbach, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche
Institution Institut für Luft- und Raumfahrt, TU-Berlin
Adresse Marchstr. 14, Sekr. F2, Telefon: 030 / 314 21321
10587 Berlin Telefax: 030 / 314 22866

Weitere Partner

Thema Windkanal- und Freiflugversuche zur flächigen Visualisierung des laminar-turbulenten Umschlags mit Hilfe beheizter Flüssigkristallfolien

Ausgangssituation

In der experimentellen Aerodynamik ist die Entwicklung flächiger, freiflugtauglicher Meßverfahren zur Detektion des laminar-turbulenten Umschlages insbesondere für die Laminarflügelforschung von besonderem Interesse. Konventionelle Verfahren wie Anstrichbilder mit Ölen oder Ölgemischen haben den Nachteil, daß die aufgetragenen Substanzen durch die Reibungskräfte stromab transportiert werden und somit nur bedingt einen stationären Zustand abbilden. Eine neue und insbesondere auch für kontinuierliche Freiflugmessungen geeignete Technik zur flächigen Visualisierung der Transition hat sich vor einigen Jahren durch die Entwicklung von großflächigen thermochromen Flüssigkristallfolien ergeben /1/. Hierbei wird der laminar-turbulente Umschlag indirekt über eine Farbänderung der Folie, die ihre Ursache in der unterschiedlichen konvektiven Wärmeabgabe und damit unterschiedlichen Wandtemperaturen hat, angezeigt.

Ziel

Ziel der vorliegenden Untersuchungen ist die Erprobung einer kontinuierlichen, flächigen und reproduzierfähigen Visualisierung des laminar-turbulenten Umschlags im Windkanal und speziell auch bei Freiflugversuchen.

Lösungsweg

Voraussetzung für die sichere Transitionsdetektion über die Erfassung von Oberflächentemperaturen sind stabile thermische Versuchsbedingungen im Visualisierungsbereich der Folie. In der vorliegenden Untersuchung wurde die Flüssigkristallfolie dazu mit einer regelbaren Heizmatte unterlegt. Die Heizmatte hat hierbei zwei wesentliche Aufgaben: Erstens erzeugt sie ein zeitlich stabiles Temperaturgefälle zwischen Folie und Fluid, zweitens ist durch die regelbare Heizleistung eine eventuell notwendige Kompensation der Windkanaltemperatur bzw. der unter Freiflugbedingungen variierenden Außentemperatur möglich.

Die Experimente wurden zunächst an einer ebenen Platte im Grenzschichtkanal des Instituts für Luft und Raumfahrt der TU-Berlin durchgeführt. Hierbei wurden unter Verwendung einer Schlitzstörquelle durch periodisches Absaugen und Ausblasen definierte v' -Störungen im Instabilitätsfrequenzbereich in eine noch laminare Grenzschicht eingebracht. Die beheizte Flüssigkristallfolie mit einem Visualisierungsbereich von $28\text{ dC} < T_w < 32\text{ dC}$ diente zur Stromabkontrolle der wandnahen Strömung bzw. zur Detektion der Transitionslage.

Ergänzende Freiflugversuche mit einer beheizten Folie wurden auf einer Grob Twin-Astir III (E603-Flügelprofil) durchgeführt. Die Folie wurde dazu zusammen mit einer Carbon-Heizmatte in einen extrem dünnen Flügelhandschuh ($h < 5\text{ mm}$) integriert.

Ergebnis

Bei den Windkanaluntersuchungen an der ebenen Platte wurde bei fester Anströmgeschwindigkeit die Frequenz der eingebrachten künstlichen Störung variiert. Bild 1a zeigt die Visualisierung der lokalen Wandtemperaturverteilung stromab der Störquelle durch die beheizte Flüssigkristallfolie bei maximaler Anfachung mit einer Störfrequenz von 475 Hz (Position der Störquelle $x=200\text{ mm}$). Die Transitionslage ist hierbei sehr deutlich durch den raschen Übergang von hoher Wandtemperatur (heller Bereich) zu niedriger

Wandtemperatur (dunkler Bereich) zu erkennen. Vergleichende Untersuchungen mit einem Hitzdraht, siehe Bild 1b, bestätigen die gute Wiedergabe der 3D-Transition durch die beheizte Flüssigkristallfolie.

Die Freiflugmessungen wurden in einem Geschwindigkeitsbereich von $90\text{ km/h} < \text{IAS} < 170\text{ km/h}$ durchgeführt, wobei eine maximale Reynoldszahl von $\text{Re} = 3.7 \cdot 10^6$ erreicht wurde. Die Bilder 2a,b zeigen die Visualisierungsergebnisse bei Variation der Fluggeschwindigkeit bzw. des Anstellwinkels. Die Transitionslage wird wiederum durch den Übergang von hoher Wandtemperatur (heller Bereich) zu niedriger Wandtemperatur (dunkler Bereich) sehr gut abgebildet. Aufgrund des sinkenden Anstellwinkels verlagert sich die Transition mit zunehmender Fluggeschwindigkeit stromabwärts.

Die durchgeführten Untersuchungen bestätigen, daß die beheizte Flüssigkristallfolie ein einfaches, reproduzierbares Verfahren zur flächigen Detektion der Transitionslage sowohl in Windkanal- als auch bei Freifluguntersuchungen darstellt.

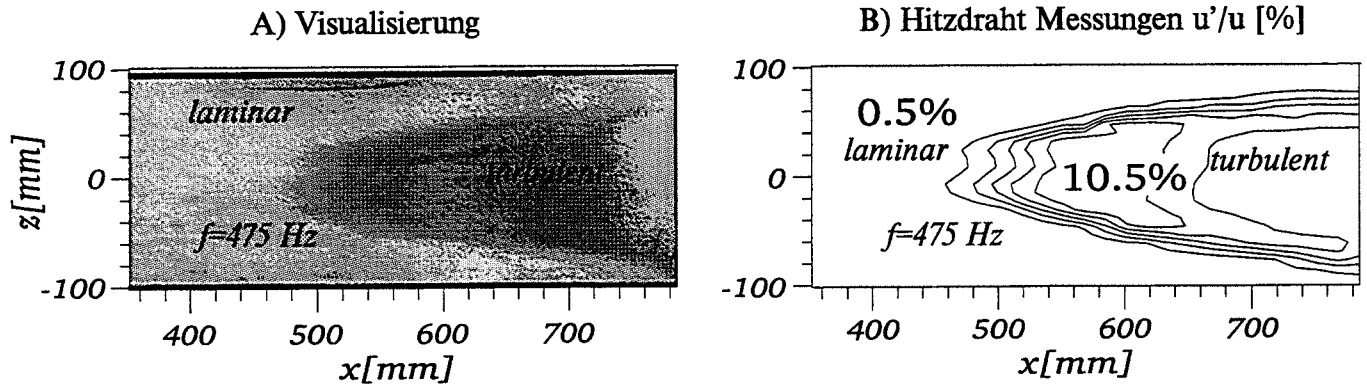


Bild 1: a) Visualisierung der erzwungenen Transition stromab einer Schlitzstörquelle unter Verwendung einer beheizten Flüssigkristallfolie, b) Hitzdrahtmessungen (u'/u [%]) in Höhe der Verdrängungsdicke

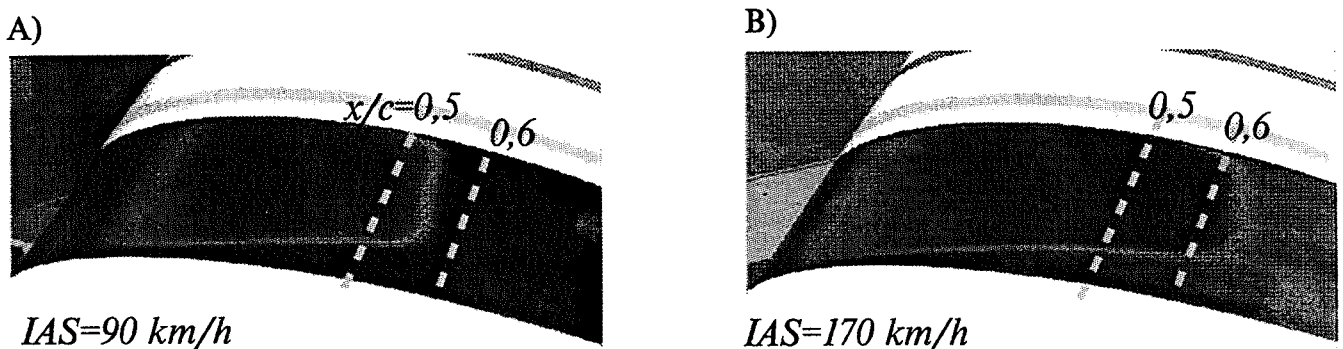


Bild 2: Flugversuch Grob Twin III - Visualisierung der Transitionslage mit beheizter Flüssigkristallfolie bei Variation der Fluggeschwindigkeit im Gleitflug a) $\text{IAS} = 90\text{ km/h}$ und b) $\text{IAS} = 170\text{ km/h}$

Literatur:

/1/ S. Zhong, H.P. Hodson, P.T. Ireland: Visualization of turbulent spots using thermochromic liquid crystals, Turbomachinery-Fluid Dynamic and Thermodynamic Aspects, VDI-Verlag, Universität Erlangen, 1995

Weiteres Vorgehen:

Untersuchungen zur digitalen Bildaufnahme und -auswertung in Hinblick auf quantitative Untersuchungen mit beheizten Flüssigkristallen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner

Dr. H.-P. Kreplin; Dipl.-Phys. C. Berger, Dr. J.C. Rotta

Institution

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstraße 10

Telefon: 0551-709-2259
-2293

37073 Göttingen

Telefax: 0551-709-2829

weitere Partner

Thema

Experimentelle Untersuchungen zur Struktur
turbulenter Grenzschichten

Ausgangssituation

Bei Turbulenzmodellen, die auf den Transportgleichungen der Reynoldsschen Spannungen basieren, tritt ein charakteristisches Längenmaß der Turbulenz auf, das als Zweipunkt-Korrelationsfunktion der Geschwindigkeitsschwankungen definiert werden kann. Über dieses Längenmaß und die einzelnen Glieder seiner Betsimmungsgleichung fehlen ausreichende experimentelle Daten.

Ziel

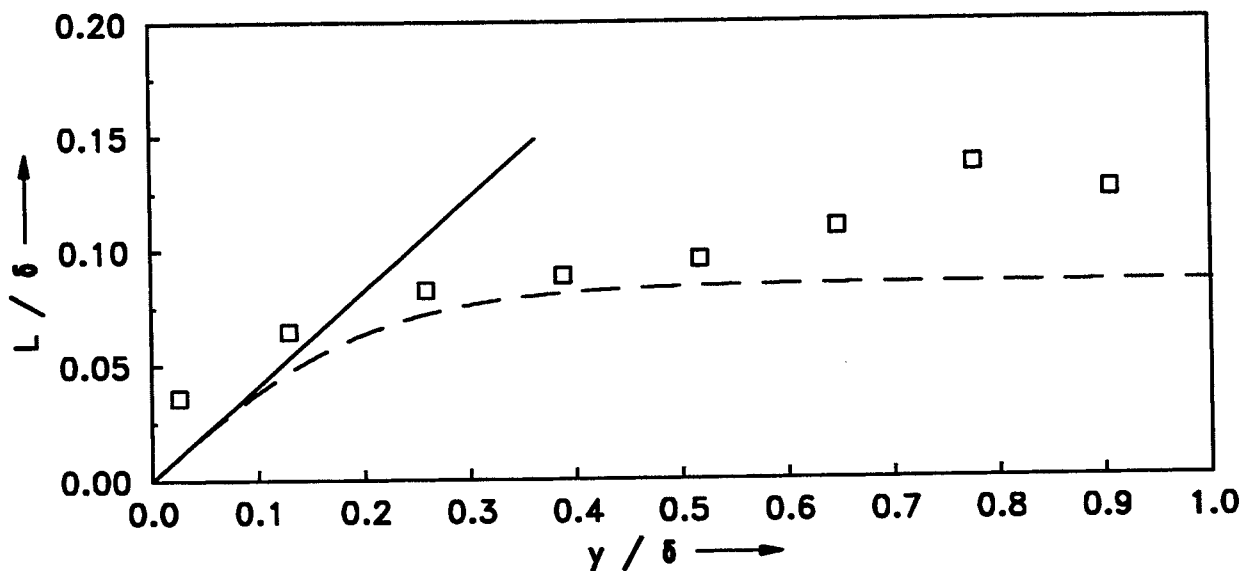
Beitrag zu den physikalischen Grundlagen von Turbulenzmodellen durch Messungen des Längenmaßes in einer turbulenten Plattengrenzschicht und die experimentelle Bestimmung der einzelnen Glieder der Längenmaßgleichung.

Lösungsweg

Korrelationsmessungen mit zwei Hitzdrahtsonden in der turbulenten Grenzschicht an der Seitenwand des Turbulenzarmen Windkanals. Dabei wird der Abstand der Sonden normal zur Wand variiert.

Ergebnis

An drei Positionen in Hauptströmungsrichtung wurden Messungen mit zwei Hitzdrahtsonden durchgeführt bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 20$ m/s. Durch Integration der Korrelationsfunktionen wird das Längenmaß bestimmt.



Verteilung des aus den Korrelationsmessungen ermittelten Längenmaßes, L , im Vergleich zur Mischungswegformel nach Michel (- - -)

Weiteres Vorgehen

Analyse der vorliegenden experimentellen Daten, Korrelationsmessungen in der Grenzschicht an der Meßstreckenwand im DNW bei großen Reynoldszahlen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin, Dr. G. Höhler	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 -2408 Telefax: 0551-709-2829
weitere Partner	DLR, SM-EA Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH	
Thema	Einsatz der Oberflächenheißfilmtechnik bei Laminarflügeluntersuchungen	

Ausgangssituation

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

Ziel

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

Lösungsweg

Die Lage des Grenzschichtumschlages wird meist mit Hilfe der Infrarotthermographie bestimmt, die als Feldmethode die Beobachtung eines großen Teils der Flügel- oder Modelloberfläche ermöglicht. Als Ergänzung hierzu dienen Oberflächenheißfilmsensoren, die mit hoher zeitlicher Auflösung lokale Informationen über die 3d-Grenzschichtströmung insbesondere beim laminar-turbulenten Umschlag liefern.
Heißfilmsensoren werden eingesetzt bei den HLF-Untersuchungen an einem Flügel sowie einer Triebwerksgondel im S1-Kanal der ONERA (BRITE/EURAM-Projekt ELFIN II) und bei den Flugversuchen am Seitenleitwerk des Airbus A320.

Ergebnis

Heißfilmmessungen am A320-Seitenleitwerk

Zur Vorbereitung von Flugversuchen mit einer hybrid-laminarisierten Grenzschicht wurden spezielle Aspekte der Umströmung an einem konventionellen Seitenleitwerk untersucht. Bei diesen turbulenten Referenzflügen fanden die Strömungsvorgänge im Staulinienbereich besondere Beachtung. Zur Beeinflussung der Anlegelinienstabilität wurden Flugversuche mit und ohne Gaster Bump durchgeführt.

Mit den Heißfilmmessungen im Staulinienbereich konnten die prinzipielle Eignung des Entwurfs des Gaster Bumps bestätigt und klare Aussagen zum Einfluß von Reynoldszahl und Schiebewinkel auf den Status der Grenzschicht im Bereich der Vorderkante des Leitwerks gemacht werden. Die Ergebnisse belegen die Eignung der Heißfilmtechnik zur Transitions-erkennung an großen Flugzeugen bei hohen Unterschallmachzahlen und Flughöhen bis zu etwa 40 000 Fuß.

Literatur

G. Höhler, H.-P. Kreplin, W. Kühn: Untersuchung der Anlegelinientransition am A320-Seitenleitwerk, 7. STAB-Workshop, Göttingen, 14.-16.11.95

Weiteres Vorgehen

Weiterentwicklung der Heißfilmtechnik,
Vorbereitung und Durchführung der Heißfilmmessungen bei o.a. Projekten

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis **Laminarhaltung von Tragflügeln**

Ansprechpartner Dipl.-Ing. U. Maucher, Dr.-Ing. U. Rist, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21,
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3422

Telefax: (0711) 685-3438

weitere Partner

Thema **Direkte numerische Simulation einer selbsterregt
pulsierenden laminaren Ablöseblase**

Das theoretische Verständnis laminarer Ablöseblasen und damit auch deren Modellierung sind bislang noch sehr unzureichend. In der vorliegenden Arbeit soll anhand einer 2-D direkten numerischen Simulation die selbsterregte Störungsentwicklung in laminaren Ablöseblasen untersucht und damit 3-D Simulationen vorbereitet werden, die die Arbeiten zum räumlichen Grenzschichtumschlag am Institut fortführen und ergänzen sollen (z.B. Rist et al. [6]). Es wird ein räumliches numerisches Verfahren angewendet, dem die vollständigen, inkompressiblen Navier-Stokes Gleichungen in der Wirbeltransportformulierung zugrunde liegen. Es beruht im Wesentlichen auf dem Verfahren von Kloker [3]. Sowohl die Zeitintegration als auch die räumliche Diskretisierung ist von 4. Ordnung Genauigkeit. Ablösung wird erreicht, indem einer Plattengrenzschicht ein stationärer Druckanstieg aufgeprägt wird.

In bisher durchgeführten eigenen Arbeiten und Forschungsergebnissen anderer Gruppen zu selbsterregten Ablöseblasen traten im 2-D Fall Tollmien-Schlichting Wellen (TS-Wellen) mit einer dominanten Frequenz und deren Höherharmonische auf (Maucher et al. [5], Gruber [2], Lin & Pauley [4]). Die hier vorgestellte Simulation wurde mit den gleichen Randbedingungen wie der erwähnte periodische Fall ([5]) durchgeführt. Es wurde lediglich der Stromaufeinfluß minimiert, der sich durch den elliptischen Charakter der Grundgleichungen ergibt, indem die Poissongleichung zur Berechnung der wandnormalen Geschwindigkeitskomponente v möglichst gut ausiteriert wurde.

Es stellt sich eine Strömung mit zwei Zeitskalen ein, die an Experimente von Gaster [1] erinnert (allerdings: in der Simulation sind 3-D Störungen nicht berücksichtigt; wesentliche physikalische Phänomene sind somit ausgeblendet). Die erste, niederfrequente Zeitskala führt zu einer Veränderung der "Grundströmung" mit der Periode T , die zweite umfaßt ein breites Frequenzband von TS-Moden. Bild 1 zeigt den zeitlichen Verlauf der Wandwirbelstärke an verschiedenen Stromabpositionen. Zur Verdeutlichung der niederfrequenten Periodizität sind zwei aufeinanderfolgende Perioden T von t_0 bis $t_0 + T$ (durchgezogen) und von $t_0 + T$ bis $t_0 + 2T$ (strichliert) übereinandergeplottet. In der niederfrequenten Zeitskala kann man zwei Zustände unterscheiden, die abwechselnd vorherrschen. Eine Phase, in der die TS-Wellen nahezu keinen Einfluß auf die "Grundströmung" haben, und in der die Ablöseblase stetig anwächst (Länge, Höhe, Rückströmgeschwindigkeit), und eine zweite, in der die "Grundströmung" durch die TS-Wellen nichtlinear verändert wird und die Blase langsam stromauf wandert bis sie schließlich verschwindet und sich weiter stromab eine neue Blase ausbildet. Die Spektren und Anfachungsraten der TS-Wellen stimmen gut mit der linearen Stabilitätstheorie (LST) überein.

Wenn ihre Amplitude sehr klein ist, stößt man beim Nachweis von TS-Wellen in der vorliegenden Simulation auf große Schwierigkeiten, da die permanente niederfrequente Veränderung der Grundströmung in einer Fourier-Analyse einen Beitrag auch zu den höheren TS-Frequenzen liefert. Dieser läßt sich auch durch Fensterfunktionen (z.B. Hanningfenster) und passende Randkorrekturen im vorderen Bereich des Strömungsfeldes nicht ausreichend einschränken. Wir haben Ableitungen des Zeitsignals zur Verstärkung hochfrequenter Vorgänge eingesetzt. Leitet man eine beliebige harmonische Schwingung $v(x, y, t) = A(x, y)e^{i\beta t}$ einer Stömungsvariablen v mit einer lokalen Amplitude $A(x, y)$ und der Frequenz β nach der Zeit t ab, so erhält man: $\frac{\partial^n v}{\partial t^n} = (i\beta)^n v$. Fluktuationen mit niederer Frequenz β wirken sich also in den höheren Ableitungen zunehmend weniger aus.

Bild 2 zeigt die logarithmische Darstellung der vierten Zeitableitung der Wandwirbelstärke in der x-t-Ebene. Der x-Bereich beginnt mit dem Einstromrand (links) und endet vor einer künstlichen Relaminarisierungs-

zone, die dem Ausströmrand vorangestellt ist. In Zeitrichtung zeigt das Bild etwa 1.1 Perioden der niederfrequenten Zeitskala, wobei die Zeitachse Perioden einer TS-Welle mit der Frequenz $\beta = 45$ bezeichnet und von unten nach oben läuft. Im vorderen Bereich erkennt man die niederfrequente Änderung des Strömungsfeldes ①. Weiter stromab (ab $x \approx 2.9$) können stromablaufende Wellen mit einer Frequenz von $\beta \approx 50$ beobachtet werden ②. Deren Amplitude wächst um ca. 9 Dekaden an, bevor Nichtlinearität erreicht wird und dadurch Höherharmonische generiert werden ③. Bereich ④ ist durch Linien mit $t = \text{const}$ geprägt. Sie fallen exponentiell zum vorderen Rand hin ab und zeigen das Abklingen von sich in jedem Zeitschritt zufällig ändernden Defekten in der v-Poissongleichung, die insbesondere im nichtlinearen Bereich groß sind. Diese Oszillationen haben eine Wellenlänge, die nur etwa 2.4 Zeitschritten entspricht, und sie werden durch die Darstellung der 4. Zeitableitung extrem verstärkt. Deshalb ist ihre Amplitude A gegenüber den Amplituden der TS-Wellen um einen Faktor von etwa 600 erhöht.

Beim Bereich ⑤ handelt es sich um den Bereich der Blase nahe der Wiederanlegestelle. Die Störampplitude wächst in räumlicher und zeitlicher (!) Richtung stark an. Nach der LST würde man hier ein wesentlich geringeres konvektives Wachstum erwarten, und es gibt keinerlei Hinweis auf absolut instabile Moden. Möglicherweise bestimmen anwachsende, gegenläufig rotierende Wirbel in diesem Bereich das instationäre Verhalten. Etwa gleichzeitig gehen von diesem Bereich stromauflaufende Ereignisse aus (Linien nach links oben), und die Stromaufwirkung der v-Poissongleichung nimmt zu (horizontale Linien). Beide Effekte, der erste physikalisch, der zweite numerisch, könnten zum erneuten Anwachsen der TS-Wellen ab $p \approx 80$ führen und so die niederfrequente Periodizität bestimmen.

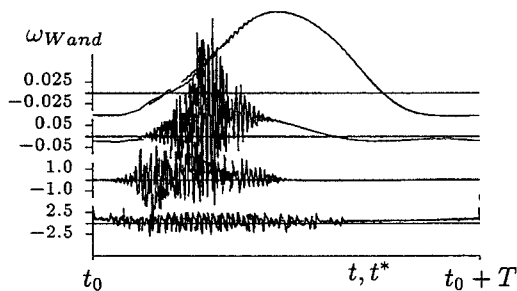


Abbildung 1: Zeitsignale der Wandwirbelstärke bei $x = 3.5$ (oben), $x = 3.75$, $x = 4.0$, $x = 4.5$. (strichliert: $t^* = t - T$)

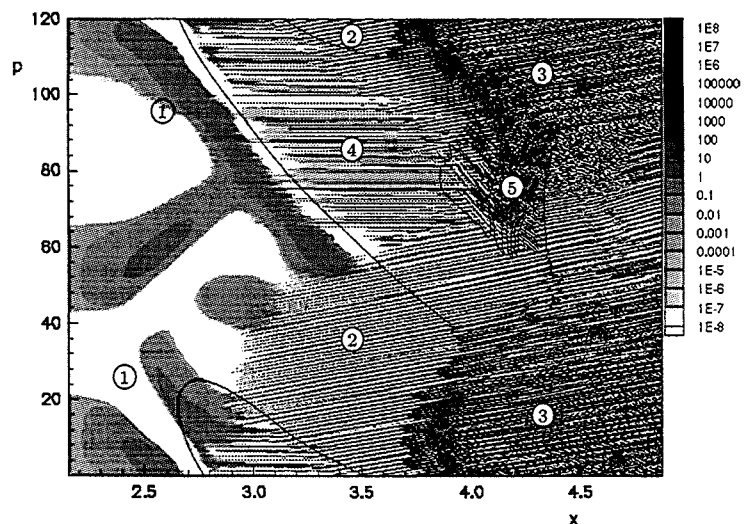


Abbildung 2: 4. Zeitableitung der Wandwirbelstärke; durchgezogene Linie kennzeichnet Ablösung.

Literatur

- [1] M. Gaster. *The structure and behaviour of laminar separation bubbles*. In *Separated Flows Part 2*, AGARD CP No. 4, pages 813–854, 1966.
- [2] K. Gruber. *Numerische Untersuchungen zum Problem der Grenzschichtablösung*. Fortschritt-Berichte VDI Reihe 7. VDI-Verlag, 1988. Dissertation, Universität Stuttgart.
- [3] M. Kloker. *Direkte Numerische Simulation des laminar-turbulenten Strömungsumschlages in einer stark verzögerten Grenzschicht*. Dissertation, Universität Stuttgart, 1993.
- [4] J. C. M. Lin and L. L. Pauley. *Unsteady Laminar Separation on Low-Reynolds-Number Airfoils*. In *31st Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*, 1993. AIAA 93-0209.
- [5] U. Maucher, U. Rist, and S. Wagner. *Direkte numerische Simulation einer Grenzschicht auf der Oberseite eines Tragflügels mit laminarer Ablöseblase*. In *Strömungen mit Ablösung*, pages 49–54, 1994. DGLR-Bericht 94-04.
- [6] U. Rist and U. Maucher. *Direct Numerical Simulation of 2-D and 3-D Instability Waves in a Laminar Separation Bubble*. In *Application of Direct and Large Eddy Simulation of Transition and Turbulence*, AGARD-CP-551, 1994.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Ansprechpartner	Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche, Dipl.-Ing. L. Jørgensen		
Institution	TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt		
Adresse	Sekr. F2, Marchstr. 12, 10587 Berlin	Telefon (030) 314-24426	Telefax (030) 314-22886
weitere Partner	Daimler-Benz Aerospace Airbus		
Thema	Steuerung der Transitionslage an einem transsonischen Laminarprofil mit segmentierter und regelbarer Grenzschichtabsaugung		

Ausgangssituation

Ein wirksames Konzept für die Laminarisierung der Flügelgrenzschicht bei größeren Flugzeugen ist die gezielte Absaugung der Grenzschicht im Flügelnasenbereich in Kombination mit einer geeigneten Formgebung des Profils weiter stromab (HLFC-Hybrid Laminar Flow Concept). Die Absaugung der Grenzschicht erfolgt üblicherweise durch spezielle Panel mit sehr kleinen ($60\mu\text{m}$ Durchmesser) Bohrungen. Durch Segmentierung der unter dem Panel liegenden Absaugkammer kann die Absaugrate über die Profiltiefe variiert werden.

Zielsetzung

Primäre Zielsetzung des Forschungsvorhabens ist es, mit Hilfe einer geeigneten Sensorik die Transitionslage auf einem Absaugpanel so zu steuern, daß die optimale Absaugverteilung, d. h. die Absaugverteilung, mit der die längste laminare Lauflänge erzielt wird, erreicht wird. Dabei darf die Strömung nicht durch das Sensorsystem beeinflusst werden.

Lösungsweg

Für ein Flügelmodell mit einem transsonischen Laminarprofil (DLR-LV2) wurde ein integriertes Absaugpanel mit segmentierter, regelbarer Absaugung einschließlich eines sensorischen Überwachungssystems entwickelt (Bild 1). Dazu wurden zunächst umfangreiche Vorversuche im Niedergeschwindigkeitsbereich durchgeführt /1/. Das Sensorsystem basiert auf einem PVDF-Mikrophonarray, das im Inneren der Absaugkammer platziert ist und durch Messung der Druckschwankungen durch die Löcher hindurch die Transitionslage auf dem Panel detektiert. Die praktischen Tests wurden im ILR-Transschallkanal durchgeführt. Nach Referenzmessungen mit anderen Meßverfahren (CPM3-Wandschubspannungsmessungen und Laser-2-Focus Grenzschichtmessungen) wurde die Absaugverteilung variiert. Durch Nachlaufmessungen mit einem traversierbaren Rechen wurde der Widerstand ermittelt, durch Messung der Absaugmengen ein äquivalenter Absaugwiderstand errechnet /2/.

Ergebnis

Mit dem Sensorarray kann z. B. durch Auswertung der RMS-Werte die Lage der Transition auf dem Panel bestimmt werden. In Bild 2 sind Ergebnisse für eine Messung aufgetragen, bei der jeweils nur eine Kammer des Absaugsystems aktiviert wurde. Aufgetragen sind die RMS-Werte und die jeweilige Absaugverteilung. Aus dem RMS-Wert Verlauf ist die Stromabverlagerung der Transition im Vergleich zum Ausgangszustand zu erkennen.

Darüber hinaus ergibt bei Aktivierung der Grenzschichtabsaugung eine deutlich meßbare Reduktion des Profilwiderstands, die wiederum vom Absaugquotienten und der Absaugverteilung abhängig ist. In Bild 2 ist für jede Absaugkonfiguration zusätzlich der gemessene c_w -Wert und die erzielte Widerstandseinsparung angegeben.

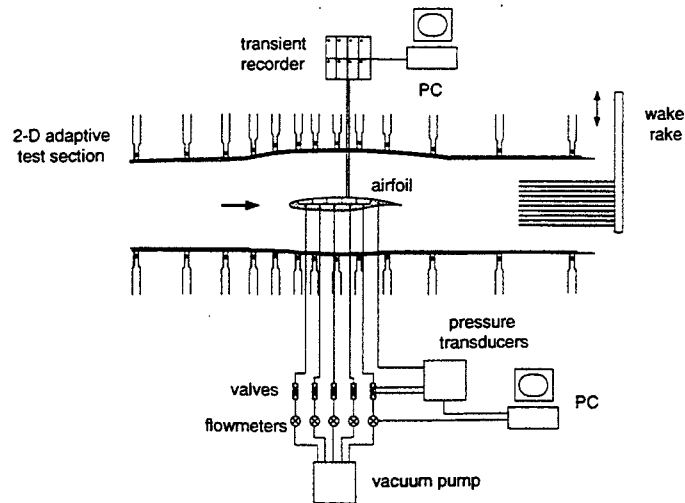


Bild 1: Versuchsaufbau

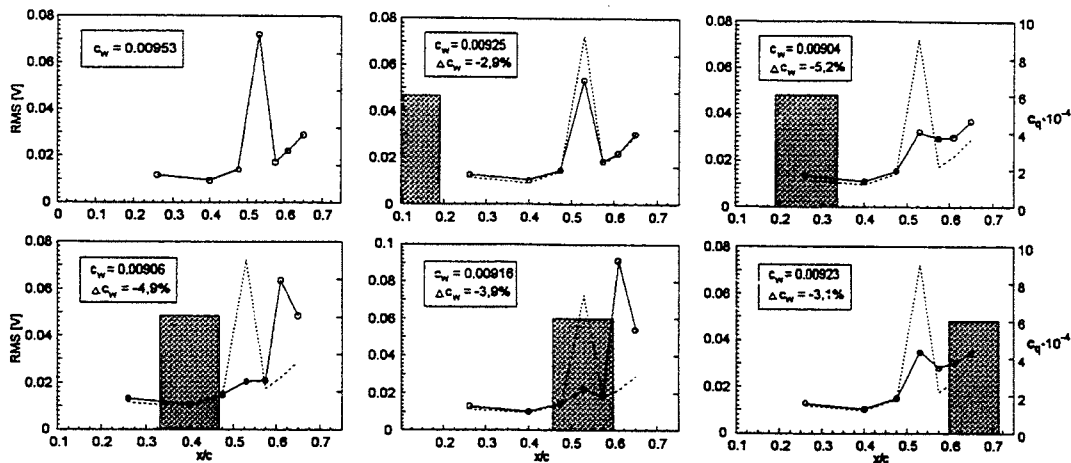


Bild 2: RMS-Wert Verläufe des Mikrophonarrays und Absaugverteilungen (schraffierte Fläche), mit eingetragen ist die Ausgangsverteilung ohne Absaugung (gestrichelte Linie), $M_\infty=0,40$, $\alpha=0,0^\circ$

Literatur

/1/ L. Jörgensen, W. Nitsche: Untersuchungen zu einem sensorischen Überwachungssystem an Absaugpanelen, 9. DGLR-Fach-Symposium Strömung mit Ablösung, DGLR-Bericht 94-04

/2/ L. Jörgensen, F. Tinnap, W. Nitsche: Steuerung der Transitionslage an einem transsonischen Laminarprofil mit segmentierter und regelbarer Grenzschichtabsaugung

Weiteres Vorgehen

Aufbauend auf den durchgeführten Versuchen soll zunächst die Überwachungssensorik optimiert und in ihrem Dynamikbereich erweitert werden. Darüber hinaus wird eine rechnergestützte Regelung der Absaugverteilung aufgebaut, so daß anhand der Vorgabe des Sensorsystems (Transitionslage) das Optimum zwischen erforderlicher Absaugleistung und minimalem Profilwiderstand automatisch eingeregelt werden kann.

Datum

27. 8.1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln
-------------------------------------	---------------------------------------

Ansprechpartner Dr. G. Schrauf

Institution Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH

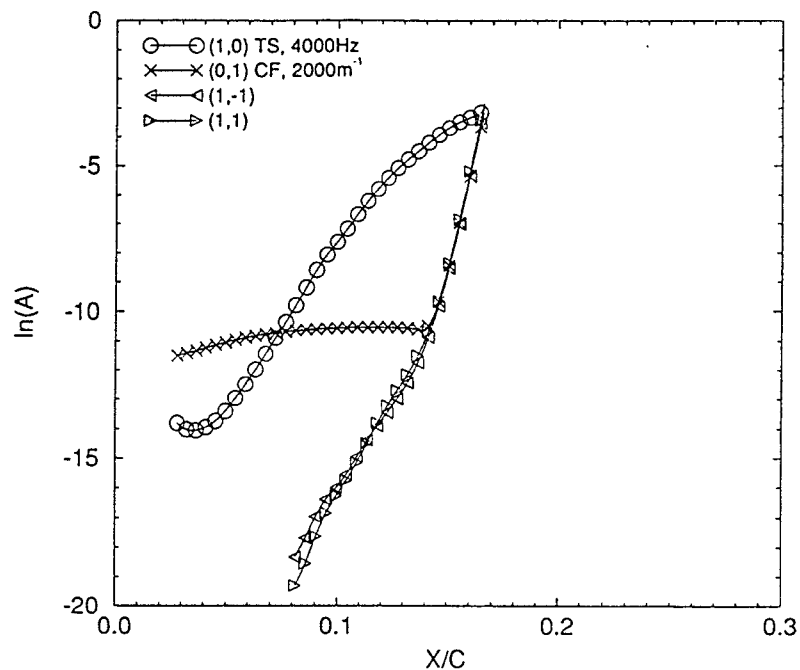
Adresse	D-28183 Bremen	Telefon	0421 538 3232
		Fax	0421 538 4486

weitere Partner

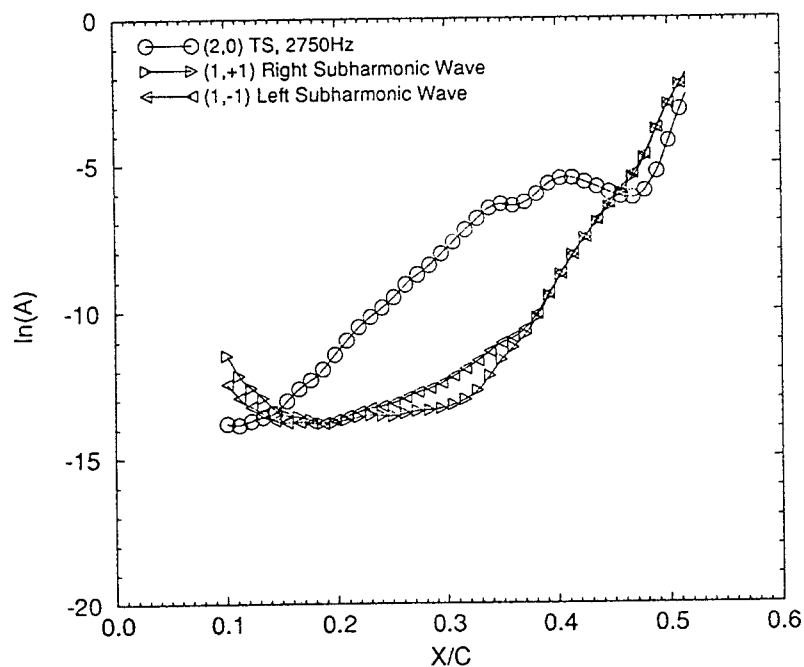
Thema	Erste Ergebnisse der Auswertung des ATTAS Flugversuchs mit der PSE-Methode
-------	---

Ausgangssituation Nach intensiven Auswertungen des ATTAS Flugversuches mit der linearen, lokalen Stabilitätstheorie (SALLY, COAST2) soll jetzt die PSE-Methode angewendet werden.

Ziel	(1) Berücksichtigt man in der linearen, lokalen Stabilitätstheorie nur die Oberflächenkrümmung des Tragflügels, so ergeben sich unrealistisch kleine N-Faktoren, berücksichtigt man dagegen nur nichtlokale Effekte, so erhält man größere N-Faktoren. Daher liegt die Vermutung nahe, daß man mit einer linearen Stabilitätstheorie, bei der alle Effekte höherer Ordnung in konsistenter Weise betrachtet werden, zu einer besseren N-Faktorkorrelation kommt. (2) Mit Hilfe der nichtlinearen Stabilitätstheorie können Wechselwirkungseffekte erfaßt werden. Zur Zeit wird untersucht, welche Wechselwirkungsvorgänge beim ATTAS Flugversuch überhaupt auftreten können. Anschließend soll untersucht werden welche Anfangsamplituden nötig sind, um die Wechselwirkungseffekte einzuleiten. Das erlaubt Rückschlüsse auf minimale Störampplituden, die durch Rezeptivitätseffekte in die Grenzschicht eingebracht werden müssen.
------	---



Wechselwirkung einer TS-Welle mit einem schwachen Querströmungswirbel



Beispiel einer subharmonischen Resonanz

Literatur

- G. Schrauf Transition prediction using different linear stability analysis strategies. AIAA-Paper 94-1848, 12th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Colorado Springs, CO, USA, June 1994.
- G. Schrauf Evaluation of transition in flight tests using nonlinear PSE analysis. AIAA-Paper 95-1801, 13th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Diego, CA, USA June 1995, 312-321.
- T. Herbert
G. Schrauf Crossflow-dominated transition in flight tests. Accepted for 34th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, 1996.

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung von Tragflügeln
Fachkreis

Ansprechpartner W. Schröder

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2112

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: ea40@beahp1.ea.bs.dlr.de

weitere Partner

Thema Erste Ergebnisse der Stabilitätsuntersuchungen der F100 Flugversuche

Ausgangssituation:

Im Rahmen des ELFIN Programmes wurden im Jahre 1991 Flugversuche mit einem Laminarhandschuh an einer F100 durchgeführt. Stabilitätsanalysen sind derzeit Gegenstand von Task 2.2 im Programm ELFIN II.

Ziel:

Vergleich der von den Europäischen Partnern verwendeten linearen, lokalen Verfahren.

Vergleich verschiedener Integrationsstrategien.

Korrelation von Stabilitätsanalyse und Experiment.

Lösungsweg:

Gemeinsame Ausgangsbedingungen sind von Dornier berechnete Grenzschichtparameter für ausgewählte Flug- und Windkanalversuche [1].

Die folgenden 4 linearen, lokalen Stabilitätsverfahren

SALLY
COSALX
Castet
COAST 2

finden Anwendung.

4 verschiedene Integrationsstrategien werden betrachtet:

- 1) Envelop Methode
- 2) Vorgabe fester Frequenzen und fester Wellenausbreitungsrichtungen
- 3) Vorgabe fester Frequenzen und fester Wellenzahlen
- 4) Vorgabe fester Frequenzen und fester Wellenlängen.

Ergebnis:

Die bisher erzielten Ergebnisse der Arbeitsgruppe werden vorgestellt, wobei ausführlich auf die Strategien 2 und 4, an denen die DLR beteiligt ist, eingegangen wird:

- Detailuntersuchungen zur N-Faktor Integration der unterschiedlichen Verfahren
- Einfluß von Kompressibilität und Krümmung
- Vorstellung der Ergebnisse und Vergleiche der 4 Strategien
- Einteilung in Prioritätsklassen
- Korrelation der Stabilitätsergebnisse mit den Flugparametern.

Derzeit beschäftigt sich die Arbeitsgruppe zusätzlich mit der Auswertung von 10 ausgewählten S1Ma Windkanaluntersuchungen mit Absaugung (Hybridlaminarisierung) an einem VFW 614 Halbmodell aus dem Jahre 92 [2]. Auf diese Stabilitätsergebnisse wird soweit eingegangen, wie diese bis zum Workshop vorliegen.

Literatur:

- [1] Stock H.W.: Boundary layer computations for
 - 22 first priority F-100 free flight-test cases, ELFIN TR No 172
 - 10 first priority S1 wind tunnel testcases, ELFIN TR No 175
- [2] Garcon, F.: ELFIN project tests on a hybrid-laminarity wall-mounted wing in S1Ma wind tunnel test section N° 1 - 42.6 m², ELFIN TR No 42.

weiteres Vorgehen:

Datenbasismethode unter Task 2.3.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung von Tragflügeln		
Ansprechpartner	Dr. B. Stahl		
Institution	DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abt. WK-KK		
Adresse	Linder Höhe D-51147 Köln	Telefon	02203/601-2297
		Telefax	02203/695961
Thema	Druckmessungen und Infrarotmessungen am Laminarprofil NLF(2)-0415.		
Ausgangssituation	Im Rahmen einer Kooperation der NASA, der Universität Stuttgart und der DLR wurde ein Laminarprofil entwickelt, das bei Unterschall-Machzahlen eine weitgehend natürliche laminare Grenzschichtströmung besitzt. In experimentellen Untersuchungen an geometrisch ähnlichen Laminarprofilen wurden am TWB, Braunschweig, die aerodynamischen Beiwerte bis zur Reynoldszahl $Re = 6 \cdot 10^6$ bestimmt.		
Ziel	Das Ziel der am Kryokanal Köln durchgeführten Messungen war es die aerodynamischen Beiwerte entsprechend den Auslegungskriterien des Profils bei hohen Reynoldszahlen zu messen.		
Lösungsweg	Das bei der DLR, Braunschweig, aus CFK gefertigte Laminarprofil wurde in der Meßstrecke des Kryokanals senkrecht montiert und in 8 Temperaturstufen von 300K auf 100K abgekühlt. Zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte wurden Druckmessungen sowohl entlang der Profilkontur, als auch im Nachlauf des Profils mit einem Rechen im Reynoldszahlbereich $1.7 \leq Re \cdot 10^6 \leq 24$ und Machzahlbereich $0.1 \leq Ma \leq 0.35$ durchgeführt. Darüber hinaus wurden zur Visualisierung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags Thermogramme mit einer Infrarotkamera bei Umgebungstemperatur aufgenommen.		

Ergebnis

Aus den Druckmessungen bei konstanter Reynoldszahl geht hervor, daß der Einfluß der Machzahl auf die Auftriebsbeiwerte des Laminarprofils sehr gering ist. Hingegen ist ab der Reynoldszahl $Re=10 \cdot 10^6$ ein Anstieg der Auftriebsbeiwerte festzustellen, Bild 1.

Bild 2 zeigt den für Laminarprofile charakteristischen C_A/C_W -Verlauf bei kleiner Reynoldszahl. Die simultan zu den Druckmessungen bei Umgebungstemperatur durchgeführten Infrarotmessungen zeigen anschaulich den laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag durch einen ausgeprägten Temperaturanstieg bei fast 80 % Profiltiefe.

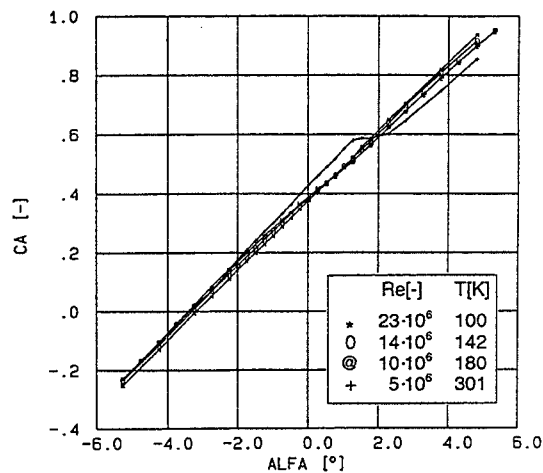


Bild 1: Auftriebsbeiwerte C_A als Funktion des Anstellwinkels α für verschiedene Reynoldszahlen, ($Ma=0.3$).

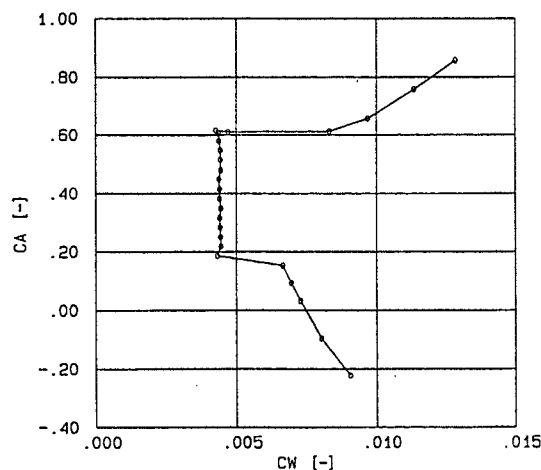


Bild 2: Auftriebsbeiwerte C_A in Abhängigkeit vom Widerstandsbeiwert C_W , ($Ma=0.3$, $Re=5 \cdot 10^6$, $T=300K$).

Literatur

Becker, W., Kronen, R., Stahl, B.:
Druckmessungen und Infrarotmessungen am Laminarprofil NLF(2)-0415 im Kryokanal Köln der DLR.
DLR-IB-39114-95A04, Köln-Porz (1995)

Datum

15. September 1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Dipl.-Ing. J. Stilla (e-mail: joachim.stilla@dlr.de)

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630
Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner D. Rocher, Dr. F. Monnoyer, Universität Valenciennes, Frankreich

Thema Untersuchungen zur Laminarhaltung von SCT-Tragflügeln

Ausgangssituation

Tragflügel zukünftiger SCT-Konfigurationen (Supersonic Commercial Transport) werden zumindest im Bereich des Innenflügels mit abgerundeter Unterschallvorderkante ausgelegt. Als Folge dessen ist es möglich, die bei der Umströmung der Nase entstehende Saugkraft im Überschallbetrieb auszunutzen. Der Außenbereich des Flügels hat dagegen meistens eine Überschallvorderkante. Durch die daraus folgende Erhöhung der Streckung ist eine Verbesserung der subsonischen Flugleistungen verbunden. Um den Wellenwiderstand bei Überschallbetrieb klein zu halten, muß der Nasenradius ebenfalls klein sein.

Hinsichtlich Laminarhaltung weist der Innenflügel prinzipiell die vom Transschallflügel bekannten Probleme auf. Es müssen attachment-line Transition, Querströmungsinstabilitäten (CF) und Tollmien-Schlichting Instabilitäten (TS) beherrscht bzw. kontrolliert werden. Aufgrund der hohen Reynolds-Zahlen ($Re_\infty \approx 200 \times 10^6$) und der ungleich höheren Vorderkantenpfeilung ($\lambda > 60^\circ$) ist jedoch zu erwarten, daß die Laminarisierung des Innenflügels im Vergleich zum Transschall bedeutend schwerer zu realisieren ist. Positiv zu bewerten ist allein die Tatsache, daß der Kompressibilitätseffekt beim Übergang von $Ma_\infty = 0.85$ zu $Ma_\infty = 2$ dämpfend auf die Tollmien-Schlichting Instabilitäten wirkt. Der Außenflügel bietet im Gegensatz zum Innenflügel deutlich mehr Potential. Aufgrund des sehr kleinen Nasenradius ist nämlich zu erwarten, daß die Attachment-Line Transition keine große Rolle spielt. Nimmt man unter Vernachlässigung der Stumpfheit an, daß die Vorderkante idealerweise als scharfer Keil ausgeführt ist, können Querströmungsinstabilitäten lediglich als Folge der von der viskosen Wechselwirkung induzierten Druckgradienten entstehen. Derartige Instabilitäten wurden bisher jedoch nicht gefunden [1].

Ziel

Es stellt sich die Frage, wie die Druckverteilung für den Außenflügel im Hinblick auf Laminarhaltung gestaltet werden muß. Insbesondere ist zu klären, welchen Einfluß die Größe des Druckgradienten (bei realistischem Drucksprung und realistischen Anströmungsbedingungen) auf die Transitionslage hat.

Lösungsweg

Zu diesem Zweck ist ein unendlich schiebender Flügel mit typischer Überschallprofilierung (symmetrisches Keil-Platte-Keil Profil) untersucht worden. Die Verschiebung der Keil-Platte Expansion erlaubt die Anpassung des Profils an unterschiedliche Entwurfsbedingungen, woraus sich unterschiedliche Drucksprünge am Übergang Keil-Platte ergeben. Der vorgegebene Drucksprung kann schließlich durch ver-

schieden starke Gradienten realisiert werden, indem der Übergang Keil-Platte mittels Kreisbögen unterschiedlicher Radien abgerundet wird. **Bild 1** zeigt die mit einer Shock-Expansion Methode berechnete Druckverteilung und das entsprechende Profil für SCT-typische Entwurfparameter ($Ma_\infty=2$, $\lambda=50^\circ$, $c_l=0.1$, $L/D=18$, Dicke $t/c=2\%$). Die Breite der Schulter beträgt 3% Lauflänge, der Anstellwinkel ist $\alpha=1,61^\circ$.

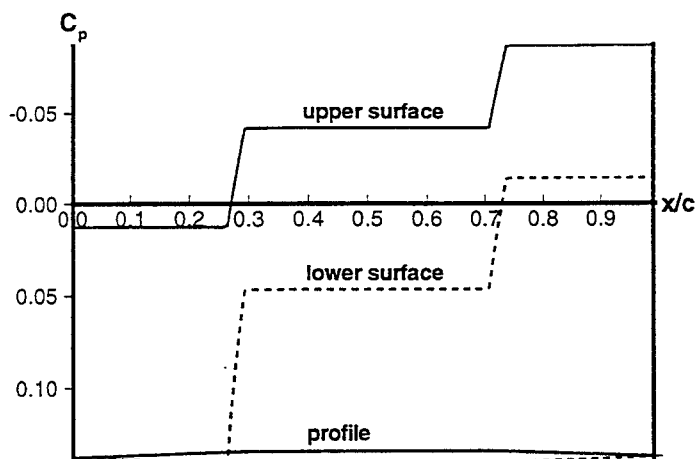


Bild 1 Druckverteilung und Profil

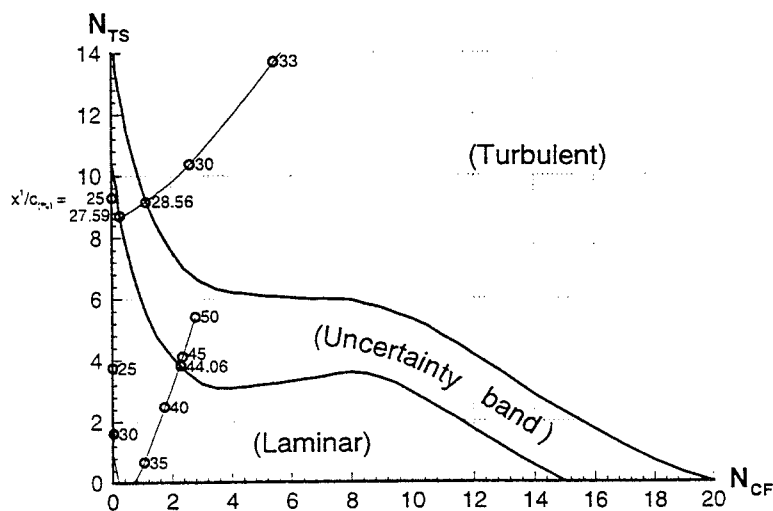


Bild 2 N_{TS}/N_{CF} -Trajektorien mit und ohne Absaugung

Zusätzlich zu diesem Fall ist ein Fall mit vergleichsweise schwachem Druckgradienten untersucht worden (Schulterbreite 27% Lauflänge). Sämtliche Untersuchungen sind auf der Oberseite durchgeführt worden.

Für die Berechnung der viskosen Lösung ($Re_\infty=63 \times 10^6$ im Außenbereich) ist das Grenzschichtverfahren SOBOL verwendet worden [2]. Um auch Absaugung in die Untersuchungen einbeziehen zu können, wurde SOBOL entsprechend erweitert und für Fälle mit Absaugung validiert [3].

Zunächst ist für beide Fälle auf der Basis der Grundströmung ohne Absaugung eine lineare, lokale Stabilitätsanalyse mit dem Verfahren COSMET durchgeführt worden [4]. Die Transitionsvorhersage geschah mittels der N_{TS}/N_{CF} -Methode, wobei als Transitionskriterium ein von Boeing erstelltes und verwendetes Transitionsband Verwendung fand [5].

Ergebnis

Die Untersuchungen haben ergeben, daß das Profil mit dem starken Druckgradienten geeigneter für Laminarisierung zu sein scheint. Als Folge dessen ist dieses Profil ebenfalls mit Absaugung untersucht worden. Das Transitionsband in **Bild 2** zeigt, daß es in diesem Zusammenhang vor allen Dingen wichtig ist, schon auf dem Keil die N_{TS} Faktoren so klein als möglich zu halten. Absaugung wurde daher nicht nur auf der Schulter ($c_q=-1 \times 10^{-3}$), sondern auch auf einem 15% langen Abschnitt des Keils ($c_q=-1 \times 10^{-4}$) angewendet. Ein Vergleich der N_{TS}/N_{CF} -Trajektorien mit und ohne Absaugung ergibt, daß die Transition mit dieser, noch nicht optimalen Absaugeverteilung bereits um ca. 20% stromab verschoben werden kann.

Literatur

- [1] Stilla, J.: „Stability and transition of the flow field around a generic supersonic wing configuration with supersonic leading edge.“, FED-Vo. 224, Transitional and Turbulent Compressible Flows, ASME, 1995
- [2] Monnoyer, F.: „SOBOL MK 2.7 Handbook.“, UVHC-LMF-NT-001, Universität Valenciennes, France, 1994
- [3] Rocher, D.: „Integration and validation of boundary-layer suction in SOBOL and application to laminarization of a supersonic swept wing.“, DLR-IB 129-95/16, Braunschweig, 1995
- [4] Simen, M.: „COSMET, a DLR-DORNIER computer program for compressible stability analysis with local metric.“, DLR-IB 221-91 A 09, Göttingen, 1991
- [5] Boeing Commercial Airplane Company: „Application of laminar flow control to supersonic transport configurations.“, NASA CR 181917, 1990

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Werner Würz, Prof. Dr.-Ing. Siegfried Wagner	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart	
Adresse	Paffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon: (0711) 6853424 Telefax: (0711) 6853438
weitere Partner		
Thema	Experimentelle Untersuchungen zur Störungsanfachung in anliegenden Grenzschichten und Ablöseblasen	
Ausgangssituation	Zur Bestimmung der Umschlagslage an Tragflügelprofilen wird weitgehend die e^n -Methode verwendet. Im Vergleich mit Windkanalmessungen zeigen berechnete Polaren (XFOIL) z.T. erhebliche Abweichungen von den gemessenen Werten (Bild 1). Dies wird oft auf die Unsicherheit im anzusetzenden n -Faktor zurückgeführt (Werte von $n=7-15$ werden zu einer besseren Korrelation benutzt). Gleichzeitig besteht nur geringe Kenntnis über die Umschlagsentwicklung unter „natürlichen“ Bedingungen, d.h. ohne gezielte Störungseingabe mit einer dominanten Frequenz. Besonders zum Umschlag in laminaren Ablöseblasen liegen kaum detaillierte Messungen vor.	
Ziel	Genauere Kenntnis der Umschlagsentwicklung in anliegenden, verzögerten Grenzschichten und laminaren Ablöseblasen. Von besonderem Interesse ist dabei die Entwicklung unter „natürlichen“ Bedingungen, d.h. mit einem breiten Band von Tollmien-Schlichting Frequenzen, die eine selektive Anfachung und Dämpfung durchlaufen. Vergleich der Störungsanfachung mit der linearen Stabilitätstheorie mit dem Ziel, Rückschlüsse in Bezug auf die Umschlagsvorhersage mit e^n -Methoden ziehen zu können.	
Lösungsweg	Im Laminarwindkanal des IAG wurden detaillierte Hitzdrahtmessungen an einer verzögerten Grenzschicht ($H_{12} \cong 2.8$) und einer laminaren Ablöseblase ($H_{12max} \cong 6$) durchgeführt. Der Windkanal ist aufgrund seines Turbulenzgrades ($Tu < 0.02\%$) sowie des Frequenzspektrums (keine meßbaren Amplituden $> 200\text{Hz}$, TS-Frequenzen bei ca. 1000Hz) ideal geeignet. Durch speziell abgestimmte, rauscharme Filter und Meßtechnik konnte eine sehr hohe Auflösung erreicht werden. Das meßbare Amplitudenverhältnis A_{max}/A_{min} beträgt ca. 1800 ($n \cong 7.5$). Typischerweise wurden 30 Meßpunkte pro Grenzschichtprofil aufgenommen, die Schwankungsamplitude einer Frequenzanalyse unterzogen und damit Eigenfunktionen für die TS-Frequenz bestimmt. Die Ermittlung von Anfachungsraten α_i erfolgt dann entlang der Maxima der Eigenfunktion für die jeweilige Frequenz und nicht, wie früher oft üblich, im $RMS_{Maximum}$ der gesamten Schwankungsamplitude. Die theoretischen Anfachungsraten werden anhand der gemessenen Grenzschichtprofile mit einem Orr-Sommerfeld-Solver berechnet.	

Ergebnisse

Die gemessenen Eigenfunktionen der TS-Frequenz zeigen für die verzögerte Grenzschicht ein größeres Maximum auf Höhe des Wendepunktes des Grenzschichtprofils, als nach der linearen Theorie zu erwarten ist. Genauere Analysen zeigen, daß dieses Maximum auf einen Anteil von schrägläufigen TS-Wellen zurückzuführen ist. Die Häufigkeit der TS-Wellen über dem Schräglaufwinkel entspricht dabei in etwa einer Gauss-Funktion. Die gemessenen Anfachungsraten sind in Übereinstimmung mit der linearen Stabilitätstheorie (Bild 2).

Die gemessenen Eigenfunktionen in einer Ablöseblase zeigen am oberen Blasenrand ein zusätzliches Maximum, das von der Theorie nicht wiedergegeben wird. Das Maximum innerhalb der Ablöseblase wird zu groß berechnet (Bild 3). Die gemessenen Anfachungsraten liegen etwas über den nach der linearen Theorie berechneten.

Im Vergleich mit Falkner-Skan-Profilen mit gleichem Formparameter H_{12} werden deutlich höhere Anfachungsraten erreicht.

Die Verwendung von Hüllkurvenverfahren (implementiert in XFOIL) zur Bestimmung von n-Faktoren ist je nach Grenzschichtentwicklung mit erheblichen Fehlern verbunden. Deutlich bessere Ergebnisse werden mit e^n -Tabellenverfahren (bei anliegenden Grenzschichten) bzw. mit direkten Stabilitätsanalysen erzielt (Bild 1).

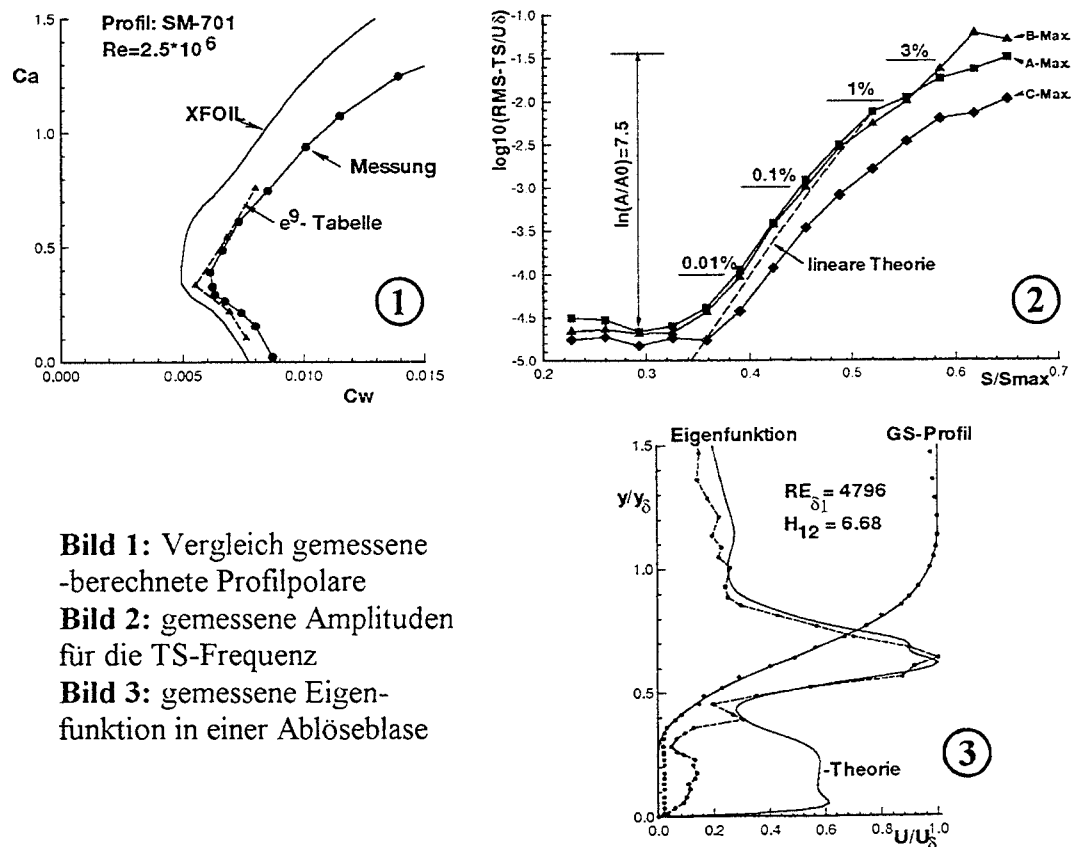


Bild 1: Vergleich gemessene
-berechnete Profilpolare

Bild 2: gemessene Amplituden
für die TS-Frequenz

Bild 3: gemessene Eigen-
funktion in einer Ablöseblase

Literatur

Würz, W. (1995), Dissertation Universität Stuttgart
Wubben, F.J.M. (1991) Report LR-604 TU-Delft

weiteres Vorgehen

Experimentelle Untersuchungen zur Rezeptivität anliegender und abgelöster 2-dimensionaler Grenzschichten. Untersucht werden soll der Einfluß von Oberflächenstörungen (vor- und zurückspringende Stufe, wellige bzw. rauhe Wand) auf die Umsetzung langwelliger Außenstörungen, Schall und Turbulenz in der Anströmung, in kurzwellige Tollmien-Schlichting Wellen

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis**

HYPERSCHALL

Ansprechspartner W. H. Beck, T. Müller, M. Rosenhauer, M. Wollenhaupt

Institution DLR, SM-SK-ATD

Adresse	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	Telefon	0551 7092470
		Telefax	0551 7092870
		email	walter.beck@dlr.de

Weitere Partner

Thema Spektral- und räumlich-aufgelöste LIF Messungen am HEG

Ausgangssituation Der HEG liefert Gasströmungen, die sich nicht im chemischen und möglicherweise auch im inneren Nichtgleichgewicht befinden und deren Zustände bislang nur mit Modellberechnungen geschätzt werden konnten. Außerdem sind die Strahlungseigenschaften des Testgases im HEG nicht bekannt.

Ziel Um die HEG-Gaszustände, in der freien Anströmung wie auch um ein Testmodell, charakterisieren zu können und dadurch den Einfluß von Realgaseffekten auf die Aerodynamik zu bestimmen, ist es nötig, eine möglichst störungsfreie Meßmethode anzuwenden.

Lösungsweg In den letzten Jahren ist eine Laser-Induzierte-Fluoreszenz-Apparatur aufgebaut und an verschiedenen Anlagen (Vakuumwindkanal, Plasmakanal, Wasserstoffantriebsbrenner, Stoßkanal) getestet worden. Mit Hilfe dieser Apparatur werden spektral-aufgelöste und 2d-räumliche Fluoreszenzbilder aufgenommen, die durch Laseranregung des vorhandenen oder zugeführten Moleküles Stickoxyd (NO) entstehen. Das Ziel ist es, dieser Bilder auszuwerten und dadurch Temperaturen in dem strömenden Gas zu bestimmen. Bei den ersten Einsätzen am HEG, die durch die kurze Meßzeit und die extremen Gasbedingungen (sehr hohe Temperaturen im Modellstaubereich) erschwert waren, sind Ergebnisse im Staubereich des Raumgleitermodells HERMES, im Nachlauf eines stumpfen Körpers und an den Flügeln des japanischen Raumgleiters HOPE erzielt worden.

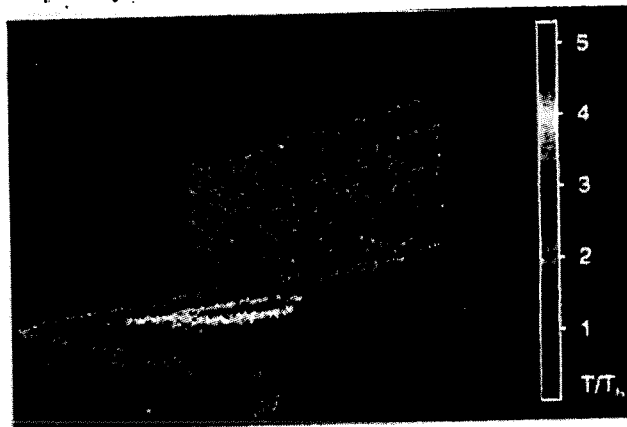
Ergebnis *HERMES*. Der Staubereich des HERMES-Modells wurde mit Hilfe von spektral-aufgelöster LIF untersucht. Obwohl NO-Fluoreszenzsignale in der freien Anströmung erreicht worden sind, war die Strahlung des heißen Gases hinter dem Bugstoß so stark, daß die Fluoreszenzsignale komplett überlagert worden sind. Der Staubereich vor dem Modell bleibt weiterhin ein Problemgebiet für LIF.

Stumpfer Körper. Hier ist der Temperaturverlauf (nur relative Temperaturänderungen) an zwei Stellen im Nachlauf bestimmt worden. Durch die sehr starke Strahlung im Staubereich vor dem Modell, die durch Streuung auch im Nachlauf noch sichtbar war (!), waren die aufgenommen planaren Messungen nicht als Temperaturen auswertbar. **HOPE.** In diesen Auftragsmessungen für Kawasaki Heavy Industries, die bei der Entwicklung des japanischen Raumgleiters involviert sind, wurden mit Hilfe von planaren NO Fluoreszenzbildern die Wechselwirkungen des Bugstoßes mit dem Ansatz und der Spitze des Modellflügels aufgenommen. In einem Fall war es möglich, eine relative Temperaturverteilung an der Flügelspitze zu bestimmen (siehe Bild).

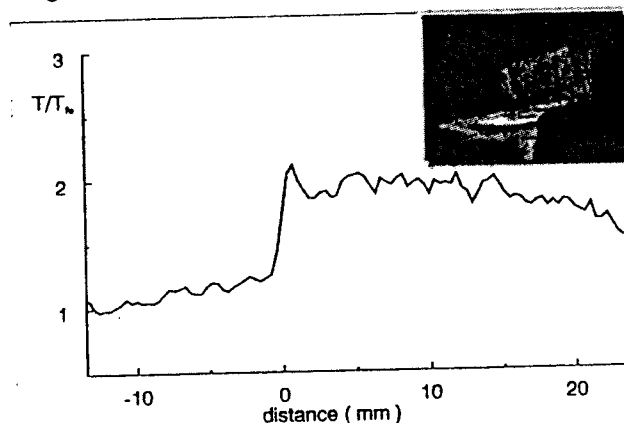
Temperature distribution relative to the free stream value T_∞ arising from overlap of two LIF images

HEG# 195: Power Delta Model (pitch=35°, yaw=0°), condition 1

a) 2-D spatially resolved with overlap of modelshape



b) averaged temperature profile



M. Wollenhaupt, M. Rosenhauer, T. Müller and W. Beck

These LIF measurements on HOPE were performed under contract to Kawasaki Heavy Industries

Weiteres Vorgehen

Weitere Versuche im Kanal und in einer Testzelle sind nötig, um Probleme mit der starken Strahlung und mit der quantitativen Auswertung zu lösen..

Datum

September, 1995.

Mitteilung

**Projektgruppe /
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Dr. H. Bestek, W. Eißler

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon (0711) 685-3405

Telefax (0711) 685-3438

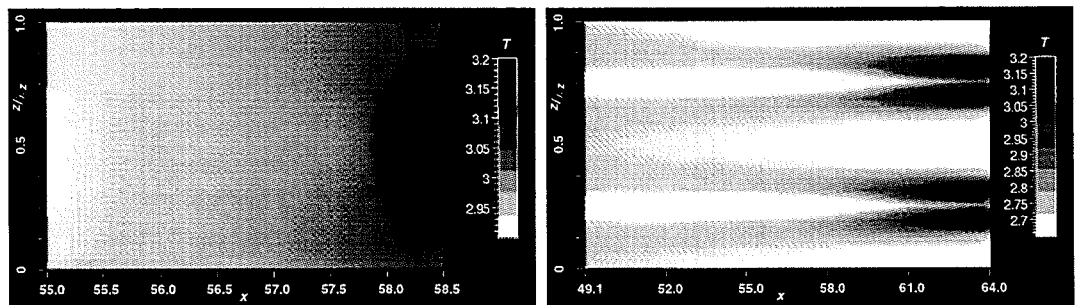
Thema Grenzschichtumschlag bei Überschallströmung

Ausgangssituation Der laminar-turbulente Umschlagprozeß in kompressiblen Überschall- und Hyperschall-Grenzschichten ist noch weitgehend unbekannt. Dies gilt sowohl für den Problemkreis der Störерzeugung (Rezeptivität) als auch für die Entwicklung der dann in der Grenzschicht vorhandenen Störungen. Bisher lassen sich nur für die erste Phase des Umschlagprozesses, nämlich die Anfachung linearer Störungen, gewisse Aussagen mit Hilfe der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie machen.

Ziel Erforschung der nichtlinearen, zwei- und dreidimensionalen Stadien des Umschlagprozesses in Überschallgrenzschichten zunächst für Machzahlen bis ungefähr $Ma = 5$. Ziel ist es, die physikalisch relevanten Umschlagvorgänge in Überschallgrenzschichten und die Unterschiede der Transitionslage in Windkanal- und Flugexperimenten zu verstehen. Dieses Verständnis ist eine Voraussetzung für die Erstellung verbesserter Umschlagkriterien, die für Entwurfszwecke benötigt werden.

Lösungsweg Direkte numerische Simulation der Stromabwärtsentwicklung von Störwellen in 2D Platten-grenzschichten bei Überschallaußenströmung. Dabei kann auf einem Differenzenverfahren zur Lösung der instationären kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen (ergänzt durch die Kontinuitätsgleichung, die Energiegleichung und die thermische Zustandsgleichung) aufgebaut werden, das zur Untersuchung der räumlichen Ausbreitung von zwei- und dreidimensionalen Störwellen in kompressiblen Plattengrenzschichten bei transsonischen Machzahlen entwickelt und erfolgreich eingesetzt wurde. Dieses Verfahren wurde für höhere Machzahlen angepaßt.

In vorhergehenden Untersuchungen wurde der Einfluß der Anströmtemperatur wie sie typisch für Windkanalversuche bzw. Freiflugexperimente untersucht. Hierbei zeigte sich, daß das Instabilitätsgebiet im Fall hoher Anströmtemperatur (Freiflugbedingungen) sich deutlich von dem bei niedriger Anströmtemperatur (Windkanalbedingungen) unterscheidet. Dies hat zur Folge, daß unter Freiflugbedingungen der Transitionsmechanismus eindeutig von der Frequenz der Instabilitätsstörungen abhängig ist. Mit hochaufgelösten direkten numerischen Simulationen wurden deshalb Untersuchungen zum Fundamentalumschlag infolge von hochfrequenten 2.-Mode-Störungen ($f \approx 91,7 \text{ kHz}$) und zum Schrägen Umschlag (Oblique Break-down) infolge von niederfrequenten 1.-Mode-Störungen ($f \approx 9,2 \text{ kHz}$) durchgeführt. Die sich dabei ausbildenden transitionellen Grenzschichten weisen in beiden Fällen deutliche Unterschiede auf. Im Fall des Schrägen Umschlags wird die Transition von dreidimensionalen Störungen dominiert und erstreckt sich über einen deutlich längeren Bereich als beim Fundamentalumschlag, der von zweidimensionalen Störungen dominiert wird. Dies erkennt man in den dargestellten mittleren Wandtemperaturverteilungen. Im Fall des Fundamentalumschlags stellt sich im Transitionsbereich eine zunächst stetige und nahezu gleichmäßige Temperaturerhöhung ein, die dann abgelöst wird durch eine keilförmige und sehr rasche Temperaturerhöhung. Im Fall des Schrägen Umschlags bilden sich Ebenen mit starkem Temperaturanstieg (z.B. $z = 0,25\lambda_z$) und Ebenen mit abfallender Temperatur (z.B. $z = 0,5\lambda_z$) aus. Es bilden sich also Streifen (streaks) aus, in denen zuerst Turbulenz einsetzt.



Verteilung der stationären Wandtemperatur für Fundamentalumschlag (links) und Schrägen Strömungsumschlag (rechts).

Literatur

W. Eißler und H. Bestek: Spatial Numerical Simulations of Linear and Weakly-Nonlinear Wave Instabilities in Supersonic Boundary Layers, to appear in *Theoret. Comput. Fluid Dynamics*, 1996.

W. Eißler und H. Bestek: Numerical simulations of initial transition in Mach 4.8 boundary layers at wind-tunnel and flight conditions, *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.*, **19**, pp. 228-235, 1995.

W. Eißler und H. Bestek: Wall-temperature effects on transition in supersonic boundary layers investigated by direct numerical simulations, in *Proceedings of the Colloquium on Transitional Boundary Layers in Aeronautics*, (J.L. van Ingen, R.A.W.M. Henkes, eds.), Elsevier Science Publishers, Amsterdam, 1996.

weiteres Vorgehen

Untersuchung der Transition bei Anströmmachzahlen bis $Ma = 8$ von Plattengrenzschichten und spitzen Kreisgegnen.

Förderung durch:
DFG – SFB 259, Teilprojekt C4

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. S. Brück		
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551)-709-2267
		Telefax	(0551)-709-2446

weitere Partner

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

Thema

Numerische Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen

Ausgangssituation

Beim Wiedereintritt eines wiederverwendbaren Flugkörpers in die Atmosphäre bildet sich eine Stoßwelle, welche stromab in Wechselwirkung mit einer abgelösten Stoßwelle vor einem Flügel oder Leitflügel tritt. In Abhängigkeit der beiden Stöße zueinander entstehen unterschiedliche Stoßkonfigurationen, die lokal zum Teil sehr hohe Lasten auf der Oberfläche hervorrufen und zu Beschädigungen führen können.

Ziel

Der Gedanke dieser Arbeit ist es, Unterschiede zwischen der Klassifizierung von Stoß-Stoß Wechselwirkungen, wie sie für kalte Hyperschallströmungen bekannt ist (siehe [3]), und chemisch reagierenden Strömungen unter Wiedereintrittsbedingungen aufzuzeigen.

Lösungsweg

Zur Validierung des numerischen Simulationsverfahrens NSHYP (siehe [4] und [1]) wurden bereits Vergleichsrechnungen von zweidimensionalen Modellströmungen unter verschiedenen Windkanalbedingungen durchgeführt. Das Verfahren soll nun für ähnliche Modellströmungen unter Freiflugbedingungen angewendet werden, wobei der Einfluß verschiedener Randbedingungen untersucht werden soll.

Ergebnis

In Abbildung 1 und 2 ist das berechnete Strömungsfeld für unterschiedliche Modellierungen des Fluids (ideales Gas, chemisches und thermisches Nichtgleichgewicht) dargestellt. Eine einfallende Stoßwelle, welche am Einströmrand vorgegeben wird, trifft auf die abgelöste Kopfwelle vor einem Zylinder. Trotz der unterschiedlichen Stoßabstände sieht das Wechselwirkungsgebiet für beide Simulationen sehr ähnlich aus. Am Trippelpunkt, wo sich

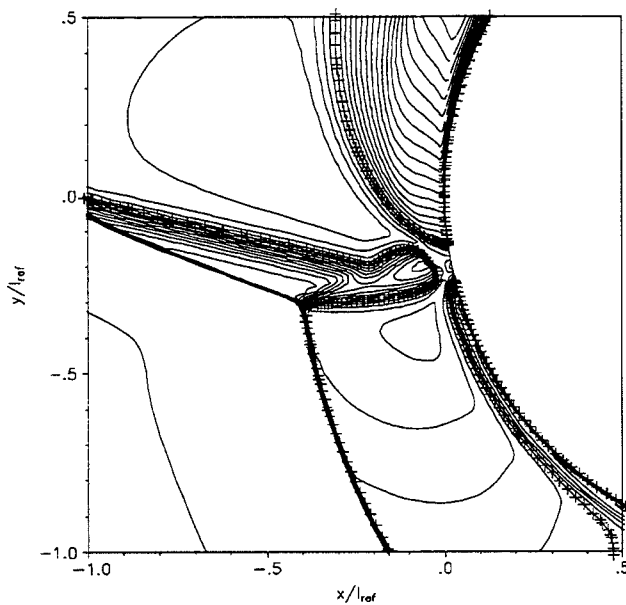


Abbildung 1: Isolines der Machzahl $\Delta M = 0.2$ als Ergebnis einer Simulation unter Annahme eines idealen Gases.

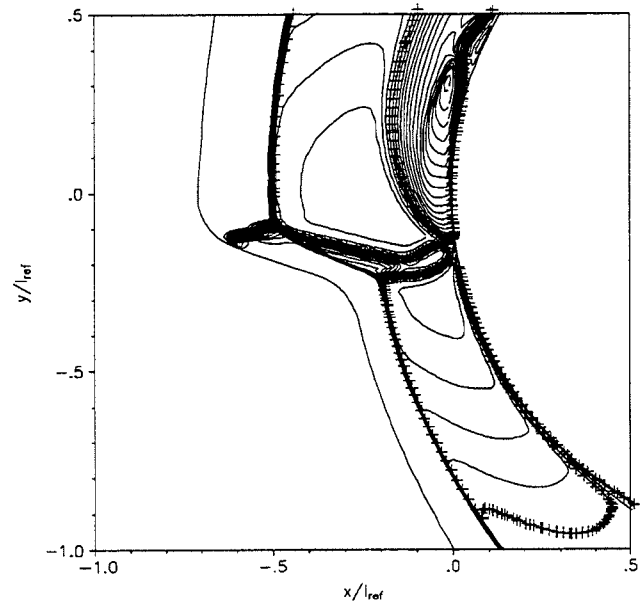


Abbildung 2: Isolines der Machzahl $\Delta M = 0.2$ als Ergebnis einer Simulation unter der Annahme chemischen und thermischen Nichtgleichgewichts.

einfallender Stoß und Kopfstoß treffen bildet sich eine Scherschicht und ein schwacher Stoß, welcher an einem weiteren Trippelpunkt mit dem untern Teil des Kopfstoßes wechselwirkt. Hinter dem schwachen Stoß bildet sich ein Überschallfreistrahle der bevor er auf die Wand trifft über ein starken Stoß in den Unterschall übergeht. Durch die Vorverdichtung über schwache Stöße werden sehr hohe Druck- und Wärmelasten beobachtet. Für die beiden Modellierungen wurden bereits weitere Rechnungen bei verschiedenen Positionen des einfallenden Stoßes durchgeführt, welche in [2] vorgestellt wurden.

Literatur

- [1] G. Brenner. Numerische Simulation von Wechselwirkungen zwischen Stößen und Grenzschichten in chemisch reagierenden Hyperschallströmungen. DLR-FB 94-04, Göttingen, 1994.
- [2] S. Brück. Investigation of Shock-Shock Interactions in Hypersonic Reentry Flows. In *Proceedings of the 20th International Symposium on Shock Waves*, Pasadena, USA, 1995.
- [3] B. Edney. Anomalous Heat Transfer and Pressure Distributions on Blunt Bodies at Hypersonic Speeds in the Presence of an Impinging Shock. FFA Report 115, Stockholm, 1968.
- [4] S. Riedelbauch. Aerothermodynamische Eigenschaften von Hyperschallströmungen über strahlungsadiabate Oberflächen. DLR-FB 91-42, Göttingen, 1992.

weiteres Vorgehen

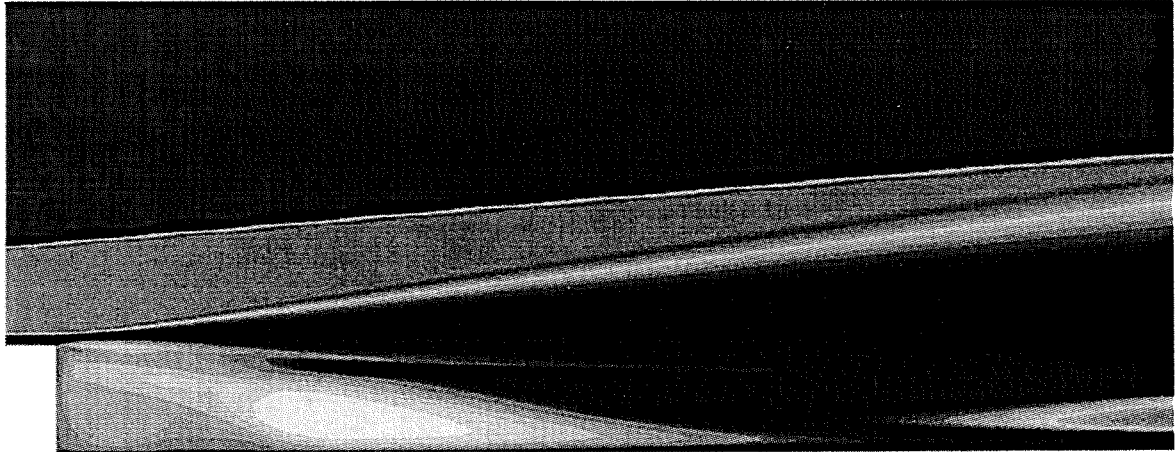
Die erzielten Ergebnisse sollen noch durch Rechnung mit anderen Randbedingungen vervollständigt werden. Ein Aspekt ist dabei der Einfluß der Wandkatalyse auf die strahlungsadiabate Wandtemperatur.

MITTEILUNG

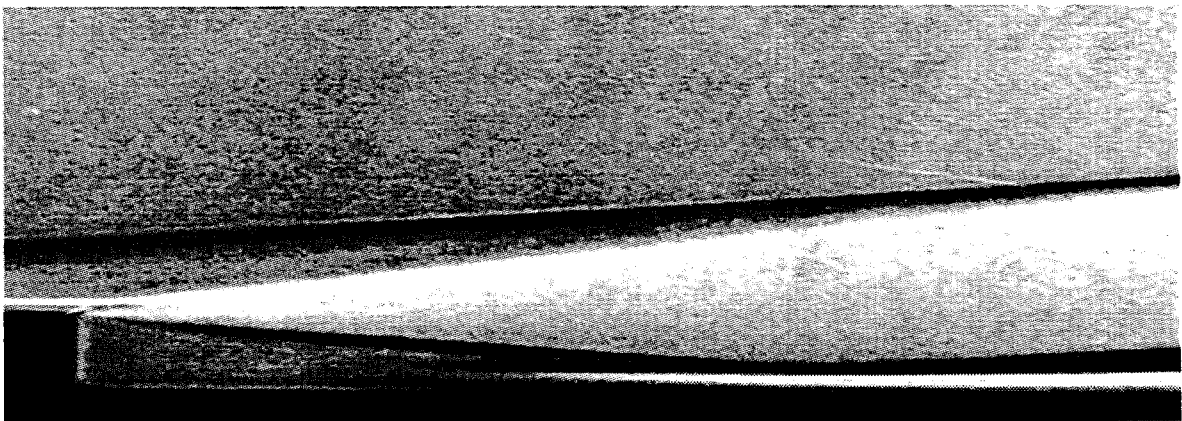
Projektgruppe Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	I. M. G. Grotowsky, J. Ballmann
Institution	Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik der RWTH Aachen
Adresse	Templergraben 64 52062 Aachen
	Telefon: 0241 80 4636 Telefax: 0241 8888 126 E-Mail: ip010gr@lufmech.rwth-aachen.de
Thema	Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $M > 1$ (SFB 253, TP C3)
Ausgangssituation	Lösung der 2-D Navier-Stokes-Gleichungen für Luft, die als Gemisch thermisch perfekter und kalorisch imperfekter Gase modelliert wird, laminare Strömungen
Ziel	Berechnung dreidimensionaler Außen- und Innenströmungsprobleme bei super- und hypersonischen Flugbedingungen
Lösungsweg	Im Verfahren werden alle partiellen Ortsableitungen mittels der Finite-Volumen-Methode diskretisiert, womit ein hohes Maß an Kompatibilität zwischen den einzelnen Komponenten erreicht wird. Für den konvektiven Anteil der Gleichungen wird das Godunov-Typ-Verfahren nach Harten/Yee benutzt. Herzstück ist der Riemannlöser von Roe in einer Verallgemeinerung für kalorisch nicht perfektes Gas. Im diffusiven Anteil werden die zweiten partiellen Ortsableitungen durch zentrale Differenzen approximiert. Die Genauigkeitsordnung der Zeitintegration, die hier implizit formuliert ist, beträgt in Abhängigkeit vom zu untersuchenden Strömungsproblem entweder eins oder zwei [1]. Um komplexe Geometrien behandeln zu können, ist das Verfahren als Block-Algorithmus aufgebaut. Dies erlaubt ferner die parallele Bearbeitung der einzelnen Gitterpartitionen auf verschiedenen Prozessoren einer Mehrprozessormaschine (SNI VPP500/4).
Literatur	[1] Grotowsky, I. M. G., "Ein numerischer Algorithmus zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen bei Über- und Hyperschallmachzahlen", Dissertation RWTH Aachen, 1994

AG STAB

Ergebnis



Berechnetes Dichtefeld der Strömung um eine rückspringende Stufe der Länge 0.05m und der Höhe 0.006m, Anströmbedingungen: $M_\infty = 8.08$, $Re/m = 3.23 \times 10^6$, $T_\infty = 117.0K$ $p_\infty = 492.0 \frac{N}{m^2}$ und $\alpha = -15^\circ$.



Schlierenaufnahme der Strömung um die rückspringende Stufe
(beide Abbildungen sind nicht maßstäblich)

weiteres Vorgehen weitere experimentelle Validierung des Verfahrens, Turbulenzmodellierung mit einem Mehrgleichungsmodell, Implementierung von Konvergenzbeschleunigungstechniken (Mehrgitter, matrixfreies GMRES-Verfahren), 3-D-Erweiterung

Datum 18. September 1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Hyperschall

Ansprechpartner

Dr. K. Hannemann/Dr. R. Krek/Dr. G. Eitelberg

Institution

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551) 709-2477

Telefax (0551) 709-2446

e-mail klaus@ts.go.dlr.de

weitere Partner

Thema

Kalibrierung der konturierten HEG Düse

Ausgangssituation

Während des Wiedereintritts in die Erdatmosphäre ist ein Raumfahrzeug extremen Strömungsbedingungen ausgesetzt. Durch die hohen Fluggeschwindigkeiten bildet sich vor dem Raumfahrzeug ein starker Bugstoß aus. Dadurch wird die Luft auf über 10000K aufgeheizt. Dies führt dazu, daß die Sauerstoff- und Stickstoffmoleküle dissoziieren. Ein Typ von Versuchsanlage, in dem diese Effekte studiert werden können, ist der flugkolbengetriebene reflektierte Stoßkanal. Der Hochenthalpie Windkanal Göttingen (HEG) ist derzeit die weltweit größte Anlage dieses Typs (1).

Ziel

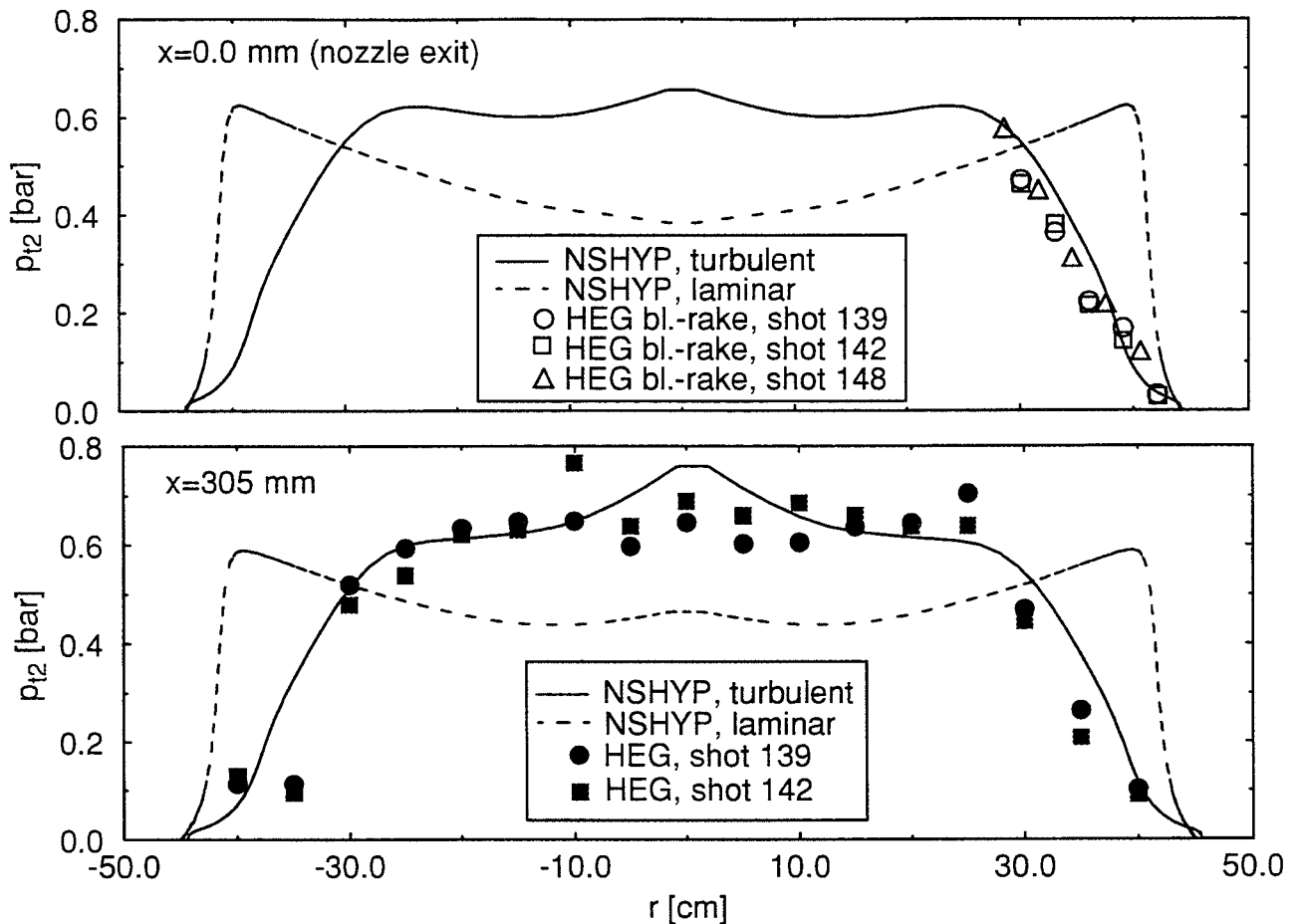
Zur Auswertung und Interpretation von Windkanaltests ist die genaue Kenntnis der Modellanströmung erforderlich. Aus diesem Grund ist eine detaillierte Kalibrierung der durch die konturierte Düse des HEG erzeugte Strömung erforderlich.

Lösungsweg

Durch die große Komplexität von Hochenthalpieströmungen ist es nicht möglich, alle Größen zu messen, die für die spätere Auswertung von Modellströmungen notwendig sind. Aus diesem Grund wird zusätzlich zu experimentellen Methoden die numerische Simulation als Werkzeug beim Kalibrierungsprozeß eingesetzt. Die verfolgte Strategie fordert, daß alle gemessenen Größen mit den entsprechenden berechneten Größen übereinstimmen müssen. Für ein so validiertes numerisches Verfahren wird nun angenommen, daß auch die zusätzlich berechneten Größen für die Auswertung von Windkanaltests oder die Planung weiterer Versuche benutzt werden können. Zur numerischen Simulation der Düsenströmung wurde ein implizites Upwind TVD Finite Differenzenverfahren zur Lösung der Thin-Layer Navier-Stokes Gleichungen verwendet. Hiermit können Luft- bzw. Stickstoffströmungen im chemisch/thermischen Gleichgewicht und Nichtgleichgewicht simuliert werden (2). Für die Simulation der turbulenten Düsenströmung wurde das Baldwin & Lomax Turbulenzmodell eingesetzt.

AG STAB

Ergebnis



Vergleich der gemessenen und der berechneten Pitotdruckprofile am Düsenende und 305 mm hinter der Düse für die Versuchsbedingung I des HEG ($p_o=386\text{bar}$, $h_o=21\text{MJ/kg}$).

Zur Kalibrierung der Strömung in der Meßstrecke des HEG wurden an zwei axialen Positionen Pitotdruckprofile und Staupunktwärmeübergänge in der Kernströmung gemessen. Am Düsenende wurden darüberhinaus Pitotdruckprofile der Düsengrenzschicht bestimmt. In der obigen Abbildung werden die gemessenen Pitotdruckprofile mit den berechneten laminaren und turbulenten Profilen verglichen (3). Für die Versuchsbedingung I des HEG ergibt sich dabei eine gute Übereinstimmung zwischen den gemessenen und den aus der turbulenten Simulation stammenden Pitotdruckprofilen. Bedingt dadurch, daß die Düse für Bedingung I nicht im Auslegezustand betrieben wird, fokussieren sich im Bereich der Düsenachse Kompressionswellen, die zum Anstieg des Pitotdrucks führen.

Literatur

- (1) Eitelberg, G., First Results of Calibration and Use of the HEG. AIAA Paper 94-2525, 1994
- (2) Brenner, G., Gerhold, T., Hannemann, K., Rues, D., Numerical Simulation of Shock/Shock and Shock/Boundary-Layer Interactions in Hypersonic Flows. Computers & Fluids, 1993
- (3) Hannemann, K., Krek, R., Eitelberg, G., Latest Calibration Results of the HEG Contoured Nozzle. Proceedings of the 20th International Symposium on Shock Waves, July 23-28 1995, Pasadena, USA

weiteres Vorgehen

Neben Pitotdruck - und Wärmeübergangsmessungen werden in Zukunft zusätzlich statische Drücke und mit optischen Methoden gemessene Temperaturverteilungen bzw. Spezieskonzentrationen zum Vergleich mit den numerisch erzielten Daten zur Verfügung stehen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Phys. Volker Hannemann

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon (0551)-709-2124

Telefax (0551)-709-2446

weitere Partner

Thema

Adaptive Berechnung von Stoß - Stoß - Wechselwirkungen in reagierenden Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Der im Institut für Strömungsmechanik der DLR in Göttingen entwickelte DLR- τ -Code ist ein Finite-Volumen-Verfahren zur numerischen Berechnung kompressibler Strömungsfelder auf Dreiecksnetzen. Der Code basiert auf einem impliziten Zeitschrittverfahren.

Ziel

Simulation von Stoß-Stoß-Wechselwirkungen in Hochenthalpieströmungen und Vergleich mit experimentellen Daten.

Lösungsweg

Der DLR- τ -Code wurde erweitert für thermisches und chemisches Nichtgleichgewicht. Die verwendete Modellierung für ein N_2 - N -Gemisch basiert auf den Arbeiten von Park [5],[6]. Durch Berücksichtigung einer modifizierten Eucken-Korrektur [3] nach Hirschfelder [7] und einer Vereinfachung durch eine konstante Schmidt-Zahl nach Ballmann et al. [1] ergeben sich deutliche Verbesserungen gegenüber früheren Modellierungen, z.B. im DLR-Code NSHYP, siehe [2], insbesondere ergeben sich Unterschiede bei den Werten für den Wärmeübergang.

Ergebnis

Durch die verbesserte Modellbildung lassen sich Stoß - Stoß - Wechselwirkungen in reagierenden N_2 - N -Gemischen genauer simulieren. Abbildung 1 zeigt die Wärmeleitfähigkeit von N_2 im unteren Temperaturbereich und die Wärmeleitfähigkeiten von N_2 und N im oberen Temperaturbereich. Im unteren Temperaturbereich wird mit tabellierten Werten [8] verglichen, im oberen Bereich mit Approximationsfunktionen der NASA [4]. Die Verbesserungen sind in beiden Bereichen deutlich erkennbar.

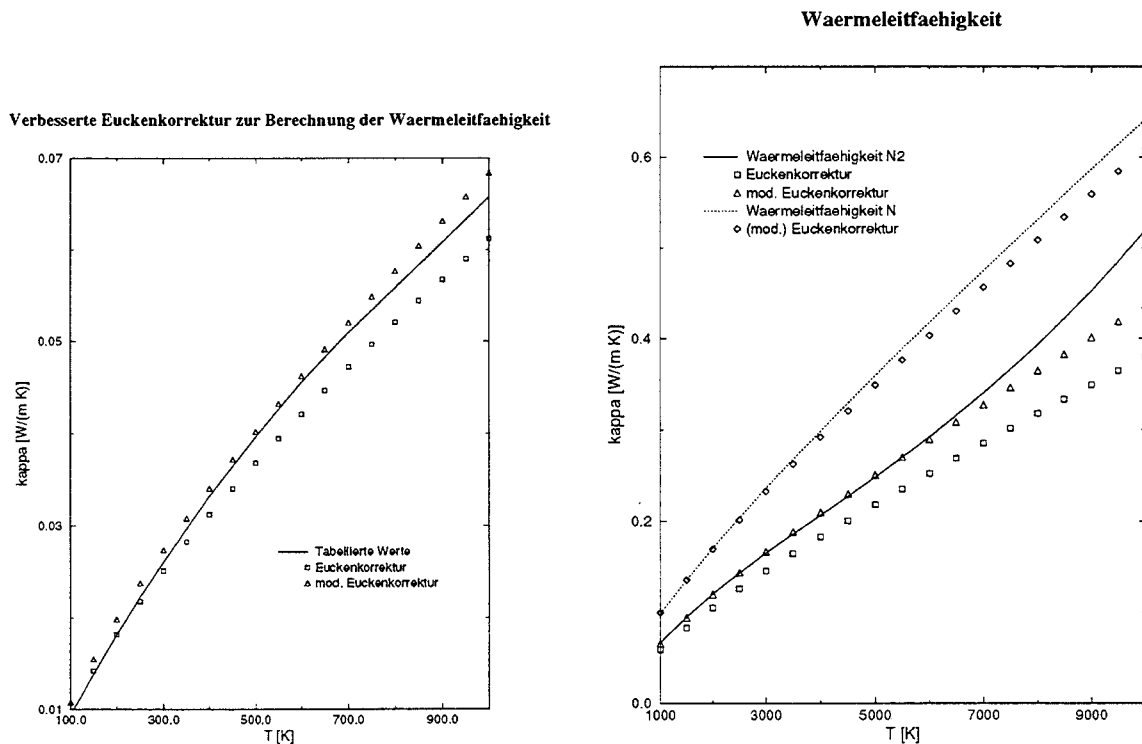


Abbildung 1: Wärmeleitfähigkeit in zwei verschiedenen Temperaturbereichen.

Weiteres Vorgehen

Vergleich mit Experimenten aus dem HEG und T5.

Literatur

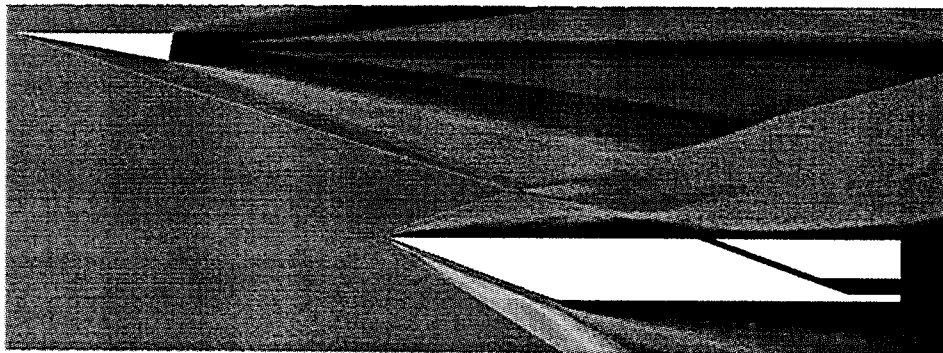
- [1] A. KLOMFASS, S. MÜLLER, J. BALLMANN, Modelling of Transport Phenomena for the Hypersonic Stagnation Point Heat Transfer Problem, AIAA-93-5047.
- [2] G. BRENNER, Numerische Simulation von Wechselwirkungen zwischen Stößen und Grenzschichten in chemisch reagierenden Hyperschallströmungen, DLR-Forschungsbericht 94-04, 1994.
- [3] A. EUCKEN, Über das Wärmeleitvermögen, die spezifische Wärme und die innere Reibung der Gase, Physik. Zeitschr. XIV, 1913.
- [4] GUPTA, YOS, THOMPSON, LEE, A Review of Reaction Rates and Thermodynamic and Transport Properties for an 11-Species Air Model for Chemical and Thermal Nonequilibrium Calculations to 30 000 K, NASA Reference Publication 1232, 1990.
- [5] C. PARK, Assessment of Two-Temperature Kinetic Model for Dissociating and Weakly Ionizing Nitrogen, AIAA-86-1347.
- [6] C. PARK, Two-Temperature Interpretation of Dissociation Rate Data for N_2 and O_2 , AIAA-88-0458.
- [7] J. O. HIRSCHFELDER, Generalization of the Eucken Correction for Mixtures of Polyatomic Gases, Paper presented at the Conference on Thermodynamics and Transport Properties of Fluids (Session 3, Paper 5), 1957.
- [8] HILSEN RATH, HOGE, BECKETT, MASI, BENEDICT, NUTTALL, FANO, TOULOUKIAN, WOOLLEY, Tables of Thermodynamic and Transport Properties, Pergamon Press, 1960.

Mitteilung

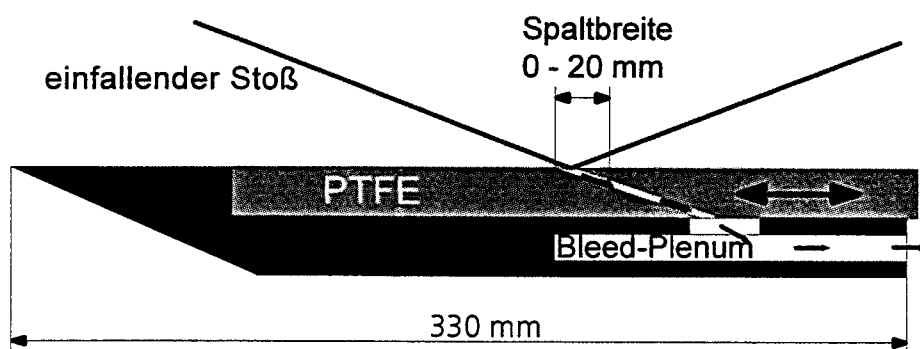
Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dr. A. Henckels und D. Schulte		
Institution	DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz		
Adresse	Porz-Wahnheide Linder Höhe D-51147 Köln	Telefon	02203/601-2627
		Telefax	02203/601-2085
weitere Partner	Kooperation innerhalb des DFG-Sonderforschungsbereichs 253 der RWTH Aachen		
Thema	Reibungseffekte in Hyperschall-Einläufen		
Ausgangssituation	Bisher erfolgte die Auslegungen der Grenzschicht-Absaugung in Hyperschall-Einläufen im wesentlichen auf Basis empirischer Studien [z.B. 1, 2]. Numerische Parameteranalysen des Absaugevorgangs mittels NS-Lösungen waren mit der bisherigen Rechnerleistung durch die hohe Gitterkomplexität im Absaugebereich sehr aufwendig [3]. Systematische experimentelle Untersuchungen sind hier erforderlich.		
Ziel	Ziel ist die Verbesserung der Charakteristik von ebenen Hyperschall-einläufen mittels Beeinflussung des Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungsvorgangs entweder durch Bestimmung optimaler Absaugeparameter oder möglichst günstiger Wandkonturgebung.		
Lösungsweg	Zunächst sollen die Beeinflussungsmöglichkeiten der Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung mittels Grenzschichtabsaugung hinsichtlich Absaugekonfiguration und Absaugemenge an Prinzipmodellen untersucht werden. Zur Auslegung der Windkanalmodelle, zur Optimierung des experimentellen Vorgehens sowie zur Validierung der Ergebnisse gelangt ein FEM-Strömungslöser zum Einsatz. Die in systematischen Testreihen gewonnenen Erkenntnisse fließen dann in die Umrüstung eines vorhandenen DLR-Einlaufmodells ein. Messungen des Druckrückgewinns und des Durchsatzes an diesem Modell sollen schließlich die Verbesserung des Einlauf-Wirkungsgrads bei optimierter Grenzschichtbeeinflussung bestätigen.		

AG STAB

Ergebnis



Dichtefeld als Ergebnis einer zweidimensionalen Navier-Stokes-Strömungssimulation. Der hier angewendete FEM-Löser wurde an der RWTH Aachen (Lehr- und Forschungsgebiet Betriebsverhalten der Strahlantriebe) entwickelt.



Mittels FEM-Strömungslöser ausgelegtes Prinzipmodell mit variabler Spaltbreite und PTFE-Oberfläche zur IR-Temperaturvisualisierung.

Literatur

- [1] Rüggeberg, T.: *Experimentelle Untersuchungen des Betriebsverhaltens eines Triebwerkeinlaufs bei Überschall-Anström-Machzahlen*. Arbeits- und Ergebnisbericht des DFG-Sonderforschungsbereichs 253, S. 241, RWTH Aachen, 1991.
- [2] Krohn, E. O.; Triesch, K.: *Untersuchungen an den ebenen Einläufen S01C und S01D im TMK*. Interner DLR-Bericht IB-39113-95C01, 1995.
- [3] Paynter, G. C.; Treiber, D. A.; Kneeling, W. D.: *Modeling Supersonic Inlet Boundary-Layer Bleed Roughness*. J. of Propulsion and Power, Vol. 9, No. 4, pp. 622-627, 1993.

weiteres Vorgehen

Konzeption eines Versuchsplans auf Basis numerischer Vorstudien sowie weiterer Prinzipmodelle mit Absaugung. Experimente im Hyper-schallkanal H2K.

Datum

22. Dezember 1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Hyperschall	
Ansprechpartner	Markus Jacobs	
Institution	RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut	
Adresse	Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 52062 Aachen	Telefon (0241)-805426 Telefax (0241)-8888257
Thema	Wärmestrommessung an ELAC 1 in supersonischer Strömung	
Ausgangssituation	Die Entwicklung von Hyperschall- Transportsystemen erfordert immer genauere Methoden zur Vorhersage von Druck-, Reibungs- und Wärmelasten. Hierzu werden numerische Verfahren entwickelt und weiterentwickelt. Diese sind auf experimentell ermittelte Daten zur Validierung angewiesen. Im Gegensatz zu den Druckbeiwerten, ist die Messung lokaler Reibungs- und Wärmeübergangsbeiwerte jedoch recht aufwendig. Sie sind es jedoch, die letztendlich eine Aussage über die Qualität der erzielten numerischen Lösung in der wandnahen Schicht ermöglichen.	
Ziel	Bereitstellung von Wärmeübergangsbeiwerten zum Vergleich mit numerisch erzeugten Daten.	
Lösungsweg	Um Daten, die für einen Vergleich zu den Ergebnissen numerischer Simulationsverfahren geeignet sind zur Verfügung zu stellen, wurde eine Meßtechnik entwickelt, die es erlaubt Wärmeströme in kalter supersonischer Strömung zu messen. Dies hat den Vorteil einer einfachen und preiswerten Versuchsanlage mit gut und genau zu messenden Ruhebedingungen. Die gewählte Meßtechnik basiert auf der Dünnfilmtechnik. Als Sensoren wurden Heißfilmareas modifiziert und zur zeitabhängigen Oberflächentemperaturmessung eingesetzt. Hieraus werden nach (3) Wärmeströme berechnet und als Stantonzahlen dimensionslos dargestellt. Zur Erprobung der Meßtechnik und zur Ermittlung der erreichbaren Genauigkeit wurden anschließend Messungen an einer scharfkantigen ebenen Platte durchgeführt. Ein Ergebnis dieser Messungen, welches typisch für die erreichbare Genauigkeit ist, ist in Abb. 1 dargestellt. Neben den gemessenen Stantonzahlen ist hier eine ähnliche Lösung für laminare kompressible Grenzschichten nach Eckert (1) eingezeichnet. Die Fehlerbalken um die Messwerte zeigen die Streuung während eines Versuchs an. Die Abweichungen von der Theorie sind kleiner als 5×10^{-6}. Dies entspricht 12.5 % des kleinsten aufgetretenen Meßwertes von 4×10^{-5}. Da sich außer dem Modell an den Randbedingungen bei den Messungen am ELAC 1 nichts verändert, wird dies als Fehlergrenze für diese Messungen betrachtet.	

Ergebnis

In Tabelle 1 sind die Randbedingungen für die durchgeführten Messungen dargestellt. Um die Ergebnisse für numerische Simulationen nutzbar zu machen, wurden Transitionslagen ermittelt, die ebenfalls in Tabelle 1 dargestellt sind. Der Verlauf der Transitionslinie wurde hierbei als parallel zur Vorderkante des ELAC 1 angenommen und als Reynoldszahl bezogen auf den Abstand zur Vorderkante in Hauptströmungsrichtung dargestellt. Die Ergebnisse sind ausführlich in (2) dargestellt.

Tabelle 1 Test Bedingungen

Ma_∞	Re_∞	T_o	T_w	L
2.0	3.6×10^6	292 K	288 K	0.29 m
2.0	8.6×10^6	300 K	298 K	0.72 m
2.5	2.8×10^6	292 K	287 K	0.29 m
2.5	7.1×10^6	300 K	297 K	0.72 m
$\alpha = 0, 3, 6, 9^\circ$				
$Re_{T_{trans}} = 3.5 \times 10^4$				

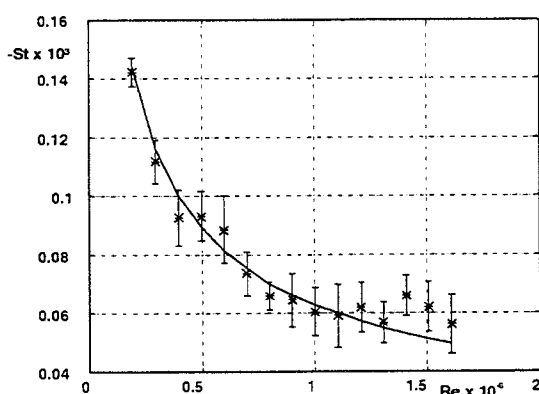


Abb. 1 Wärmestromverteilung an der scharfkantigen ebenen Platte $Ma = 2.0$, $Re_\infty = 8.6 \times 10^6$ ($L=720$ mm)

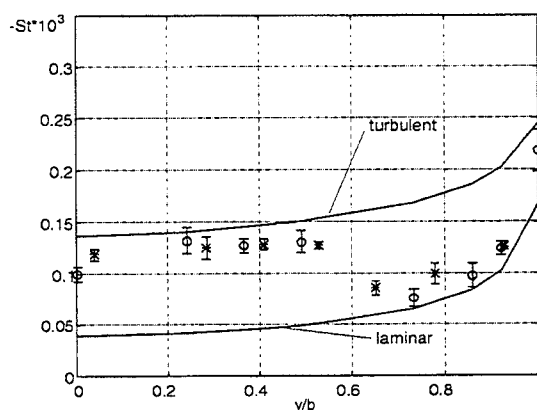


Abb. 2 Wärmestromverteilung ELAC 1, $Ma = 2.5$ $\alpha=0^\circ$ $Re_\infty = 7.1 \times 10^6$, $x/L = 0.3$

Literatur

- (1) E. R. G. Eckert. Engineering relations for friction and heat transfer to surfaces in high velocity flow. *Journal of the Aeronautical Sciences*, pages 585–587, 1955.
- (2) A. Henze, E. M. Houtman, M. Jacobs, and V. N. Vetlitsky. Comparison between experimental and numerical heat flux data for supersonic flow around ELAC 1. angenommen zur Veröffentlichung ZFW, Januar 1996.
- (3) D. L. Schultz and T. V. Jones. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. Technical Report 165, AGARD, 1973.

weiteres Vorgehen

Zur weiteren Untersuchung des Strömungsfeldes um ELAC 1 sind Messungen bei vollturbulenter Grenzschicht geplant. Es wird eine Veränderung der Wirbellage auf der Leeseite und damit verbunden, eine Änderung der Lage der Maxima der Wärmeübergänge erwartet.

Mitteilung

Projektgruppe /Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	<u>Dirk Kastell</u> , Klaus Hannemann, Georg Eitelberg
Institution	DLR Institut für Strömungsmechanik Abteilung für Aerothermodynamik Telefon: 0551/709-2883
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen Fax: -2870
weitere Partner	Thomas J Horvath, NASA Langley RC, Hampton Va. 23681, USA
Thema	Verifizierung des Einflusses von thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht auf die aerodynamischen Eigenschaften eines stumpfen Kegels mit einem Öffnungswinkel von 140° im Überschall.
Ausgangssituation	Ende der 80er Jahren ist von der NASA ein Projekt unter dem Namen MESUR entwickelt worden, bei dem mit einfachsten Mitteln versucht werden sollte, d.h. geringen Kosten den Planeten Mars genauer zu erkunden. Für diesen Zweck wurde das Konzept des „Aeroassited Space Transfer Vehicles (ASTV)“ entwickelt, das seine Körpergeometrie und die Anziehungskraft des Planeten dazu benutzt, mit einem möglichst geringen Treibstoffverbrauch mehrmals am Planeten vorbeizufiegen. Dabei nutzt er beim Eintauchen in die Atmosphäre seinen hohen Luftwiderstand zum Abbremsen aus. Dieses als Aerobraking bezeichnete Flugmanöver wird in weiten Teilen von den Hochtemperatureffekten des Gases hinter dem starken Bugstoß beeinflusst. Das Problem des 'realen' Gases stellt heute noch eine Herausforderung an die numerischen Methoden dar. Deshalb sind weiterhin Experimente zur Erforschung der Phänomene unerlässlich. Die hier beschriebenen Versuche wurden, begleitet von numerischen Berechnungen, im Hochenthalpiekanal Göttingen durchgeführt. Als Modell diente dabei ein stumpfer Kegel, der die Form eines ASTV hatte, mit einem zylindrischen Schaft, der die Nutzlast symbolisierte. Dieser Stiel diente gleichzeitig als Halterung (siehe auch Bild 1).
Ziel	Bei der Umströmung des Körpers existieren drei strömungsmechanisch interessante Gebiete. Zum einen das Gebiet vor dem Körper hinter dessen Bugstoß das Gas durch die entstehenden hohen Temperaturen dissoziiert. Desweiteren das Gebiet an der Modellkante, wo die starke Expansion und Beschleunigung der Strömung zu einem lokal erhöhten Wärmeübergang führt, aber auch die chemischen Reaktionen des Gases einfriert. Als drittes Gebiet ist der Auftreffpunkt der abgelösten Scherschicht von Interesse, da hier die Strömung komprimiert und mit Hilfe eines weiteren Stoßes umgelenkt werden muß, was zu einem weiteren lokalen Wärmemaxima führt.
Lösungsweg	Mit zwei unterschiedlichen hochinstrumentierten Modellen, die im NASA Langley RC und in der DLR Göttingen hergestellt wurden, sind Wärmeübergangsmessungen auf der gesamten Körperkontour durchgeführt worden. Der Einsatz optischer Meßtechniken lieferte aufgrund kanalspezifischer Gegebenheiten, wie die benötigte Gasdichte für Interferometrie oder das Eigenleuchten der Strömung und die geringe NO Konzentration für Fluoreszenzmessungen, nicht die angestrebten Ergebnisse. Als Testgas kam Luft und ein Gemisch aus CO_2/N_2 entsprechend der Marsatmosphäre zur Anwendung.

Ergebnis

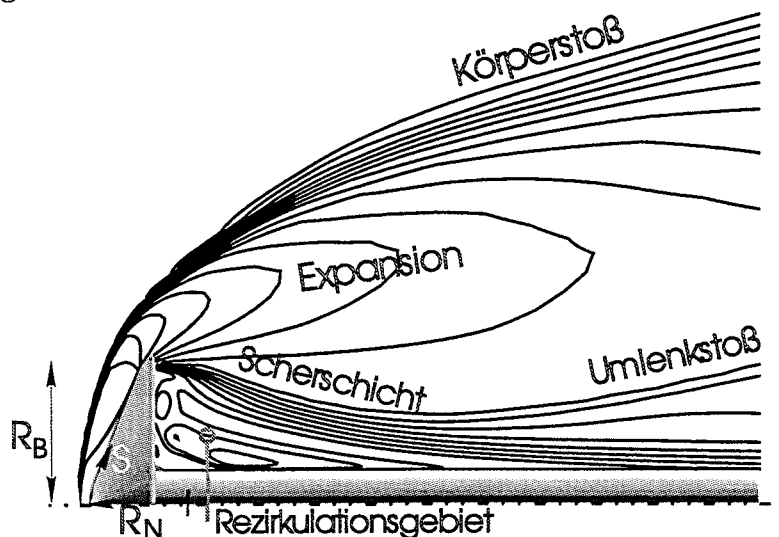


BILD 1: ISO-MACH LINIEN VERTEILUNG FÜR HEG BEDINGUNG II IN LUFT

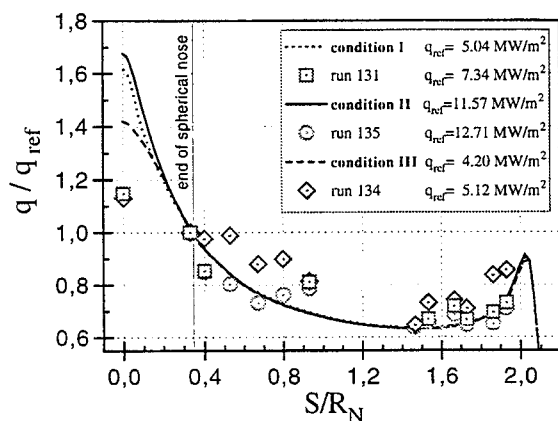


BILD 2: WÄRMEÜBERGANG AUF DEM VORDERKÖRPER

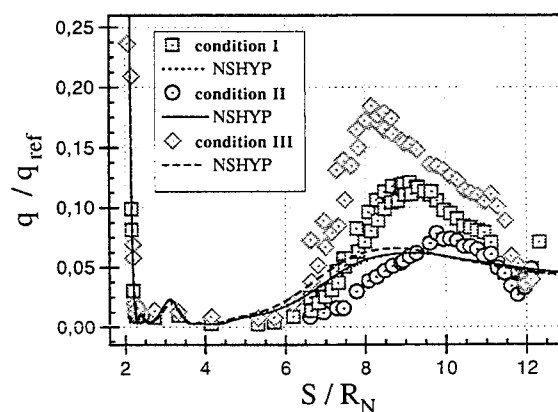


BILD 3: WÄRMEÜBERGANG AUF DEM SCHAFT

In Bild 1 sind die numerisch berechneten ISO-Machlinien zu sehen. In dieser Grafik sind alle wichtigen Strömungseffekte, wie beispielsweise der Körperstoß, die Expansion, die Scherschicht mit dem eingeschlossenen Todwassergebiet und der Umlenkstoß erkennbar. In Bild 2 und 3 ist zum Vergleich der gemessene und der berechnete normierte Wärmefluß über der normierten Körperkontourkoordinate aufgetragen. Auf dem Vorderkörper stimmen die Messungen gut mit den numerischen Berechnungen überein. Ein Enthalpieeinfluß ist nur auf der runde Nase erkennbar. Auf dem Schaft wird im Experiment ein höherer Wärmeübergang gemessen als er berechnet worden ist. Der Ort des experimentellen Wärmestrommaxima hängt in erster Hinsicht von der Reynoldszahl und seine Höhe von der Enthalpie im Reservoir ab. Eine gegenseitige Beeinflussung dieser Größen untereinander und insbesondere auf das transitionelle Verhalten der abgelösten Scherschicht ist jedoch nicht auszuschließen und wird das Thema weiterführender Untersuchungen sein.

Literatur

- Kastell D, Horvath TJ, Eitelberg G (1994) Nonequilibrium Flow Expansion Around a Blunted Cone. 2nd Europ. Symp. on Aerothermodynamics, Nordwijk, NL, ESA SP-367, p. 383
- Kastell D, Horvath, TJ, Hannemann K, Eitelberg G (1995) Recompression of Nonequilibrium Flow in the Wake of a Blunted Cone, Proc. of the 20th ISSW, July, Pasadena, USA
- Netterfield MP, Simth AJ, Mazoue F, Marraffa L, Kastell D, Eitelberg G (1995) Experiments and Computations on a Blunt Body in a High Enthalpy CO₂ Flow, EUROMECH 342, September, Göttingen, FR Germany

Datum

September 95

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. A. Klomfaß, Dr. rer.nat. S. Müller, Prof. Dr.-Ing. J. Ballmann

Institution

Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen Tel.: (0241) 80-4632
Fax.: (0241) 8888-126

Adresse

Templergraben 64, 52056 Aachen

Weitere Partner

Thema

Näherungsverfahren zur Analyse von hypersonischen Staupunktströmungen.

Ausgangssituation

Die Strömung um einen Wiedereintrittskörper ist durch eine starke Bugwelle gekennzeichnet, in der die kinetische Energie der Strömung größtenteils in innere Energie des Luftgases umgewandelt wird. Dabei wird die Molekylvibration angeregt und die Zusammensetzung der Luft durch Moleküldissoziation und weitere chemische Reaktionen verändert. Aufgrund der geringen Luftdichte in großen Höhen finden diese Prozesse mit geringen Raten statt, so daß die Strömung im Nichtgleichgewicht verlaufen kann.

Ziel

Bei den o.g. Strömungen sind die Verläufe der Zustandsgrößen entlang der Staustromlinie von besonderem Interesse. Zum einen können anhand dieser Verläufe die thermochemischen Vorgänge beurteilt werden, desweiteren kann auch der Staupunktärmestrom ermittelt werden. Aus diesem Grund wurde ein numerisches Berechnungsverfahren entwickelt, welches eine Näherungslösung für die gesuchten Verläufe in stationären Strömungen um Kugeln und quer-angeströmte, lange Zylinder liefert.

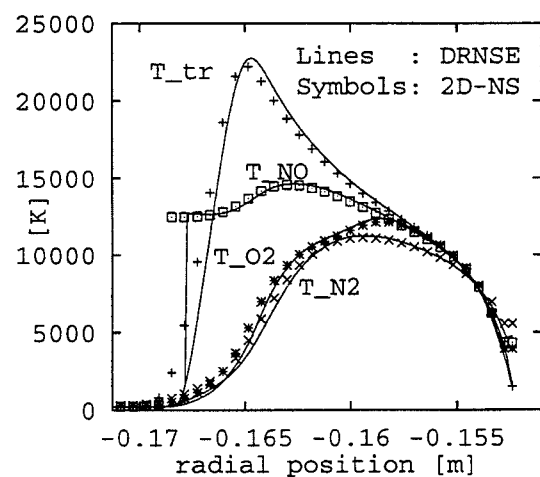
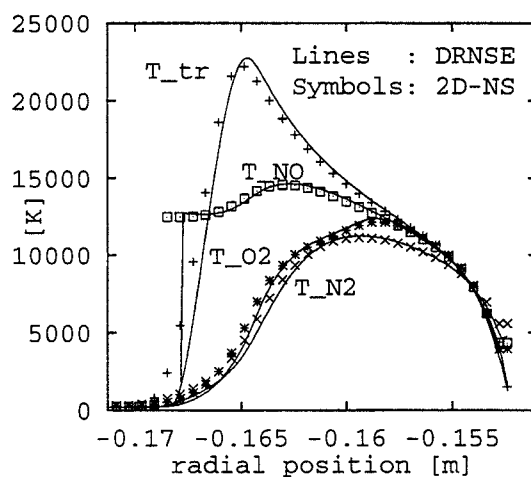
Lösungsweg

Die Berechnung der Zustandsgrößen auf der Staustromlinie erfordert i. allg. die Lösung eines räumlich zweidimensionalen, zeitabhängigen Problems. Dabei liefert die Zeitintegration als asymptotischen Grenzwert die gesuchte stationäre Lösung. Räumlich zweidimensionale Strömungen weisen jedoch eine lokale Ähnlichkeit auf, die dazu benutzt werden kann, eine räumlich eindimensionale Näherung zu formulieren. In dem hier entwickelten Verfahren wird dazu ein Separationsansatz für die gesuchten Funktionen verwendet. Die Gleichungen werden zunächst in Kugel- bzw. Zylinderkoordinaten formuliert. Die Geschwindigkeitskomponenten sowie Druck, Temperaturen und Massenbrüche werden dann als Produkte zweier Funktionen angenommen, die jeweils nur von einer Koordinate r oder θ abhängen. Die funktionale Abhängigkeit von der Tangentialkoordinate θ wird dabei vorgegeben, so daß alle in den Gleichungen auftretenden partiellen Ableitungen nach θ sofort ausgeführt werden können. Die resultierenden dimensionsreduzierten Navier-Stokes Gleichungen (DRNSG) beinhalten nur noch

die Zeit und die radiale Koordinate r als unabhängige Variablen. Durch einen Grenzübergang $\theta \rightarrow 0$ werden die DRNSG für die Staustromlinie spezifiziert. Die numerische Zeitintegration wird mit einem zweiten Ordnung genauen impliziten Finite Differenzenschema ausgeführt. Zur Behandlung von Strömungen mit hoher Reynoldszahl, bei denen die Stoßdicke gegenüber dem Stoßabstand vernachlässigbar ist, wird ein Shock Fitting Verfahren angewendet.

Ergebnisse

Das Verfahren wurde bisher nur für rotationssymmetrische Strömungen implementiert. Zur Beurteilung der Genauigkeit wurden Vergleiche mit entsprechenden zweidimensionalen Navier-Stokes und Euler Berechnungen sowie mit der Formel von Fay und Riddell für den Staupunktwärme­strom durchgeführt, wobei jeweils dasselbe Gasmodell verwendet wurde. Die Abbildungen zeigen hierzu ein Beispiel. Es wurde festgestellt, daß das Näherungsverfahren in allen Fällen einen zu geringen Stoßabstand liefert, wobei der Fehler mit zunehmender Machzahl geringer wird. Der mit dem Näherungsverfahren berechnete Wärmestrom zeigte Abweichungen in der Größenordnung von fünf Prozent gegenüber den Vergleichsergebnissen.



Literatur

- 1 Kao HC (1964) Hypersonic Viscous Flow Near the Stagnation Streamline of a Blunt Body. AIAA J 2:1892-1897,
- 2 Klomfass A (1995) Analysis of Non-Equilibrium, Hypersonic Blunt Body Flow with the Local Similarity Method Proc. 20th ISSW, Pasadena, California

Weiteres Vorgehen

Die Leistungsfähigkeit des Verfahrens zeigt sich u.a. in dem geringen Rechenzeitbedarf. Bei Verwendung einer Workstation der unteren Leistungsklasse erfordert eine konvergente Lösung für ein 5 Komponenten Luftgemisch im chemischen und thermischen Nichtgleichgewicht etwa 10 Minuten. Das Verfahren soll daher für Parameterstudien eingesetzt werden. Als weitere Anwendung kann mit dem Näherungsverfahren die erforderliche Startlösung für eine Grenzschichtberechnung bereitgestellt werden.

Mitteilung

**Projectgruppe/ Hyperschall
Fachkreis**

Ansprechpartner Robert M Krek, Georg Eitelberg

Institute DLR, Institute für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon (0551) 709 2476
Telefax (0551) 709 2870
e-mail robert.krek@dlr.de

Weitere Partner

Thema

Investigation of high enthalpy flow about a hyperboloid flare model, to determine the effects of chemistry on the flare interaction region.

Ausgangssituation

As part of the Manned Space Transportation Program (MSTP) conducted by ESA, standard models were used to characterise the European hypersonic/hypervelocity facilities. One of the standard models tested was the hyperboloid flare model, a body of revolution that has for its profile the Hermes windward centreline and a flare to simulate the flap. The hyperboloid flare was tested in the HEG facility, where flows simulating the binary scaling parameter are produced [1].

Ziel

To investigate the pressure and heat flux distributions along the hyperboloid flare and flare interaction region, subjected to various enthalpy/Reynolds number conditions.

Lösungsweg

A model of the hyperboloid flare was supplied by ESA and this model was instrumented with pressure sensors and thermocouple gauges. Schlieren and Holographic interferometry were utilised to take images of the flow. The model was then tested at the six HEG conditions, $p_0 \approx 39 - 110$ MPa, $h_0 \approx 10.5 - 22$ MJ/kg. The profiles of pressure and heat flux profiles and the upstream influence of the separation region were measured on the hyperboloid flare model.

Ergebnis

Figure 1 presents the pressure and heat flux profiles on the hyperboloid flare. The values are normalised with respect to model quantities [2]. The profiles for the various conditions are self similar on the forebody of the model, up until separation of the flow occurs. The separation

point varies for the various conditions and a plot of the normalised upstream influence versus viscous interaction parameter, $M_\infty/\sqrt{Re_\infty}$, is shown in figure 2.

Figure 2 also shows the upstream influence measured from the other European hypersonic facilities. The results are produced from facilities that produce cold flow, H2K, RWG, HHK, F4, to hot facilities, HEG, F4. The HEG and the hot F4 results deviate from the cold wind tunnel data, indicating that there is an enthalpy effect on the upstream influence. Lines of constant characteristic dissociation length, X_d/L , are also indicated and these lines indicate the chemical state of the flow [3]. The curve that follows the cold wind tunnel data is the frozen limit. For constant viscous interaction parameter, and therefore constant X_d/L , as the enthalpy increases, the separation length decreases. Therefore, the separation region in high enthalpy flow is not only influenced by the enthalpy of the flow, but also the chemical state of the flow.

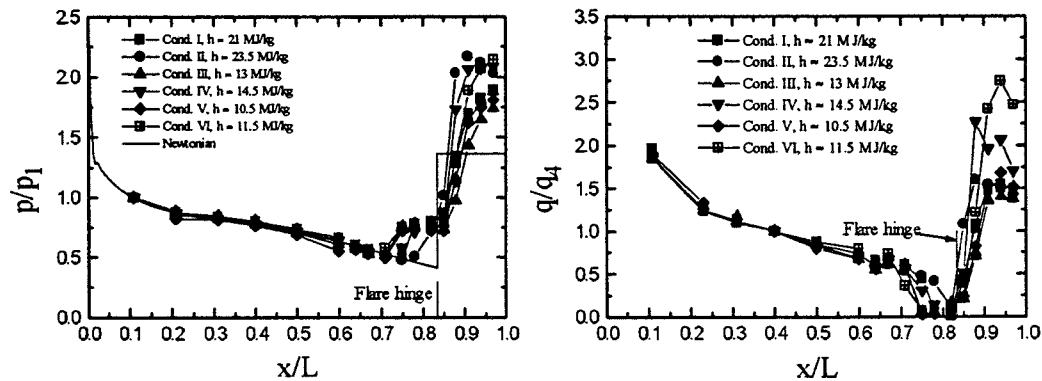


Figure 1 Pressure and heat flux profiles on the hyperboloid flare, tested at the six HEG conditions.

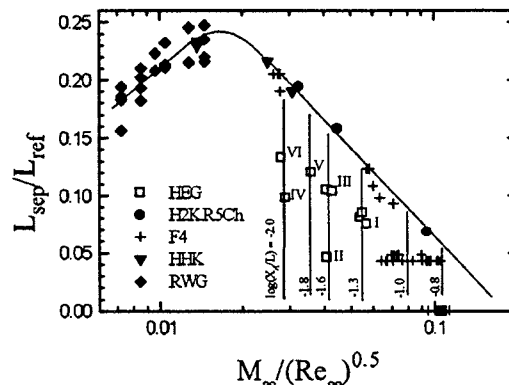


Figure 2 Separation length, L_{sep}/L_{ref} versus the viscous interaction parameter for the six HEG conditions and for various other wind tunnels.

Literatur

- [1] Krek, RM., Eitelberg G., 1995, Classical Characterisation of HEG (Nozzle, Freestream Flow Field)., MSTP Phase 1, Report No. HT-TR-E-1-201-DLRG.
- [2] Krek, RM., Eitelberg, G., Beck, WH., 1995, Hyperboloid Flare Experiments in the HEG., Proceeding 20th ISSW, CALTECH, Pasadena.
- [3] Eitelberg, G., McIntyre, T.J., Beck, WH., Lacey, J., 1992, The High Enthalpy Shock Tunnel in Göttingen. AIAA 92-3942.

Datum

18/9/95

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. E. Kufner

Institution DLR-Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstr 10, 37073 Göttingen
Telefon 0551/7092427
Telefax 0551/7092446
e-mail kufner@ts.go.dlr.de

weitere Partner AEROSPATIALE, CERT/ONERA, CFD NORWAY

Thema

Vergleich des Störungswachstums nach lokal linearer und nicht-lokal linearer Stabilitätstheorie an Beispielen hypersonischer Kegelströmungen.

Ausgangssituation

Frühere Untersuchungen anderer Autoren haben ergeben, daß bei hypersonischen Kegelströmungen die Stabilitätsanalyse nach linearer nicht-lokaler Theorie etwa gleiche Anfachungsraten der zweiten Moden lieferte wie die lokale Theorie. Schräglaufende Wellen, wie z. B. die erste Mode, erfuhren bei Anwendung der nicht-lokalen Theorie eine deutlich stärkere Wachstumsrate als nach der lokalen Theorie. Eine Gegenüberstellung von Ergebnissen der lokal linearen Theorie mit experimentellen Daten von Stetson et al. zeigte deutliche Unterschiede.

Ziel

Innerhalb eines von der ESA geförderten Projektes Namens ESA/ESTEC TRP sollten einmal zu Strömungen um verschiedene spitze und stumpfe Kegel Instabilitätsergebnisse aus Verfahren der DLR Göttingen und CERT/ONERA (Verfahren CASTET) auf ihre Übereinstimmung hin überprüft werden. Weiterhin bestand die Aufgabe der DLR Göttingen darin, nicht-lokale Effekte des Störungswachstums herauszuarbeiten und Resultate der numerischen Methoden mit experimentellen Instabilitäts- und Transitionsergebnissen zu vergleichen.

Lösungsweg

Die für die Instabilitätsanalyse nötige Grundströmung wurde von der Firma CFD Norway bereitgestellt. Numerische Instabilitätsuntersuchungen nach lokal linearer Theorie wurden mit dem DLR-Code COSMET (Simen) durchgeführt, in dem die Parallelströmungsannahme implementiert ist. Für die nicht-lokal/PSE linearen Instabilitätsanalysen kam der DLR-Code NOLOS (Simen, Hein) zur Anwendung. Dieses Verfahren ermöglicht auch lokale Betrachtungen unter Berücksichtigung der wandnormalen Geschwindigkeitskomponente und des wandnormalen Druckgradienten. Die experimentellen Untersuchungen bezogen sich auf Hizdraht-Messungen von Dr. Wendt (DLR Göttingen) im Rohrwindkanal.

Tabelle 1: Untersuchte Fälle

Cone:	case I	case II	case III	case IV	case V	case VI
Nose Radius [mm]:	sharp	3.81	sharp	sharp	7.0	7.0
M_∞ :	8.0	8.0	5.0	8.0	7.0	7.0
α :	0°	0°	0°	2°	0°	0°
Re_∞/m :	8.20E6	3.28E6	7.50E6	3.28E6	4.61E6	4.61E6
T_w/T_∞ :	11.04	adiabatic	experiment	5.52	f(x)	4.4843
T_∞ [K]:	52.753	54.3478	62.5	52.753	223.0	223.0
U_∞ [m/s]:	1182.0	1164.719	792.3	1164.719	2057.0	2057.0
ρ_∞ [kg/m ³]:	1.04959E-2	2.62616E-2	3.951E-2	1.04959E-2	3.3437E-2	3.3437E-2
Length [m]:	2.0	1.0135	0.5	2.0	49.0	49.0

Ergebnis

Die verschiedenen untersuchten Fälle sind in Tabelle 1 zusammengefaßt. Vergleiche der COSMET- und CASTET-Ergebnisse erfolgten auf der Basis lokal linearer Theorie zum Fall "case IV", einem spitzen Kegel bei $M_\infty = 8.0$ und $\alpha = 2^\circ$. Die von den verschiedenen Rechencodes gelieferten Anfachungsraten zeigten eine sehr gute Übereinstimmung.

Entgegen den Aussagen anderer Autoren ergab die nicht-lokale Instabilitätsanalyse sowohl für erste als auch zweite Moden in den maximalen räumlichen Anfachungsraten gute Übereinstimmung mit Ergebnissen der lokalen Theorie. Schwach vorhandene Abweichungen zeigten nach der nicht-lokalen Theorie bei der ersten Mode eine Tendenz zu etwas kleineren Werten und bei der zweiten Mode waren nach diesem Verfahren die Anfachungen etwas stärker. Diese Erscheinung war für den spitze Kegel (Fall "case I") und den stumpfen Kegel (Fall "case II") in ähnlicher Weise gegeben.

Zum Fall "case III" zeigten nach der nicht-lokalen Theorie errechnete Wachstumsraten eine sehr gute Übereinstimmung mit dem experimentellen Resultat. Die Freiflugfälle "case V" und "case VI" lieferten nur gedämpfte Moden.

Literatur

Die Ergebnisse werden im "Final Contractor Report" zum Projekt ESA/ESTEC TRP veröffentlicht.

Weiteres Vorgehen

Eine Fortführung der Untersuchungen zu vergleichbaren Geometrien, jedoch veränderten Mach-Zahlen, einem größeren Anteil an experimentellen Untersuchungen und unter ersten projektbezogenen Anwendungen der nichtlinearen Stabilitätstheorie, erfolgt im neuen Projekt FESTIP.

Datum 16. November 1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall / Physikalische Grundlagen
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. J.M.A. Longo

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2833

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema A Comparison of some zero equation and half equation turbulence models for hypersonic flow

Ausgangssituation:

The ability to define accurately the aerodynamic environment of a vehicle in a hypersonic stream relies heavily on the knowledge of the transition phenomena and the ability to predict complex external turbulent boundary layers. The kinetic energy transferred to the reentry vehicle as heat is proportional to the friction coefficient and hence for turbulent boundary layers the rate at which heat is transferred to the surface is much greater than for laminar ones.

Ziel:

The objective of the present research is to validate several zero equation -algebraic- and half equation turbulence models on prediction of the hypersonic flow properties.

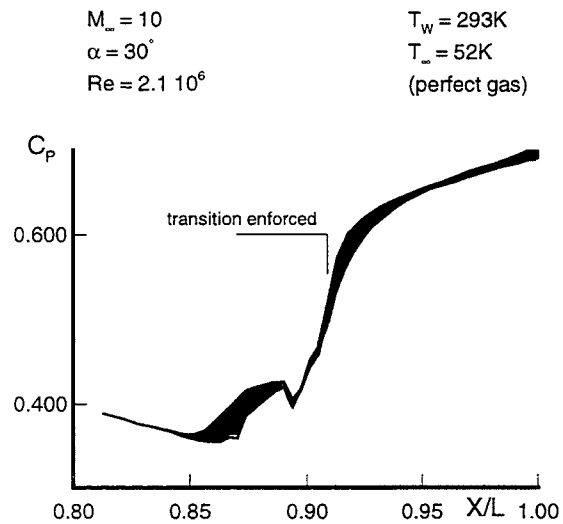
Lösungsweg:

The computations are performed by solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations with the turbulent viscous terms closed by 6 alternative eddy-viscosity models due to Baldwin and Lomax; Launder and Priddin; Granville; Johnson and King; Johnson and Abid and Chima et al. The numerical algorithm used is the DLR computer code CEVCATS. It is based on a finite volume method coupled with a multi-stage Runge-Kutta scheme. Solutions are obtained for the body flap of the reentry vehicle HERMES at conditions corresponding to cold wind tunnel $M_\infty=10$, $\alpha=30^\circ$, $\delta=10^\circ$ and compared with available experimental data. No attempts is done to model transition. Instead off, turbulent flow is enforced at the point where a laminar flow solution begins to diverge from the experimental data.

Ergebnis:

In **Fig. 1** is plotted the band of discrepancies on the predicted pressure and heat flux distributions resulting from the different methods tested. While all the methods predict similar levels of pressure, discrepancies in Stanton number are too high (by 80% or more). Since the source of discrepancies lies in the near wall region, where the turbulence is in local equilibrium, no benefits at all is observed by using models with improved prediction of the outer viscosity. Furthermore, all the models here tested compute the inner viscosity based on the Prandtl's mixing length hypothesis with variants of Van Driest's formula for the damping of mixing length. While for the present test the modified Van Driest's formula proposed by Launder and Priddin gives the better prediction of the wall heat flux, more work is still needed to extend and validate models for hypersonic flow.

Static pressure at HERMES windwardside body-flap
(symmetry plane)



Heat flux at HERMES windwardside body-flap
(symmetry plane)

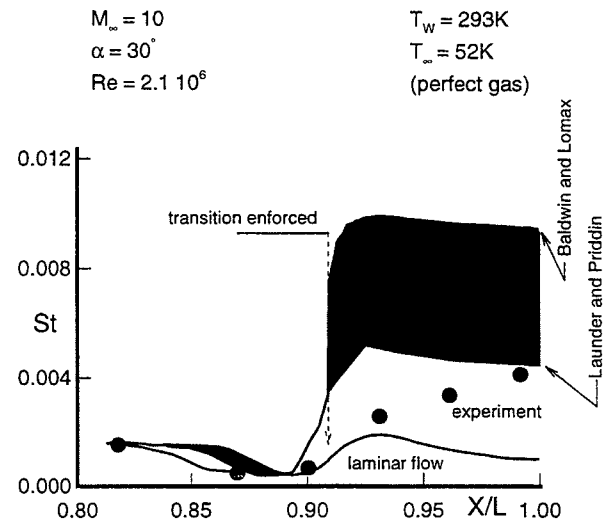


Bild 1 Pressure and heat flux resulting from different turbulence models.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall / Physikalische Grundlagen
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. J.M.A. Longo - Dr. R. Radespiel

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2833

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Daimler-Benz Aerospace (München)

Thema Aerodynamic characteristics of a heated airfoil

Ausgangssituation:

Heat transfer from the flow field to an aerodynamic surface has received considerable attention in the past for ballistic vehicles during hypersonic flights and more recently heat transfer from a surface to a cold environment has become important for testing transonic airfoils in cryogenic wind tunnels. For the study considered here, heat is transferred from a surface to a subsonic boundary layer. This problem has evolved during investigations to evaluate the aerodynamic characteristics of winged reentry vehicles and aerospace planes. During the subsonic maneuvering and landing the heated aerodynamic surfaces of such vehicles inject heat into the boundary layer.

Ziel:

The objective of the present work is to determine the effects of heat transfer on the boundary layer and on the aerodynamic characteristics of a heated airfoil.

Lösungsweg:

The study is conducted initially on a flat plate for which analytical solutions are available, to estimate the required degree of accuracy of the numerical method for this problem. Earlier numerical studies demonstrate that accurate prediction of viscous forces acting on the wall of a flat plate embedded in a laminar flow are highly dependent on the type of numerical scheme used to solve the Navier-Stokes equations. For the present investigation, the DLR CEVCATS code is used. After validation of the results with analytical solutions for the flat plate test case, results for a NACA 0012-64 profile embedded in a turbulent flow are presented and correlated with available experimental data.

Ergebnis:

For the flat-plate test case the flow was assumed steady, laminar and incompressible. The effects of grid coarsening on the solution, as well as the sensitivity of the flow field to variations of Reynolds number, Mach number, Prandtl number and surface temperature were investigated. The numerical results compare well with analytical solutions and indicate that for subsonic flows the boundary layer is more affected by surface temperature changes than by Prandtl number or Mach number changes.

For the NACA airfoil test case the flow was assumed low compressible, turbulent and steady. A simple algebraic turbulence model was coupled with the Navier-Stokes equations. The results are in agreement with available experimental data. As the profile is heated maximum lift, maximum L/D and lift slope decrease. The profile drag curve however, shows two zones: while at large angles of attack total drag is increased as the profile is heated, at low angles of attack the situation is reverted and hence for low angles of attack heating the airfoil increases profile L/D. Furthermore, for conditions similar to those encountered on a reentry vehicle at landing the L/D slightly increases over a large incidence range (Fig.1).

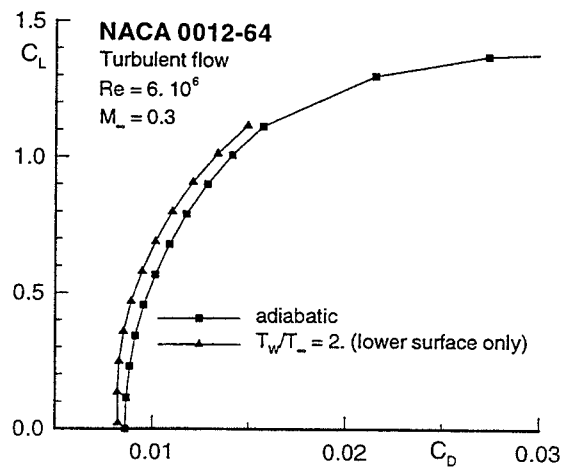


Bild 1 Airfoil polar for lower surface heated only.

Literatur:

J.M.A. Longo and R. Radespiel, *Numerical Simulation of Heat Transfer Effects on 2-D Steady Subsonic Flows*, 26th AIAA Fluid Dynamics Conference, AIAA paper No. 95-2298

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner
Dipl.-Ing. J.-H. Schulte-Rödding, Dr.-Ing. H. Olivier

Institution
RWTH Aachen, Stoßwellenlabor

Adresse
Templergraben 55
52056 Aachen

Telefon 0241/80-6402
Telefax 0241/8888-175
e-mail: sysman at ernst.
swl.rwth-aachen.de

weitere Partner

Thema
Druck- und Wärmestrommessungen an der ELAC 1-Konfiguration

Ausgangssituation

Im Rahmen des SFB 253 „Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen“ werden Grundlagenuntersuchungen für ein zweistufiges Hyperschall-Transportsystem durchgeführt. Dabei wurden in einer ersten Untersuchungsperiode für die Unterstufe ELAC 1 Druck- und Wärmestrommessungen durchgeführt.

Ziel

Zukünftige Raumtransportsysteme sind während des Fluges in der Atmosphäre extremen aerodynamischen Kräften und damit hohen strukturellen Belastungen ausgesetzt. Es ist deshalb von entscheidender Bedeutung, die Druck- und Wärmestromverteilung an der Oberfläche solcher Fluggeräte zu bestimmen. Um aussagekräftige Ergebnisse zu erhalten, sollte die Anzahl der Meßpunkte im Modell so groß wie möglich und so verteilt sein, daß spätere Aussagen über die Druck- und Wärmestromverteilung in verschiedenen Schnitten des Modells möglich sind.

Lösungsweg

Für die Messungen der Druck- und Wärmestromverteilung an der Konfiguration ELAC 1 wurden zwei Modelle im Maßstab 1:240 aus der Aluminiumlegierung Fortal 7075 gefertigt. Wegen der geringen maximalen Dicke des Modells ist die Anzahl der Sonden begrenzt. Um zum einen der Forderung nach einer guten Auflösung der Meßpunkte über der Modelloberfläche gerecht zu werden, und zum anderen den Einfluß des Modellhalterstiels auf die Umströmung des Modells auszuschließen, wurden in einer ersten Versuchsreihe nur Messungen auf der Oberseite (15 Druck- und Wärmestromsonden), später dann mit dem zweiten Modell auch auf der Unterseite (22 Druck- bzw. 17 Wärmestromsonden) durchgeführt [1]. Dabei wurden kommerzielle Drucksonden und Thermoelemente sowie in Eigenbau gefertigte Dünnfilm-Widerstandsthermometer eingesetzt. Die Untersuchungen wurden bei Anströmmachzahlen von $M_\infty \sim 7-8$ und Stautemperaturen von 1500 K und 2700 K durchgeführt [2]. Der Anstellwinkel des Modells konnte von $\alpha = -5^\circ$ bis 15° in 5° -Schritten variiert werden.

AG STAB

Ergebnis

Die an der Modelloberfläche gemessenen Drücke und Wärmeströme wurden mit den Anströmbedingungen dimensionslos gemacht. Damit erhält man die Kenngrößen Druckbeiwert und Stanton-Zahl. Abbildung 1 zeigt die c_p -Verteilung auf der Unterseite von ELAC 1 für verschiedene Anstellwinkel in dreidimensionaler Darstellungsform. Damit besteht die Möglichkeit, die Verteilungen in Längs- und Spannweitenrichtung gleichzeitig zu analysieren. Die c_p -Werte steigen mit größer werdenden Anstellwinkeln an, wobei die Anstellwinkelabhängigkeit an der Flügelvorderkante am geringsten ist. Den relativ konstanten c_p -Werten vor dem Knick bei $x/L = 0.66$ folgt dann eine rasche Expansion der Strömung.

Abbildung 2 zeigt die Stanton-Zahl-Verteilung auf der Unterseite von ELAC 1 mit Einlaufsimulation. Weit vor der ersten Rampe ist eine Ablösung mit einem darüberliegenden Stoß zu erkennen. Die Ablösung führt zu einem Abfall in der Stanton-Zahl. Die Skizze im oberen Teil der Abbildung ist auf der Grundlage von Farbschlierenaufnahmen entstanden.

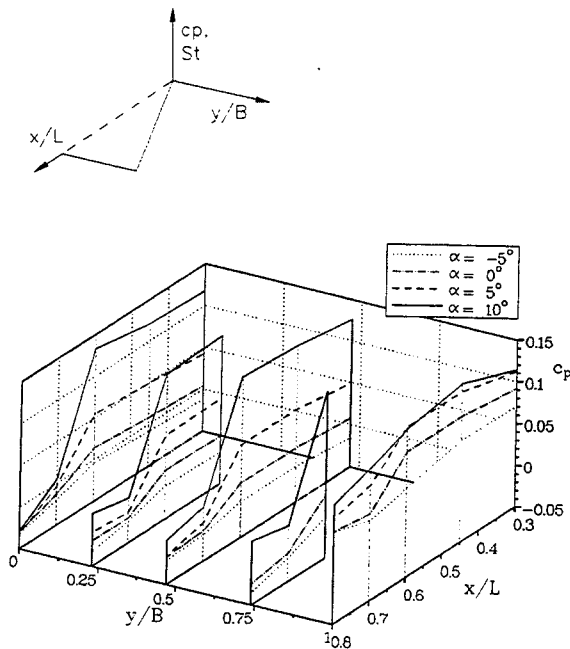


Abb. 1

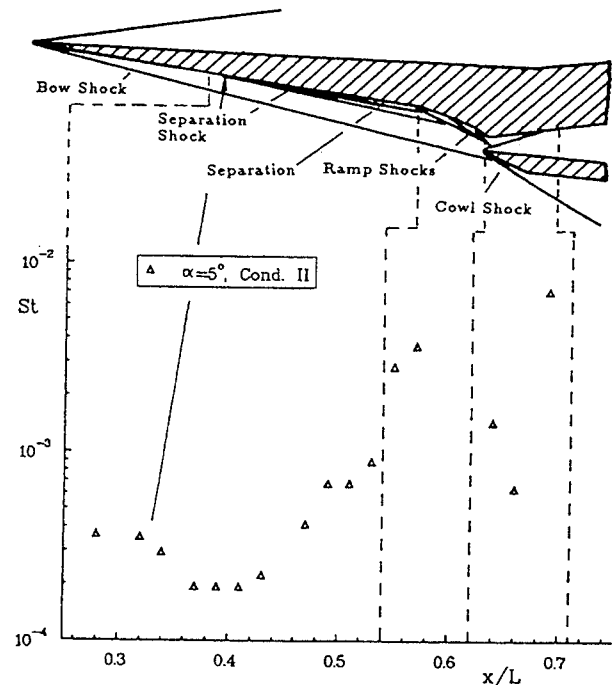


Abb. 2

Literatur

- [1] Arbeits- und Ergebnisbericht 1995, „Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen“, SFB 253, RWTH Aachen, 1995.
- [2] H. Olivier, H. Grönig: „The Aachen Shock Tunnel TH2“, Shock Wave Laboratory, RWTH Aachen, 1995.

weiteres Vorgehen

Um die Leitkonfiguration ELAC 1 zukünftigen Raumtransportsystemen besser anzupassen, sind für die folgenden Forschungsperioden modifizierte Konfigurationen nötig. Dabei ist zuerst an eine Unterstufe mit Triebwerkssimulation gedacht, später an eine Unterstufe mit Oberstufe, aber ohne Triebwerkssimulation.

Datum

AG STAB

14.9.1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	FESTIP, Hermes RfD/RfQ, MSTP		
Ansprechpartner	George Simeonides, Giorgis Tumino, Jean Muylaert		
Institution	ESA/ESTEC (YPA)		
Adresse	Postbus 299, 2200 AG Noordwijk Netherlands	Telefon:	(31)71-5655440
		Telefax:	(31)71-5655421
		e-mail:	gsimeoni@vmprofs estec.esa.nl
weitere Partner	Project participants		
Thema	Shock-boundary-layer-interaction-induced peak heating correlation		

Ausgangssituation

High heating rates in reattachment region on deflected control surfaces, induced by strong shock wave boundary-layer interaction through the "thinning" of the reattaching boundary layer and the promotion of laminar-turbulent transition.

Ziel

Engineering estimates of peak heating on deflected control surfaces-extension to axisymmetric configurations and high enthalpy flows.

Lösungsweg

Application of boundary-layer theory to the prediction of heat transfer distributions over planar and conical configurations:

$$St_{\infty} Re_{\infty, x} = \frac{A}{s} \left[\frac{p_e u_e}{p_{\infty} u_{\infty}} \right]^{1-n} \left[\frac{T_{\infty}}{T^*} \right]^{1-2n} (C^*)^n \beta \quad (1)$$

$A = 0.332$, $s = Pr^{2/3}$, $n = 0.5$ for laminar flow

$A = 0.0296$, $s = 1$, $n = 0.2$ for turbulent flow (moderate Re)

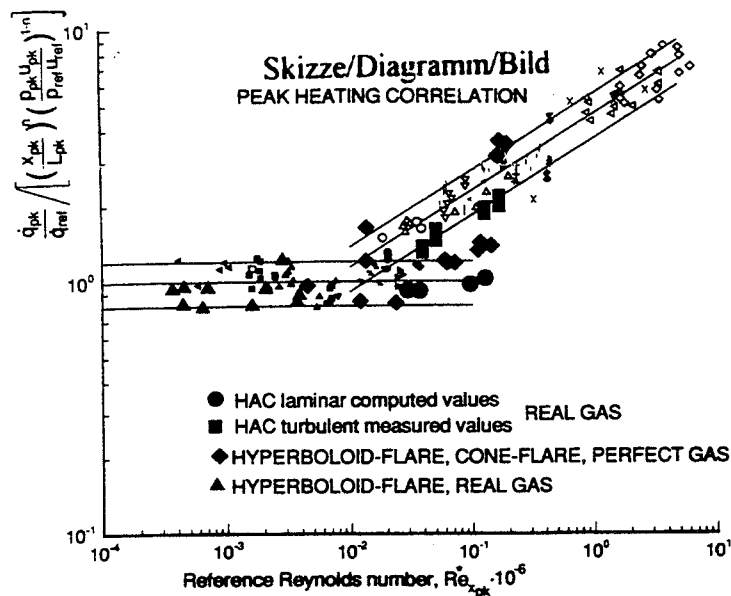
$\beta = 1$ for planar flow

$\beta = \sqrt{3}$ for laminar conical flow

$\beta = 2^{0.2}$ for turbulent conical flow

Ergebnis

Planar shock wave boundary layer interaction peak heating data have been correlated successfully in [1,2] with the aid of eq. (1) showing that, at realistic Reynolds numbers, strong interactions tend to promote very efficiently laminar-turbulent transition in the reattachment region, and to cause a significant thinning of the reattaching boundary layer. Both of these effects need to be properly accounted for in the formulation of eq. (1). Recently axisymmetric data have been added to the correlation (Fig. 1) for perfect gas and high enthalpy conditions. The correlation shows that boundary-layer theory may provide reasonable preliminary estimates of peak heating induced by shock wave boundary layer interactions. Also, indications are given about a critical reference Reynolds number beyond which transition is likely to occur in the reattachment region. For prediction purposes, the estimation of the thinning of the reattaching boundary layer presents the greatest uncertainty. Finally, the "engineering" approach adopted in [3] for the use of Navier-Stokes computations in the prediction of transitional shock boundary-layer interactions shall be recalled.



Literatur

- [1] Vermeulen J.P. and Simeonides G.: Parametric studies of shock boundary layer interactions in 2D compression corners at Mach 6. VKI TN 181, September 1992.
- [2] Simeonides G.: Hypersonic shock wave boundary-layer interactions over simplified control surface configurations. AGARD Report 792, August 1993.
- [3] Simeonides G. and Haase W.: Experimental and computational investigations of hypersonic flow about compression ramps. In: Fluid Mechanics, vol. 283, 1995, pp. 17-42.

Weiteres Vorgehen

- (1) Improvement of estimation methods for the effective growth length of the reattaching boundary layer to the location of peak heating as a function of interaction strength-assessment of the trigonometric approximation proposed by Bushnell M. and Weinstein L.M.: Correlation of peak heating for reattachment of separated flows. In: Spacecraft and Rockets, vol. 5, no. 9, September 1968.
- (2) Confirmation of transition criterion.

Datum 20 August 1995

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Hyperschall

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Staudacher,
Dipl.-Ing. D. Reisinger

Institution Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39
D 85577 Neubiberg

Telefon (89) 6004 2271
Telefax (089) 6004 4092
e-mail:

Weitere Partner Teilprojekt C5, DFG-SFB 259 (Stuttgart)

Thema Stoß-Grenzschichtwechselwirkungen an der Rampe/Klappe

Ausgangssituation

Ein Vergleich mit der Literatur zeigt, daß trotz der Vielzahl der Arbeiten eine umfangreichere Variation der Machzahl bei Rampenströmungen im Überschall kaum durchgeführt wurde. Die Ausdehnung des Ablösegebietes als Funktion der Machzahl und Reynoldszahl wurde untersucht.

Ziel

Entwicklung empirischer Methoden zur Berechnung der Ausdehnung des Ablösegebietes in Abhängigkeit von Rampenwinkel/Klappenwinkel und Machzahl bei gegebener Reynoldszahl. Mittelfristig Aussagen über den dynamischen Charakter der Ablösung, wie z.B. Stoßfußposition und Ablösepunkt als Funktion der Zeit in der Symmetrieebene. Die praktische Bedeutung der Arbeit liegt u.a. in der Beurteilung der Klappenwirksamkeit, die im Überschall hauptsächlich aufgrund des Ablösegebietes abnimmt. Die Kenntnis der Steuer- und Trimm-Momente ist eine unverzichtbare Voraussetzung für die Flugsicherheit und Flugleistungen in allen Phasen des Fluges.

Lösungsweg

Die untersuchte generische Konfiguration besteht aus einem Anlaufblech mit einer Länge von 1265 mm als Grenzschichtgenerator und einem daran anschließenden Keil mit variablem Rampenwinkel (Länge 90 mm).

Untersuchte Rampenwinkel: 8, 16, 24 Grad
Untersuchter Machzahlbereich: 1,90 bis 2,95
Reynoldszahl pro Meter: 33 und 41 Millionen

An Anlaufblech und Klappe wurden insgesamt 28 Druckmeßstellen verteilt.
Weitere Meßverfahren: Ölanstrich, Schlierenoptik und Laser-Doppler-Anemometrie.

AG STAB

Ergebnis

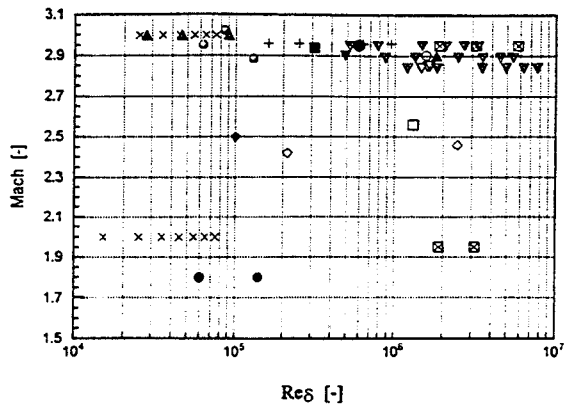


Abb. 1: Übersicht von bisherigen Arbeiten an der zweidimensionalen Rampe im Überschall

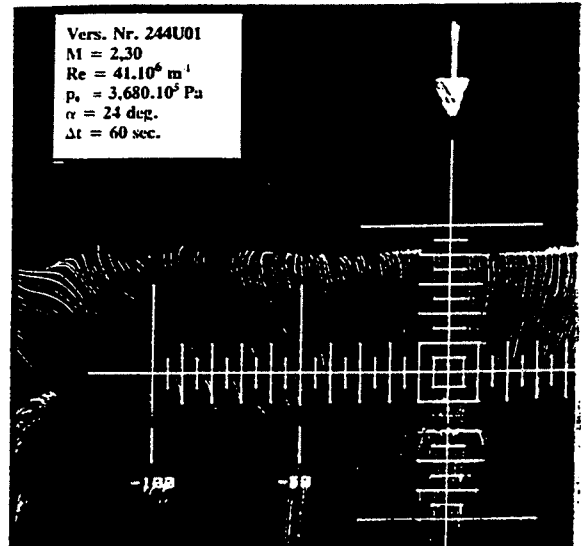


Abb. 2: Typisches Ergebnis des Ölstrichverfahrens.

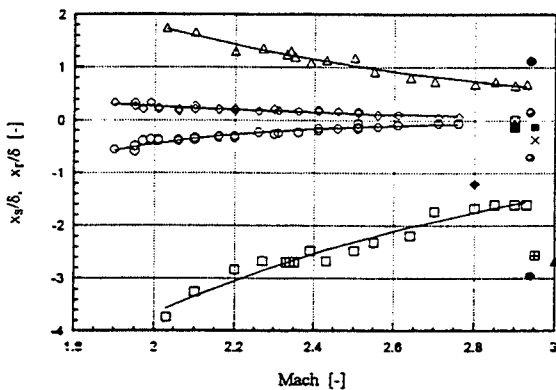


Abb. 3: Ausdehnung des Ablösegebietes als Funktion der Machzahl bei $Re_\delta = 6,1E6$

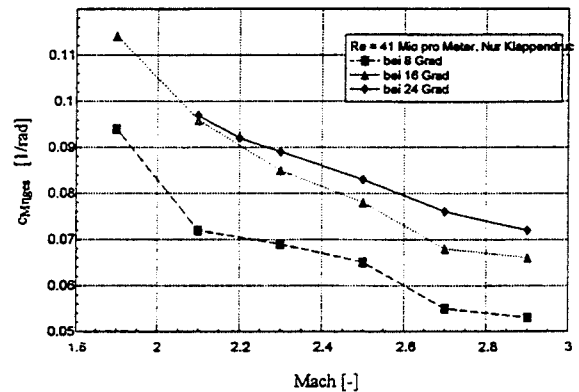


Abb. 4: Trimm-Momentengradient in Abhängigkeit von Machzahl und Klappenausschlagswinkel

Beispiel für die praktische Bedeutung (Abb. 4):

Mit steigendem Klappenausschlag verlagert sich durch Ablösung die Last von der Klappe verstärkt auf die Flosse. Zusätzlicher Klappenausschlag bringt keine weitere Steigerung an Gesamt(Trimm)-Momentengradienten $c_{M\eta}$. Bei hohen Machzahlen (mit entsprechend kleineren Ablösegebieten) steigt $c_{M\eta}$ nichtlinear.

Literatur

weiteres Vorgehen

Die Untersuchungen sollen auf den Eckenbereich (multiple Wechselwirkungen) ausgedehnt werden, um den Einfluß z.B. der Seitenwand zu erfassen. Mit dynamischen Druckaufnehmern soll die Verteilung des Schalldrucks entlang der Symmetrieebene und in einem ausgezeichneten Schnitt quer zur Hauptströmungsrichtung gemessen werden.

Weitere Förderung durch DFG-SFB 255, Teilprojekt A5

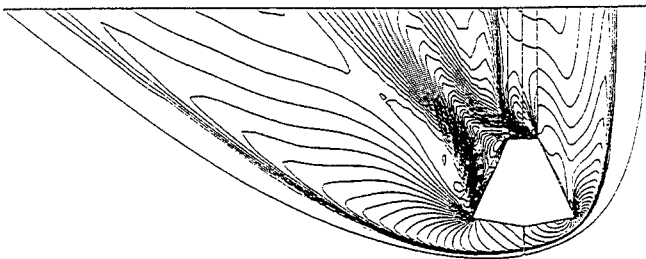
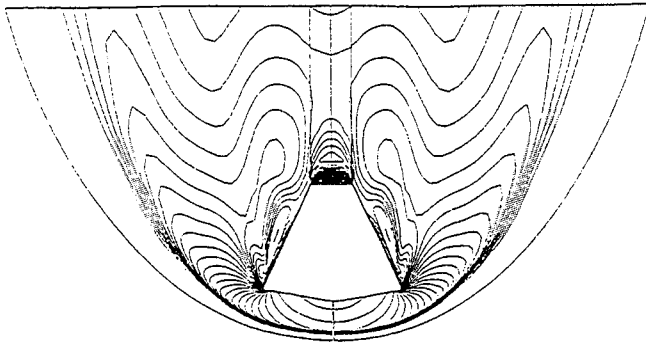
Datum 24. Oktober 1995

AG STAB

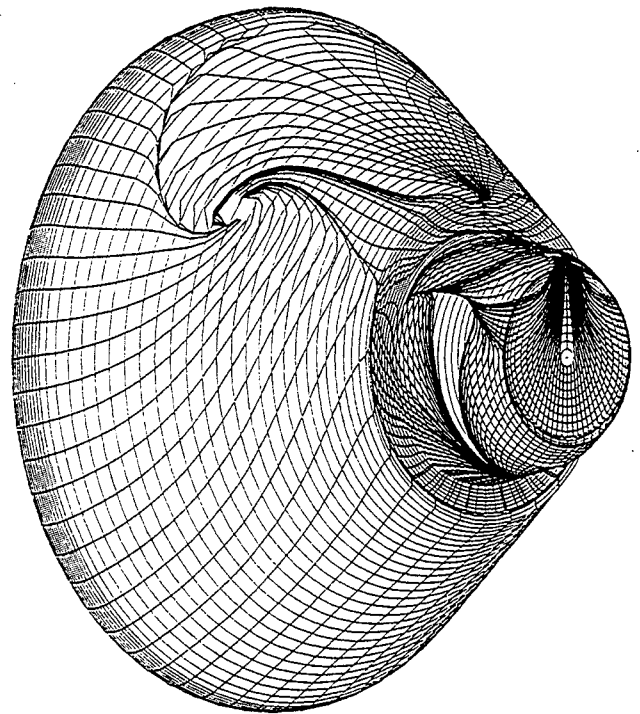
Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall		
Ansprechpartner	Dr. C. Weiland, Dr. F. Haidinger, R. Behr		
Institution	Daimler Benz Aerospace, Raumfahrt, RIT73		
Adresse	Daimler Benz Aerospace Raumfahrt-Infrastruktur Postfach 801168 81663 München	Telefon Telefax	089 607 28473 089 607 21118
weitere Partner			
Thema	Aerothermodynamik von Wiedereintrittskapseln		
Ausgangssituation	Vorhanden sind: Approximative Entwurfsverfahren (Panelverfahren, Local Inclinations Methoden, achsensymmetrische Analogieverfahren), 3-D Euler Verfahren, 3-D Navier-Stokes Verfahren mit passenden Turbulenzmodellen		
Ziel	Erstellung des aerothermodynamischen Datensatzes unter zur Hilfenahme von CFD Ergebnissen. Dabei dienen die numerischen Simulationsergebnisse der Kalibrierung der approximativen Verfahren. Aufbau eines kombinierten Design Tools bestehend aus approximativen und numerischen Verfahren. Untersuchung des Stabilitäts- und Trimmverhaltens sowie Erarbeitung von Sensitivitätsanalysen.		
Lösungsweg	• Erarbeitung von aerodynamischen Datensätzen unter Verwendung von approximativen Verfahren in allen Machzahlbereichen. • Kritischer Vergleich der Ergebnisse mit numerischen Verfahren für ausgesuchte Trajektorienpunkte im besonderen im Transsonischen. Berücksichtigung der Ergebnisse aus Windkanaluntersuchungen. • Kalibrierung der approximativn Verfahren in Bezug auf numerische und experimentelle Ergebnisse. • Sensitivitäten der aerodynamischen Koeffizienten bezügl. Konfigurationsänderungen.		

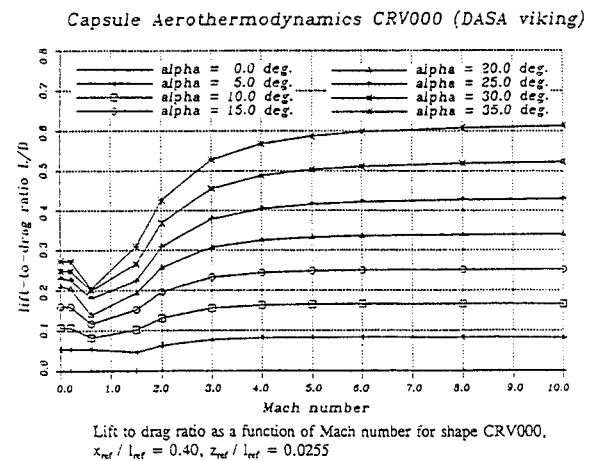
Ergebnis



Mach number contours for the nominal shape CRV000, $Ma = 3$, $\alpha = 25^\circ$,
(a) $\phi = 0^\circ$, (b) $\phi = 90^\circ$



Streamlines on the surface, back view



Literatur

Haidinger F.: Non-winged Aerothermodynamic Activities; MSTP Mid-Term Report, HT-TN-E33.1-003.DASA, July 1995
Weiland C., Hagmeijer R.: External Shape Definition and Aerodynamic Data Set; ESA-MSTP-Program, HV-TN-2100-011-DASA, May 1995

weiteres Vorgehen

Verbesserung der Entwurfsverfahren im transonischen Bereich; Einfluß von Turbulenzmodellen auf die Bestimmung von Wandtemperaturen und Wärmeflüsse untersuchen; Sensitivitäten und Margins aerothermodynamischer Größen bezügl. Konturvariationen bestimmen; Jet / Airflow Interaction Problem behandeln.

Datum 7. Sept. 1995

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner

Dr. F. P. Bertolotti

Institution

DLR – Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2294

Telefax 0551 / 709-2446

email fabio@ts.go.dlr.de

weitere Partner

Dr. H. Bippes, DLR Göttingen

Thema

Receptivity model for localized disturbances in three-dimensional, non-parallel, flows.

Ausgangssituation

We consider the boundary-layer flow on a swept wing. Due to sweep, the streamlines both in the potential flow and in the boundary layer near the stagnation line exhibit strong curvature. This streamline curvature behaves, from a mathematical perspective, like a strong “non-parallel” term, meaning that the usual “parallel-flow” approximation used in standard stability theory is not suitable. Consequently, the standard receptivity analysis based on Fourier transform theory (for example [8] [1]) cannot be used.

Ziel

We wish to develop a theoretical model for the generation of disturbances by localized surface roughness in a three-dimensional boundary layer. Of particular interest is the boundary-layer flow over the swept flat plate with imposed pressure gradient used in the experiments of Bippes and colleagues [3] [6] [7] [4]. This boundary-layer is similar to that found in regions of accelerated flow on swept wings.

Lösungsweg

The receptivity process due to the isolated surface roughness is modeled by a new technique based on a mixed expansion employing Chebyshev polynomials and WKB theory. This technique incorporates the effects of mean-flow curvature and non-parallelism. The new formulation replaces the actual Fourier transform of the surface geometry by a transform with Gaussian distribution centered about the wavenumber of the boundary layer’s most unstable eigenmode [2]. Even though this step that may seem “unrigorous” at first glance, the technique reproduces exactly the results from Fourier integral analysis when it is applied to parallel flows. In particular, we reproduce exactly the results presented by Crouch [5] for localized roughness and localized suction in the parallel-flow approximation to the swept Hiemenz flow. When we repeat the analysis including “non-parallel” terms, our results indicate that non-parallelism lowers the strength of the receptivity process.

Ergebnis

We then consider the surface geometry corresponding to the array of spanwise periodic cylinders, 3.3 mm in diameter and 10 micrometers high, positioned by Bippes at 8% chord in his experiments. Since experimental measurements of the disturbance velocity field are available only after 40% chord, we use the results from the receptivity model as initial conditions for a nonlinear PSE code and compare results where experimental data is available. Unfortunately, free-stream turbulence has a strong effect on the experimental data, so that a clean comparison between the theory and experiments is not possible. The effect of turbulence is modeled in the PSE analysis by the introduction of unsteady cross-flow modes at the location of the surface cylinders.

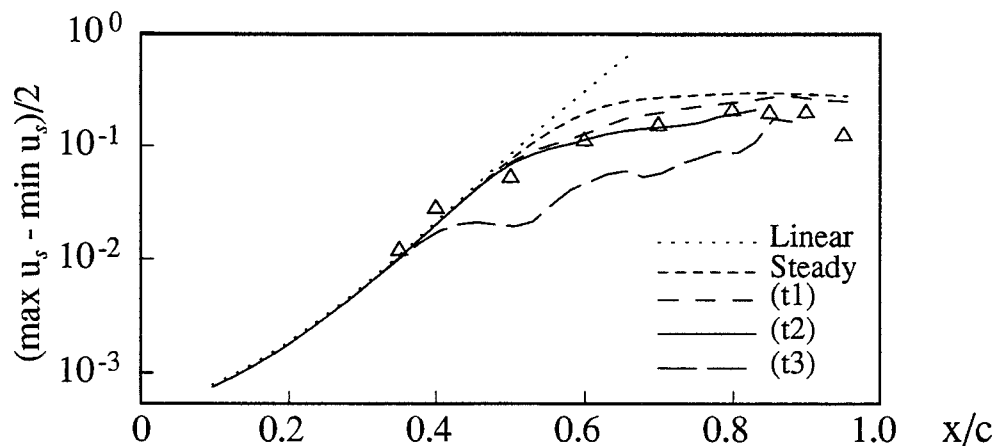


Abbildung 1: Comparison with the experimental measurements of Bippes.

Figure 1 compares the local maximum (in the wall normal direction) of the disturbance's velocity measured by experiment and calculated by the PSE. The dotted line shows the linear evolution of the mode introduced by the bumps. The dashed lines and the solid line display the results from nonlinear PSE calculations. The calculation labeled "steady" is composed of modes having zero frequency only. The lines labeled "t1", "t2", and "t3" refer to cases where the initial traveling-mode amplitudes have amplitude of 0.0016%, 0.0020% and 0.0200%, respectively. In all cases, the PSE results agree with experimental data at 40% chord, where nonlinear effects are still weak. This agreement suggests that the receptivity phenomenon is modeled accurately.

weiteres Vorgehen

We plan to compare the results from our model with the recent experimental data obtained by Lerche & Bippes employing an array of oscillating membranes (DLR Göttingen Transition Experiment).

Literatur

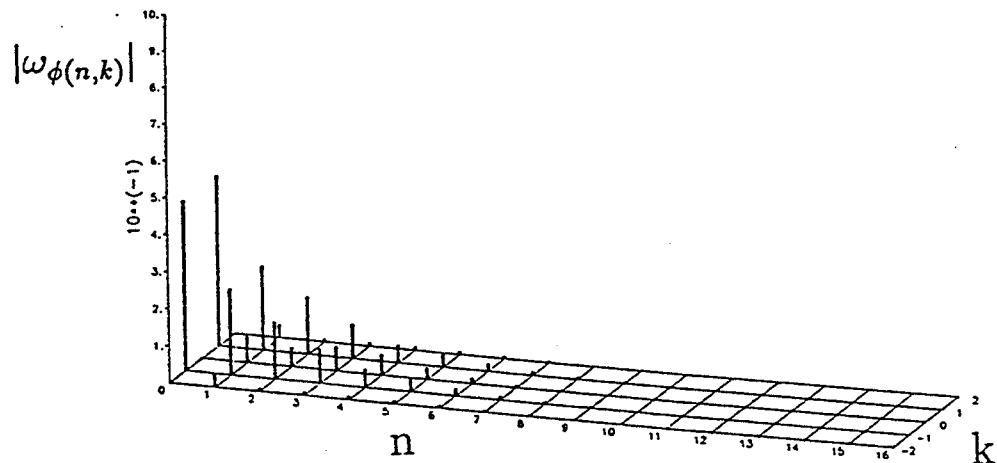
- [1] ASHPIS, D.E., RESHOTKO, E.. The vibrating ribbon problem revised. *J. Fluid Mech.*, 213, 1990.
- [2] BERTOLOTTI, F. P.. On the birth and evolution of disturbances in three-dimensional boundary layers. In *Nonlinear stability and transition in three-dimensional boundary-layers*, Manchester, U.K., July 1995. IUTAM, Kluwer Publishers.
- [3] BIPPES, H.. Experiments on transition in three-dimensional accelerated boundary-layer flows. In *Proc. R.A.S. Conf. "Boundary Layer Transition and Control"*, Cambridge, England, 1991.
- [4] BIPPES, H., MÜLLER, B., WAGNER, M.. Measurements and stability of the disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer. *Phys. Fluids*, 3 (10): 2371-2377, 1991.
- [5] CROUCH, J. D.. Distributed excitation of cross-flow vortices in three-dimensional boundary layers (eds. R. Kobayashi), pages 500-506. IUTAM, Springer-Verlag, 1994. IUTAM Symposium, Sendai, Japan, Sept 5-9.
- [6] DEYHLE, H.. Einfluss der äusseren Strömungsbedingungen auf den Transitionsprozess einer dreidimensionalen Grenzschicht. *Fortschrittberichte Reihe 7: Strömungstechnik*, Nr 226, VDI, 1993.
- [7] DEYHLE, H., HÖHLER, G., BIPPES, H.. Experimental investigation of instability wave propagation in a three-dimensional boundary layer flow. *AIAA J.*, 31 (4): 637-645, 1993.
- [8] GASTER, M.. On the generation of spatially growing waves in a boundary layer. *J. Fluid Mech.*, 22: 433-441, 1965.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen - Laminar-turbulente Transition		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. H. Bestek, Dr.-Ing. J. Meyer		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon:	(0711) 685-3405
		Telefax:	(0711) 685-3438
weitere Partner			
Thema	Numerische Untersuchung nichtrotationssymmetrischer Strömungsformen im Spalt zwischen coaxialen, rotierenden Zylindern		
Ausgangssituation	Die Strömung im Spalt zwischen rotierenden coaxialen Zylindern zählt zu den klassischen Problemen der Strömungsmechanik. Für den einfachen Fall, daß nur der Innenzylinder rotiert, treten mit zunehmender Winkelgeschwindigkeit des Innenzylinders eine Reihe von unterschiedlichen Strömungsformen auf, die durch Instabilitäten miteinander verknüpft sind. Ausgehend von der Couette-Strömung können mit zunehmender Reynoldszahl Taylor-Wirbel, Wellenwirbel, modulierte Wellenwirbel und schließlich vollturbulente Strömung beobachtet werden. Für die komplexen Fälle, daß beide Zylinder gleich- oder gegensinnig rotieren, wurden experimentell eine Vielzahl von unterschiedlichen Strömungsformen mit Hilfe von Strömungsvisualisierungen beobachtet. Einzelheiten dieser Strömungsformen sind kaum bekannt.		
Ziel	Mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen sollen nichtrotationssymmetrische Strömungsformen beim Taylor-Couette-Problem mit unendlich langen Zylindern untersucht werden. Durch detaillierte Analyse der auftretenden Strömungsvorgänge sollen Einblicke in die zugrunde liegenden Mechanismen gewonnen werden.		
Lösungsweg	Zu diesem Zweck wurde ein explizites Differenzen-Spektralverfahren entwickelt, mit dem die vollständigen, inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen in Zylinderkoordinaten- und Wirbelstärkeformulierung numerisch gelöst werden. In axialer und azimuthaler Richtung wurden Fourieransätze verwendet, die Diskretisierung in radialer Richtung erfolgte mit finiten Differenzen 4. Ordnung. Die Zeitintegration erfolgte durch ein Adams-Bashforth-Verfahren 3. Ordnung. Das numerische Verfahren wurde für die rotationssymmetrische Taylor-Wirbel-Strömung sorgfältig ausgetestet und durch Vergleichsrechnungen mit den Simulationen von Booz (Dissertation, Uni Stuttgart, 1980) verifiziert.		

Ergebnis Mit dem numerischen Verfahren wurden verschiedene nichtrotationssymmetrische Strömungsformen simuliert. Für den Fall mit rotierendem Innen- und feststehendem Außenzylinder wurde eine Taylor-Wirbel-Strömung (als Referenzfall) und zwei Wellenwirbel-Strömungen für verschiedene Re-Zahlen berechnet. Für gegensinnig rotierende Zylinder wurden zwei Strömungsformen berechnet, die Spiralwirbel und die welligen Spiralwirbel. Bei der Spiralwirbel-Strömung entwickelt sich ausgehend von einer Couette-Strömung mit überlagerter Störung der Fouriermode $n=1$, $k=1$ (rechtsschraubender Spiralwirbel) ein Wirbelsystem mit einem charakteristischen schraubenförmigen Verlauf, dessen Amplitudenspektrum eine sehr einfache Symmetrie zeigt. Stört man eine voll entwickelte Spiralwirbel-Strömung in allen Fouriermoden mit Störungen von endlicher Amplitude, entwickelt sich daraus eine wellige Spiralwirbel-Strömung, die aus einer Überlagerung von rechts- und links-schraubenden Spiralwirbeln besteht.

Die Verwendung von Spektralansätzen zur Diskretisierung in axialer und azimuthaler Richtung ermöglicht eine anschauliche Interpretation der Struktur und der Symmetrien der verschiedenen komplexen Strömungsformen. So besteht z.B. eine Taylor-Wirbel-Strömung nur aus rotationssymmetrischen Moden mit $k=0$, die Höherharmonische der Grundmode $n=1$, $k=0$ sind. Demgegenüber setzt sich Wellenwirbel-Strömung s aus einem Taylor-Wirbel-Anteil und einem Wellenwirbel-Anteil zusammen, wobei der Wellenwirbel-Anteil aus einer Überlagerung von rechts- und links-schraubenden Spiralwirbeln gleicher Amplitude, aber entgegengesetzter Phasengeschwindigkeit besteht. Eine experimentell beobachtete Wellenwirbel-Strömung besteht aus einer Vielzahl solcher Spiralwirbel, die aber alle Höherharmonische der Grundwelle sind und dieselbe Phasengeschwindigkeit wie die Grundwelle haben. Das Amplitudenspektrum einer Wellenwirbel-Strömung zeigt auch hinsichtlich der Amplituden der auftretenden Moden eine Symmetrie zur Geraden $k=0$ (Bild).



Amplitudenspektrum der Fouriermoden (n, k) einer Wellenwirbel-Strömung, aufgetragen für die azimuthale Wirbelstärkekomponente ω_Φ für den Radius $r=1.026$ ($Re=1900$, Radienverhältnis $R_1/R_2=0.885$, mit n , bzw. k = Harmonische in axialer Richtung z , bzw. azimuthaler Richtung Φ).

Literatur J. Meyer, H. Fasel: Ein numerisches Verfahren zur Berechnung der Wellenwirbel beim Taylor-Couette-Problem. ZAMM 71 (1991), pp. T547-T549.

J. Meyer: Numerische Untersuchung nichtrotationssymmetrischer Strömungsformen beim Taylor-Couette-Problem. Dissertation, Universität Stuttgart, 1993.

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Projektgruppe / Anwendungsbereich	Instationäre Strömungen	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. C. Breitsamter	
Institution	FLM – Lehrstuhl für Fluidmechanik o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München	
Adresse	Arcisstr. 21 80333 München	Telefon +89-2105-2973 Telefax +89-2105-2505
weitere Partner	—	
Thema	<i>Experimentelle Untersuchung der instationären Feldgrößen und Oberflächendrücke bei wirbeldominierter abgelöster Strömung an einem Deltaflügel</i>	
Ausgangssituation	Tragflächen, die durch starke Vorderkantenwirbel gekennzeichnet sind, werden insbesondere im Falle des Wirbelaufplatzens durch starke instationäre Effekte beeinflusst. Die induzierten instationären Drücke bilden die Erregerkräfte für unerwünschte aeroelastisch bedingte Schüttelerscheinungen, die unter dem Begriff „Buffeting“ oder „Wing Rock“ bekannt sind.	
Ziel	Generelle Aussagen über die in Vorderkantenwirbeln enthaltenen instationären aerodynamischen Größen werden die detaillierte Betrachtung vieler Phänomene, die zum heutigen Zeitpunkt nur unzureichend geklärt sind, ermöglichen. Hierzu zählen statistische Größen der Erregerkräfte, Aufplatzen der Wirbel und mögliche periodische Wirbelablösungen.	
Lösungsweg	Es wird die instationäre Oberflächendruckverteilung an einem schlanken, scharfkantigen Deltaflügel der Streckung $\Lambda = 1.0$ untersucht. Das Modell ist weitgehend starr, aus Kohlefaser gefertigt und mit 60 Miniatur-Drucksensoren bestückt. Die maximale Drucksignalauflösung der Aufnehmer liegt bei ca. 2 Pa. Zur Meßdurchführung wurde ein Meßdatenerfassungssystem hoher Genauigkeit aufgebaut, das 128 analoge Eingangskanäle besitzt, vgl. Abb. 1. Der anlagenspezifische Fehler bleibt bei der Signalaufbereitung kleiner als 0.1%. Mit der Hitzdrahtmeßtechnik ermittelte instationäre Strömungsfelder werden zur Korrelation der Oberflächendrücke mit den zeitabhängigen Geschwindigkeiten herangezogen. Die Untersuchungen werden bei Variation von Anstellwinkel ($0.0^\circ - 60.0^\circ$), Schiebewinkel ($0.0^\circ - 30.0^\circ$) und der Reynoldszahl $Re = 0.84 - 1.31 \times 10^6$ durchgeführt. Den Geschwindigkeitsmessungen liegt eine Abtastrate von 3000 Hz pro Kanal bei einer Meßdauer von 26.4 s je Meßpunkt zugrunde, den Druckmessungen eine Abtastrate von 1000 Hz pro Kanal bei 30 s Meßdauer.	
Ergebnis	Im Fall der voll ausgebildeten Vorderkantenwirbel liegt generell eine geringe Schwankungsintensität vor. Beim Aufplatzen der Wirbel treten in den Oberflächendrücken starke Schwankungen auf, die bei steigendem Anstellwinkel mit dem Aufplatzpunkt stromaufwärts wandern, vgl. Abb. 2,3. Diese werden durch die massive oberflächen-nahe Konzentration der Turbulenzintensität stromab der Aufplatzstelle induziert, vgl. Abb. 4. Die Schwankungsintensität der Oberflächendrücke erreicht bei $\alpha = 45.0^\circ$ ein Maximum und nimmt bei vollständig abgehobenen Wirbeln wieder ab.	

Die frequenzspezifische Konzentration der Druckschwankungen ist dabei mit den Geschwindigkeitsschwankungen im Strömungsfeld korreliert. Es sind ausgeprägte Frequenzspitzen zu beobachten, die auf eine starke Periodizität in der Strömung aufgeplatzter Vorderkantenwirbel hinweisen, vgl. Abb. 5. Die Druckschwankungen sind dabei über den gesamten Flügel durch ein hohes Maß an Kohärenz ausgezeichnet.

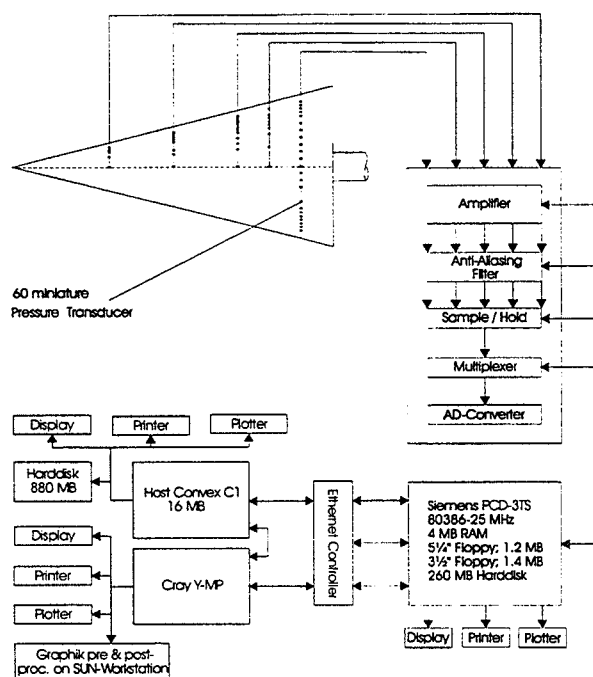


Abb. 1: Schema des Meßdatenerfassungssystems

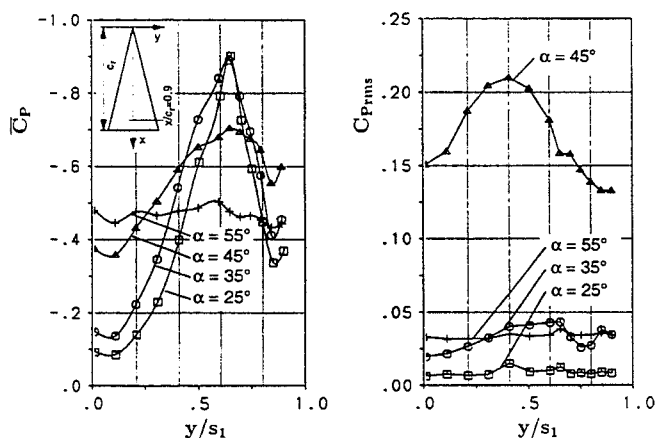


Abb. 2a: Stationäre Druckverteilung und rms-Werte der Druckschwankungen für verschiedene Anstellwinkel im Meßschnitt $x/c_r = 0.9$.

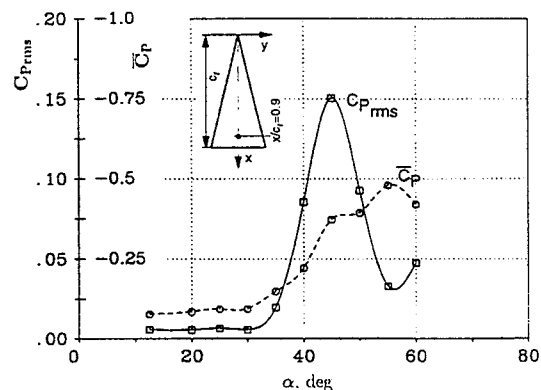


Abb. 2b: Zeitlich gemittelte Drücke und Druckschwankungen als Funktion des Anstellwinkels für den Meßort der Symmetrieebene bei $x/c_r = 0.9$.

weiteres
Vorgehen

Die gewonnenen Daten werden nach statistischen Gesichtspunkten weiter analysiert.

Über diese Thematik wurde auch bei der DGLR-Jahrestagung 1995 (DGLR-JT95-062) berichtet.

Mitteilung

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

- ☐ Laminar-Turbulente Transition
- ☐ Instationäre Strömungen
- ☐ Turbulenz

Projektgruppe/ Anwendungsbereich:

Ansprechpartner Dr. Oskar Bschorr

Institution Daimler-Benz AG
Forschung und Technik, Ottobrunn
Adresse Postfach 80 04 65
81 663 München

Telefon 089/607-22776

Telefax 089/607-23067

weitere Partner

Thema **Implementierung der Relaxationsdämpfung der Luft
in die Navier-Stokes-Gleichung**

Ausgangssituation

Die Navier-Stokes-Gleichung enthält lediglich die Dämpfung aufgrund der Scherviskosität. Bei der Schallausbreitung in der Luft, die ebenfalls ein Strömungsphänomen und ein Sonderfall von Navier-Stokes ist, ist die Dämpfung durch die Relaxationsviskosität sehr viel größer als die durch Scherviskosität.

Ziel

Die Relaxationsviskosität der Luft soll in die Navier-Stokes-Gleichung implementiert werden. Neben der strengen Lösung, die wegen der begrenzten Relaxationszeiten sog. Gedächtnisintegrale enthält, soll auch eine vereinfachte, in einem gegebenen Strouhal-Bereich gültige Strömungsgleichung angegeben werden.

Lösungsweg

Die differentielle Bewegung in einem Fluid mit der Geschwindigkeit $\vec{v} = v(x_i, t)$ ist durch den Geschwindigkeitstensor $\nabla \vec{v} = \left\{ \partial v_j / \partial x_i \right\}$ gegeben. Kinematisch läßt sich $\nabla \vec{v}$ in einen Rotationstensor $\mathbf{W}_{\text{rot}}$, in einen Verzerrungstensor $\mathbf{W}_{\text{dis}}$ und einen Dilatations-tensor $\mathbf{W}_{\text{dil}}$ separieren. Nach Stokes sind die viskosen Scherspannungen proportional der Scherviskosität η und dem Verzerrungstensor $\mathbf{W}_{\text{dis}}$. Da die Relaxationsdämpfung auf der verzögerten Einstellung von thermodynamischen Gleichgewichten beruht, wird hier die Hypothese aufgestellt, daß der relaxationsbedingte Spannungstensor $\mathbf{S}_{\text{dil}}$ proportional dem Dilatationstensor $\mathbf{W}_{\text{dil}}$ ist ($\mathbf{I}$ = Einheitstensor)

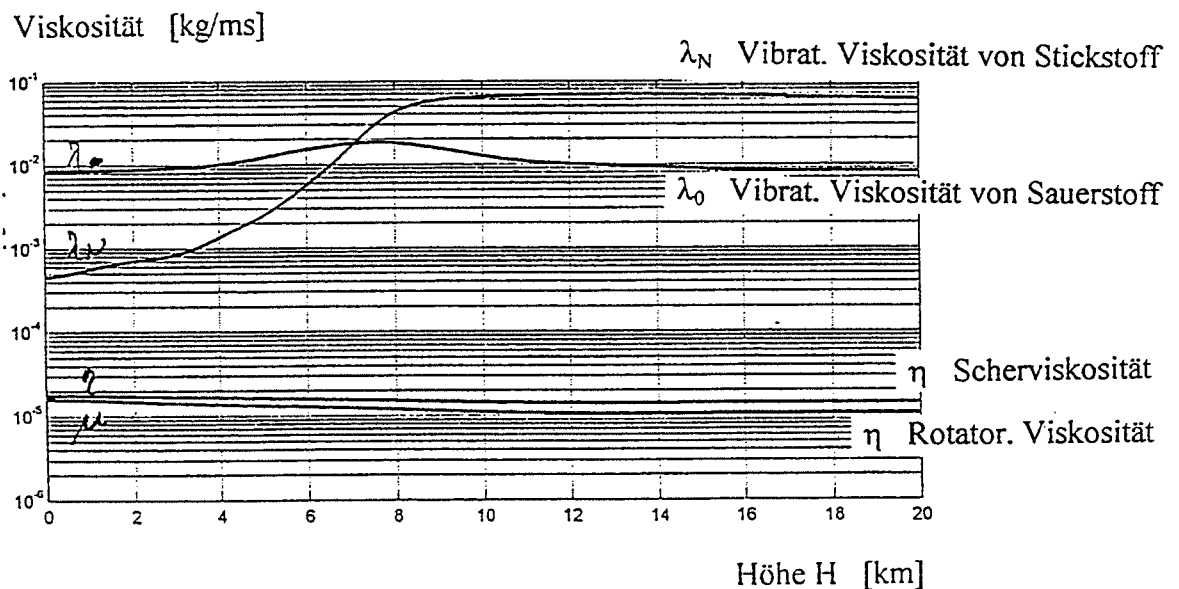
$$\mathbf{S}_{\text{dil}} = 3\lambda \mathbf{W}_{\text{dil}} = \lambda \mathbf{I} \operatorname{div} \vec{v} .$$

Nach Kneser (1936) setzt sich die Relaxationsviskosität λ aus 3 Anteilen zusammen: Der rotatorischen Viskosität μ und den vibratorischen Viskositäten λ_N und λ_0 des atmosphärischen Stick- und Sauerstoffs.

Strömungsgleichung für Luft

Euler-Gleichung (Reibungsfreiheit)		$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} = -\nabla p$
Navier-Stokes-Gleichung Scherviskosität	η	$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} = -\nabla p + \eta \Delta \vec{v} + \frac{1}{3} \eta \text{grad div } \vec{v}$
Strömungs-Gleichung Scherviskosität Rotat. Viskosität Vibrat. Viskosität N Vibrat. Viskosität 0	η μ λ_N λ_0	$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} = -\nabla p + \eta \Delta \vec{v} + \frac{1}{3} \eta \text{grad div } \vec{v}$ $+ \mu \text{grad div } \vec{v}$ $+ \lambda_N \int_{t^*=0}^{\infty} e^{-2\pi f_N t^*} \text{grad div } \vec{v}(t-t^*) d(2\pi f_N t^*)$ $+ \lambda_0 \int_{t^*=0}^{\infty} e^{-2\pi f_0 t^*} \text{grad div } \vec{v}(t-t^*) d(2\pi f_0 t^*)$
Approx. Strömungs-Gl. Scherviskosität Rotat. Viskosität Vibrat. Viskosität N Vibrat. Viskosität 0	η μ λ_N λ_0	$\rho \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + \rho \vec{v} \cdot \nabla \vec{v} = -\text{grad } p + \eta \Delta \vec{v} + \left\{ \begin{array}{l} \frac{1}{3} \eta + \mu + \lambda_0 + \lambda_N \\ \frac{1}{3} \eta + \mu + \lambda_0 \\ \frac{1}{3} \eta + \mu \end{array} \right\} \text{grad div } \vec{v} \text{ for } \left\{ \begin{array}{l} St < St_N \\ St_N < St < St_0 \\ St > St_0 \end{array} \right\}$

Viskositätseffekte in Standardatmosphäre



Literatur

O. Bschorr : "Implementing the Relaxation Damping of Air into the Navier-Stokes Equation". AIAA Journ. Vol. 32, No. 11, p. 2323 - 25.

weiteres Vorgehen

Kontaktaufnahme mit Programmier-Gruppen 'Navier-Stokes-Integration'.

Datum

Ottobrunn, den 27.10.1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Physikalische Grundlagen / Transition

Ansprechpartner

T. Ehret

Institution

Institut für Strömungslehre und Strömungsmaschinen, Universität Karlsruhe (TH)

Adresse

Kaiserstr. 12
D-76128 Karlsruhe

Tel.: (0721) 608 4181

Fax.: (0721) 696727

e-mail: hi14@rz.uni-karlsruhe.de

weitere Partner

Prof. P. Thiede, Dr. G. Schrauf, Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH Bremen;
Dr.-Ing. J. Delfs, Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig

Thema

Verhalten instabiler Wellenpaketstörungen in kompressiblen Pfeilflügelgrenzschichten.

Ausgangssituation

Lineare Stabilitätsuntersuchungen von technischen Strömungen werden in der Regel unter der Annahme monochromatischer Welleninstabilitäten durchgeführt. Bei dieser Annahme bleibt unberücksichtigt, daß in der Realität die Störungen nicht als unendlich ausgedehnte Wellen vorliegen, sondern eher lokal angeregt werden und sich als instabile Wellenpakete mit endlicher Ausdehnung weiterentwickeln. Weiterhin enthält die klassische Stabilitätsanalyse von Welleninstabilitäten keine Informationen zur Klassifizierung nach absolut- bzw. konvektiv instabilem Verhalten von Störungen. Diese Einteilung ist aber wesentlich bei der Auswahl von Verfahren zur Transitionsvorhersage. Denn es ist gezeigt worden [1], daß die klassische e^N -Methode im Falle des Vorliegens einer absoluten Instabilität prinzipiell versagt. Auch das Parabolisieren der Stabilitätsgleichungen ist in solchen Fällen problematisch.

Ziel

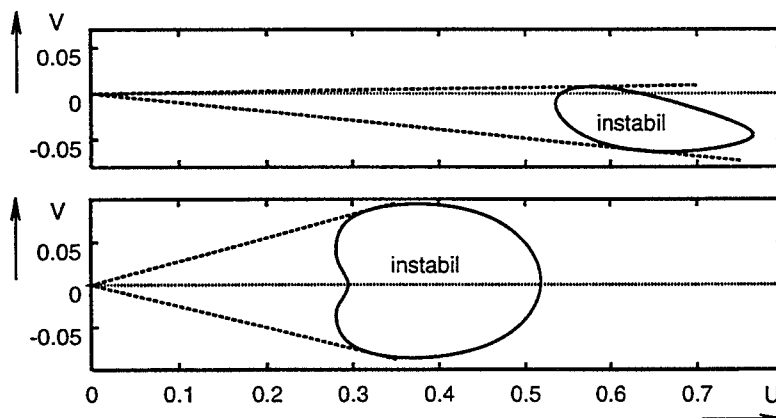
Beschreibung der Dynamik von instabilen Wellenpaketen in der dreidimensionalen, kompressiblen Grenzschicht eines Pfeilflügels. Klassifizierung der auftretenden Störungen (Tollmien-Schlichting- und Querströmungsinstabilitäten) nach absolut instabilem bzw. konvektiv instabilem Verhalten. Berechnung der technisch relevanten Wellenpaketanfachung.

Lösungsweg

Berechnung der zeitasymptotischen Lösung des Anfangs-Randwertproblems, das das Verhalten kleiner Störungen der Strömungsgrößen beschreibt. Es entsteht nach der Linearisierung der Navier-Stokes Gleichungen um den zu untersuchenden laminaren Strömungsgrundzustand und der Spezifikation einer lokalen Anfangsstörung sowie der Randbedingungen. Mittels der Sattelpunktmethode können insbesondere diejenigen komplexen Wellenzahlen und Frequenzen ermittelt werden, die der mit dem Wellenpaket bewegte Beobachter als zeitlich indifferente Wellenanteile wahrnimmt. Diese stellen somit die Neutralkurve der Wellenpaketanfachung dar. Ihre Projektion in die Ebene der wandparallelen Komponenten U , V der (reellen) Gruppengeschwindigkeit grenzt zugleich den Bereich aller Geschwindigkeiten ab, mit denen sich ein Beobachter bewegen muß, um eine zeitliche Anfachung $\omega'(U, V)$ der zugeordneten Teilwelle vorzufinden. Die durch eine solche Teilwelle repräsentierte Störenergie breitet sich mit der Gruppengeschwindigkeit aus. Liegt also eine instabile Teilwelle vor, deren Störenergie am Ort verbleibt (verschwindende Gruppengeschwindigkeit), so ist die Strömung absolut instabil und die Neutralkurve $\omega'(U, V) = 0$ umschließt den Ursprung, anderenfalls ist sie konvektiv instabil. Die Sattelpunktmethode liefert weiterhin die technisch relevante räumliche Wellenpaketanfachung durch $g = \omega' / \sqrt{U^2 + V^2}$, deren Maximum ebenfalls die Richtung der stärksten Anfachung auszeichnet (vgl. [2]).

Ergebnis

Die Stabilitätsanalysen in der Nähe der Vorderkante des Laminarhandschuhs des ATTAS-Flugversuchsträgers der DLR-Braunschweig zeigen Querströmungsinstabilitäten. Weiter stromab auf dem Flügel kommen Tollmien-Schlichting Instabilitäten hinzu. Die Neutralkurve der Wellenpaketanfachung in der Gruppengeschwindigkeitsebene an einer durch die Querströmungsinstabilitäten (QSI) dominierten Position des Flügels sind im oberen Diagramm eingetragen (vgl. [3]). Die Tangenten an diese Neutralkurven schließen denjenigen Winkelbereich ein, innerhalb dessen zeitsymptotisch alle instabilen Störungen verbleiben. Es ist zu erkennen, daß sich die Querströmungsinstabilität konvektiv entwickelt, da die gezeigte Neutralkurve den Nullpunkt nicht enthält. Der Keilwinkelbereich, in den die Störenergie abgeschwemmt wird, ist eng ($\sim 10^\circ$). Auch die an einer durch Tollmien-Schlichting Instabilitäten (TSI) dominierten Stelle des Flügels ausgewertete Neutralkurve (unteres Diagramm) weist in Einklang mit zweidimensionalen Untersuchungen der inkompressiblen Plattengrenzschicht, den konvektiven Charakter der Wellenpakete nach. Das instabile Wellenpaket überstreicht hier einen wesentlich größeren Keilwinkelbereich ($\sim 30^\circ$) als beim Vorliegen von Querströmungsinstabilität.



Neutralkurven der Wellenpaketanfachung. oben: Vorderkantennähe (QSI-dominiertes Wellenpaket), unten: Auf dem Flügel (TSI-dominiertes Wellenpaket)

Literatur

- [1] BREVDO, L.: Absolute and Convective Instabilities and the e^N -Method for the Prediction of the Laminar-Turbulent Transition. ZAMM, Z.angew.Math.Mech. 74 (1994), T340-T343.
- [2] DELFS, J.: Behaviour of unstable wave packets in the three dimensional compressible flow past a wing. to appear in: ZAMM, Z.angew.Math.Mech. (1996): Proceedings of ICIAM 95 Hamburg, Germany, Jul. 3-7 1995, issue 4.
- [3] OERTEL JR., H.; DELFS, J.: Mathematische Analyse der Bereiche reibungsbehafteter Strömungen. ZAMM, Z.angew.Math.Mech. 75 (1995) 7, 491-505

weiteres Vorgehen

Einfluß von Designparametern wie z.B. der Flügelpfeilung auf die Wellenpaketanfachung in Vorderkantennähe. Eine starke Vergrößerung der Anfachung wird bei kleinen Pfeilwinkelvergrößerungen in der Nähe eines Pfeilwinkels von $\sim 20^\circ$ erwartet. Mittelfristig Erweiterung auf nichtparallele Theorie und gekrümmte Geometrie.

Datum

13.09.1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen / Transition		
Ansprechpartner	Dr. M. Fischer, Dr. H. Bippes		
Institution	Institut für Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstr. 10 D - 37073 Göttingen	Telefon	(0551) 709 - 2277
		Telefax	(0551) 709 - 2829
weitere Partner	Dr. F. Bertolotti, DLR Prof. Dr. P. Thiede, DASA Bremen		
Thema	Stabilisierung dreidimensionaler Grenzschichten durch Absaugung		

Ausgangssituation

Absaugung in dreidimensionalen Grenzschichten vermindert die Querströmung und stabilisiert die laminare Strömung. Diesen Stabilisierungseffekt der Laminarflügeltechnologie nutzbar zu machen gelten gegenwärtig intensive Bemühungen. Bereits durchgeführte Großversuche haben aber gezeigt, daß das stabilitätstheoretische Stabilisierungspotential mit der bisher angewandten Absaugetechnik nur zum Teil genutzt werden kann. Genauere Kenntnisse worin die Gründe liegen sind weitgehend ungeklärt.

Ziel

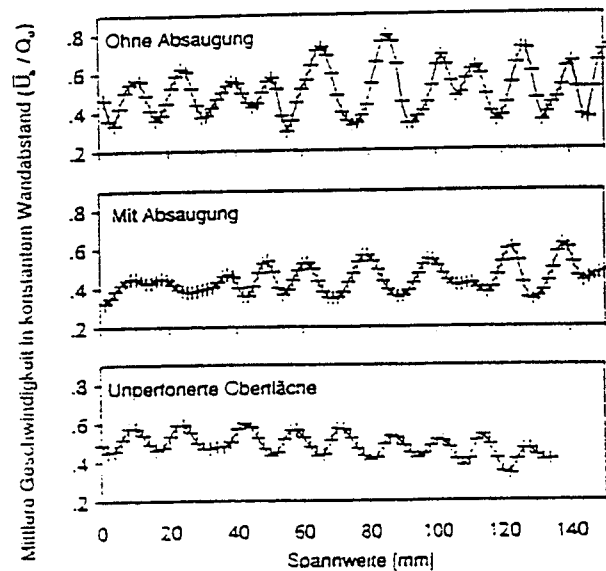
Zunächst soll geklärt werden worin die Schwächen der bisher angewandten Absaugetechnik geklärt werden, die es bisher verhinderten das stabilitätstheoretische Absaugepotential am Laminarflügel zu nutzen. Danach sollen Wege gefunden werden die Absaugetechnik hinsichtlich des Stabilisierungseffektes sowohl bezüglich der Auslegung der Absaugeeinrichtung als auch bezüglich der Bemessung der Absaugerate und ihrer räumlichen Verteilung zu optimieren.

Lösungsweg

Die Querströmungsinstabilität in dreidimensionalen Grenzschichten führt zu einer im wesentlichen nichtlinearen Entwicklung der Störströmung. Zwangsläufig damit verknüpft ist ein starke Abhängigkeit von den Anfangsbedingungen. Die Diskrepanz zwischen vorhergesagter und erreichter Stabilisierung kann daher nur durch Anwendung nichtlokaler nichtlinearer Stabilitätsrechnungen überbrückt werden. Das Problem liegt dabei in der realistischen Definition der Anfangsbedingungen. Die Anfangsbedingungen ergeben sich aus den äußeren Störquellen und den Rezeptivitätsmechanismen. Da letztere nicht bekannt sind, kann die Wirkung der äußeren Störquellen nur experimentell bestimmt werden. Dies bedingt eine Reihe von Versuchen bei variierten äußeren Bedingungen. Da sich die Transitionslage bei kleinem bis mäßigen Turbulenzgrad im wesentlichen aus der Anregung der Längswirbel bestimmt, wird der Schwerpunkt der Arbeiten auf der Erfassung der Oberflächenrauigkeit und der Ungleichförmigkeit der Absaugerate als Hauptanregequellen für Längswirbel gelegt werden. Daneben wird die optimale Absaugerate nach Größe und räumlicher Verteilung bestimmt werden. Der erreichte Stabilisierungseffekt soll an den Transitionsuntersuchungen an der polierten nichtperforierten Oberfläche gemessen werden. Hierfür sollen bereits vorliegende umfangreiche an einer schiebenden Platte gewonnenen Ergebnisse genutzt werden. Der kürzeste Weg zur prinzipiellen Klärung der genannten Fragen ist die interaktive experimentelle und theoretische Behandlung. Auch dies wird durch die an Platte simulierte idealisierte Strömung sehr erleichtert. Großversuche sind zunächst nicht nötig.

Ergebnis

Um die äußeren Bedingungen an diejenigen der Großversuche soweit wie möglich anzugleichen wurde die Absaugeoberfläche aus dem gleichen Material mit gleicher Oberfläche hergestellt. Die Absaugung beginnt an der Vorderkante und endet stromab von der neutralen Position wo die Störungen bereits zu meßbarer Größe angewachsen sind. zur Vergleichmäßigung der Absaugerate ist die gesamte Absaugeeinheit in 4 Kammern aufgeteilt. Grenzschichtmessungen zeigten, daß wie vorgesehen die Querströmung durch zuschalten der Absaugung beträchtlich verringern kann. Im vorliegenden Falle führt dies bei gleicher Anströmgeschwindigkeit zu einer Verringerung der e^n -Faktoren um 50- 60%. Erste Stabilitätsuntersuchungen haben gezeigt, daß nach Zuschalten der Absaugung die Grenzschicht deutlich stabilisiert wird, daß aber gegenüber der der glatten unperforierten Oberfläche kein signifikanter Gewinn erzielt wurde da die Längswirbelentwicklung nicht gedämpft werden konnte. Bei der Suche nach den Ursachen werden zunächst Ungleichförmigkeiten in der Absaugerate betrachtet. Erste Messungen ergaben räumliche Schwankungen von etwa 0.5%.



Die durch Längswirbel hervorgerufene spannweiteige Variation der mittleren Geschwindigkeit in der Grenzschicht a) bei abgeschalteter Absaugung, b) bei eingeschalteter Absaugung, c) an der nichtperforierten glatten Oberfläche.

Literatur

H. Deyhle, Experimentelle Untersuchung zu Stabilität und Transition in dreidimensionalen Grenzschichten mit Absaugung. Teil 1: Entwicklung Konzeption und Aufbau einer Absaugeinrichtung für das Prinzipmodell der schiebenden ebenen Platte.

weiteres Vorgehen

Neben der Ungleichförmigkeit in der Absaugerate wird die durch die Perforation verursachte Oberflächenrauigkeit als Anregequelle betrachtet. Zur genaueren Bestimmung der Absaugegeschwindigkeit soll versucht werden LDA einzusetzen. Die beobachtete Stabilitätsentwicklung soll durch geeignete Definition der Anfangsbedingungen mit PSE Rechnungen simuliert werden. Letzteres verlangt detaillierte Grenzschichtmessungen. Von besonderem Interesse ist dabei die Frage, ob durch geeignete Aufteilung der Absaugung bzw. der Absaugeoberfläche die Anregung der Längswirbel verringert bzw. die Transitionslage stromab verschoben werden kann. Messungen in Strömungen mit verschiedenen Turbulenzgraden sollen ebenso mit bezüglich Anfangsbedingungen geeignet modellierten PSE Rechnungen die Beurteilung des Einflusses der Außerturbulenz ermöglichen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner

S. Hein, Dr. F. P. Bertolotti, Dr. M. Simen, Dr. U. Dallmann

Institution

DLR – Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2427

Telefax 0551 / 709-2446

weitere Partner

Dr. A. Hanifi, KTH Stockholm,
Prof. Dr. D. Henningson, FFA Stockholm

Thema

Validierung eines Transitionsanalyse-Verfahrens mit Anwendungsbereichen von Unterschall- bis Hyperschallströmungen

Ausgangssituation

Die e^N -Methode auf der Basis der klassischen lokalen, linearen Stabilitätstheorie stellt ein mit verhältnismäßig geringem Aufwand einsetzbares Verfahren zur (halbempirischen) Transitionsvorhersage dar. Da Grenzschichtwachstum, nichtlineare Wechselwirkungen verschiedener Störungen untereinander sowie Einflüsse von Lärm, Oberflächenrauigkeit u. ä. dabei jedoch grundsätzlich unberücksichtigt bleiben müssen, ist eine zuverlässige Transitionsvorhersage nur sehr eingeschränkt möglich. Daher können solche Untersuchungen auch nur im linearen Anfangsbereich des Transitionsprozesses einen Beitrag zum besseren Verständnis des laminar-turbulenten Umschlages leisten. Die Direkte Numerische Simulation (DNS) dagegen erlaubt prinzipiell eine detaillierte Transitionsanalyse unter Berücksichtigung aller den Umschlagsprozeß bestimmenden Einflüsse. Aufgrund des enormen Rechenaufwandes ist ihre Anwendung jedoch derzeit noch auf Grundlagenuntersuchungen an relativ einfachen Modellkonfigurationen beschränkt. Nichtlokale Verfahren/ PSE-Verfahren hingegen erlauben eine nichtempirische Transitionsvorhersage für konvektiv instabile Grenzschichtströmungen bei einem Rechenaufwand, der auch Parameterstudien zuläßt. Nichtlokale Verfahren sind daher in der Lage, die Lücke zwischen der klassischen Stabilitätstheorie und der DNS zu schließen.

Das im vergangenen Jahr in Zusammenarbeit mit FFA/KTH entwickelte lineare NOLOT/PSE-Verfahren zur Instabilitätsanalyse dreidimensionaler Grenzschichtströmungen mit Anwendungsbereich vom Unterschall bis zum Hyperschall ist zur nichtlinearen Transitionsanalyse zu erweitern und für den gesamten Anwendungsbereich zu validieren.

Ziel

Bereitstellung eines nichtlokalen, nichtlinearen Verfahrens zur Transitionsanalyse dreidimensionaler Grenzschichtströmungen unter Berücksichtigung von natürlich vorhandenen bzw. gezielt vorgegebenen Anfangs- und Randbedingungen, wie z. B. Störungen in der Anströmung, Oberflächenrauigkeit, räumlich und zeitlich periodischer Absaugung usw.

Lösungsweg

Ein kompressibles, nichtlokales, nichtlineares Instabilitätsanalyseverfahren für dreidimensionale Grenzschichtströmungen basierend auf parabolisierten Störungsdifferentialgleichungen formuliert in krummlinig orthogonalen Koordinaten wurde erstellt. Das Differentialgleichungssystem wird in Stromabrichtung fortschreitend gelöst. Aus Effizienzgründen werden für die Diskretisierung kompakte Finite Differenzen verwendet. Die Auswertung der nichtlinearen Terme erfolgt mittels FFT im physikalischen Raum.

Ergebnis

Die bisher durchgeführten Validierungsrechnungen mit der nichtlinearen Version von NOLOT für ebene Plattenströmungen im Unterschall und im Überschall zeigen eine gute Übereinstimmung mit den Vergleichsdaten.

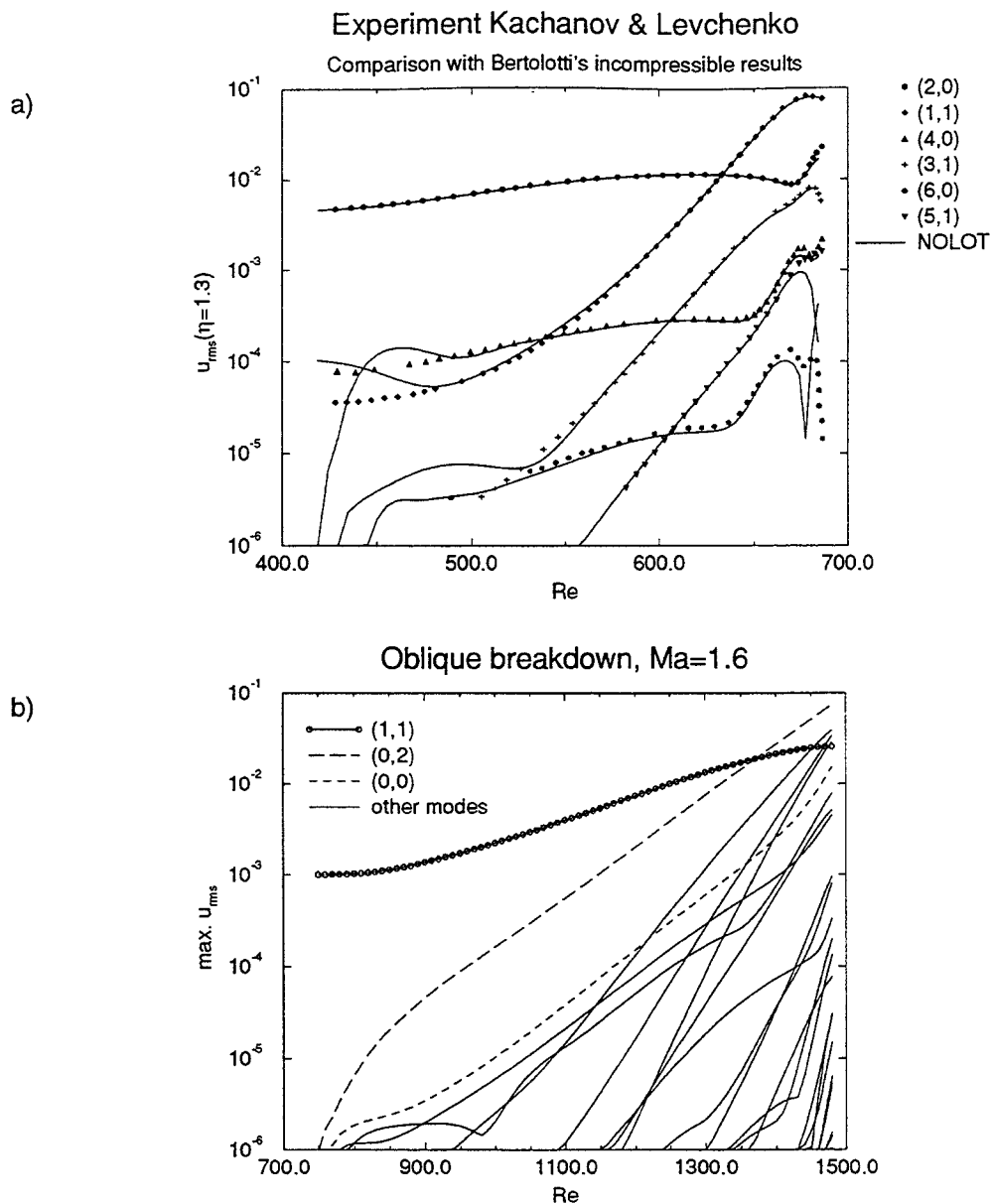


Abbildung 1: Nichtlineare Instabilitätsanalyse ebener Plattenströmungen

a) für das Experiment von Kachanov & Levchenko, Vergleich mit einer inkompressiblen Rechnung von Bertolotti

b) für den 'oblique breakdown' bei $Ma=1.6$.

Literatur

Dallmann, U.; Simen, M.; Bertolotti, F. P.; Hein, S.; Kufner, E.; Henningson, D.; Hanifi, A.: NOLOT, Nonlocal Transition Analysis, Eine Querschnittsaufgabe zur Entwicklung und Anwendung eines Transitionsanalyse-Verfahrens, DLR-IB 221-93 A29.

Hein, S.; Bertolotti, F. P.; Simen, M.; Hanifi, A.; Henningson, D.: Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. DLR-IB 223-94 A56.

Hanifi, A.; Henningson, D.; Hein, S.; Bertolotti, F. P.; Simen, M.: Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. FFA-TN 1994-54.

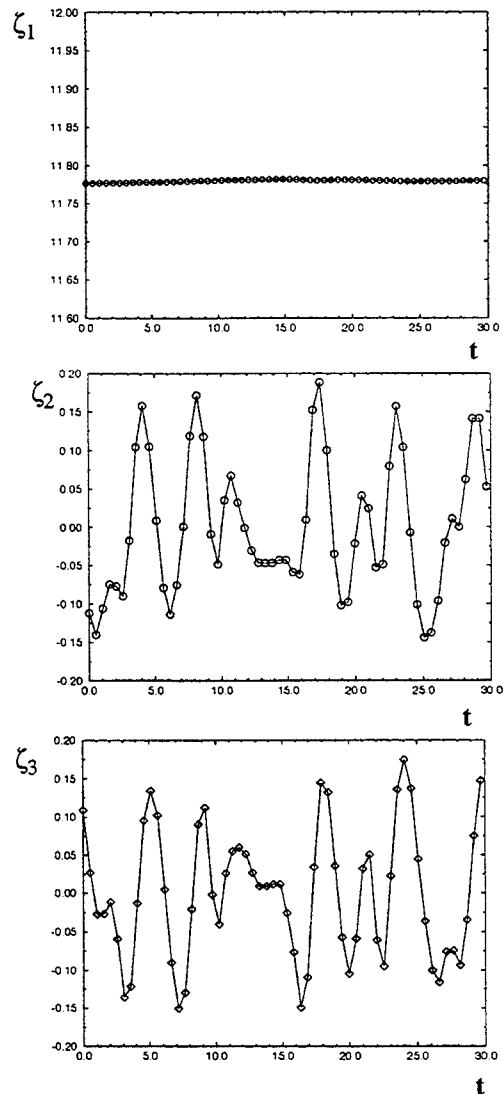
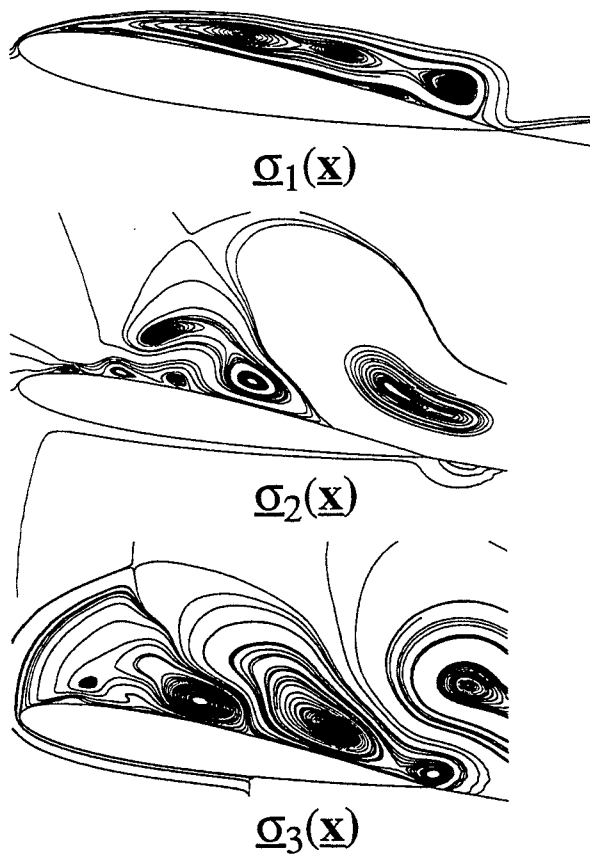
weiteres Vorgehen

Validierung des nichtlinearen Verfahrens für Hyperschall bzw. für quasidreidimensionale Strömungen mit Oberflächenkrümmungseffekten. Verbesserung der Anfangsbedingungen für nichtlinear generierte Moden. Erweiterung des Verfahrens hinsichtlich verteilter Oberflächenrauigkeit, Absaugung usw.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen / Instationäre Strömungen
Ansprechpartner	Dr. Th. Herberg, Dr. U. Dallmann
Institution	Abt. SK-SM-IWD, DLR Göttingen
Adresse	Institut für Strömungsmechanik, Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen tel: 0551/7092418
weitere Partner	
Thema	Analyse instationärer, abgelöster Strömungsfelder mittels Karhunen-Loève Zerlegung
Ausgangssituation	Im Rahmen des DFG Forschungsvorhabens „Strömungsphysikalische Modellbildung für abgelöste turbulente Flugprofilumströmungen“ soll analysiert werden, ob die Strömung um ein Tragflügelprofil bei hohem Anstellwinkel in den Ablösegebieten dynamische Anteile der Grobstruktur besitzt und inwieweit diese durch Turbulenzmodelle prinzipiell erfaßt werden können. Als Methode zur Analyse des instationären Geschwindigkeitsfeldes bietet sich die Karhunen-Loève Zerlegung an. Diese Methode wurde im Zusammenhang mit großskalig abgelösten Strömungen bislang nur für einfache Geometrien (Kugel, Ellipsoid, Stufe) bei relativ niedrigen Reynoldszahlen (Größenordnung 1000-10000) angewandt, für die sie sich als effektives Werkzeug erwies. Für Strömungen um Profile bei praktisch relevanten Reynoldszahlen ($\sim 10^6$) war zu erwarten, daß die Fluktuationsbewegung wesentlich komplexer als in den bislang untersuchten Fällen sein würde.
Ziel	Es sollte herausgefunden werden, wie groß der zeitliche und materielle Aufwand für eine aussagefähige KL-Analyse einer instationären Profilumströmung bei $Re \sim 10^6$ ist und welche Daten- und Informationsreduktion erwartet werden kann.
Lösungsweg	Mit einem expliziten 2-d finite Volumen-Verfahren (Thin-Layer) wurde die Strömung um ein NACA0012 Profil bei $Ma=0.5$ und $Re=3 \cdot 10^6$ für die Anstellwinkel 8 und 10 berechnet und das Geschwindigkeitsfeld mit der Karhunen-Loève Zerlegung untersucht.
Ergebnisse	Bei der Umströmung des Flügelprofils mit instationär ablösender Strömung entsteht ein komplexes Strömungsfeld, das nicht mehr durch einige wenige Reihenterme der KL-Zerlegung so gut approximiert werden kann, wie bei Kugel, Ellipsoid oder Stufe. Für eine statistisch aussagefähige Analyse wären schätzungsweise 500-800 Momentanfelder nötig,

wenn das Zeitintervall 10 Perioden (sofern man diese definieren kann) umfaßt, die jeweils mit 80 Zeitschritten aufgelöst werden. Für eine systematische Untersuchung instationärer, abgelöster Strömungen an Tragflügelprofilen ist eine deutliche Optimierung des Auswerteverfahrens nötig (z.B. Kopplung des Navier-Stokes Codes mit KL-Zerlegung über einen „Update-Algorithmus“) bzw. auch ein schnelleres Verfahren als das verwendete.



Die ersten drei KL-Moden (rechts) und deren Zeitkoeffizienten (links) bei 10 Anstellwinkel, $Ma=0.4$ und $Re=3 \cdot 10^6$

Literatur:

Heiderich, G., Herberg, Th., Dallmann, U.,
Strömungsfelddiagnostik: Numerische Simulation einer instationären zweidimensionalen Flügelprofilumströmung mittels Navier-Stokes-Verfahren. Analyse des Strömungsfeldes mit Schwerpunkt auf der Karhunen-Loève-Zerlegung.
DLR-IB 223-95 A55, 1995

Herberg, Th.

Numerische Simulation und Analyse der stationären und instationären laminaren Ablöseblase an der zurückspringenden, abgerundeten Stufe mit Hilfe der Karhunen-Loève Zerlegung.
Dissertation Univ. Göttingen, 1995

Anmeldung zum 7. STAB-Workshop 1995

Projektgruppe/ Physikalische Grundlagen
Fachkreis

Ansprechpartner N. Hoffmann, F. H. Busse

Institution Universität Bayreuth
Physikalisches Institut
Theoretische Physik IV
95440 Bayreuth

Telefon: (0921) 55-3327

email: Norbert.Hoffmann@theo.phy.uni-bayreuth.de

Thema Stabilitätsverhalten der Couette-Ekman Strömung

Ausgangssituation

Die Bedeutung von dreidimensionalen Scherströmungen ist offenkundig. Von den Ekmanströmungen der Geophysik (vgl. [1] und die darin angeführte Literatur) bis hin zu Strömungen über oder zwischen rotierenden Scheiben (vgl. [2,3]) führt der Einfluß der Rotation des Bezugssystems und der Berandung zu komplexen dreidimensionalen Strömungsprofilen. Die Stabilitätseigenschaften derartiger Profile, vor allem im Hinblick auf sekundäre Instabilitäten, sind jedoch noch weitgehend unbekannt.

Ziel

Das Ziel der unternommenen Arbeit besteht deshalb in der numerischen Untersuchung linearer und nichtlinearer Stabilitätseigenschaften dreidimensionaler Scherströmungen anhand einer einfachen Konfiguration. Eine Couette-Ekman Strömung ergibt sich, wenn eine horizontale Couette-Konfiguration im rotierenden System betrachtet wird. Dieses Modell ist vor allem deshalb interessant, weil es als Grenzfälle die ebene Couette-Strömung im nichtrotierenden System (im Fall verschwindender Rotationsrate) und Ekman-schichten (im Fall sehr starker Rotation) enthält.

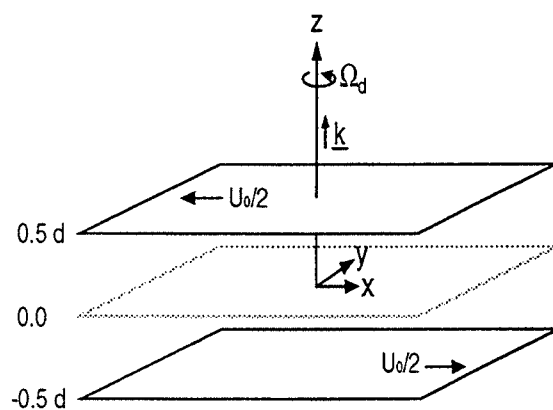


Abb. 1: Geometrie

Lösungsweg

Energie-Stabilität sowie lineare Stabilität des Strömungsprofils wurden mittels Standardmethoden (Schießverfahren) untersucht. Als Funktion der Rotationsrate wurden Energie-Reynoldszahlen sowie kritische Reynoldszahlen (und zugehörige kritische Wellenvektoren) bestimmt. Nahe eines auftretenden Kodimension 2 Punktes wurden Modenwechselwirkungseffekte mit einer schwach nichtlinearen Entwicklung betrachtet. Sekundäre zweidimensionale Strömungszustände wurden mit einem Galerkinverfahren berechnet. Die Stabilität ausgewählter sekundärer Strömungszustände wurde mit einer Floquet-Analyse untersucht.

Ergebnis

Bei schwacher Rotation zeigen sich als Instabilitäten stationäre, die gesamte Schicht ausfüllende Rollen. Die neutrale Fläche hat ein einziges Minimum. Bei starker Rotation treten driftende Rollen auf, die ihren Schwerpunkt jeweils in den Grenzschichten haben. Die neutrale Fläche zeigt zwei Minima, die zwei Instabilitätsmechanismen (Typ I und Typ II, vgl. [2]) zugeordnet sind. Bei sehr starker Rotation lassen sich die Ergebnisse früherer Untersuchungen zur linearen Stabilität der laminaren Ekman-Schicht reproduzieren. Schwach nichtlineare Entwicklungen zeigen, daß bei Rotationsraten knapp oberhalb des auftretenden Kodimension 2 Punktes gemischte Zustände existieren und stabil sind. Im Bereich oberhalb der kritischen Reynoldszahl wurden Lösungen der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen mit einem Galerkinverfahren gewonnen. Untersuchungen zur Stabilität der stehenden Rollen bei niedrigen Rotationsraten zeigen sekundäre Instabilität gegen langwellige Störungen. Sekundäre Zustände vom Typ II der Ekman-schicht zeigen bei Reynoldszahlen oberhalb $2Re_c$ eine kurzwellige Instabilität. Neben den auf lineare Instabilität zurückgehenden sekundären Strömungszuständen zeigen sich auch Strömungsformen, die sich nicht als aus dem Grundzustand abzweigende Lösungen interpretieren lassen. Bemerkenswerterweise werden diese "isolierten Zustände" bei mittleren Rotationsraten subkritisch.

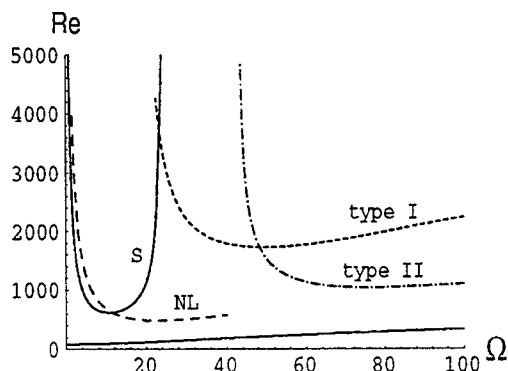


Abb. 2: Kritische Reynoldszahlen für stationäre Rollen (S) und Typ I/II Störungen. Kritische Reynoldszahlen für die "isolierten Zustände" sind ebenfalls abgebildet (NL). Die Kurve am unteren Bildrand gibt die Energie-Reynoldszahlen an.

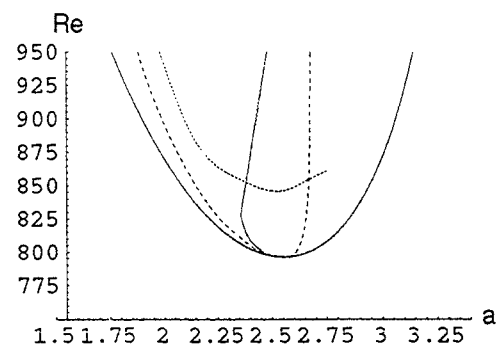


Abb. 3: Ergebnis der Floquet-Analyse bei einer Rotationsrate von $\Omega = 17$. Die Orientierung der Rollenachse ist die der kritischen Störung. Der Bereich der stabilen Rollen wird begrenzt durch eine Eckhaus-Instabilität (gestrichelte Linie), eine Instabilität mit verschwindendem Floquetparameter (durchgezogen) und eine Instabilität gegen stationäre dreidimensionale Störungen mit großer Wellenlänge (gepunktet).

Literaturverzeichnis

- [1] ETLING, D., BROWN, R. A.: Roll vortices in the planetary boundary layer: a review. In: Boundary-Layer-Meteorology **65** (1993), S. 215
- [2] FALLER, A. J.: Instability and transition of disturbed flow over a rotating disk. In: J. Fluid Mech. **230** (1991), S. 245
- [5] ZANDBERGEN, P. J., DIJKSTRA, D.: Von Karman swirling flows. In: Ann. Rev. Fluid Mech. **19** (1987), S. 465

Weiteres Vorgehen

Geplant sind weitere Stabilitätsuntersuchungen der sekundären Zustände. Sowohl die zu erwartenden Ergebnisse für die subkritisch aufgetretenen "isolierten Zustände", als auch für die eigentlichen sekundären Ekman-Zustände sind dabei von besonderem Interesse.

Datum: 5. Oktober 95

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner

Prof.Dr.-Ing.habil. M. Hoffmeister, Dipl.-Phys. K. Hertwig, Dr.rer.nat. K.-J. Kreul,
Dr.rer.nat. H. Kretzschmar, Dr.-Ing. K. Erler

Institution

Technische Universität Chemnitz-Zwickau, Fakultät für Maschinenbau und Verfahrenstechnik, Projektgruppe Strömungsturbulenz

Adresse

Reichenhainer Str. 70
09126 Chemnitz

Telefon (0371) 531 4706

Telefax (0371) 531 4611

weitere Partner

Prof.Dr. H. Eickhoff, Institut für Antriebstechnik, DLR Köln, Linder Höhe

Thema

Modellierung von turbulenten Drallstrahlen für Brennkammern von Flugtriebwerken

Ausgangssituation:

Das Vorhaben wurde als Bestandteil des Forschungs- und Technologieprogramms "Schadstoffe in der Luftfahrt" - Teil "Triebwerkstechnologie" - konzipiert und vom BMFT unter dem Kennzeichen 513-8891-20T9102 gefördert.

Für eine signifikante Senkung des Schadstoffausstoßes künftiger Triebwerksgenerationen spielt die Minderung der NO_x -Bildung in den Brennkammern eine besondere Rolle. Diese hängt stark von den lokalen Temperatur- und Druckbedingungen ab, erfordert also bei der Vorausberechnung lokal hinreichend genaue Verfahren. Die gegenwärtig verwendeten Simulationstechniken, oft unter Verwendung des k- ϵ -Modells (KEM) in seiner Standardform, erfüllen diese Anforderungen i.a. nur unzureichend. Die für die Neu- oder Weiterentwicklung von Turbulenzmodellen erforderlichen experimentellen Vergleichsdaten stehen darüber hinaus meistens nur lückenhaft zur Verfügung.

Ziel:

Experimentelle Untersuchungen an einer praxisnahen geometrisch axialsymmetrischen Modellbrennkammer mit Luft im Bereich normaler Zustandswerte als Arbeitsmedium dienten folgenden Zielstellungen:

- Bereitstellung vollständiger Datensätze über die mittleren Geschwindigkeitsvektoren und die Reynoldsschen Spannungen im Inneren und an den Rändern des Strömungsgebietes unter Einschluß der lokalen Energiedissipation der Turbulenz an den Rändern,
- Testung von Simulationsergebnissen auf der Grundlage der Programme KIVA II mit dem Standard-k- ϵ -Modell (KEM) sowie mit neu zu entwickelnden Modifikationen des KEM zur verbesserten Erfassung von Krümmungseinflüssen,
- Untersuchungen des Einflusses variierender Drallverteilungen in der Zuströmung auf das turbulente Strömungsfeld und mögliche Strukturbildungen sowie die Erfassung von Störungen der Strömungsaxialsymmetrie.

Lösungsweg:

Es wurde eine Versuchsanlage mit einer zweikanaligen Dralldüse (Kern- und Mantelstrahl) geschaffen, die eine große Variationsbreite der Drall- und Reynoldszahlen in beiden Kanälen gestattet. Für drei Einstellungen, die sich durch starke Änderungen der Drallzahl im Mantelstrahl unterschieden, lieferten Messungen mit einem zweikanaligen Laser-Doppler-Anemometer (LDA) bei unterschiedlichen Anordnungen der optischen Achse und mit einem einkanaligen Hitzdrahtanemometer (HDA) die gesuchten Einpunktmomente der drei Geschwindigkeitskomponenten. Ferner wurden Energiedichtespektren bestimmt, die u.a. über das $-5/3$ -Gesetz Aussagen zur lokalen Energiedissipation ermöglichten und durch Spitzen bei diskreten Frequenzen - zusammen mit zugehörigen Autokorrelationsfunktionen - Hinweise auf Strukturbildungen ergaben. Strömungsvisualisierungen unter Verwendung von Rauchtchniken und Arrealen von Fadensonden trugen zur Veranschaulichung der beobachteten Phänomene bei. Betrachtungen zu lokalen Ähnlichkeitskennzahlen für Krümmungseinflüsse sowie Untersuchungen zu Krümmungseffekten an einer doppelt gekrümmten Scherschicht führten zu Modifikationen des KEM, die zusammen mit der Standardform getestet wurden.

Ergebnis:

Das Verhalten der drei mittleren Geschwindigkeitskomponenten und der sechs Reynoldsschen Spannungen wird für eine gegebene Geometrie der Modellbrennkammer und drei Zuströmdrallverteilungen bei konstanter Reynoldszahl sowie konstantem Volumenstromverhältnis zwischen Kern- und Mantelstrahl ausführlich - vor allem für den düsen nahen Bereich - dargestellt. Die aus Messungen ermittelten Drallzahlen am Zuströmr and betragen $S \approx 0,72; 0,53$ und $0,15$ und führen zu inneren Rezirkulationen sehr unterschiedlicher Stärken und Eigenschaften. Die Art der Strömungsführung stromaufwärts vom Einströmr and ergibt - bei Vermeidung von Nachlaufedellen aus dem Drallerzeuger - Störungen der Axialsymmetrie der Strömung am Einströmr and, die aber relativ schnell abklingen, vergl. [1]. Im Inneren der Modellbrennkammer zeigen sich ebenfalls Störungen der Axialsymmetrie der mittleren Strömungen, die im Zusammenhang mit der inneren Rezirkulation (Wirbelaufplatzen, fortschreitender Wirbelkern) stehen. Hier auf sind auch die beträchtlichen Energieanteile zurückzuführen, die bei diskreten Frequenzen in den Energiedichtespektren beobachtet werden. Aus den Messungen abgeleitete Wirbelzähigkeiten weisen - insbesondere im Bereich der sich entwickelnden Drallströmungen stromabwärts vom Einströmr and - eine starke Anisotropie und in ausgedehnten Bereichen auch negative Werte auf. Dies steht einer Anwendbarkeit von Gradientenansätzen bei der Turbulenzmodellierung in der Art des KEM in der Standardform entgegen. Entsprechend unbefriedigend fallen die Simulationsrechnungen mit KIVA II aus, vergl. Bild. Trotz punktueller Verbesserungen konnte auch eine gewisse Berücksichtigung der Anisotropie der beiden relevanten Wirbelzähigkeiten bei krümmungsabhängigen Modifizierungen des KEM daran nichts ändern. Die beobachteten energiereichen Strukturen in den turbulenten Drallströmungen können in ihren Auswirkungen durch Modellbildungen, die kontinuierliche Spektren voraussetzen, nicht korrekt erfaßt werden. Eine ausführliche Darstellung aller Ergebnisse enthält [2].

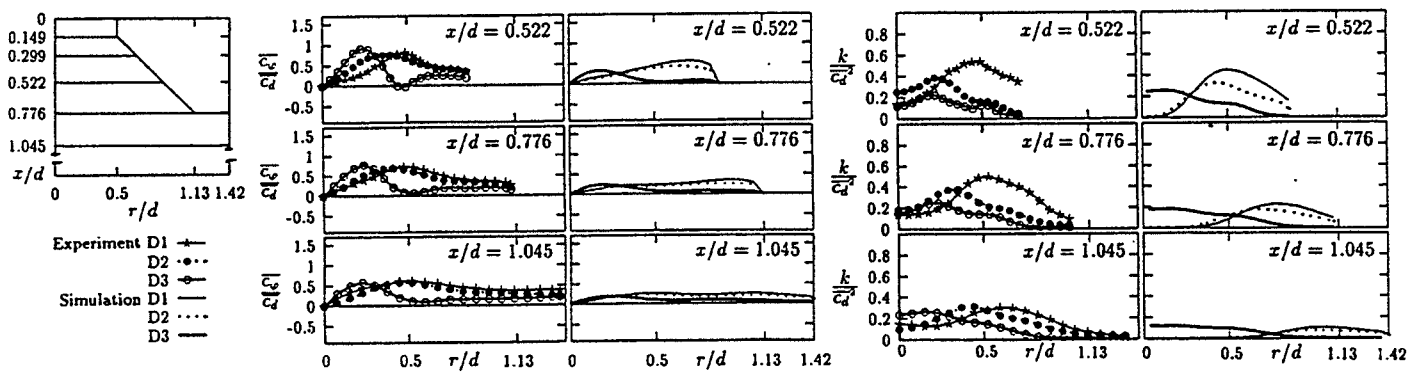


Bild: Mittlere Umfangsgeschwindigkeiten und kinetische Energie im Vergleich Experiment/Simulation für einige Schnitte $x/d = \text{const.}$

Literatur:

- [1] K. Hertwig, M. Hoffmeister, H. Kretzschmar, K.-J. Kreul
Erzeugung und Eigenschaften turbulenter Drallströmungen in einer Modellbrennkammer
Jahrbuch 1994 II der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR), S. 905-915
- [2] M. Hoffmeister, K. Hertwig, K.-J. Kreul, H. Kretzschmar, K. Erler
Modellierung von turbulenten Drallstrahlen für Brennkammern von Flugtriebwerken
Schlußbericht Juli 1995; erscheint als VDI-Fortschritts-Bericht in der Reihe 7 "Strömungstechnik"

Weiteres Vorgehen:

Experimentelle Untersuchungen zum Auftreten periodischer oder quasiperiodischer Strukturbildungen in ummantelten isothermen Drallströmungen sowie deren Analyse und Trennung von der "eigentlichen" Turbulenz. Nutzung der experimentell gewonnenen Datensätze für die weitere Testung von Simulationssoftware

Chemnitz, den 08.02.1996

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen; Laminar-turbulente Transition

Ansprechpartner Dr.-Ing. M. Kloker, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon 685-3427

Telefax 685-3438

e-mail:

weitere Partner

kloker(at)iag.uni-stuttgart.de

Thema

Direkte numerische Simulation (DNS) der Transition und beginnenden Turbulenz in Grenzschichten ohne und mit Druckanstieg

Ausgangssituation

Das Verständnis der späten Stadien der (kontrollierten) Grenzschichttransition – mit dem Zerfall der großskaligen deterministischen Strukturen und dem Auftreten stochastischer Vorgänge – ist noch sehr unvollständig, da die Bedingungen für detaillierte experimentelle Untersuchungen sehr schwierig sind. Für die DNS solcher Vorgänge muß das sog. räumliche Simulationsmodell

Ziel verwendet werden, das numerisch sehr aufwendig ist; die Weiterentwicklung hochgenauer num. Verfahren hierfür ist immer noch eine Herausforderung. Ziel ist die detaillierte Untersuchung der Mechanismen bei der kontrolliert eingeleiteten Grenzschichttransition, mit Bildung und Zerfall kohärenter Strukturen, und die Klärung der Frage nach der Übertragbarkeit dieser Mechanismen auf vollturbulente Strömungen.

Lösungsweg

Räumliche DNS der instationären nichtlinearen 3-D-Stromabwärtsentwicklung von kontrolliert eingeleiteten Störwellen in verzögerten 2-D-Grenzschichten über einer ebenen Platte mit den vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen (inkompressibel). Das numerische Verfahren ist eine Weiterentwicklung eines erprobten Verfahrens 4. Ordnung, vor allem bezüglich der Wellenauflösungs- und -dämpfungseigenschaften. Die Raumdiskretisierung erfolgt jetzt mit kompakten finiten Differenzen 6. Ordnung (KFD-O6) in Hauptströmungsrichtung (x) und normal zur Plattenoberfläche (y) mit einer neuen, modalanalytisch entwickelten, speziell angepaßten numerischen Dämpfung für Moden mit Wellenlängen $\lambda < 4\Delta r$ ($r=x,y$). Diese Dämpfung, die hochgenaue langzeitstabile Simulationen ermöglicht, wird durch eine hybride vorwärts-/rückwärtsgewichtete Diskretisierung der Konvektionsterme erreicht, die fest mit dem Zeitintegrationsverfahren (Runge-Kutta-4-Schritt-O4) gekoppelt ist. In Querrichtung z wird ein Spektralansatz mit K Fouriermoden verwendet. In Wandnähe ist innerhalb einer Wandzone (WZ) die Auflösung in Wandnormalenrichtung verdoppelt (sonst äquidistantes Gitter), wobei für die Übergangsstelle erprobte wellenreflexionsfreie KFD-O6/O7 verwendet werden.

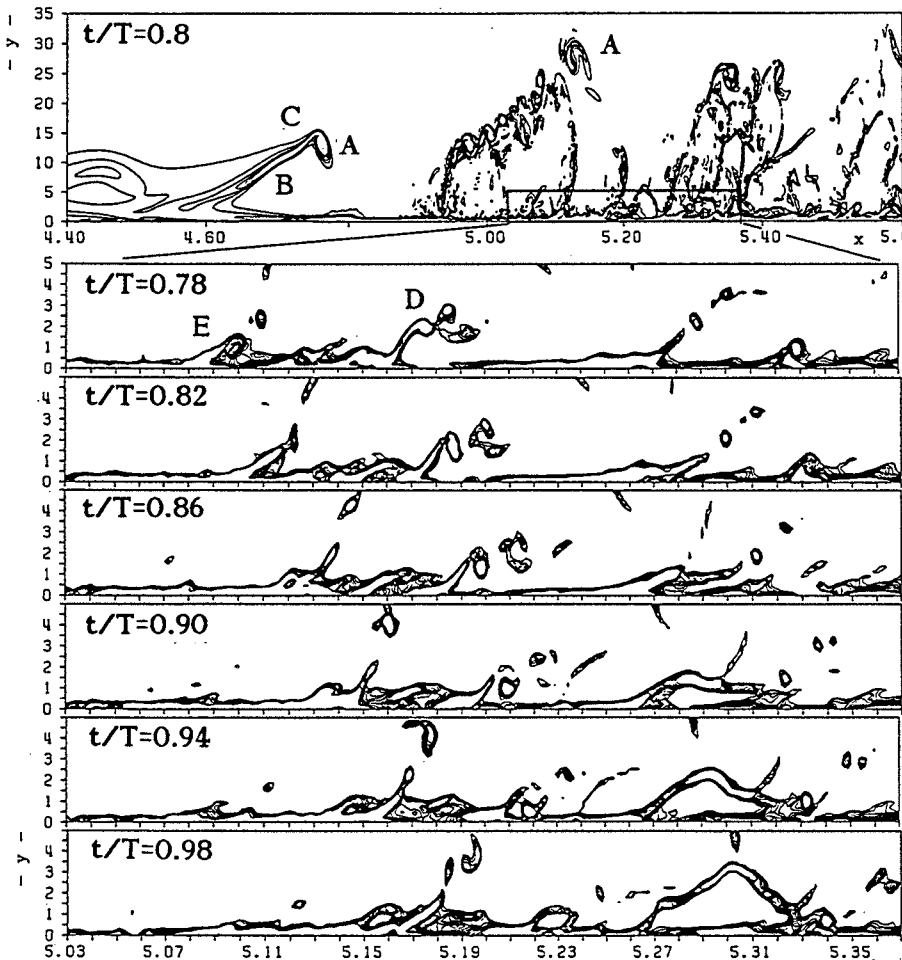
Ergebnis

Die Hypothese der Resonanten Solitone von Kachanov [1] verbindet die beim K-Typ-Umschlag auftretenden Mechanismen und (großskaligen) Strukturen mit den in ausgebildeter Wandturbulenz beobachteten (kleinskaligen) kohärenten Strukturen (CS). Danach gibt es 2 wichtige Arten von CS: nach stromab und in der Grenzschicht nach oben schwimmende Wirbelringe (zu vergleichen mit den lokalen (Total-) ω_z -Konzentrationen A im Bild $t/T=0.8$ der ω_z -Höhenlinien in der Peak-Ebene) und Schichten hoher Scherung (vgl. B), die Hufeisenwirbeln entsprechen, und zur Wand hin schwimmen. In einer DNS des K-Typ-Umschlages in einer Grenzschicht mit Hartree- $\beta=-0.18$ (der Druckgradient be-

schleunigt die Transition) können im späten Umschlagstadium (bereits mit stochastischen Vorgängen) nahe der Wand solche Strukturen beobachtet werden (Bilder $t/T=0.78$ bis 0.98). Die Struktur D (ca. $1/6$ so groß wie C) zerfällt wie die großskalige Scherschicht C (s. [2]), aber der abgeschnittene Kopf bewegt sich dann doch wie die untere Scherschicht zur Wand. Dagegen "fängt" die Schicht E eine A-Struktur ein und gibt sie wieder nach oben ab.

Daten:

$Re_{\delta_1}(x_{0s})=1760$; $x_{0s}=4.4$
 $K=60$ (aliasingfrei)
 $\Delta y=0.232$
 $\Delta y_{wz}=0.116$
 $y_{wz}=3.71$
 Höhenlinienniveaus:
 gr. Bild $(-0.08)-(0.24)$
 kl. Bilder $(0.28)-(0.64)$



Literatur

- [1] Kachanov, Y. S. (1994): Physical mechanisms of laminar-boundary-layer transition. *Annu. Rev. Fluid Mech.* 1994, 26: 411-482.
- [2] Kloker, M. J. (1993): *Direkte num. Simulation des laminar-turbulenten Strömungsumschlages in einer stark verzögerten Grenzschicht*. Diss. U. Stuttgart.
- [3] Kloker, M. J. & Fasel, H. (1995): Direct numerical simulation of boundary-layer transition with strong adverse pressure gradient. In Kobayashi, R. (ed.): *Laminar-Turbulent Transition*. 4.IUTAM-Symp., Sendai, Jap. (1994), Springer.

weiteres Vorgehen

Weitere Analyse der durch die aufwendigen Simulationen bereitgestellten Datenmenge (vollständiges, instationäres Strömungsfeld), auch zur Validierung und Verbesserung von Turbulenzmodellen (bisher keine Daten von räumlichen direkten Simulationen verfügbar!).

Datum 31.1.1996

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis

Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner Dr. Werner Koch

Institution DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709 2263
Telefax: (0551) 709 2446

weitere Partner Prof. Uwe Ehrenstein, Lille, Frankreich

Thema Nichtlineare Sättigungslösungen in dreidimensionalen Grenzschichten

Ausgangssituation

In Experimenten sowie numerischen Simulationen an schiebenden Flügeln werden vor Einsetzen der Transition nichtlineare Sättigungslösungen beobachtet.

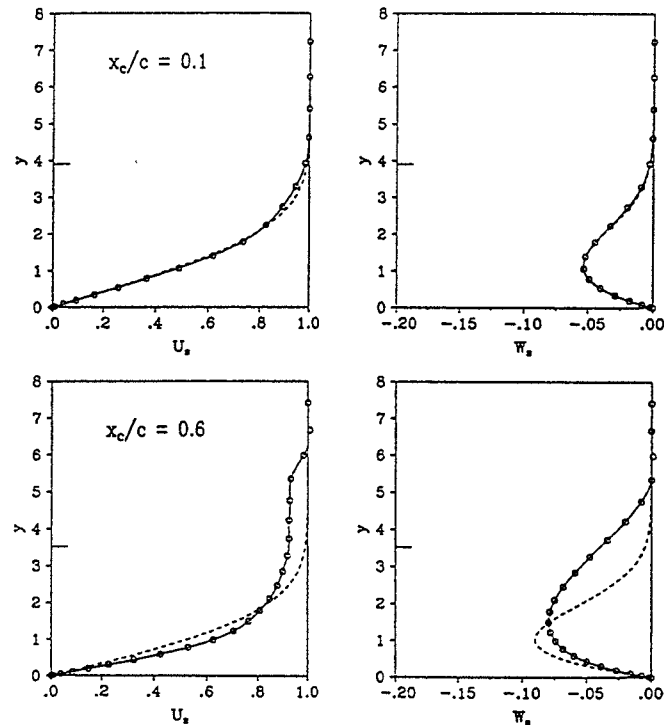
Ziel

Direkte Berechnung derartiger nichtlinearer Sättigungslösungen mittels nichtlinearer Verzweigungstheorie und Vergleich mit dem DLR Experiment an der schiebenden Platte mit aufgeprägtem Druckgradienten, sowie Ergebnissen der parabolisierten Stabilitätsgleichungen (PSE).

Lösungsweg

Die globale Fortsetzungsanalyse wurde auf 3D Falkner-Skan-Cooke Grenzschichten erweitert und am DLR "swept-plate" Prinzipexperiment von Bippes et al. [1] angewendet. Bei Formulierung mittels der bei zeitlichen Simulationen üblichen "Kraftterm"-Methode ergaben sich für die nichtlineare Sättigungslösung unphysikalische mittlere Geschwindigkeitsprofile mit einem "Überschwinger" im U_s -Profil. Abhilfe brachte eine Anwendung der Ähnlichkeitshypothese von Herbert [2] für die mittlere Geschwindigkeitsverformung. Im Rahmen der Parallelströmungsannahme wird damit die Abhängigkeit in Stromlinienrichtung näherungsweise erfaßt, was insbesondere weiter stromab zu starken Veränderungen führt. Die für den Freiflug wichtige, rein stationäre crossflow Lösung zeigt dabei im Gegensatz zum Experiment im Windkanal [1] eine weit über den Grenzschichtrand hinausreichende Verformung des mittleren Profils (siehe Bild 1 und [3]), was auch bei rein stationären PSE-Rechnungen beobachtet wird [4]. Der Grund dafür (ev. sekundäre Instabilitäten laufender Wellen) muß noch geklärt werden.

Ergebnis



Mittleres Geschwindigkeitsprofil (U_s, W_s) der Sättigungslösung und der Falkner-Skan-Cooke Ähnlichkeitslösung (strichliert) auf der schiebenden Platte für $x_c/c = 0.1$ und 0.6

Literatur

- [1] Bippes, H., Müller, B. und Wagner, M. (1991) "Measurements and stability calculations of the disturbance growth in an unstable three-dimensional boundary layer, *Phys. Fluids A3*, 2371-2377.
- [2] Herbert, Th. (1974) Über endliche Amplituden periodischer Störungen der Grenzschicht an der ebenen Platte, DLR-FB 74-53.
- [3] Koch, W. (1996) Nonlinear crossflow saturation in three-dimensional boundary-layers. To appear in Proc. IUTAM Symposium on Nonlinear Instability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers", July 17-20, 1995, Manchester, U.K.
- [3] Bertolotti, F.P. (1996) Analysis of the birth and evolution of disturbances on three-dimensional boundary layers, using the parabolized stability equations. To appear in Proc. IUTAM Symposium on Nonlinear Instability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers", July 17-20, 1995, Manchester, U.K.

weiteres Vorgehen

Sekundäre Stabilitätsanalyse der nichtlinearen Sättigungslösung insbesondere im Hinblick auf hochfrequente Instabilitäten und Modenkoinzidenz.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen, Transition

Ansprechpartner

Dr.-Ing. E. Laurien

Institution

Technische Universität Braunschweig
Institut für Strömungsmechanik

Tel.: (0531) 391-2979
Fax.: (0531) 391-5952

Adresse

Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig

weitere Partner

Dr.-Ing. Jan Delfs, DLR-Braunschweig

Thema

Numerische Simulation der Bypass-Transition

Ausgangssituation

Die Bypass-Transition spielt in der Praxis dann eine Rolle, wenn entweder Störungen großer Amplitude von außen auf eine Grenzschicht auftreffen (z.B. in Strömungsmaschinen, hinter Flugzeugpropellern) oder diskrete Rauigkeiten oder andere Störungen an der Wand vorhanden sind (Nieten, Insekten, Löcher). Ein numerisches Verfahren zur Simulation der Transition in kompressiblen Grenzschichten ist entwickelt und getestet worden [1,2]. Als erstes Beispiel wurde die Entstehung eines Turbulenzflecks in der linear stabilen Grenzschicht auf einer Wiedereintrittskapsel (Transition im vorderen transsonischen Bereich der Kapsel) simuliert [3].

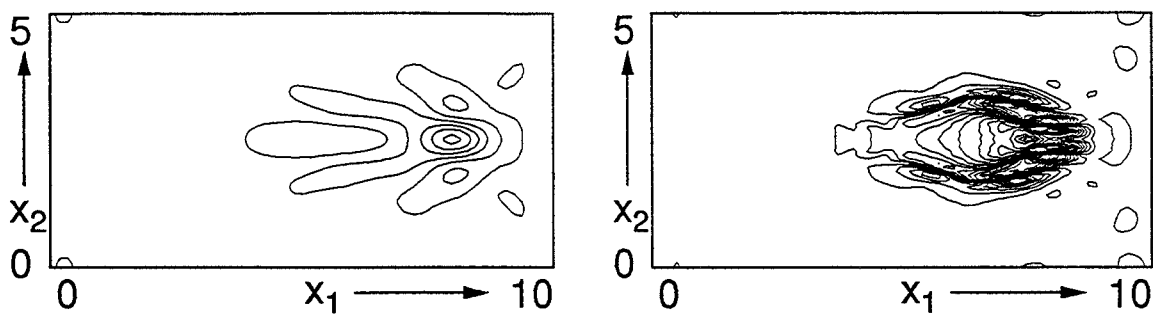
Ziel

Ziele sind das Verständnis und die Beschreibung der physikalischen Mechanismen, welche für die Ausbildung eines Turbulenzflecks verantwortlich sind. Aus den gewonnenen Erkenntnissen sollen Schlußfolgerungen und Vorschläge zur Modellierung der Bypass-Transition erarbeitet werden.

Lösungsweg

Simulation von experimentellen Untersuchungen anderer Autoren zunächst mit einer von Henningson [4] angegebenen Anfangsstörung und später mit anderen Störungstypen (z.B. Simulation des kurzzeitigen Ausblasens eines Strahls aus einer Wandbohrung). Wenn das numerische Verfahren ausreichend verifiziert ist, sollen die Einflüsse von Reynoldszahl, Druckgradient und Machzahl auf die Bypass-Transition untersucht werden.

Ergebnis



Die Bypass-Transition in der Grenzschicht eines Turbinengitters entsprechend dem Experiment von Hoheisel [5] wurde untersucht. Dabei wurden dieselben transitionellen Strukturen wie in [4] gefunden. Die bei großer Anfangsamplitude auftretenden physikalischen Mechanismen der algebraischen Anfachung langwelliger Störungsanteile in Stromabrichtung und kurzwelliger Störungsanteile in Querrichtung wurde untersucht und mit einem Computerfilm visualisiert. Diese Ergebnisse wurden mit der Störungsentwicklung bei kleiner Anfangsamplitude, bei der alle Störungsanteile abklingen, verglichen. Die Bilder zeigen Isolinien der Vertikalgeschwindigkeit in einer wandparallelen Ebene für kleine (links) und große (rechts) Anfangsamplitude in demselben Entwicklungsstadium $t^* = \frac{U}{\delta}t = 8$ (siehe auch [6]).

Literatur

1. J. Delfs : Numerische Simulation der transitionellen schallnahen Plattengrenzschichtströmung, ZLR-Forschungsbericht 94-05, TU-Braunschweig 1994
2. E. Laurien and J. Delfs : Direct Simulation of Turbulence Phenomena in Compressible Boundary Layers, in : P.R. Voke, L. Kleiser and J.-P. Chollet : Direct and Large Eddy Simulation I, Kluwer Academic Publishers, 347-358 (1994)
3. E. Laurien : Numerical Investigation of Laminar-Turbulent Transition on Reentry Capsules, erscheint im Journal of Spacecraft and Rockets
4. D.S. Henningson, A. Lundbladh, and A.V. Johansson : A Mechanism for Bypass Transition in Wall-Bounded Shear Flows, Journ. Fluid Mech. 250, 169-207 (1993)
5. H. Hoheisel : V.6 Test Case E/CA-6, Subsonic Turbine Cascade, in : L. Fottner (ed.) : Test Cases for Computation of Internal Flows in Aero-Engine Components, AGARD-AR-275, 112 - 123 (1990)
6. E. Laurien : Direct Simulation of the development of local finite amplitude disturbances in compressible boundary layers, Colloquium on Transitional Boundary Layers in Aeronautics, Amsterdam, 6.-8. Dezember 1995, Proceedings to appear (North Holland Publishers)

weiteres Vorgehen

Durchführung numerischer Simulationen mit hoher räumlicher Auflösung. Untersuchung von Modellvereinfachungen.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen / Transition

Ansprechpartner

T. Lerche, Dr. H. Bippes

Institution

Institut für Strömungsmechanik, SM-SK-SSN

Adresse

Bunsenstr. 10
D - 37073 Göttingen

Telefon (0551) 709 - 2406

Telefax (0551) 709 - 2829

weitere Partner

Dr. H. Bestek, Universität Stuttgart

Thema

Kontrollierte Anregung instationärer Crossflow-Instabilitätsmoden
und die Möglichkeiten der Analyse phasengekoppelter Hitzdrahtsignale

Ausgangssituation

Zur Transitionsvorhersage dreidimensionaler Grenzschichtströmungen werden zunehmend numerische Algorithmen entwickelt, welche die nichtlinearen dynamischen Wechselwirkungen der Instabilitätsmoden erfassen und ihre Auswirkungen auf den Transitionsprozeß vorhersagen. Wesentlich für die Entwicklung dieser Algorithmen ist jedoch, daß experimentelle Daten sowohl zur Spezifikation der Anfangsamplituden als auch zur Entwicklung der Moden vorliegen. Bislang war es jedoch nur möglich, Messungen unter natürlichen Bedingungen und bei Anregung stationärer Moden für Vergleichszwecke zu nutzen. Von der Anregung instationärer Moden im Experiment wird daher ein wesentlicher Beitrag zum Verständnis der Transition und zur Weiterentwicklung numerischer Algorithmen erwartet.

Ziel

Das Ziel dieser Arbeit ist die Entwicklung eines Störerzeugers zur kontrollierten Anregung instationärer Störmoden, mit dem Meßergebnisse produziert werden, die einen Einblick in die komplexen Wechselwirkungsvorgänge der Instabilitätsmoden liefern und als Vergleichsdaten für die Algorithmenentwicklung genutzt werden können.

Lösungsweg

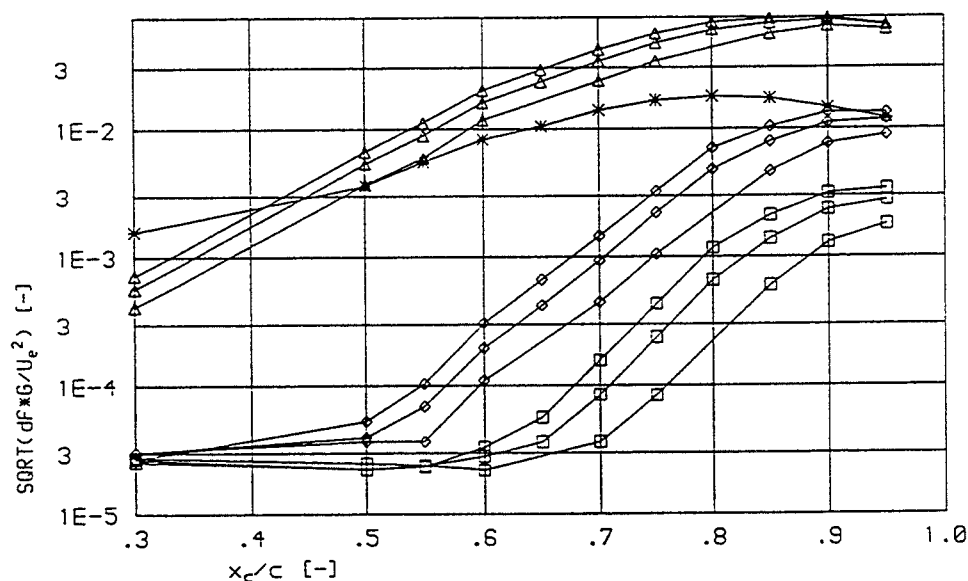
Ein Störerzeugerentwurf sollte in das bereits existierende Modell der schiebend angeströmten ebenen Platte mit aufgeprägtem Druckgradienten integriert und nachfolgend in mehreren Versuchsreihen ausgetestet und weiterentwickelt werden. Das Resultat dieser Entwicklung soll daraufhin in weiteren Versuchsreihen zur Untersuchung des Bereichs linearen Störungswachstums und der nichtlinearen Wechselwirkung stationärer und laufender Störmoden eingesetzt werden. Der späte Transitionsbereich, der den Zusammenbruch in die Turbulenz einleitet, soll ebenfalls im Experiment untersucht werden.

Ergebnis

Die erfolgreiche Entwicklung des Störerzeugers zur Generierung instationärer dreidimensionaler Instabilitätswellen konnte aufgrund seiner Wirkungsweise in zahlreichen Experimenten nachgeprüft werden. Somit ist es jetzt möglich neue Analyseverfahren zur Untersuchung der instationären dynamischen Prozesse von der Entstehung erster Instabilitäten bis hin zu späten Transitionsstadien anzuwenden.

Aus phasengekoppelten Hitzdrahtsignalen mit nur einer Sonde können die Ausbreitungsrichtungen und Amplitudenverteilungen der unterschiedlichen Moden bestimmt werden. Desweiteren ist es möglich, zwei- oder dreidimensionale Momentangeschwindigkeitsfelder mit hoher zeitlicher und räumlicher Auflösung und statistischer Aussagekraft zu ermitteln, welche einen unmittelbaren Eindruck der Wellendynamik vermitteln.

Auf der Basis dieser mit konventioneller und bewährter Meßtechnik gewonnenen Felddaten können weitere Analysen, wie z.B. die sogenannte Karhunen-Loève Zerlegung Aussagen u.a. hinsichtlich der Strömungskomplexität sowie der Anzahl und Form kohärenter Strukturen liefern. Hierbei handelt es sich auch um ein ausgewiesenes Analyseverfahren zur Beurteilung experimenteller und numerischer Vergleichsdaten.



Das Anwachsen stationärer (*) und instationärer Störmoden (Δ fundamental, ◇, □ 1. und 2. Höherharmonische) bei unterschiedlicher Wahl der instationären Anfangsamplitude

Literatur

- H. Bippes, "Experiments on Transition in Three-Dimensional Accelerated Boundary Layer Flow", *Boundary-Layer Transition and Control Conference, Cambridge, England, April 1991*
H. Bippes, B. Müller, M. Wagner, "Measurements and stability calculations of the disturbance growth in a three-dimensional boundary layer", *Phys. of Fluids A* 3-10, 1991
H. Deyhle, G. Höhler, H. Bippes, "Experimental investigation of instability wave propagation in a three-dimensional boundary layer flow". *AIAA* 31-4, 1991

weiteres Vorgehen

Der Schwerpunkt künftiger Untersuchungen wird dem quantitativen Vergleich der Meßergebnisse mit nichtlinearen PSE Rechnungen zugeordnet sein. Ein zweiter Schwerpunkt der Arbeiten wird die Untersuchung des Zusammenbruchs in die Turbulenz betreffen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen
-----------------------------	--------------------------

Ansprechpartner Dr.-Ing. U. Rist, Dr.-Ing. H. Bestek

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
 Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21,
70550 Stuttgart

Telefon 0711/685-3401

Telefax 0711/685-3438

e-mail: rist@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner Y.S. Kachanov, ITAM, Novosibirsk, Rußland

Thema

Untersuchung nichtlinearer Transitionsstadien in einer ebenen Plattengrenzschicht

Ausgangssituation

Die strömungsphysikalischen Vorgänge beim laminar-turbulenten Strömungsumschlag (Transition), sind im Detail immer noch weitgehend unerforscht und unverstanden. Windkanal-, und erst recht Freiflugexperimente sind sehr schwierig, da feine Skalen in Raum und Zeit erfaßt werden müssen. Zudem besteht die Gefahr, daß die Meßergebnisse durch das Einbringen von Sonden verfälscht werden können.

Ziel

Vertieftes Verständnis des Strömungsumschlags, zunächst für einfache Grundsatzprobleme

Lösungsweg

Direkte numerische Simulation auf der Basis der vollständigen Navier–Stokes–Gleichungen für inkompressibles Fluid auf einem sehr feinen Gitter (hier $\Delta x = 0.15\text{mm}$, $\Delta y = 0.08\text{mm}$, $\Delta z = 0.8\text{mm}$, $\Delta t = 0.012\text{s}$, Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 9.18\text{m/s}$) /1, 2/. Störungen werden in $x = 250\text{mm}$ Abstand von der Plattenvorderkante durch Absaugen und Ausblasen an der Wand erzeugt. Die Eingabe besteht aus einer ebenen Tollmien–Schlichting–Welle der Frequenz $f_1 = 96\text{Hz}$ und einer stationären Modulation in Spannweitenrichtung mit der Wellenlänge $\lambda_z = 25\text{mm}$, deren Amplitude in Testrechnungen ermittelt wurde, so daß die numerischen Ergebnisse mit der ersten Meßposition bei $x = 300\text{mm}$ in den Experimenten von Kachanov gut übereinstimmen. Weitere Vergleiche der numerischen Ergebnisse mit den Experimenten von Kachanov an späteren Meßstationen in [1 – 4] haben eine sehr gute quantitative Übereinstimmung gezeigt. Man kann nun Informationen, die dem Experiment nicht, oder nur sehr schwer zu entnehmen sind, aus den Ergebnissen der direkten numerischen Simulation erhalten.

Ergebnis Hier werden die Ergebnisse im Frequenz–Spannweitenwellenzahl–Spektrum $u(x, y, z, t) = \sum_h \sum_k A_{h,k}(x, y) \cos[k\gamma z - hf_1 t - \theta_{h,k}(x, y)]$ betrachtet. Dabei ist u die Geschwindigkeitskomponente in Strömungsrichtung, $A_{h,k}$ die Amplitude und $\theta_{h,k}$ die Phase, h der Frequenzindex relativ zur Störfrequenz f_1 und k der Spannweitenwellenzahlindex relativ zur Wellenzahl $\gamma = 2\pi/\lambda_z$. In Bild 1a werden die y -Maxima von $A_{h,k}$ für unterschiedliche Kombinationen von h und k gezeigt. Man erkennt zwei Bereiche: starkes Anwachsen aller dreidimensionalen Störungsanteile ($k > 0$) bis $x \approx 400\text{mm}$ und daran anschließend nichtlineare Sättigung auf hohem Niveau. Die Anfachungsraten $\alpha_i = -d/dx(\ln A/A_0)$ in Bild 1b zeigen, daß die Moden mit $k = 1$ in Übereinstimmung mit der Sekundärinstabilität nach Herbert anwachsen. Im Gegensatz dazu, kann die Anfachungsrate der höherharmonischen dreidimensionalen Moden nicht mit der Sekundärinstabilität vorhergesagt werden. Das quasi-lineare Anwachsen von α_i mit k weist jedoch darauf hin, daß die Moden $k > 1$ als nichtlinear generierte Höherharmonische der durch die Sekundärinstabilität angefachten Moden entstehen. Alle dargestellten Moden sind nichtlinear miteinander gekoppelt, und nur die Tollmien–Schlichting–Welle (Mode (1,0)) verhält sich in Etwa nach der linearen Stabilitätstheorie. Ab $x \approx 400\text{mm}$ ändert sich jedoch auch dieses Verhalten, und es tritt ein Strömungszustand ein, der vom Auftreten „kohärenter Strukturen“, wie Λ -Wirbel, Ω -Wirbel und Scherschichten geprägt wird.

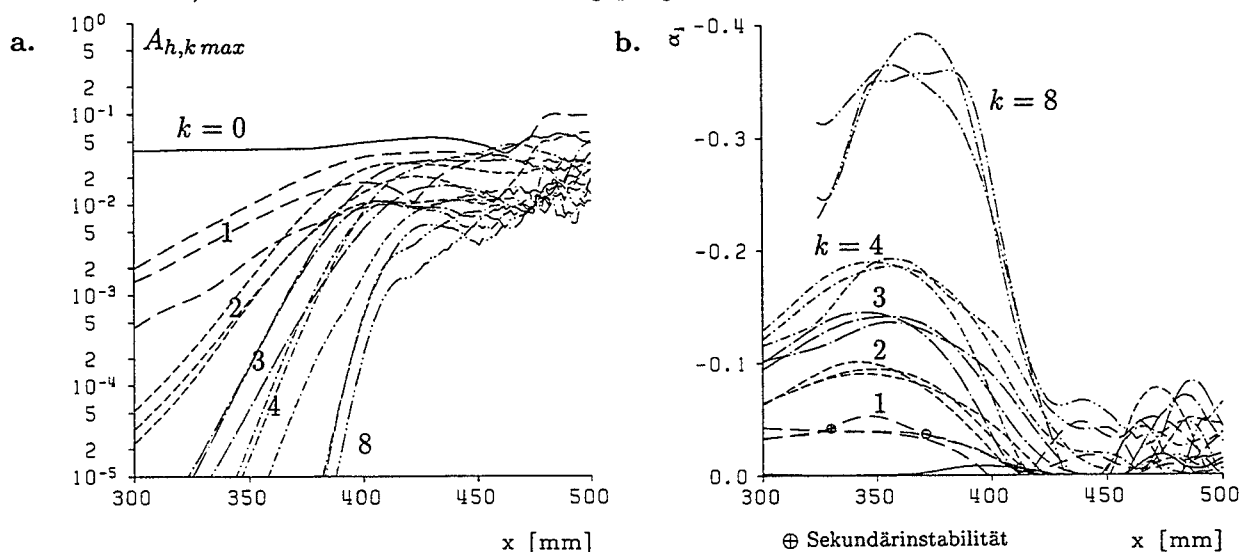


Abbildung 1: Anfachungskurven (a.) und Anfachungsraten (b.) ausgewählter Spektralmoden (Frequenzindex $h = 0, 1, 2$, Spannweitenwellenzahlindex k) in der Simulation der Experimente von Kachanov.

Literatur

- /1/ Rist, U., Dissertation, Universität Stuttgart (1990)
- /2/ Kloker, M., Dissertation, Universität Stuttgart (1993)
- /3/ Rist, U. & Kachanov, Y.S., IUTAM-Sympos. "Laminar-Turbulent Transition" (1994)
- /4/ Rist, U. & Fasel, H., J. Fluid Mech. **298** (1995)

weiteres Vorgehen

Auswertung der bis $x \approx 480\text{mm}$ erhaltenen, gitterunabhängigen Lösung. Fortführung der Simulation mit nochmals gesteigerter Auflösung in spätere Bereiche der Transition. Identifikation der Strukturen und deren Wechselwirkungen.

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner: A. Stolte, S. Hein, Dr. F.P. Bertolotti, Dr. U. Dallmann

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2294, -2427, -2442

Telefax: 0551-709-2446

weitere Partner: Dr. G. Schrauf, Daimler Benz Aerospace Airbus
Dr. K.-H. Horstmann, DLR - Institut für Entwurfsaerodynamik

Thema

Nichtlineare nichtlokale Instabilitätsanalyse dreidimensionaler kompressibler Grenzschichtströmungen

Ausgangssituation

Die nichtlineare Instabilitätsanalyse zeichnet sich gegenüber der linearen Analyse unter anderem durch die Berücksichtigung von Wechselwirkungen zwischen verschiedenen Instabilitäten aus. In solchen Wechselwirkungsmechanismen können die Anfachungsraten einzelner Störungsmoden die mit Hilfe von linearer Theorie vorhergesagte Störungsanfachung erheblich überschreiten.

Ziel

Nichtlineare Wechselwirkungen zwischen Störungen in dreidimensionalen Grenzschichtströmungen, die zum laminar-turbulenten Umschlag führen können, sollen identifiziert und physikalisch-mathematisch modelliert werden.

Lösungsweg

Mit Hilfe von auf den parabolisierten Stabilitätsgleichungen beruhenden Verfahren (NOLOT/PSE) werden lineare und nichtlineare Instabilitätsuntersuchungen der ATTAS-Tragflügelumströmung durchgeführt. Während bei der linearen Analyse die Untersuchung der Einflüsse von Oberflächenkrümmung und Grenzschichtaufdickung sowie die Identifikation besonders instabiler Störungsmoden im Mittelpunkt stehen, werden bei der nichtlinearen Analyse vor allem die Anregung höherer Störungsmoden, die Ausbildung einer nichtlinearen Grundströmungsverformung, die Sättigung der Störungsamplituden und die Wechselwirkung verschiedener Instabilitäten untersucht. Neben den Wellenzahlen und Frequenzen der Störungen spielen für die nichtlineare Instabilitätsanalyse vor allem auch ihre Anfangsamplituden eine entscheidende Rolle.

Ergebnis

Für die Auswahl stark angefachter Moden zur Untersuchung nichtlinearer Wechselwirkungen liefert die lineare Instabilitätstheorie sehr gute Anhaltspunkte. Durch nichtlineare Einflüsse werden weitere Störungen (Harmonische) angeregt; außerdem bildet sich eine nichtlineare Grundströmungsverformung aus, die auch dann noch beträchtliche Amplituden aufweist, wenn die untersuchten Instabilitäten wieder weitgehend abgeklungen sind. Unter geeigneten Voraussetzungen (Auswahl der initialisierten Störungen und Anfangsamplituden) können energiereiche Wechselwirkungen zwischen den Instabilitätsmoden beobachtet werden, die zu einem explosionsartigen Störungswachstum und somit schließlich zur laminar-turbulenten Transition führen können.

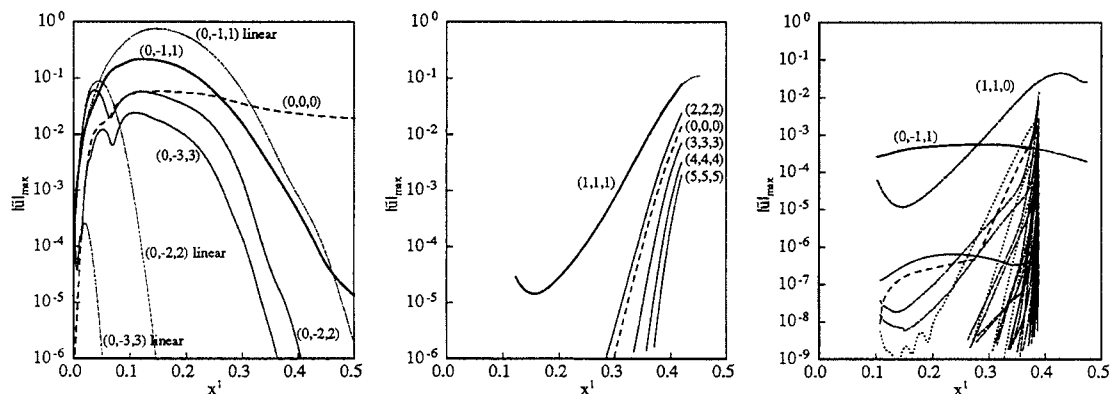


Bild 1: Nichtlineare Amplitudenentwicklung eines Querströmungswirbels der spannweiten Wellenzahl $\beta = 9046$ mit seinen ersten zwei Harmonischen (links) sowie einer TS-Instabilität ($f = 52.7$, $\beta = 271$) mit ihren ersten vier Harmonischen (Mitte). Rechts ist der auf einem Querströmungswirbel der spannweiten Wellenzahl $\beta = 3769$ und einer TS-Welle der Frequenz $f = 61.5$ basierende Instabilitätsmechanismus dargestellt.

Literatur

- [1] BERTOLOTTI, F.P.: *Transition Modeling Based on the PSE*, Turbulence and Transition Modeling, Proceedings of the ERCOFTAC/IUTAM Summerschool, Hrsg. M. Hallböck, A. V. Johansson, D. S. Henningson, H. P. Alfredsson, Kluwer academic publishers, 1995.
- [2] HEIN, S., BERTOLOTTI, F.P., SIMEN, M., HANIFI, A., HENNINGSON, D.: *Linear nonlocal instability analysis - the linear NOLOT code* -, Bericht IB 223-94 A56, DLR Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, 1994.
- [3] STOLTE, A., BERTOLOTTI, F.P., HEIN, S., SIMEN, M., DALLMANN, U.: *Nichtlokale und nichtlineare Instabilitätsuntersuchungen an kompressiblen Strömungen*, Bericht IB 223-95 A54, DLR Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, 1995.

weiteres Vorgehen

Untersuchung des Einflusses stromauf bedeutsamer Instabilitäten auf den identifizierten Wechselwirkungsmechanismus und untersuchung weiterer Mechanismen.

Mitteilung

Projektgruppe: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: A. Stolte, S. Hein, Dr. F.P. Bertolotti, Dr. U. Dallmann

Institution: DLR - Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstr. 10, D-37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2294, -2427, -2442

Telefax: 0551-709-2446

weitere Partner: Dr. G. Schrauf, Daimler Benz Aerospace Airbus
Dr. K.-H. Horstmann, DLR - Institut für Entwurfsaerodynamik

Thema

NOLOT/PSE-Analyse von Transitionsszenarien der ATTAS-Tragflügelumströmung

Ausgangssituation

Der laminar-turbulente Übergang dreidimensionaler Grenzschichtströmungen am Tragflügel kann unter anderem durch nichtlineare Wechselwirkungen verschiedener Instabilitäten hervorgerufen werden. Einzelne Störungsmoden können in solchen Transitionsszenarien explosionsartiges Wachstum aufweisen. Die vorhergesagte Lage der durch diese Wechselwirkungen hervorgerufenen Transition auf dem Tragflügel hängt dabei entscheidend von den Anfangsamplituden der wechselwirkenden Moden ab.

Ziel

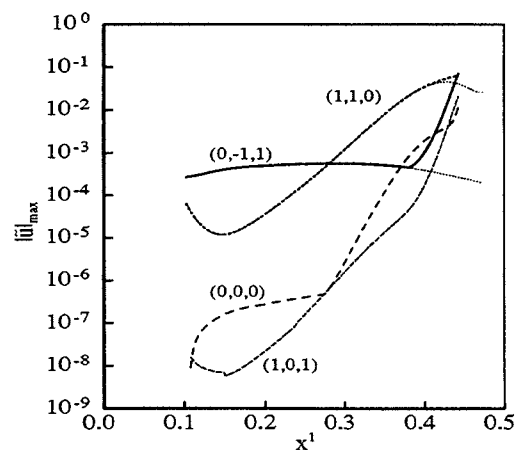
Zur Transitionsanalyse des ATTAS-Laminarflügels soll mit Hilfe von nichtlinearer Instabilitätstheorie [1] die Anfachung von Querströmungs- und Tollmien-Schlichting-Instabilitäten untersucht werden. Zudem sollen typische nichtlineare Phänomene wie die Amplitudensättigung, die Generierung höherer Moden und die Wechselwirkung verschiedener Instabilitäten untersucht werden. Insbesondere sollen energiereiche Wechselwirkungen identifiziert werden.

Lösungsweg

Zur Identifikation und Klassifizierung der instabilen Moden in der Grenzschichtströmung wird zunächst eine lineare Instabilitätsanalyse [2] der ATTAS-Tragflügelumströmung durchgeführt. Für Kombinationen hinreichend angefachter Instabilitäten, die für eine Wechselwirkung geeignet erscheinen, werden dann nichtlineare Stabilitätsuntersuchungen durchgeführt. Neben den Frequenzen und Wellenzahlen der verschiedenen Instabilitätsmoden sind dabei die Anfangsamplituden der Störungen zentrale Parameter.

Ergebnis

Als ein möglicher Mechanismus der laminar-turbulenten Transition kann die Wechselwirkung zwischen Querströmungswirbeln und Tollmien-Schlichting-Wellen identifiziert werden. Bei geeigneter Wahl von Wellenzahlen, Frequenzen und Anfangsamplituden dieser Instabilitäten wird durch ihre nichtlineare Wechselwirkung die stationäre Grundströmung nichtlinear verformt und eine weitere Störungsmode mit hohen Anfachungsraten generiert. Erreicht diese Mode eine bestimmte Amplitude, so spielt sie ihrerseits eine entscheidende Rolle in der Wechselwirkung der Instabilitäten. Dies führt dann zu einem sehr starken Amplitudenwachstum der Querströmungsinstabilität und schließlich zum laminar-turbulenten Übergang [3].



Literatur

- [1] BERTOLOTTI, F.P.: *Transition Modeling Based on the PSE*, Turbulence and Transition Modeling, Proceedings of the ERCOFTAC/IUTAM Summerschool, Hrsg. M. Hallbäck, A. V. Johansson, D. S. Henningson, H. P. Alfredsson, Kluwer academic publishers, 1995.
- [2] HEIN, S., BERTOLOTTI, F.P., SIMEN, M., HANIFI, A., HENNINGSON, D.: *Linear nonlocal instability analysis - the linear NOLOT code* -, Bericht IB 223-94 A56, DLR Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, 1994.
- [3] STOLTE, A., BERTOLOTTI, F.P., HEIN, S., SIMEN, M., DALLMANN, U.: *Nichtlokale und nichtlineare Instabilitätsuntersuchungen an kompressiblen Strömungen*, Bericht IB 223-95 A54, DLR Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, 1995.

weiteres Vorgehen

Detaillierte Untersuchung der identifizierten Transitionsszenarien und Untersuchung weiterer Wechselwirkungen. Untersuchung der Mechanismen der Erzeugung von Störungen und der Wechselwirkung von Störungen in der Anströmung mit der Grenzschicht (Rezeptivität).

Datum: 15.12.95

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen / Turbulenz	
Ansprechpartner	Dr. Ing. C. Wagner, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich	
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik TU München	
Adresse	Arcisstr. 21, 80333 München	Telefon: 089/2105-2508 Telefax: 089/2105-2505
weitere Partner		
Thema	DNS der turbulenten Strömung in einer plötzlichen Rohrerweiterung	
Ausgangssituation	Die Vorhersage abgelöster Strömungen mit Turbulenzmodellen ist heute noch nicht zuverlässig möglich. Daher werden detaillierte Turbulenzdaten benötigt, die zur Verbesserung existierender oder zur Entwicklung neuer Turbulenzmodelle geeignet sind.	
Ziel	Durch direkte numerische Simulation der turbulenten Strömung in einer plötzlichen Rohrerweiterung sollen zuverlässige und detaillierte Daten geschaffen werden, die nicht nur die Basis für die Verbesserung statistischer Turbulenzmodelle bilden, sondern auch für die Herleitung von Feinstrukturmodellen für die Large-Eddy-Simulation geeignet sind.	
Lösungsweg	Die inkompressiblen dreidimensionalen und zeitabhängigen Navier-Stokes-Gleichungen werden mit einem Masse und Energie erhaltenden Finite-Volumen-Verfahren integriert. Die Zeitintegration ist explizit und bezüglich der Konvektionsterme von 2. Ordnung genau. Es werden versetzte Maschennetze verwendet. Die Projektionsmethode führt auf eine Poisson-Gleichung für die Druckkorrektur, die mit einem schnellen elliptischen Löser ausgewertet wird. Einströmrandbedingungen werden einer DNS der vollentwickelten Rohrströmung entnommen, die simultan durchgeführt wird.	
Ergebnisse	Für die Geometrie, bestehend aus einem Zuströmrohr der Länge $1.48 D_1$ und einem erweiterten Rohr ($D_2/D_1 = 1.2$) der Länge $2.03 D_1$ wurde eine DNS bei einer Reynoldszahl Re_{D_1} von 6950 (gebildet mit der Maximalgeschwindigkeit) durchgeführt. Auf einem	

zylindrischen (z, φ, r) - Gitter mit $180 \times 128 \times 115$ Maschen betrug die Gesamtrechnzeit auf der Cray Y-MP8/128 des Münchner Rechenzentrums bis zum Erreichen zuverlässiger statistischer Mittelwerte 950 CPU Stunden. Dabei lag die CPU-Zeit pro Gitterpunkt und Zeitschritt bei $3.9 \cdot 10^{-6}$ sec. Die statistische Auswertung benötigte 105 Gbytes Plattenspeicher.

Mit Hilfe der DNS-Daten konnte gezeigt werden, daß die deviatorischen Anteile der gemittelten Feinstrukturspannungen zu den entsprechenden Anteilen der Grobstrukturspannungen in weiten Bereichen proportional sind. Dies bildet die Basis für verbesserte Feinstrukturmodelle.

Bild 1 zeigt Höhenlinien der momentanen Axialgeschwindigkeit. Sie lassen stromauf typische Scherschichten erkennen, die in der wandnahen Zone entstehen sowie zeitabhängige Ablöseblasen und den komplexen Wiederanlegevorgang der Scherschichten.

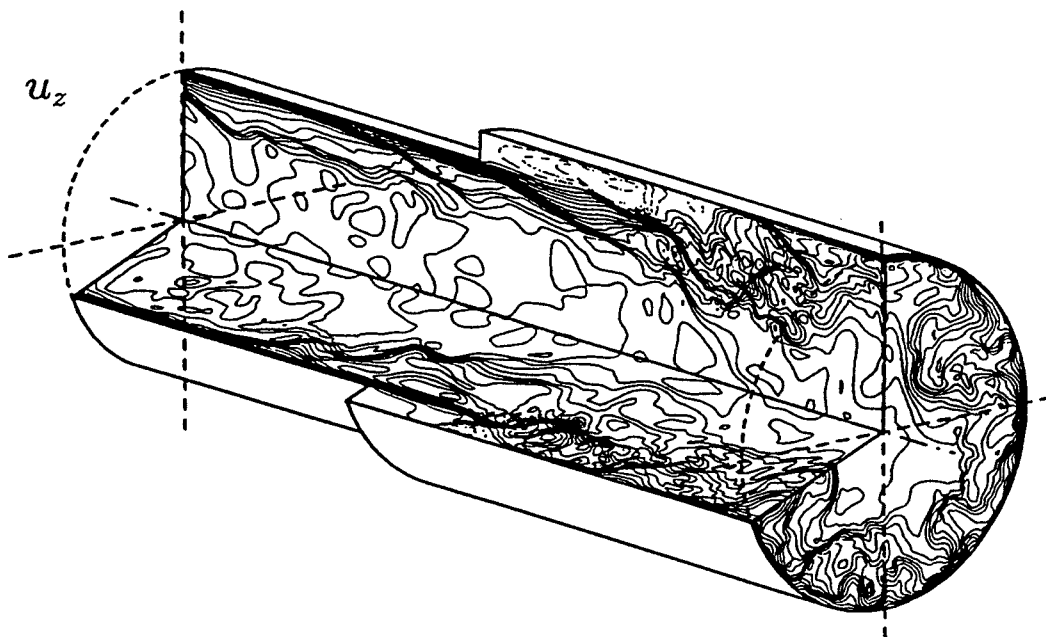


Bild 1: Höhenlinien der momentanen Axialgeschwindigkeit in einer Rohrerweiterung bei der Reynoldszahl $Re_{D_1} = 6950$.

Literatur:

C. Wagner (1995): Direkte numerische Simulation turbulenter Strömungen in einer Rohrerweiterung. Dissertation, TU München.

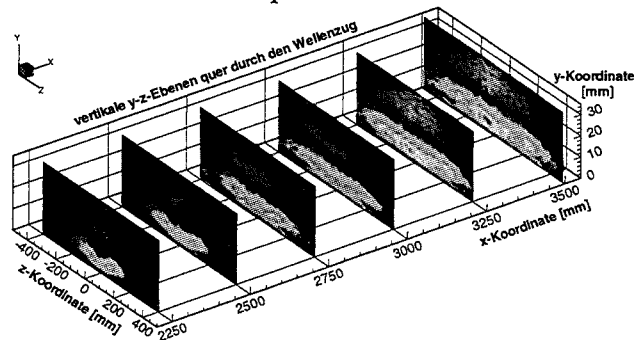
C. Wagner, R. Friedrich (1994): Direct numerical simulation of turbulent flow in a sudden pipe expansion. AGARD Conference Proceedings, AGARD CP 551, pp. 6-1 to 6-11.

Mitteilung

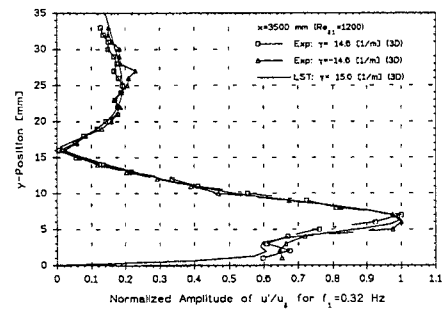
Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen; Laminar-Turbulente Transition		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Th. Wiegand, Dr.-Ing. H. Bestek, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 D-70550 Stuttgart	Telefon	(0711) 685-3429
		Telefax	(0711) 685-3438
Weitere Partner			
Thema	Experimentelle Untersuchungen des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags im Laminarwasserkanal		
Ausgangssituation	Die Konzeption von modernen Flugzeugen stellt hohe Anforderungen an die aerodynamische Auslegung, da beim Einsatz der Laminarflügeltechnik die genaue Bestimmung des Transitionsbereichs von großer Bedeutung ist. Die Auswirkung von verschiedenartigen Störungen auf die jeweils vorliegende Grenzschicht, aber auch die Modellierung möglichst "natürlicher" Störungen für die Verwendung in Umschlagexperimenten sind noch weitgehend unbekannt.		
Ziel	Ziel unserer Untersuchungen ist es, die beim "natürlichen" Umschlag relevanten, noch unbekannten Mechanismen (Resonanzen, nichtlineare Interaktionen etc.), die z.B. zum spontanen Auftreten von Turbulenzflecken führen, aufzuklären und zu verstehen.		
Lösungsweg	Experimentelle Untersuchung des bisher wenig erforschten "natürlichen" Grenzschichtumschlags im Laminarwasserkanal des IAG. Dieser Kanal stellt wegen seiner speziellen Auslegung und Optimierung eine weltweit einzigartige Versuchseinrichtung für hochsensible Umschlagexperimente in der ebenen Plattengrenzschicht dar. Um die beim natürlichen Umschlag infolge freier Turbulenz auftretenden Störungen in der Grenzschicht (Eigenschaften: breites Frequenzspektrum, lokale Erzeugung) reproduzierbar zu modellieren, sollen hier punktförmige Störungen kleiner Amplitude mit unterschiedlichen Zeitcharakteristiken (periodisch, pulsförmig, zeitlich moduliert) in die Grenzschicht eingebracht werden. Die Entwicklung der Störungen bis zum Auftreten von Turbulenz soll mit Methoden der Strömungssichtbarmachung, sowie durch quantitative Messungen (Heißfilmsonden, LDA) untersucht werden. Die experimentellen Untersuchungen sollen durch begleitende Stabilitätsanalysen der vorliegenden Grundströmung und direkte numerische Simulationen unterstützt werden.		

Ergebnis

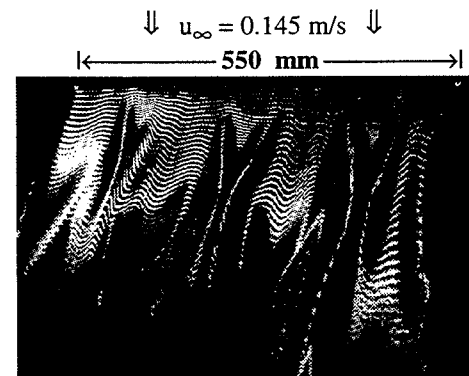
Die Stromabentwicklung einer punktförmigen, zeitlich periodischen Störung erfolgt in Form eines sich keilförmig in Strömungsrichtung ausbreitenden Wellenzuges, dessen halber Öffnungswinkel etwa $10\text{--}12^\circ$ beträgt. Die Schnitte quer durch den Wellenzug in der y - z -Ebene (normal zur Platte und in Spannweitenrichtung) zeigen für die Störfrequenz $f = 0.32\text{ Hz}$ ($F = 0.958$) zwei deutliche Amplitudenmaxima rechts und links der Symmetrieebene $z = 0$ ($x = 2.25 - 2.75\text{ m}$). Diese entstehen aufgrund der phasenabhängigen Superposition der Eigenfunktionen von linearen 2D- und 3D-Störwellen.



Durch die Zerlegung der phasengekoppelten Zeitsignale mit Hilfe einer doppelten Fourieranalyse (in Zeit- und in Spannweitenrichtung) erhält man Amplitudenspektren der spannweitigen Wellenzahl γ . Führt man dieses Verfahren für einen kompletten y - z -Schnitt über die gesamte spannweite und wandnormale Ausdehnung des Wellenzuges durch, so entsprechen die auf diese Weise ermittelten Amplituden- und Phasenprofile exakt den Eigenfunktionen einzelner, linearer Wellen (2D: f_i , $\gamma_k = 0$; 3D: f_i , $\pm\gamma_k$) der linearen Stabilitätstheorie (LST). Die Eigenfunktionen der LST wurden anhand einer an das Experiment angepaßten Grundströmung (2D, stationär) bestimmt und zeigen hervorragende Übereinstimmung mit dem Experiment (hier für ein Paar von 3D-Wellen: $f_i = 0.32\text{ Hz}$, $\pm\gamma_k = 15\text{ m}^{-1}$).



Durch die Visualisierung des Zusammenbruchs des Wellenzuges mit Hilfe eines horizontalen Laserlichtschnittes an der Position $x = 5\text{ m}$ ($Re_{\delta_1} = 1500$) konnte für die Störfrequenz $f = 0.32\text{ Hz}$ ($F = 0.958$) ein für den subharmonischen Umschlagtyp typische, schachbrettartige Anordnung von Λ -Wirbeln beobachtet werden.



- Literatur**
- [1] Wiegand, Th.; Bestek, H.; Wagner, S. (1994): Experimentelle Untersuchung punktförmiger, periodischer Störungen in einer Plattengrenzschicht, in: DGLR-Bericht 94-04, 9. DGLR-Fach-Symposium: Strömungen mit Ablösung, Erlangen.
 - [2] Wiegand, Th.; Bestek, H.; Wagner, S., Fasel, H. F. (1995): Experiments on a Wave Train Emanating from a Point Source in a Laminar Boundary Layer, AIAA-95-2255, 26th AIAA Fluid Dynamics Conference.

weiteres Vorgehen Weitere Untersuchungen der nichtlinearen Störungsentwicklung für unterschiedliche Störfrequenzen hinsichtlich subharmonischer Resonanz und Identifizierung der dabei auftretenden Umschlagtypen mittels Strömungssichtbarmachung.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dr. N. Botta, Dr.-Ing. R. Kessler		
Institution	DLR, Institut für Theoretische Strömungsmechanik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon	(0551)-709-2295
		Telefax	(0551)-709-2273

weitere Partner

Thema

Strömungsberechnung auf unstrukturierten Gittern

Ausgangssituation

Die Berechnung von Strömungen in/um komplexe Geometrien sowie die numerische Auflösung lokaler physikalischer Phänomene ist mit strukturierten Gittern oft nur schwer oder gar nicht möglich. Unstrukturierte Gitter bieten eine flexiblere Anpassung an die Geometrie und eröffnen die Möglichkeit geeigneter Adaption des Gitters an die Lösung.

Ziel

Das Ziel ist, ein numerisches Verfahren zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible, zeitabhängige Strömungen auf unstrukturierten Gittern zu entwickeln. Das Verfahren soll in der ersten Entwicklungsstufe laminare Strömungen mit variabler Dichte berechnen. In weiteren Schritten ist die Implementierung von Turbulenzmodellen und die Ankopplung von Verbrennungsmodellen vorgesehen.

Lösungsweg

Das Verfahren wurde als FV-FE Verfahren konzipiert, bei dem die Kontrollvolumina um die Knotenpunkte des Dreiecksgitters gebildet werden (Duales Gitter). Der Aufbau und die verwendete Datenstruktur des verfahrens wurde in wesentlichen Teilen von einem kompressiblen Verfahren übernommen (DLR τ -Code, [1]). Damit kann auch die dort erfolgreich angewandte dynamische Adaption des Gitters unverändert verwendet werden.

Das wesentliche Element eines numerischen Verfahrens für inkompressible Strömungen ist ein geeigneter Algorithmus für die Kopplung von Druck- und Geschwindigkeitsfeld. Da die bei strukturierten Gittern erprobte versetzte Anordnung der Variablen bei unstrukturierten Gittern nicht anwendbar ist, wurde eine unversetzte Anordnung von Geschwindigkeit und Druck in den Knoten des primären Gitters verwendet. Zur Kopplung von Druck und Geschwindigkeit wurde die Projektionsmethode [2] verwendet. Die dabei auftretende Poisson-Gleichung wird mit Hilfe der Methode der konjugierten Gradienten gelöst. Eine Entkopplung von Drücken benachbarter (Chequerboard Instability) wird durch die Verwendung geeigneter Operatoren für Divergenz, Gradient und Laplace vermieden. Im Transportschritt wurde

ein Upwindverfahren zweiter Ordnung (MUSCL) zur Diskretisierung der konvektiven Terme und eine explizite Runge-Kutta Methode als Zeitschrittverfahren verwendet.

Ergebnis

Die Validierung des Verfahrens wurde zunächst am bekannten Problem der "Driven Cavity" durchgeführt. Der Vergleich mit genauen Lösungen anderer Autoren zeigte eine gute Übereinstimmung. Die Möglichkeiten der Adaption konnten am Fall der Kanalströmung mit einem quadratischen Hindernis erprobt werden. Abb. 1 zeigt das ursprüngliche und Linien gleicher x-Geschwindigkeiten. Als Adaptionfunktion wurde für diesen Fall die Wirbelstärke verwendet. Das adaptierte Gitter mit der entsprechenden Lösung ist in Abb. 2 zu sehen. Man erkennt deutlich die verbesserte Auflösung des adaptierten Gitters in Wandnähe.

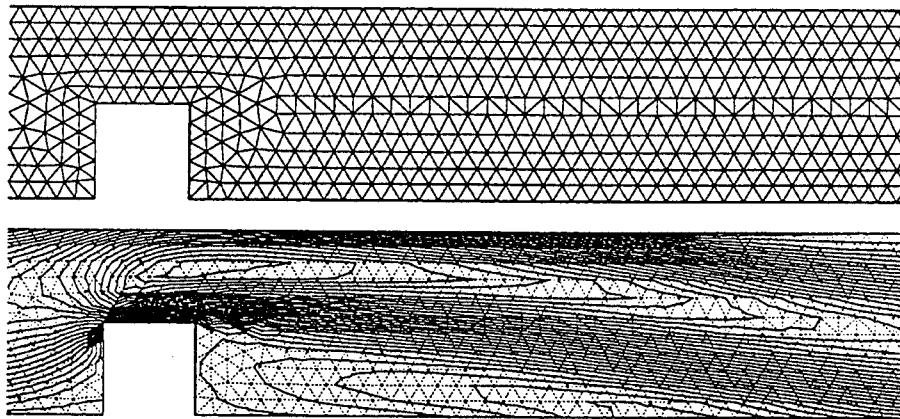


Abb. 1: Ausgangsgitter und Isolinien der X-Geschwindigkeit

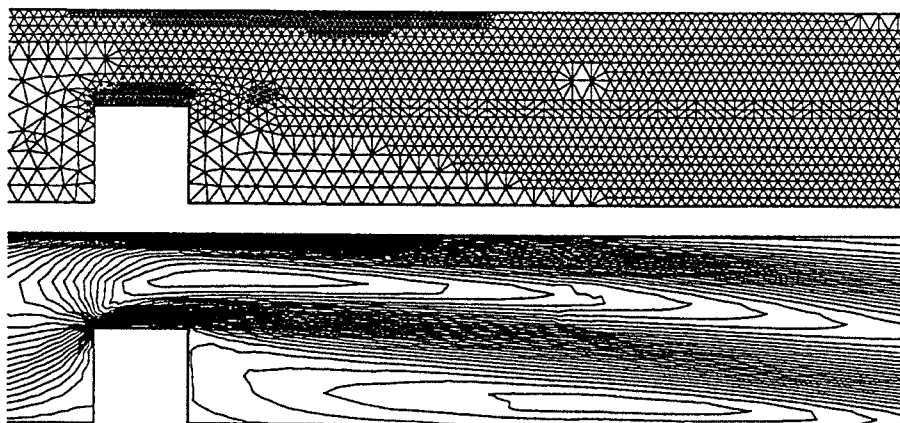


Abb. 2: Adaptiertes Gitter und Isolinien der X-Geschwindigkeit

Literatur

- [1] T. Sonar, V. Hannemann, D. Hempel: Dynamic adaptivity and residual control in unsteady compressible flow computation, Math. and Comp. Modelling, 1994.
- [2] A. J. Chorin: Numerical Solution of the Navier-Stokes Equations, Math. Comp., vol. 22, pp. 745-762, Oct. 1968.

weiteres Vorgehen

Nach Abschluß der Validierung des Verfahrens ist eine implizite Behandlung der Reibungsterme vorgesehen um die Verwendung größerer Zeitschritte zu ermöglichen. Danach soll durch den Einbau von Zweigleichungsturbulenzmodellen die Berechnung turbulenter Strömungen ermöglicht werden.

Mitteilung

Projektgruppe Mathematische und physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dr.-Ing. Matthias Buschmann

Institut Institut für theoretische Grundlagen der Fahrzeugtechnik

Adresse Technische Universität Dresden **Tel.:** (0351) 463 6649
Mommsenstraße 13 01062 Dresden **Fax:** (0351) 463 6651
e-mail: hanno@vgfno1.vkw.tu-dresden.de

weitere Partner Dr.-Ing. habil. G. Schindler
Institut für Strömungsmechanik Technische Universität Dresden

Thema

Berechnung zweidimensionaler turbulenter Grenzschichten mittels integralem Impuls- und Energiesatz

Ausgangssituation

Aus einer Vielzahl von Untersuchungen ist die Praktikabilität von Integralverfahren bekannt (M. Buschmann 1992). Die meisten Verfahren stützen sich bei der Ableitung des benötigten Satzes von Parameterzusammenhängen auf empirisch gewonnenes Datenmaterial. Die Universalität dieser Verfahren ist dadurch eingeschränkt.

Ziel

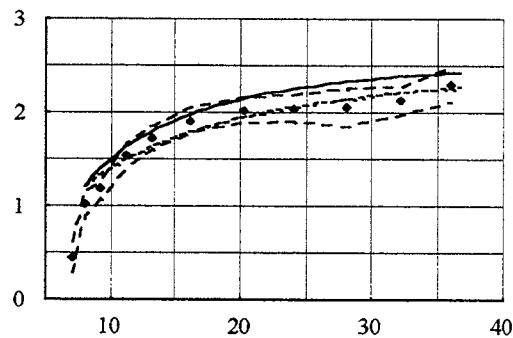
Ableitung der Parameterzusammenhänge für den Formparameter - $H_{12} = H_{12}(Re_{\delta_2}, H_{32})$, den Wandschubspannungsbeiwert - $c_f = c_f(Re_{\delta_2}, H_{32})$ und die Dissipationsintegrale - $c_{Di} = c_{Di}(\pi, S, \zeta, \beta)$ durch Auswertung des logarithmischen Gesetzes für das Grenzschichtgeschwindigkeitsprofils und Aufbau entsprechender Dissipationsintegralverfahren

Lösungsweg

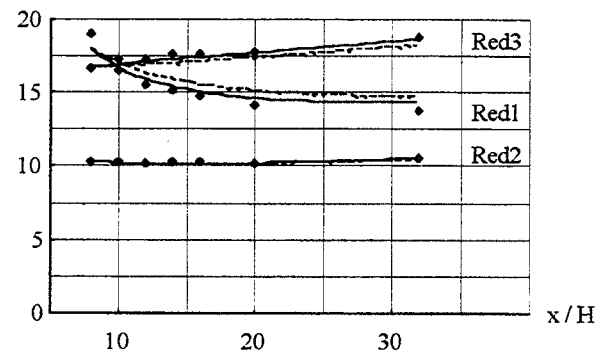
Die vorliegende Mitteilung stellt zwei neue Dissipationsintegralverfahren vor. Ausgangspunkt der Betrachtung ist das logarithmische Geschwindigkeitsprofil für turbulente Grenzschichten kombiniert mit der Formulierung des Wakegesetzes nach A. K. Lewkowicz. Durch Auswertung der Prandtlschen Grenzschichtgleichung kann aus diesem Geschwindigkeitsprofil ein Schubspannungsprofil abgeleitet werden (A. E. Perry et al. 1994). Ausgehend von Geschwindigkeits- und Schubspannungsprofil werden zwei Dissipationsintegralverfahren, welche die integralen Sätze für Impuls und Energie nutzen, aufgebaut. Das erste Verfahren (A1) folgt dem bekannten Aufbau von Dissipationsintegralverfahren. Ein zweites Verfahren (A2) bezieht zusätzlich die auf die integrale Energiegleichung folgende Beziehung für die Bestimmung des Wandschubspannungsbeiwertes in den Algorithmus ein (M. Buschmann 1996).

Testrechnungen mit sechzehn vollturbulenten Grenzschichten zeigen, daß die mittleren relativen Abweichungen zwischen Meß- und Rechenwerten für den Wandschubspannungsbeiwert und die Reynoldszahlen der Impuls- und Energieverlustdicke ca. 5 % betragen. Das Nichtäquilibriumverhalten - z. B. relaxierender Grenzschichten - kann gut nachgebildet werden.

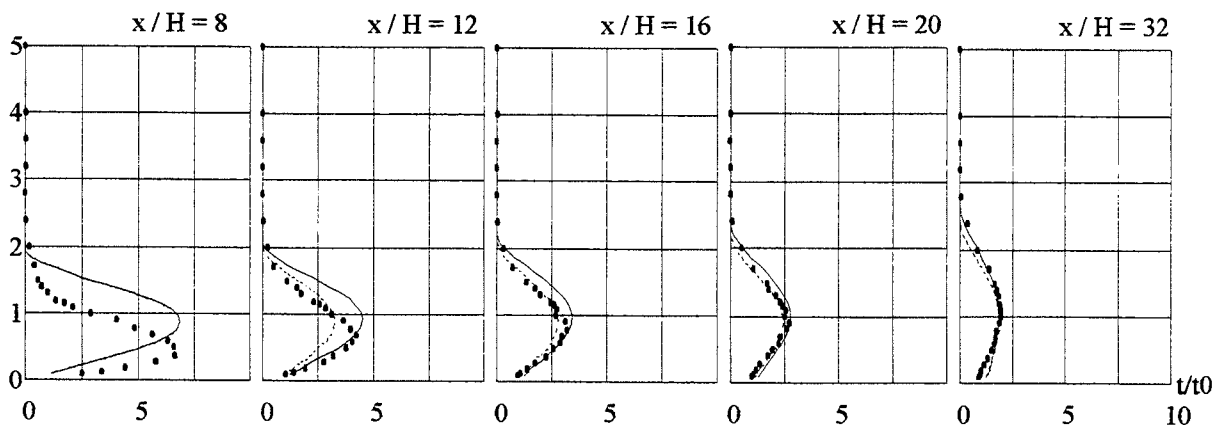
$cf \cdot 10^{-3}$



$Re / 10^3$



z / H



Relaxierende Grenzschicht im Anschluß an ein Rezirkulationsgebiet einer rückspringenden Stufe (H ... Stufenhöhe, x ... Koord. in Hauptströmungsrichtung, z ... wandnormale Koord.)

• Meßwerte nach D. M. Driver; H. L. Segemiller (1985)

..... Rechnung mit A1 ; — Rechnung mit A2

links oben : Wandschubspannungsbeiwert (--- Fehlerband der Meßwerte)

rechts oben : Reynoldszahlen der Verdrängungs-, Impulsverlust- und Energieverlustdicke

unten : Schubspannungsverteilungen an fünf verschiedenen Orten der Grenzschicht

Literatur

M. Buschmann : TU-Dresden, Diss., 1992

Zur Berechnung laminarer, transitionaler und turbulenter ebener isothermer Grenzschichten sowie von begrenzten Rezirkulationsgebieten mit halbempirischen Ansätzen

M. Buschmann : Singapore, Proceedings of the 9th International Symposium On Transport Phenomena in Thermal Fluids Engineering (to appear), 1996,

Contributions to the calculation of turbulent boundary layers using dissipation integral methods

D. M. Driver; H. L. Segemiller : AIAA-Journal, vol. 30, 1985, pp. 1314 - 1320

A. E. Perry; I. Marusic; J. D. Li : Phys. Fluids 6(2), 1994, pp. 1024 - 1035

Wall turbulence closure based on classical similarity laws and the attached eddy hypothesis

Weiteres Vorgehen

Aufbau von Dissipationsintegralverfahren für turbulente Grenzschichten mit Querströmung

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Instationäre Strömung, Numerische Simulation		
Ansprechpartner	F. Eulitz, K. Engel, H. Gebing		
Institution	DLR, Institut für Antriebstechnik		
Adresse	Linder Höhe 51147 Köln	Telefon Telefax	(02203) 601-4575 (02203) 64395

weitere Partner S. Pokorny, M. Faden, DLR, Abt. High Performance Computing

Thema

Instationäre Validierung eines Eingleichungs-Turbulenzmodells am Fall der selbsterregten Stoßoszillation um ein Kreisbogenprofil im ebenen Kanal

Ausgangssituation

In der Entwicklung und Auslegung moderner Verdichterstufen spielen infolge zunehmender Kompaktheit und Stufenbelastung zeitlich periodisch auftretende Phänomene, wie zum Beispiel Nachlaufturbulenzen, Stoß-Grenzschichtinteraktion oder potentialtheoretische Stromaufwirkung zwischen relativ zueinander bewegten Schaufelreihen eine immer wichtigere Rolle. Zur numerischen Untersuchung turbulenter Turbomaschinenströmungen haben algebraische und Zweigleichungsturbulenzmodelle weitverbreitete Anwendung gefunden. Typische Vor- und Nachteile dieser Modelle und die in der Anwendung gewonnenen Erfahrungen sind in zahlreichen Publikationen dokumentiert. Trotz scheinbar größerer Universalität konnte die allgemeine Überlegenheit von Zweigleichungsmodellen nicht bewiesen werden.

Ziel

In dieser Arbeit wird die Anwendbarkeit des relativ neuen, numerisch robusten Eingleichungsmodells nach Spalart und Allmaras [2] für instationäre, kompressible Strömungen demonstriert.

Lösungsweg

In einem für die instationäre Turbomaschinenströmung relevanten Testfall wird gezeigt, daß das Modell Strömungsinstabilität korrekt wiedergibt und nicht unphysikalisch dämpft bzw. anfacht. Dazu werden die mit dem Turbulenzmodell und dem verwendeten Navier-Stokes Verfahren erzielten Simulationsergebnisse mit den experimentellen Untersuchungen von Yamamoto und Tanida [3] verglichen. Nach Yamamoto und Tanida entsteht die Oszillation aus einer Wechselwirkung zwischen Stoßsystem, Ablöseblase und Nachlauf. Dabei ist der Kanalaustrittsdruck ein wichtiger Parameter, welcher über die mittlere Stoßposition und damit über Instabilität, Frequenz und Amplitude der Schwingung entscheidet. Zunächst wird eine stationäre, d.h. symmetrische Startlösung mit einem stationären Verfahren erzeugt. Die zeitgenaue Simulation erfolgt dann unter Vorgabe eines Austrittsdruckes, der im Experiment zu einer Oszillation führt.

Das verwendete numerische Verfahren basiert auf einer Upwind-Diskretisierung der konvektiven Terme und einer zeitgenauen Runge-Kutta Integration. Die Randbedingungen sind nicht-reflektierend nach Giles formuliert.

Der Strömungslöser (Turbomachinery Research Aerodynamics Computational Environment) ist unter Nutzung von PVM nach dem message-passing Modell parallelisiert [1]. Die gezeigten Rechnungen wurden auf einem IBM-SP2 Parallelrechner durchgeführt.

STAB

Ergebnis

Die in Bild 1 gezeigten momentanen Dichte-Verteilungen erlauben einen qualitativen Vergleich mit den Schlierenaufnahmen von Yamamoto und Tanida [3]. Die ermittelte Frequenz von 595 (600) Hertz und die Amplitude von 11 (10)% Profillänge sind in guter Übereinstimmung mit den experimentellen Ergebnissen (in Klammern).

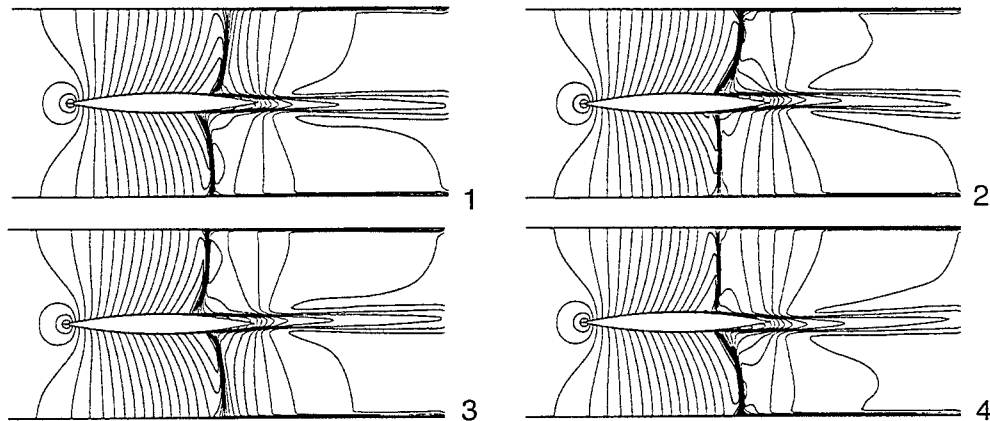


Bild 1 : Dichte-Konturen zu vier Zeitpunkten einer Periode der selbsterregten Stoßoszillation.

In Bild 2 ist der Phasenverlauf des statischen Druckes in der Kanalmitte über zwei Perioden dargestellt und mit der entsprechenden gemessenen Verteilung verglichen.

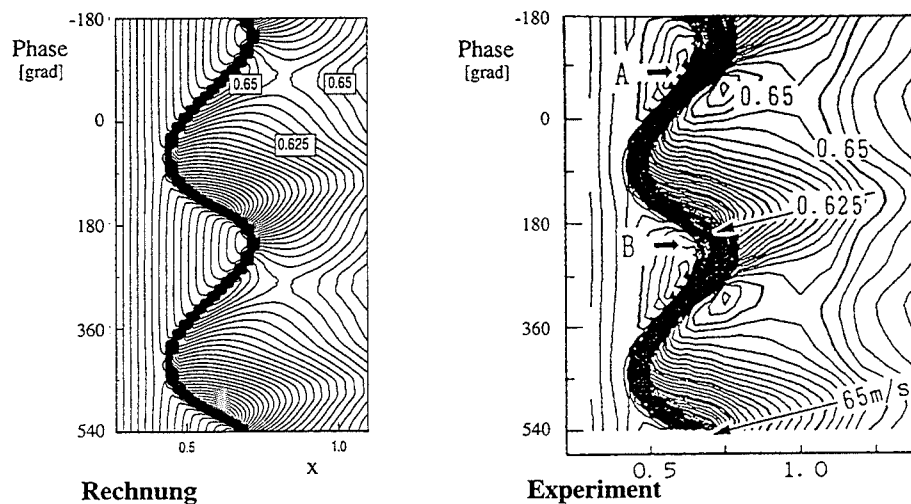


Bild 2 : Vergleich des Phasenverlaufs des stat. Druckes aus Rechnung und Experiment nach [3].

Literatur

- [1]Eulitz, F., Engel, K., Gebing, H., "Application of a One-Equation Turbulence Model to Unsteady Turbomachinery Flow", submitted for *Proc. of 3rd Int. Symp. on Engineering Turbulence Modelling and Measurements*, 1996.
- [2]Spalart, P., R., Allmaras, S., R., "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA-92-0439, 1992.
- [3]Yamamoto, K., Tanida, Y., "Self-Excited Oscillation of Transonic Flow around an Airfoil in a Two-Dimensional Channel", 34th ASME, 1989.

Weiteres Vorgehen

Die Validierung des Eingleichungsmodells wird anhand weiterer Testfälle fortgesetzt. Das Modell wird drei-dimensional formuliert und um Transitionskriterien erweitert.

Datum 29. August 1995

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis :

Numerische Simulation

Ansprechpartner :

Dipl. Ing. Jens Jacobsen, Prof. Dr. Ing. S. Wagner

Institution :

Universität Stuttgart
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse :

Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon : 0711 / 685-3436

Telefax : 0711 / 685-3438

weitere Partner :

Thema :

Flux-Filter Verfahren für unstrukturierte Dreiecks- und Vierecksnetze

Ausgangssituation :

Derzeit existiert ein zwei-dimensionales Upwind Verfahren, welches strukturierte Netze für Viereckselemente und unstrukturierte Netze für Vierecks- oder Dreieckselemente auf der Basis der Euler Gleichungen löst [1]. Die für dieses Verfahren typischen Filter wurden auch für den Elementtyp Dreieck entwickelt und erfolgreich implementiert[2].

Ziel :

Ziel der Arbeit ist es ein drei-dimensionales Flux-Filter Verfahren auf der Basis der Euler Gleichungen zu entwickeln. Das Verfahren wird dabei auf die Elementtypen Tetrahedar und Hexaeder erweitert; die Behandlung hybrider, unstrukturierter Netze ist das Ziel dieser Arbeit.

Lösungsweg :

Das Residuum eines finiten Volumen Elements wird mit den diskreten Euler Gleichungen berechnet und über den Flux-Filter Operator auf die Zelleckpunkte verteilt. Das derzeitige Verfahren für die unstrukturierten Gitter wird für den Einsatz auf hybriden Netze erweitert. Zudem wird zur Verbesserung der Lösungen auch eine künstliche Viskosität vierter Ordnung in das Flux-Filter Verfahren implementiert, wie es bereits bei der strukturierten Version vorliegt. Problematisch ist hierbei eine effiziente Nachbarschaftsanalyse der Elemente im fraglichen Bereich. Der Einsatz von dynamischen Datenstrukturen, wie beispielsweise der Quadtree-Datenstruktur [3], kann die Rechenzeiten gering halten.

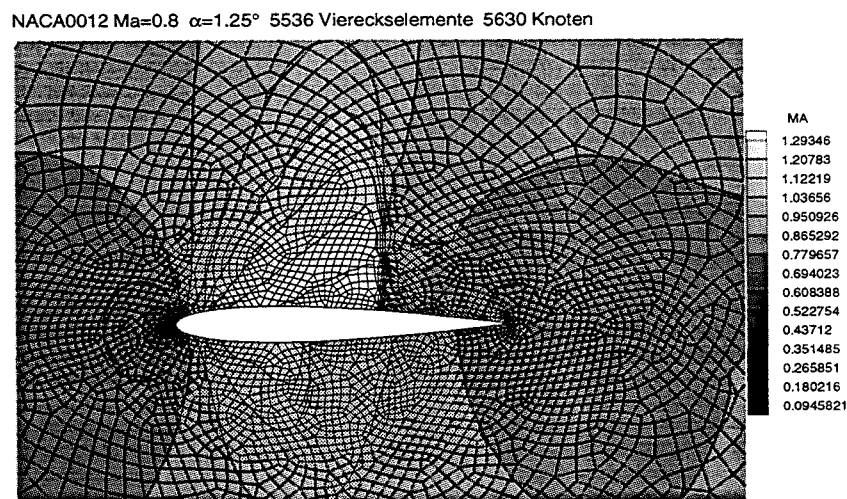
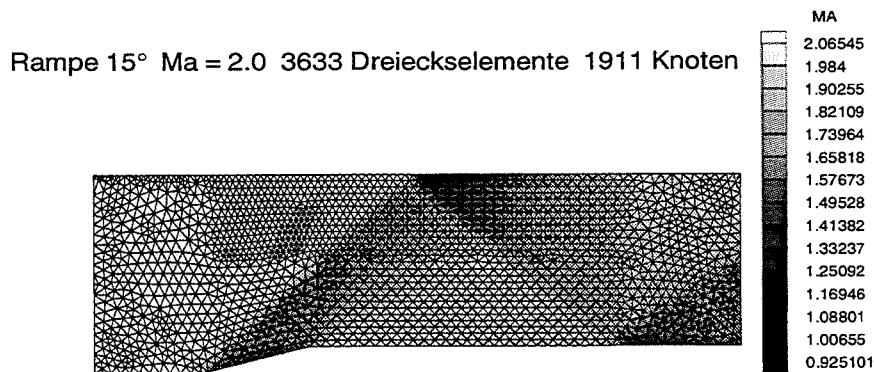
Für die Berechnungen viskoser Probleme ist eine Implementation der Thin-Layer Navier Stokes Gleichungen auf die unstrukturierten Gitter geplant.

Eine Erweiterung des Verfahrens nach 3-D ist in einem folgenden Schritt vorgesehen. Vorab sollte eine Stabilitätsanalyse für das gestellte Problem erfolgen.

Als Elementtypen sollten Tetraheder und Hexaeder zum Einsatz kommen.

Ergebnis :

Rechnungen an unstrukturierten Gittern können für den Elementtyp Dreieck und Viereck an sub-, trans- und supersonischen Problemen vorgenommen werden. Es zeigte sich, daß bisher mit den strukturierten Gittern die besten Lösungen erzielt werden konnten. Die bei den unstrukturierten Gittern vorliegenden schwachen Oszillationen im Bereich eines Stoßes könnten durch die Implementation der künstlichen Viskosität vierter Ordnung stark reduziert werden. Dies wird Gegenstand weiterer Untersuchungen werden.



Literatur :

- [1] Vinckier, A. , Jacobsen, J., Wagner, S. : *A Flux Filter Scheme Applied to the Euler and Navier Stokes Equations*. Computational Fluid Dynamics 94 (Eccomas 94), 70-76, John Wiley & Sons.
- [2] Jacobsen, J. : *Zweidimensionales Flux-Filter-Verfahren angewendet auf unstrukturierte, selbstadaptive Netze*, Diplomarbeit, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik Stuttgart, 1994.
- [3] Löhner, R. : *Some useful data structures for the generation of unstructured grids*, Commun Appl. Num. Methods, 4, 123-135, (1988).

Weiteres Vorgehen :

- Implementation künstlicher Viskosität vierter Ordnung in das Flux-Filter Verfahren für die unstrukturierten Gitter.
- Erweiterung des Verfahrens um die viskosen Terme der Thin-Layer Navier Stokes Gleichungen.
- Erweiterung des Verfahrens auf 3-D für die Elementtypen Hexaeder und Tetrahedar.
- Berechnung gut dokumentierter Testfälle (z.B. ONERA M6 Flügel).

Datum : 14.09.1995

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation

Fachkreis

Ansprechpartner Dipl.-Math. Andreas Meister, Dipl.-Ing. Michael Oevermann

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon (0551)-709-2426
Telefax (0551)-709-2446

Thema

Numerische Berechnung turbulenter kompressibler Strömungen mit einem impliziten Finite-Volumen Verfahren auf unstrukturierten Netzen unter Verwendung eines $k-\varepsilon$ -Turbulenzmodells

Ausgangssituation

Grundlage der im weiteren formulierten Zielsetzung stellt die am Institut für Strömungsmechanik der DLR in Göttingen entwickelte implizite Version des DLR- τ -Codes dar [3],[4]. Das Verfahren verwendet das von Liou und Wada entwickelte AUSMDV Upwind Verfahren [6] zur Diskretisierung der konvektiven Flüsse und ein zentrales Verfahren für die Reibungsterme. Die Lösung des auftretenden linearen Gleichungssystems wird mittels einer ILU vorkonditionierten GMRES Methode durchgeführt [5].

Ziel

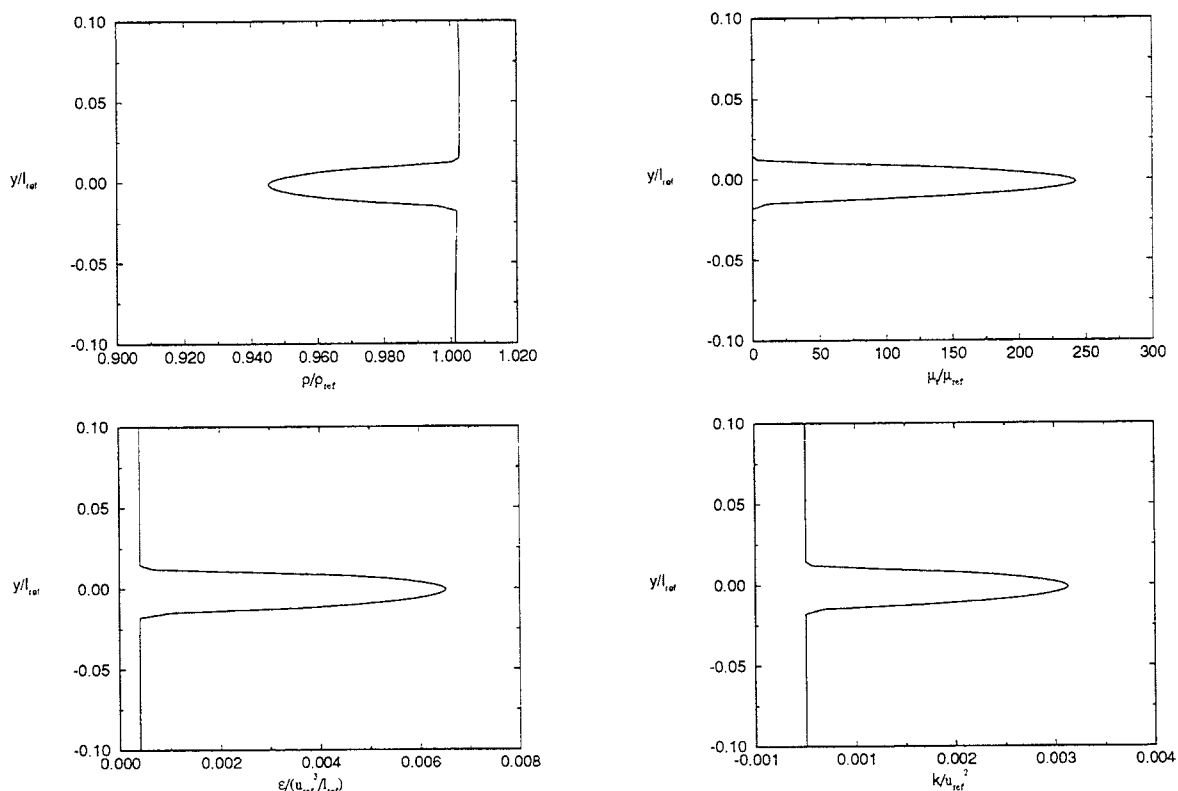
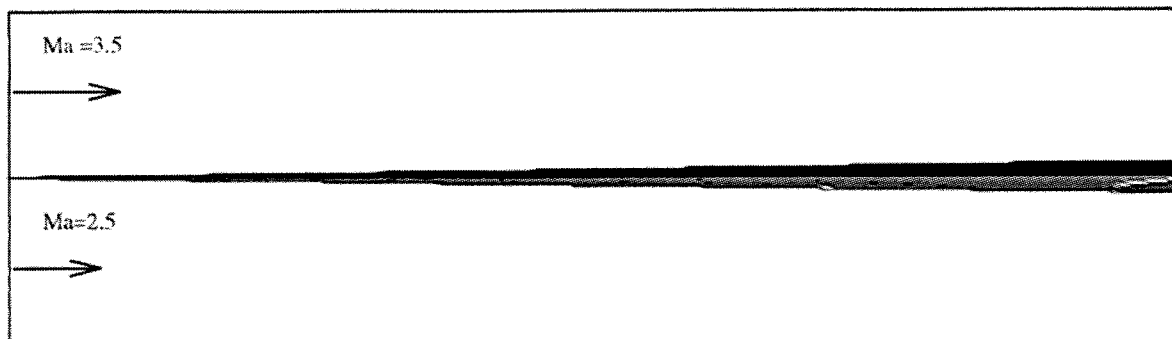
Implementierung eines Zweigleichungs-Turbulenzmodells ($k - \varepsilon$). Berücksichtigung wandnaher Effekte durch das Low-Reynolds Modell nach Chien [1].

Lösungsweg

Die Erhaltungsgleichungen für Dichte, Impuls und Totalenergie sowie der turbulente kinetische Energie und der Dissipationsrate werden mit einem Operatorsplitting im Verfahren gelöst. Zur Gewährleistung einer Zeitdiskretisierung zweiter Ordnung wird die Crank-Nicolson Zeitintegrationsmethode [2] verwendet.

Ergebnis

Die folgenden Bilder zeigen den Testfall einer turbulenten Scherschicht. Die Machzahl im oberen Luftstrom beträgt 3.5 und im unteren Luftstrom 2.5. Der statische Druck und die statische Temperatur ($T = 1400K$) beider Stoffströme sind identisch. Die Reynoldszahl, gebildet mit dem oberen Stoffstrom und der Referenzlänge $l_{ref} = 0.198m$ beträgt $Re = 2.5 * 10^6$. Die Auswertung erfolgte in der Austrittsebene des Rechengebietes bei $x = l_{ref}$.



Literatur

- [1] K. Y. CHIEN. Predictions of Channel and Boundary-Layer Flows with a Low-Reynolds-Number Turbulence Model. *AIAA Journal*, 20 (1): 33–38, 1982.
- [2] P. G. CIARLET, J. L. LIONS. *Handbook of Numerical Analysis*, volume I. Elsevier Science Publishers B.V., 1990.
- [3] A. MEISTER. Ein Beitrag zum DLR- $\mathcal{T}$ -Code: Ein explizites und implizites Finite-Volumen-Verfahren zur Berechnung instationärer Strömungen auf unstrukturierten Gittern. DLR-IB 221 - 94 A 36, Göttingen, 1994.
- [4] A. MEISTER. Development of an Implicit Finite Volume Scheme for the Computation of Unsteady Flow Fields on Unstructured Moving Grids. In *Proceedings of the ICFD Conference on Numerical Methods for Fluid Dynamics*, Oxford, 1995. to appear.
- [5] Y. SAAD, M. H. SCHULZ. GMRES: A generalized minimal residual algorithm for solving nonsymmetric linear systems. *SIAM J. Sci. Stat. Comp.*, (7): 856–869, 1986.
- [6] Y. WADA, M.-S. LIOU. A Flux Splitting Scheme With High-Resolution and Robustness for Discontinuities. *AIAA Paper*, (94-0083), 1994.

Weiteres Vorgehen

Berücksichtigung bewegter Geometrien sowie Erweiterung des Verfahrens zur Berechnung turbulenter Diffusionsflammen mit einem Flameletmodell.

Mitteilung

Projektgruppe/ Mathematische Grundlagen
Fachkreis
Ansprechpartner Dipl.-Math. A. Meister, Dr.habil. Th. Sonar
Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik
Adresse Bunsenstraße 10 **Telefon** (0551)-709-2426/2416
D-37073 Göttingen **Telefax** (0551)-709-2446

weitere Partner

Dr. Dietmar Hietel, Arbeitsgruppe 8, FB Mathematik, TH Darmstadt, Schloßgartenstraße 7,
D-64289 Darmstadt

Thema

Zeitgenaue, implizite ENO-Verfahren zur numerischen Lösung der kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen auf unstrukturierten Netzen

Ausgangssituation

Der im Institut für Strömungsmechanik der DLR in Göttingen entwickelte DLR- τ -Code ist ein Finite-Volumen-Verfahren zur numerischen Berechnung kompressibler Strömungsfelder auf Dreiecksnetzen. Die Raumdiskretisierung basiert auf einer TVD/ENO-Rekonstruktion von formal zweiter Ordnung, während explizite sowie implizite Zeitdiskretisierungen implementiert wurden.

Ziel

Einbau und Test verschiedener Rekonstruktionstechniken, mit denen sich effiziente implizite, zeitgenaue Verfahren dritter Ordnung erzeugen lassen.

Lösungsweg

Verwendet werden Rekonstruktionstechniken, die lokal quadratische Polynome bestimmen. Um die hohe Effizienz des impliziten Zeitschrittverfahrens zu erhalten, wird eine Methode zur sukzessiven Berechnung des Polynoms verwendet, bei der Annahmen über die Konsistenz der Approximation gemacht werden müssen. Um die u.U. auftretenden Konsistenzprobleme besser beurteilen zu können, ist ein Vergleich mit einer klassischen Rekonstruktionstechnik vorgesehen.

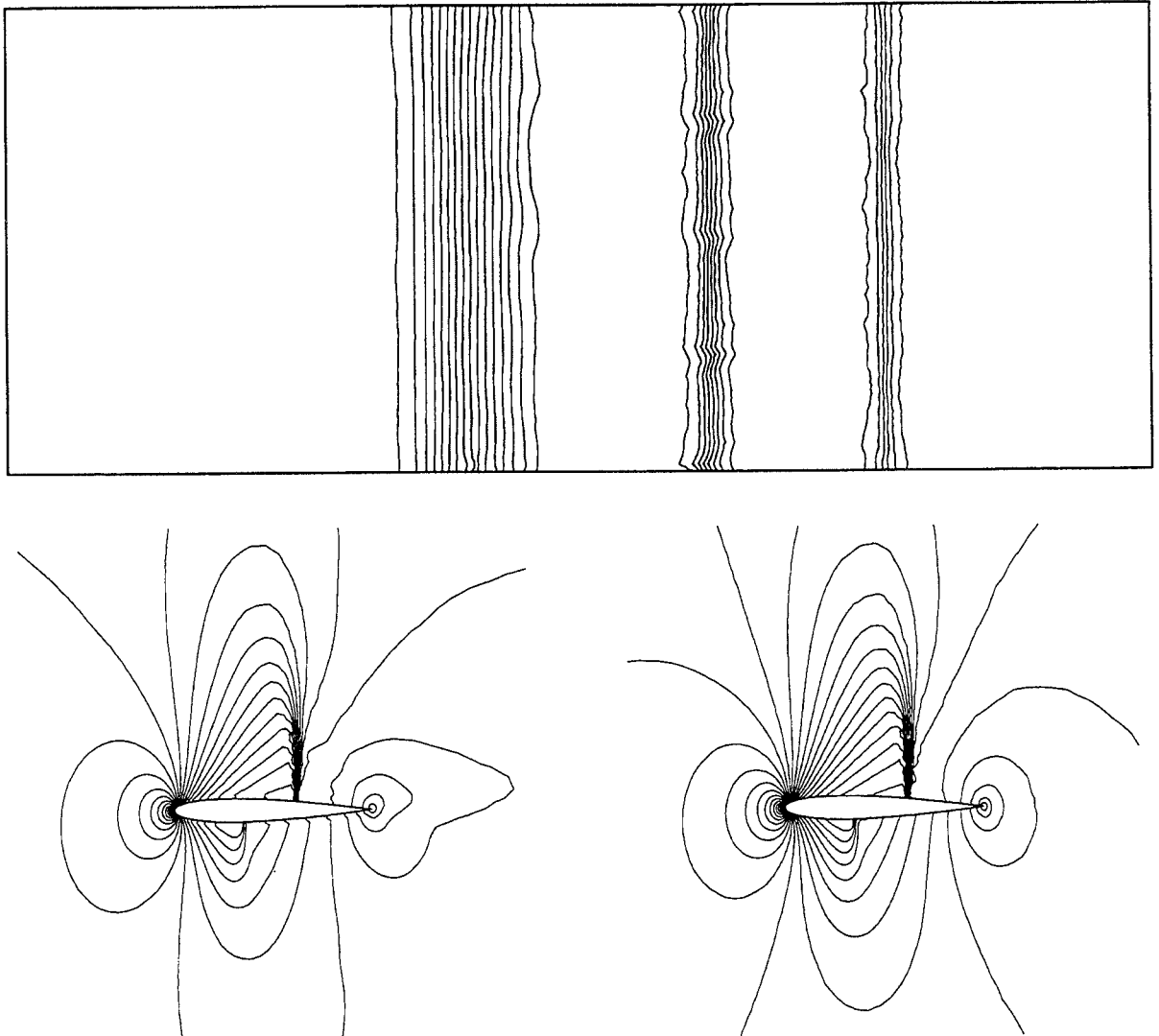
Ergebnis

Die folgenden Bilder präsentieren erste Resultate für das Stoßrohrproblem und eine transsonische Umströmung eines NACA0012-Profil. Die Initialisierung des ersten Testfalls lautet

$$(\rho, v_1, v_2, p)^T = (4, 0, 0, 1.6)^T, \text{ falls } x \leq 0.5 \text{ und } (\rho, v_1, v_2, p)^T = (1, 0, 0, 0.4)^T, \text{ falls } x > 0.5$$

und die dimensionslose Ausgabezeit beträgt $t = 0.4$. Das Resultat präsentiert die zu diesem Zeitpunkt vorliegende Dichteverteilung.

Dem zweiten Testfall liegt eine Anströmmachzahl von $Ma_\infty = 0.8$ und ein Anströmwinkel von $\alpha = 1.25^\circ$ zugrunde. Die Bilder zeigen hierbei die Machzahlverteilung (links) und die Druckverteilung (rechts).



Literatur

- [1] D. HIETEL, A. MEISTER, TH. SONAR, On the Comparison of Two Different Implementations of an Implicit Third-Order ENO Scheme of Box Type for the Computation of Unsteady Compressible Flow, in Vorbereitung.

Weiteres Vorgehen

Theoretische Analyse des Konsistenzfehlerproblems.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Florian Menter

Institution ASC GmbH

Adresse Münchner Straße 3
D-83607 Holzkirchen

Telefon (08024) 905415
Telefax (08024) 905417
e-mail fm@ascg.isar.de

Thema Eingleichungs-Turbulenzmodelle für aerodynamische Anwendungen.

Ausgangssituation Eingleichungs-Turbulenzmodelle haben in den letzten Jahren die vorher als Standard verwendeten algebraischen Modelle (Baldwin-Lomax, Cebeci-Smith, Johnson-King) in aerodynamischen Anwendungen verdrängt. Aufgrund der schnellen Entwicklung dieser Modelle sind schwerwiegende Fehler in bereits implementierten Modellen aufgetreten.

Ziel Demonstration der Fehlerquellen bei der Herleitung von Eingleichungs-Turbulenzmodellen, deren Auswirkungen in praktischen Anwendungen sowie Möglichkeiten sie zu umgehen.

Lösungsweg Es wird das Eingleichungs-Turbulenzmodell von Baldwin und Barth vorgestellt und eingehend analysiert. Insbesondere wird gezeigt, wie die Vernachlässigung von Diffusionstermen bei der Herleitung des Modells aus Zweigleichungs-Modellen zu schwerwiegenden Folgen in Bezug auf den mathematischen Charakter der Gleichungen führen kann. Ferner wird gezeigt, daß Zweigleichungs-Turbulenzmodelle mit Hilfe weniger, genau spezifizierbarer Annahmen in Eingleichungs-Modelle transformiert werden können. Es werden Ergebnisse für eine Reihe von Testfällen gezeigt, die die theoretischen Untersuchungen untermauern.

Ergebnisse Es wird die starke Abhängigkeit der Ergebnisse des Baldwin-Barth Modells von der Gitterauflösung, sowie den vorgegebenen Werten für die Wirbelviskosität in der Außenströmung demonstriert (s. Bild).

Literatur Baldwin, B. S. und Barth, T. J. (1990), „A One-Equation Turbulence Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows,“ *NASA TM 102847*.
Menter, F. R. (1994), „Eddy Viscosity Transport Equations and their Relation to the $k-\epsilon$ Model,“ *NASA TM 108854*.

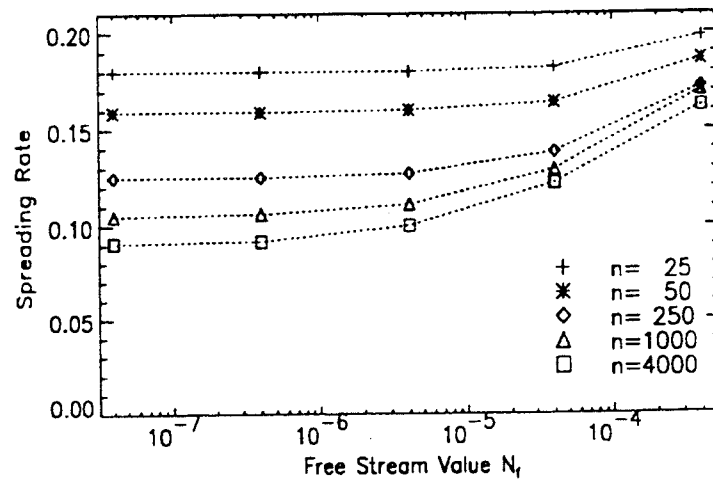


Figure 1. Spreading rates of the Baldwin-Barth model for far wake, depending on freestream values, N_f , and number of gridpoints, n .

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Prof. Dr. Milovan Perić

Institution: Institut für Schiffbau
der Universität Hamburg

Adresse: Lämmersieth 90,
22305 Hamburg

Telefon: 040 - 2984 3114

Telefax: 040 - 2984 3199

E-mail: peric@schiffbau.uni-hamburg.de

Weitere Partner: Dr. S. Muzaferija, Dipl.-Phys. V. Seidl

Thema

Berechnung abgelöster Strömungen auf unstrukturierten Gittern mit lokaler Verfeinerung

Ausgangssituation

Ein Finite-Volumen-Berechnungsverfahren für Strömungen in komplexen Geometrien wurde entwickelt, das unstrukturierte Gitter mit Kontrollvolumen beliebiger Form verwenden kann. Als Ausgangspunkt dienen die Erhaltungsgleichungen in Integralform. Die Integrale im Raum und in der Zeit werden durch Approximationen zweiter Ordnung berechnet.

Ziel

Strömungen in komplexen Geometrien erfordern oft lokal feine Gitter, um starke Änderungen der Variablen ausreichend genau auflösen zu können (Scherschichten, Stöße usw.). Eine fehlergesteuerte, zellenweise lokale Verfeinerung des unstrukturierten Gitters wird deswegen angestrebt. Außerdem wird das Verfahren durch Gebietszerlegung im Raum und in der Zeit parallelisiert.

Lösungsweg

Dadurch, daß das Berechnungsverfahren Kontrollvolumen (KV) beliebiger Form verwenden kann, ist eine lokale Verfeinerung des unstrukturierten Gitters effizient und einfach durchführbar. Es werden hauptsächlich hexaederförmige KV verwendet, die bei der Verfeinerung in acht kleinere Hexaeder unterteilt werden. Beim benachbarten, nichtverfeinerten KV werden dadurch aus einer KV-Seite vier kleinere Seiten; die Gesamtanzahl der Seiten (und der benachbarten KV) wird nun neun statt sechs. Das Berechnungsverfahren braucht dabei nicht geändert zu werden.

Es wird ein sukzessiver, iterativer Lösungsalgorithmus verwendet, in dem die linearisierten (um die Lösung aus der vorherigen Iteration) Gleichungen für die kartesischen Geschwindigkeitskomponenten, die Druckkorrektur und die skalaren Größen nacheinander gelöst werden. Die linearen Gleichungssysteme werden mit einem Verfahren nach der Methode der konjugierten Gradienten gelöst. Die Turbulenz wird z.Z. mit Zweigleichungsmodellen modelliert.

AG STAB

Ergebnis

Im nachstehenden Bild ist das Gitter gezeigt, das zur Berechnung der Strömung um eine Kugel benutzt wurde. Die Kugel wird mit einem Stab gehalten. Das Gitter wurde um die Kugel herum lokal verfeinert, während in größerer Entfernung von der Kugel ein grobes Gitter vorliegt. Das Bild zeigt auch die Druckverteilung in laminarer Strömung bei der Reynoldszahl $Re = 200$.

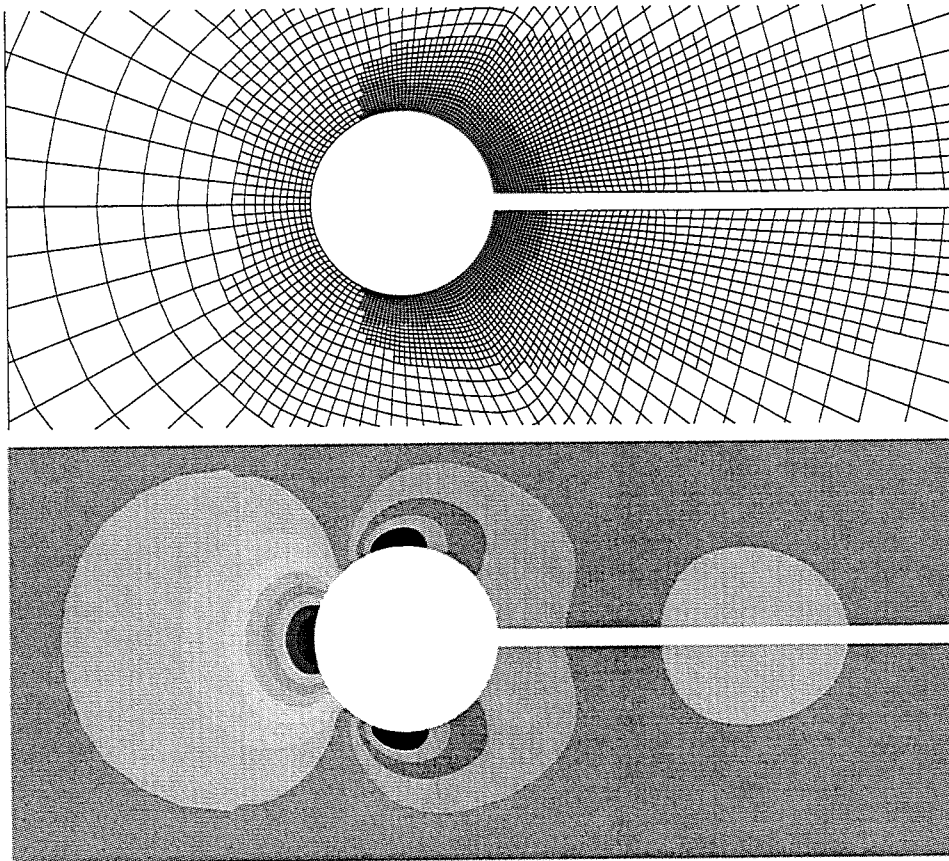


Abb. 1: Das numerische Gitter (oben) und die Druckverteilung (unten) in der Symmetrieebene bei einer laminaren Strömung um eine Kugel, Reynolds-Zahl $Re = 200$.

Literatur

Demirdžić, I., Lilek, Ž., Perić, M.: A collocated finite volume method for predicting flows at all speeds", *Int. J. Numer. Methods in Fluids*, Vol. **16**, pp. 1029-1050 (1993).

Demirdžić I., Muzaferija S.: Numerical method for coupled fluid flow, heat transfer and stress analysis using unstructured moving meshes with cells of arbitrary topology, *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.*, in print (1995).

Muzaferija, S., Perić, M., Seidl, V.: Direct numerical simulation of flows in complex geometries, *Int. Symp. Math. Modelling of Turbulent Flows*, Dec. 18-20, 1995, Tokyo, Japan.

Weiteres Vorgehen

Im weiteren Vorgehen wird diese Konfiguration auf verschiedenen Gittern und bei verschiedenen Reynoldszahlen berechnet (DNS bei kleinen, LES bei mittleren und RANSE-Lösungen bei hohen Reynoldszahlen). Außerdem werden dynamische fehlergesteuerte Gitterverfeinerung und dynamische Lastverteilung bei der Lösung auf Parallelrechnern implementiert.

Mitteilung

Projektgruppe/ Mathematische Grundlagen

Fachkreis

Ansprechpartner cand. math. F. Schröder-Pander, Dr.habil. Th. Sonar

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon (0551)-709-2416
Telefax (0551)-709-2446

weitere Partner

Dr. Rémi Abgrall, INRIA Sophia Antipolis
2004, route des Lucioles, B.P.93
F-09902 Sophia Antipolis Cedex

Thema

Multiskalenanalyse auf unstrukturierten Gittern

Ausgangssituation

Methoden zur Datenkompression können eingesetzt werden, um sehr rechenzeit- und speicherintensive, hochgenaue Berechnungen von Strömungsfeldern zu beschleunigen. Methoden der Signalverarbeitung, wie etwa die Fourier-Analyse oder Wavelets, sind bisher im wesentlichen an cartesische Geometrien und/oder periodische Ränder geknüpft. Für Berechnungen auf unstrukturierten Dreiecksgittern sind daher andere Algorithmen wünschenswert.

Ziel

Entwicklung neuer Algorithmen zur Datenkompression auf beliebigen Geometrien.

Lösungsweg

Die Arbeiten von Harten [1], [2], [3], sowie von Abgrall und Harten [4] stellen einen Beginn der Entwicklung neuartiger Kompressionsalgorithmen dar. Hier kann angeknüpft werden, um praktikable Algorithmen zu konstruieren und theoretisch abzusichern.

Ergebnis

Wir verfügen über ein theoretisches Gerüst, mit dem sich eine Multiskalenanalyse auf unstrukturierten Gittern durchführen läßt. Für das in der numerischen Strömungsmechanik relevante Problem der Analyse von Zellmitteldaten konnten wir den Prozeß der Multiskalenanalyse vollständig auf einfache Operationen der linearen Algebra zurückführen, was die einfache Implementierung der benötigten Algorithmen ermöglicht. Es ist allerdings noch nicht klar, welche Bezüge die Theorie von Harten zu Wavelets besitzt. Hier muß eine gründliche Untersuchung einsetzen.

Literatur

- [1] A. HARTEN, Adaptive Multiresolution Schemes for Shock Computations. CAM Report 93-06, University of California, Los Angeles, (1993).
- [2] A. HARTEN, Multiresolution Representation of Data. CAM Report 93-13, University of California, Los Angeles, (1993).
- [3] A. HARTEN Multiresolution Representation of Data: II.General Framework. CAM Report 94-10, University of California, Los Angeles, (1994).
- [4] R. ABGRALL, A. HARTEN, Multiresolution Representation in Unstructured Meshes: I.Preliminary Report. CAM Report 94-20, University of California, Los Angeles, (1994).
- [5] F. SCHRÖDER-PANDER, TH. SONAR, Preliminary Investigations on Multiresolution Analysis on Unstructured Grids. DLR Institutsbericht IB 223-95 A 36, (1995).

Weiteres Vorgehen

Aufbau eines modularen Programmsystems zur Multiskalenanalyse von Zellmitteldaten. Einsatz dieser Software in Finite-Volumen-Approximationen mit ENO-Rekonstruktion. Analyse der Beziehungen zwischen der Hartenschen Multiskalenanalyse und der von den Wavelets bekannten MSA.

Mitteilung

Projektgruppe/ Mathematische Grundlagen

Fachkreis

Ansprechpartner Dr.habil. Th. Sonar

Institution DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon (0551)-709-2416
Telefax (0551)-709-2446

weitere Partner

Dr. Rémi Abgrall, INRIA Sophia Antipolis
2004, route des Lucioles, B.P.93
F-09902 Sophia Antipolis Cedex

Thema

Mühlbach-Reihen zur Konstruktion stabiler ENO-Rekonstruktionen

Ausgangssituation

Moderne wesentlich nicht-oszillatorische (ENO) Finite-Volumen-Approximationen hoher Ordnung auf unstrukturierten Gittern benötigen einen Rekonstruktionsschritt zur Konstruktion von Funktionen, die eine gute Approximation an die gesuchte Lösung darstellen. Die naive Verwendung polynomialer Ansätze führt zu linearen Gleichungssystemen mit verallgemeinerten Van der Monde-Matrizen, deren Kondition stark von der Geometrie des Gitters abhängig ist.

Ziel

Entwicklung von Rekonstruktionsalgorithmen, die eine hierarchische Berechnung der Rekonstruktionsspolynome stabil und effizient ermöglichen.

Lösungsweg

Ende der siebziger Jahre wurde im Zusammenhang mit Interpolationsproblemen von Mühlbach [2], [3] eine verallgemeinerte Form des Newton-Polynoms angegeben. Hierbei werden Reihen bezüglich Funktionen eines Funktionensystems konstruiert, wobei verallgemeinerte dividierte Differenzen die Rolle der dividierten Differenzen im klassischen Newton-Polynom übernehmen. Die Übertragung der Mühlbachschen Theorie auf den allgemeineren Rekonstruktionsfall liefert die gewünschten Algorithmen.

Ergebnis

Die Ergebnisse der Übertragung der Mühlbachschen Theorie sind in [4] dargelegt. Für die Rekonstruktion eines quadratischen Polynoms wurde ein ENO-Algorithmus entwickelt, der auf Mühlbach-Reihen basiert. In der folgenden Abbildung ist ein Gitter gezeigt, auf dem die Funktion $u(x, y) := \cos(x^2 + y^2)$ aus ihren Zellmitteln mit Hilfe lokaler quadratischer Polynome rekonstruiert wurde. Das mittlere Bild zeigt das Ergebnis der naiven Rekonstruktion, wobei ein 6×6 Van der Monde-System für die Koeffizienten eines Lagrange-Polynoms gelöst wurde. Das rechte Bild zeigt die Höhenlinien der Rekonstruktion, die auf Mühlbach-Reihen baryzentrischer Koordinaten beruht. Hierbei müssen sukzessive zwei 3×3 -Systeme invertiert werden. Der verwendete ENO-Algorithmus zur Knotenwahl stammt aus [1].

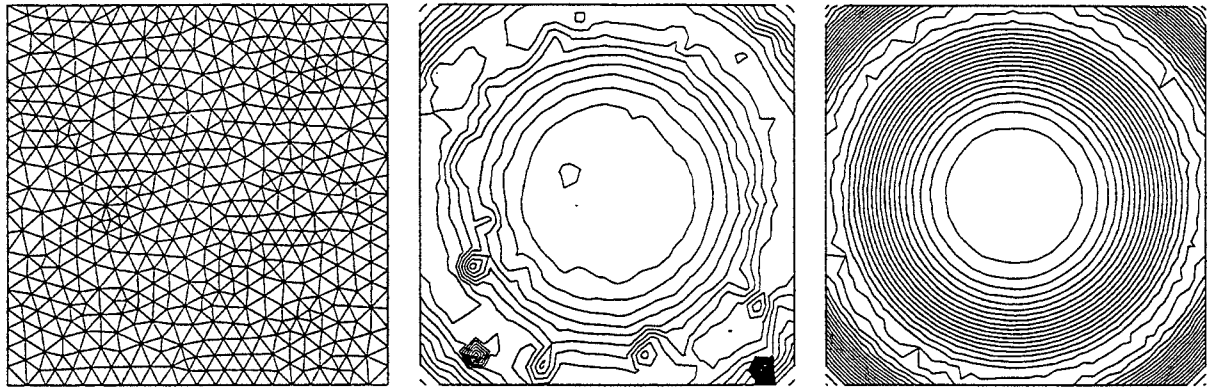


Abbildung 1: Gitter, naive Polynomrekonstruktion und Rekonstruktion mit Mühlbach-Reihe

Literatur

- [1] R. ABGRALL, On essentially non-oscillatory schemes on unstructured meshes : analysis and implementation, *Journal of Computational Physics*, **114**, 45-54, (1994)
- [2] G. MÜHLBACH, The General Neville-Aitken-Algorithm and Some Applications, *Numerische Mathematik* **31**, 97-110, (1978).
- [3] G. MÜHLBACH, The General Recurrence Relation for Divided Differences and the General Newton-Interpolation-Algorithm With Applications to Trigonometric Interpolation, *Numerische Mathematik* **32**, 393-408, (1979).
- [4] R. ABGRALL, TH. SONAR, On the Use of Mühlbach Expansions in the Recovery Step of ENO Methods, *DLR Institutsbericht IB 223-95 A 34*, (1995).

Weiteres Vorgehen

Verwendung radialer Basisfunktionen als Funktionensystem zur Entwicklung in Mühlbach-Reihen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Mathematische Grundlagen

Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr. G. Warnecke, Dr.habil. Th. Sonar

Institution IAN, Otto-von-Guericke-Universität
DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse PSF 4120
D-39016 Magdeburg
Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon (0391)-67-18587
Telefax (0391)-67-18073
Telefon (0551)-709-2416
Telefax (0551)-709-2446

weitere Partner

Thema

Differenzenindikatoren für Finite-Volumen-Verfahren zur numerischen Simulation kompressibler Strömungen

Ausgangssituation

In der numerischen Strömungsmechanik werden heute adaptive Finite-Volumen-Approximationen der kompressiblen Euler-Gleichungen auf unstrukturierten Gittern eingesetzt. Bisher gibt es nur wenige, mathematisch abgesicherte, Verfeinerungsindikatoren, die auf der Berechnung eines FEM-ähnlichen Residuums beruhen.

Ziel

Entwicklung einfacher Verfeinerungsindikatoren, die durch Differenzen über die Kanten der Netzzellen berechenbar sind. Diese Indikatoren soll mathematisch abgesichert sein.

Lösungsweg

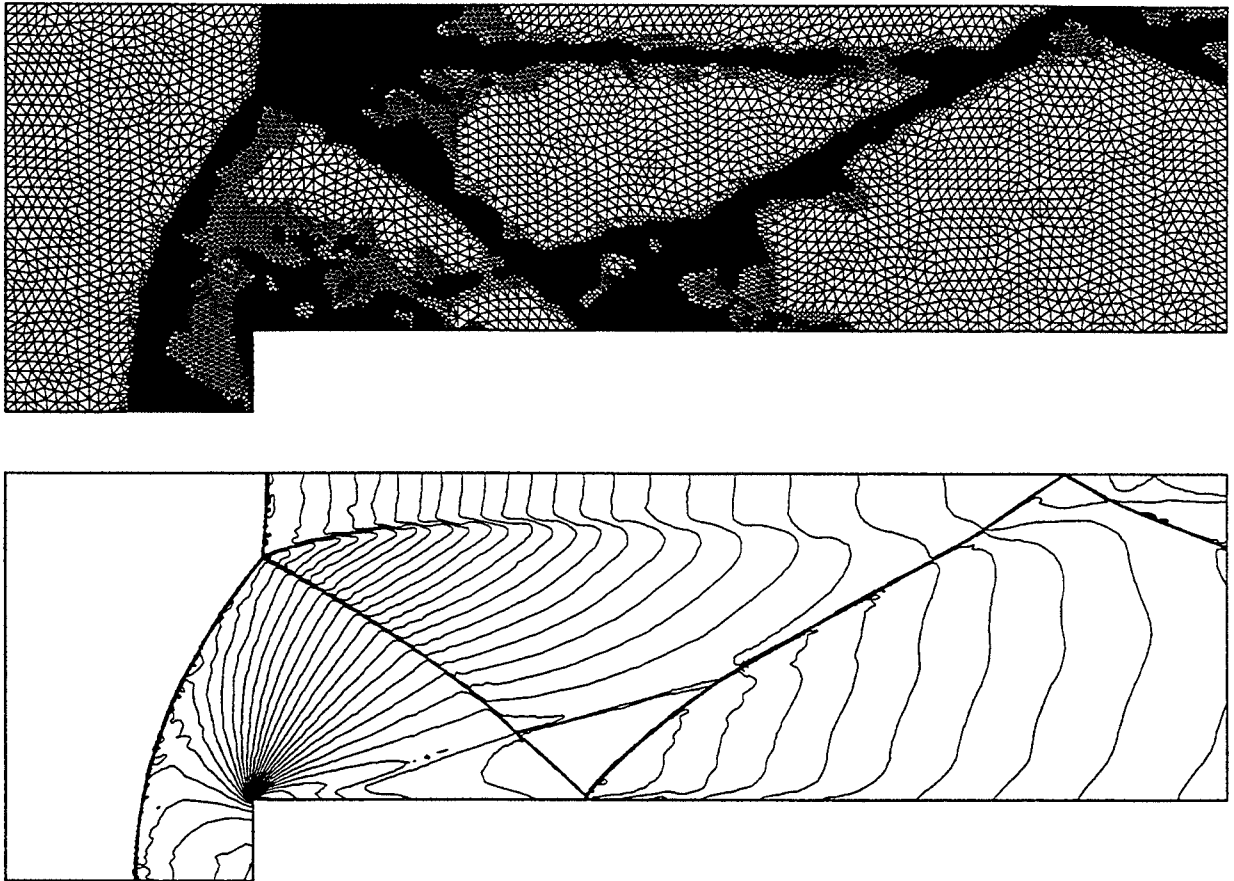
Werden die Euler-Gleichungen in der Form $\nabla \cdot \underline{F}(\underline{u}) = \underline{0}$ geschrieben und bezeichnet σ_i eine diskrete Rechenzelle, dann wird die Differenz

$$D_h \underline{F}(\underline{u}^h)_i := \max_{\sigma_j \text{ ist Nachbar von } \sigma_i} \frac{\left| \left(\underline{F}(\underline{u}^h|_{\sigma_j}) - \underline{F}(\underline{u}^h|_{\sigma_i}) \right) \otimes \underline{n} \right|}{|\underline{x}_j - \underline{x}_i|}$$

berechnet, wobei $\underline{n}$ die äußere Einheitsnormale bezüglich σ_i , $\otimes$ das Tensorprodukt, und $\underline{x}_i, \underline{x}_j$ die Kantenpunkte der Kontrollvolumina bezeichnen. Mit der lokalen Kantenlänge der Rechenzellen gewichtete Differenzen dieser Form sind äquivalent zu bekannten residuengesteuerten Fehlerindikatoren, aber weitaus einfacher zu implementieren.

Ergebnis

Es wurden Differenzenindikatoren entwickelt, die sowohl für Boxmethoden als auch für klassische Finite-Volumen-Methoden auf Triangulierungen arbeiten. Das folgende Bild zeigt den adaptierten Kanal mit einspringender Stufe bei einer Anströmung von $Ma_\infty = 3$ und die korrespondierende Dichteverteilung. Gerechnet wurde mit dem DLR- τ -Code, wobei die Reibungsterme ausgeschaltet wurden.



Literatur

- [1] TH. SONAR, G. WARNECKE, On a Finite Difference Error Indicator for Adaptive Approximations of Conservation Laws. In Vorbereitung.

Weiteres Vorgehen

Einsatz des Differenzenindikators im DLR- τ -Code und damit Übertragung der Ergebnisse auf den Fall reibungsbehafteter Strömungen.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Meßtechnik

Ansprechpartner

Martina Domeyer

Institution

DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse

DLR / WB-AE

Telefon 0551 / 709-2897

Bunsenstraße 10

Telefax 0551 / 709-2862

D-37073 Göttingen

e-mail: martina.domeyer@dlr.de

weitere Partner

Firma Nano Systems,
Dr. R.H. Engler, DLR, Hauptabteilung Windkanäle,
Dr. G. Schewe, DLR, Institut für Aeroelastik.

Thema

Anwendung von Bildverarbeitungstechniken zur Untersuchung von Wirbelstrukturen, aufgenommen mittels eines Laserlichtschnittes im Windkanal.

Ausgangssituation

Ein Laserlichtschnitt zeigt zunächst qualitativ die Lage und Form einer Wirbelstruktur in Nähe eines Modells im Windkanal. Die mit einer Videokamera aufgezeichneten Bilder können dann einer Bildverarbeitung zugeführt werden, die selbst bei ungleichmäßiger Nebelerzeugung- und Zuführung auch noch quantitative Ergebnisse durch Extrahieren der wesentlichen Wirbelstrukturen liefert.

Ziel

Die Aufgabe der hier verwendeten Bildverarbeitung besteht darin, nicht nur abrupte Grauwertübergänge (Kanten) in den verrauschten Bilder zu finden und hervorzuheben, sondern auch rampenförmige, d.h. mit gleitendem Grauwertübergang. Nur dann lassen sich auch feinste Wirbelstrukturen erkennen, die sich als schmale und stark separierte Konturen von der Umgebung abheben. Diese Art feine Strukturen sichtbar zu machen, eignet sich beispielsweise auch bei der Auswertung von Anstrichbildern oder zur Genauigkeitssteigerung von Positions- und Lagebestimmungen bei Bauteilen.

Lösungsweg

Zur Realisierung einer guten Konturextraktion (Kantendetektion) bei verrauschten Grauwertbildern ist es sinnvoll, die eigentliche Kantendetektion durch einen Ableitungsoperator mit einer Rauschunterdrückung durch eine Filterfunktion (Tiefpaßfilter) zu ersetzen [1]. Der mit dem Eingangsbild gefaltete Kantenoperator entspricht dann der gesuchten abgeleiteten Filterfunktion. Die analytische Herleitung geeigneter Filterfunktionen zur Rauschunterdrückung erfolgt unter Annahme, daß dem Bild „Weißes Rauschen“ überlagert ist. Hierzu wird zunächst das Signal-Rausch-Verhältnis (SNR) des Eingangsbildes aufgestellt, wobei insbesondere die Kantenform als Eingangssignal in die Rechnung eingebunden wird. Die Maximierung des SNR erfolgt dann mittels des Kalküls der Variationsrechnung. Die gesuchte Filterfunktion ergibt sich dann als Lösung der Euler-Lagrangeschen Differentialgleichung.

AG STAB

Ergebnis

Bei der verwendeten Filterfunktion ist dann eine ausgesprochen scharfe Kantenwiedergabe mit häufig nur einem Pixel als Konturierung möglich. Insbesondere lassen sich auch feine Strukturen und schwache Grauwertübergänge aus den Lichtschnittbildern [2] entnehmen, womit auf recht einfache Weise Wirbeltrajektorien und Wirbelkerne dreidimensional darstellbar und rekonstruierbar sind.

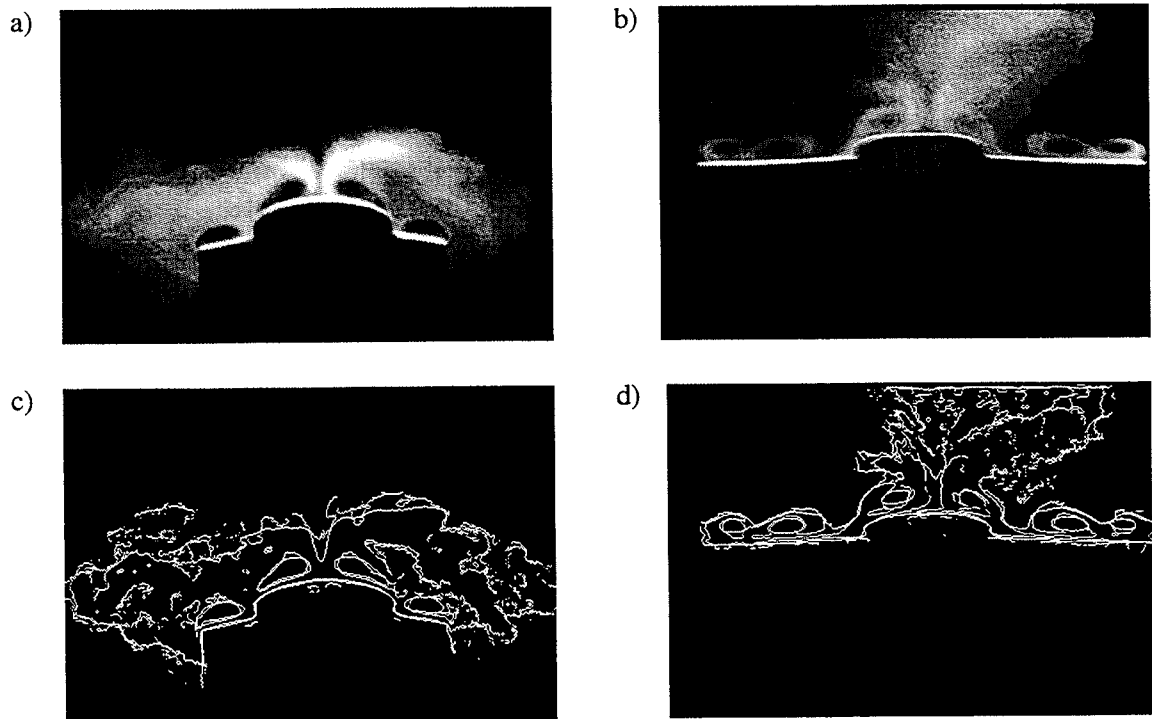


Bild a) und b) Sichtbarmachung der Wirbelstruktur im Windkanal durch einen Laserlichtschnitt
c) und d) Kantendetektion mit der vorgestellten Filterfunktion

Literatur

- [1] M. Domeyer
Entwicklung eines bildangepaßten Kantendetektors zur Erkennung feiner Bildstrukturen
DLR-Göttingen, FB 95-19, 1995
- [2] R.H. Engler
Über den Einsatz der Laser-Lichtschnitt-Methode in Windkanälen
DLR-Göttingen, DLR 29112 - 89A17

weiteres Vorgehen

Die entwickelte Filterfunktion soll auch im Bereich der Positions- und Lageerkennung insbesondere an schwingenden und sich verdrehenden Flügeln im "Full-scale-Maßstab" eingesetzt werden. Erste Voruntersuchungen zeigen, daß sich die Genauigkeit durch Kombination des vorgestellten Kantenoperator mit einem entwickelten Subpixelalgorithmus erheblich verbessern läßt.

Datum Januar 1996

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Meßtechnik
Fachkreis

Ansprechpartner Th. J. Möller, K.-A. Bütetisch

Institution Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Strömungsmechanik

Adresse Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 2468

Telefax: 0551 / 709 2830

weitere Partner B. Horlbeck, Deutsche Gesellschaft zum Bau und Betrieb von Endlagern für Abfallstoffe mbH, Peine
G. Höhler, Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V.

Thema

Experimentelle Untersuchung der räumlichen Partikelverteilung an einem Modell eines Bergwerkabwetterkanals

Einleitung

Ziel der hier vorgestellten Untersuchung ist es, in einer komplexen Kanalströmung in einem 1:10 Modell eines Bergwerkabwetterkanals [1] in einem vorgegebenen Schnitt die Partikelverteilung (räumliche Partikeldichte) zu erfassen. Im Allgemeinen wird eine solche Untersuchung mit Sonden, mit Laser-Doppler-Anemometrie oder aber der Phasen-Doppler-Methode [2] durchgeführt. Eine solche Vorgehensweise ist zeitlich sehr aufwendig und ist auch nicht in der Lage, instationäre räumliche Zusammenhänge zu erfassen. Deshalb wird hier eine berührunglose, optische, zweidimensionale Ganzfeldmessung vorgestellt.

Experimenteller Aufbau

Der experimentelle Aufbau umfaßt einen Partikelgenerator, einen optischen Aufbau zur Sichtbarmachung der Partikelverteilung sowie Computerhardware für die Digitalisierung der Videosignale und die digitale Bildverarbeitung. Der Partikelgenerator ermöglicht die Zugabe fester Teilchen mit einem Durchmesser von bis zu 100 μm . Bei dem verwendeten optischen Aufbau zur Strömungssichtbarmachung handelt es sich um eine Laser-Lichtschnitt Optik. Die Partikel wurden am Einlauf des Modellkanals punktförmig zugegeben. Der Lichtschnitt wurde mittels einer Video-Kamera beobachtet. Die so gewonnenen Aufnahmen wurden mittels digitaler Bildverarbeitung ausgewertet.

Ergebnisse

Der Strömung wurden Partikel mit einem Durchmesser von 8 μm , 18 μm und 30 μm zugeführt. Die mittlere Strömungsgeschwindigkeit betrug 13 m/s. Die Belichtungszeit der Einzelaufnahmen betrug 40 ms. Die betrachtete Meßebene befand sich 12 cm stromauf vom Auslauf des Modells (s. hierzu [1]). Aus der Untersuchung des Verhaltens verschiedener monodisperser Teilchenverteilungen in der Modellströmung ergeben sich folgende experimentelle Resultate:

Für alle verwendeten Partikelgrößenklassen zeigt sich für Einzelaufnahmen eine relativ gleichmäßige Partikelverteilung. Wird nun über mehrere Aufnahmen gemittelt, so ergibt sich eine homogene räumliche Verteilung innerhalb der betrachteten Meßebene. Abbildung 1

zeigt eine über 30 Einzelbilder gemittelte Partikelverteilung für Partikel mit einem Durchmesser von $18\text{ }\mu\text{m}$. Die Integrationszeit betrug hierbei 1,2 s. Auch für die eingesetzten Partikel mit einem Durchmesser von $30\text{ }\mu\text{m}$ zeigt sich keine Inhomogenität der räumlichen Partikeldichte innerhalb der Meßebe, obwohl diese Teilchen der Strömung nur unzureichend zu folgen vermögen. Wird nun die Position des Partikelgenerators innerhalb des Einlaufs des Modells variiert, d.h. von der Mitte des Einlaufquerschnittes des Modellkanals an die Ränder des Einlaufs, so zeigt sich keine Änderung der Ergebnisse. Die Partikelverteilung bleibt auch in diesem Fall für alle betrachteten Teilchengrößen innerhalb der untersuchten Meßebe homogen. Das bedeutet, daß bei der Bewertung der Strömung in der Großausführung die Partikelgröße nicht berücksichtigt werden muß.

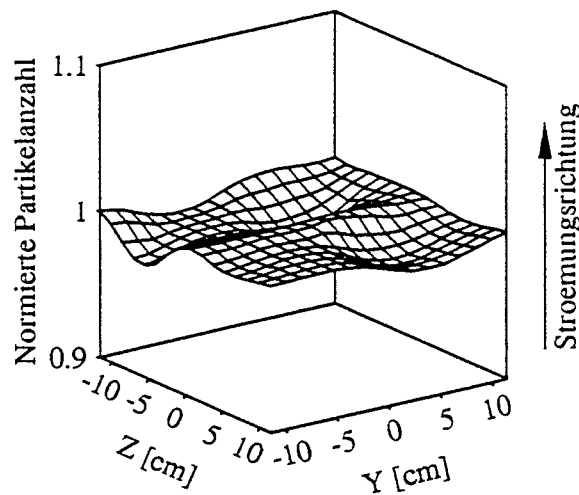


Abbildung 1: Über 30 Einzelbilder gemittelte Partikelverteilung in der Meßebe für $18\text{ }\mu\text{m}$ Partikel. Integrationszeit 1,2 s.

Schlußfolgerung

Es wurde eine Methode zur berührungslosen Bestimmung der relativen Partikelkonzentration in einer turbulenten, partikelbeladenen Strömung vorgestellt. Für die vorliegende Strömung konnte gezeigt werden, daß sich für alle betrachteten Partikelgrößenklassen eine homogene räumliche Verteilung in der Meßebe einstellt. Diese Verteilung ist unabhängig von der Wahl der Zugabeposition der Teilchen am Einlauf des Modellkanals.

Literatur

- [1] B. Horlbeck, G. Höhler, Th. Möller, K.A. Bütetisch: Strömungstechnische Untersuchungen an einem Modell des Abwetterkanals des geplanten Endlagers Konrad. In: Entsorgung: Wiederverwertung-Beseitigung Band II, S. 628-632, 1995.
- [2] K. Bauckhage: Anwendungstechnische Aspekte zur Phasen-Doppler-Methode in der Partikelmeßtechnik. Technisches Messen Vol. 5, S. 222-228, 1989.

Mitteilung

Projektgruppe Meßtechnik

Ansprechpartner M. Raffel, F. Kost, J. Kompenhans

Institution DLR

Adresse DLR / SM - SM Telefon (0551) 709 - 2817
 Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen Telefax (0551) 709 - 2830

Thema **Moderne Meß- und Analysemethoden zur Optimierung
von Strömungen in Hochtemperaturgasturbinen**

Ausgangssituation

Die Senkung der Betriebskosten und ein möglichst schonender Umgang mit den Rohstoffreserven sind die wesentlichen Ziele bei der Weiterentwicklung von Gasturbinenanlagen. Die angestrebte Erhöhung der Effektivität verspricht man sich von einer weiteren Steigerung der Gaseintrittstemperaturen. Das wesentliche Problem, das aus dieser Forderung resultiert, ist der Abbau der starken thermischen Belastung der Turbinenschaufeln. Daher kommt bei der Entwicklung moderner Gasturbinen dem Studium aktiver Kühlmechanismen besondere Bedeutung zu. Mit Rücksicht auf Festigkeitsanforderungen weisen Turbinenschaufeln gewöhnlich relativ dicke Hinterkanten auf. Durch hohe Gastemperaturen ergeben sich in den Hochdruckstufen von Gasturbinen zusätzliche Anforderungen an die Formgebung durch die Integration von Kühlkanälen. Die Umströmung der dicken Hinterkanten von Turbinenschaufeln mit und ohne Kühlluftausblasung verursacht hohe Strömungsverluste, insbesondere im transsonischen Geschwindigkeitsbereich.

Ziel

Es wird deshalb versucht, den Zusammenhang zwischen der Hinterkantenumströmung mit und ohne Kühlluftausblasung und den Verlusten aufzuklären und Hinweise für eine Optimierung zu geben. Weiterhin sollten experimentell gewonnene Daten des Geschwindigkeitsfeldes bezüglich ihrer Qualität und Vollständigkeit so geartet sein, daß sie als Vergleichsdaten helfen numerische Verfahren weiterzuentwickeln und zu validieren. Von leistungsfähigen numerischen Verfahren erhofft man sich, Auswirkungen verschiedener Ausführungsvarianten schnell und möglichst umfassend abschätzen zu können.

Lösungsweg

Erfolgt die Messung von Strömungsgeschwindigkeiten mit Hilfe von Sonden, so wird im allgemeinen - insbesondere bei transsonischen Strömungen - das Strömungsfeld durch die eingebrachte Sonde verändert. Berührungslos arbeitende, optische Meßverfahren wie das Laser Doppler Anemometer haben diesen Nachteil nicht. Hier erfolgt die Geschwindigkeitsmessung mit Hilfe von Tracerpartikeln, die der Strömung schlupffrei folgen sollen. Müssen sich zeitlich verändernde Geschwindigkeitsfelder untersucht werden, oder wird die Messung in einem Windkanal mit vergleichsweise kurzer Meßzeit durchgeführt, läßt sich das Laser Doppler Anemometer nicht mehr einsetzen, da diese Methode nur punktförmig arbeitet und pro Meßpunkt eine Meßzeit in der Größenordnung von Sekunden benötigt wird. Für die hier beschriebene Aufgabe, die vollständigen Geschwindigkeitsfelder hinter einem angeströmten, ebenen Modell einer Turbinenschaufel mit und ohne Ausblasen bei einer maximalen Kanallaufzeit von ca. 20 s zu erfassen, bietet sich der Einsatz der Particle Image Velocimetry (PIV) an. Diese Methode wurde in den letzten Jahren im Institut für Strömungsmechanik der DLR für den Einsatz in Windkanälen weiterentwickelt und bereits bei einer Reihe von Projekten erfolgreich eingesetzt. Die vorliegende, zum Verbundprojekt AG TURBO gehörende Aufgabe, stellt eine weitere anspruchsvolle Anwendung für die PIV-Technik dar.

AG STAB

Ergebnis

Messungen des Geschwindigkeitsfeldes durch den Einsatz der PIV-Meßtechnik wurden bei zwei verschiedenen Abströmmachzahlen ($Ma_2 = 1,17$ und $Ma_2 = 1,27$) bei jeweils vier verschiedenen Ausblaseraten (0%, 0,8%, 1,4, 2,5%) durchgeführt. Die Ausblaserate bezeichnet das Verhältnis des Massenstroms der an der Hinterkante ausgeblasenen Luft zu dem Massenstrom in einem Schaufelkanal.

Die Ergebnisse für $Ma_2 = 1,27$ sind in den Abbildungen a bis c wiedergegeben. Die Abbildung a zeigt das momentane Geschwindigkeitsfeld an der Modellhinterkante ohne Ausblasen. Deutlich zu erkennen sind die an der Hinterkante beginnenden Verdünnungsfächer und die darauffolgenden Verdichtungsstöße. Der Nachlauf des Modells weist eine ausgeprägte Wirbelstraße auf. Links oberhalb des Modells waren aufgrund von Abschattung des schräg von rechts unten eingebrachten Lichtschnittes keine Daten zu erhalten. Das Gebiet unmittelbar hinter dem Modell (siehe Abbildung a) weist ebenfalls bei allen Messungen keine Daten auf. Dies erklärt sich aus den ausgeprägten Dichteunterschieden im optischen Pfad zwischen Kamera und Hinterkante und aus der geringeren Partikeldichte in dem unmittelbar an die Modellgrenzschicht folgenden Gebiet.

Die Verteilung der Divergenz im Beobachtungsgebiet (Abb. b) erlaubt dank starker Geschwindigkeitsgradienten eine sichere Detektion der Stoßverläufe. Auffallend ist, daß die Divergenz aber auch im Nachlaufgebiet betragsmäßig ähnlich hohe Werte annimmt wie am Ort eines Stoßes. Betrachtet man die Verteilung der z-Komponente der Rotation (Abb. c), erkennt man einen Nachlauf bestehend aus räumlich aufeinanderfolgenden Wirbeln mit wechselndem Vorzeichen (Wirbelstraße). Maximalwerte und räumliche Verteilung der Werte der Divergenz und der Rotation legen den Schluß nahe, daß die Wirbelachsen von der zur Modellhinterkante parallelen Lagen abwichen. Der Ort der Schnittpunkte der beiden Hauptverdichtungsstöße liegt 13 mm (~ eine Modelldicke) stromab der Modellhinterkante. In der rechten oberen Ecke des Beobachtungsgebietes ist ein an der schwenkbaren Platte reflektierter Stoß zu erkennen.

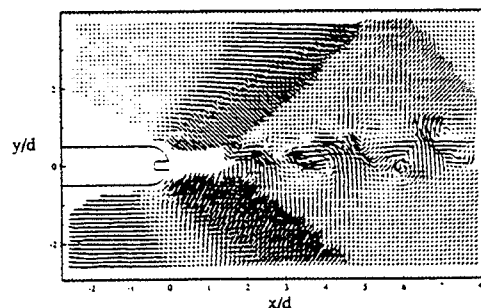


Abbildung a:
Darstellung des
momentanen
Strömungsfeldes
bei $Ma_2 = 1,27$ und
0% Ausblasung

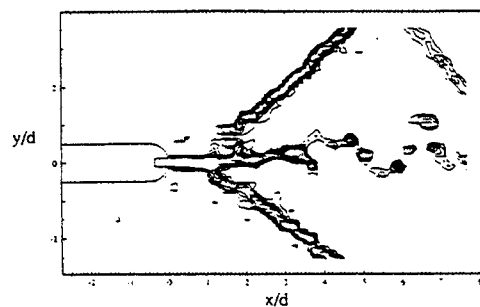


Abbildung a:
Darstellung der
momentanen
Divergenz
bei $Ma_2 = 1,27$ und
0% Ausblasung

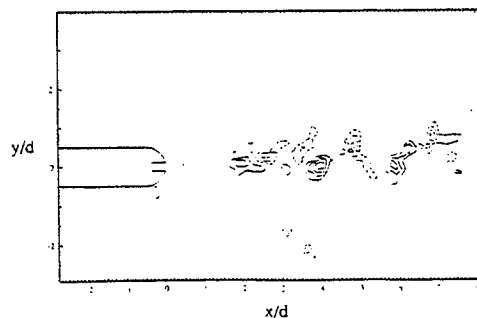


Abbildung a:
Darstellung der
z-Komponente
der Rotation
bei $Ma_2 = 1,27$ und
0% Ausblasung

Datum

2.11.1995

AG STAB

**Projektgruppe/
Fachkreis:**

Meßtechnik

Ansprechpartner:

Olaf Ronneberger, Dr. Markus Raffel, Dr. Jürgen Kompenhans

Institution:

DLR, Institut für Strömungsmechanik

Adresse:

Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Tel: 0551 / 709-2460 **Fax:** 0551 / 709-2830

e-mail: ronneber@es.go.dlr.de

Thema:

Dual-Plane PIV: Messung aller drei Geschwindigkeitskomponenten mit PIV (particle image velocimetry) mittels zweier paralleler Lichtschnitte und einer einzelnen Videokamera

Ausgangssituation

Konventionelles PIV [2] erlaubt es, zu einem Zeitpunkt in einem Lichtschnitt das instantane Geschwindigkeitsfeld zu ermitteln. Allerdings kann man damit nur die beiden Geschwindigkeitskomponenten v_x und v_y (senkrecht zur Kamerablickrichtung) messen, nicht aber die Komponente v_z (auf die Kamera zu). Es gibt schon Versuche, diese dritte Komponente mit Stereo-PIV (zwei Kameras blicken unter verschiedenen Winkeln auf den Lichtschnitt) [3] zu messen, was aber üblicherweise einen großen Beobachtungswinkel und eine zeitaufwendige Kalibrierung erfordert.

Ziel

Ziel ist es, auch die Geschwindigkeitskomponente v_z (auf die Kamera zu) mit PIV ohne großen Zusatzaufwand oder bei eingeschränktem optischen Zugang zum Strömungsfeld (z.B. Motorinnenraum) zu messen.

Lösungsweg

Das Prinzip des Verfahrens ist in Abb. 1 dargestellt: Zusätzlich zu

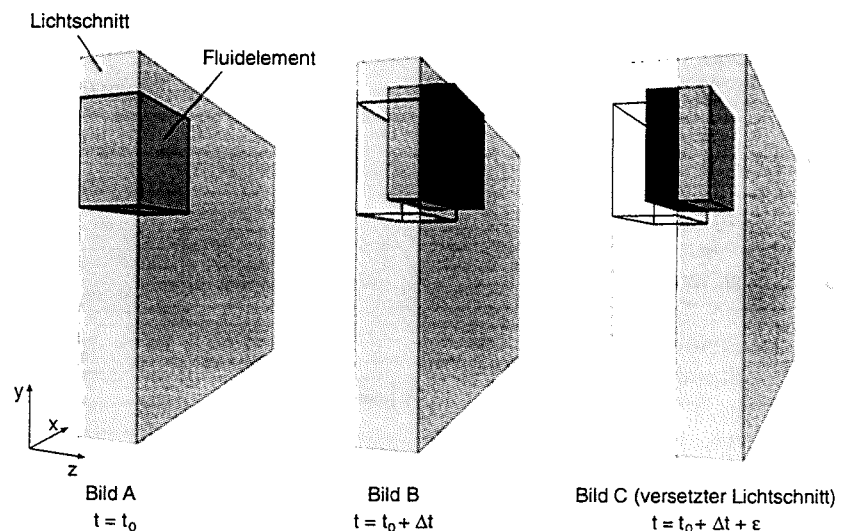


Abb1: Prinzipskizze von Dual Plane PIV

den zwei Bildern der Tracer-Partikel zu zwei verschiedenen Zeitpunkten innerhalb desselben Lichtschnittes, Bild A und Bild B (konventionelles PIV), wird ein drittes Bild der Partikel in einem parallel versetzten Lichtschnitt aufgenommen (Bild C) fast zu demselben Zeitpunkt wie Bild B. Aus der Anzahl der Partikel, die vom ersten in den versetzten Lichtschnitt getragen wurden, lassen sich Rückschlüsse auf die Strömungsgeschwindigkeitskomponente v_z ziehen.

In dem vereinfachten Beispiel (das Lichtschnittprofil in z-Richtung ist eine Rechteckfunktion und die beiden Lichtschnitte überlappen sich nicht) heißt das: Findet man nach Ablauf der Zeitdifferenz Δt die eine Hälfte der Partikel im ersten und die andere Hälfte im versetzten Lichtschnitt wieder, so entspricht der Partikelversatz in z-Richtung der halben Lichtschnittdicke, wenn man davon ausgehen kann, daß die Partikel homogen verteilt sind.

Als Maß dafür, wieviele Partikel sowohl in Bildausschnitt a des Bildes A als auch in Bildausschnitt b des Bildes B abgebildet sind, wird die Höhe des Korrelationspeaks der Kreuzkorrelation R_{ab} benutzt. Es müssen dafür also nicht einzelne Partikelbilder identifiziert werden. (Entsprechendes gilt für die Bildausschnitte a und c)

Eine ausführliche Beschreibung dieses Verfahrens findet man in [1].

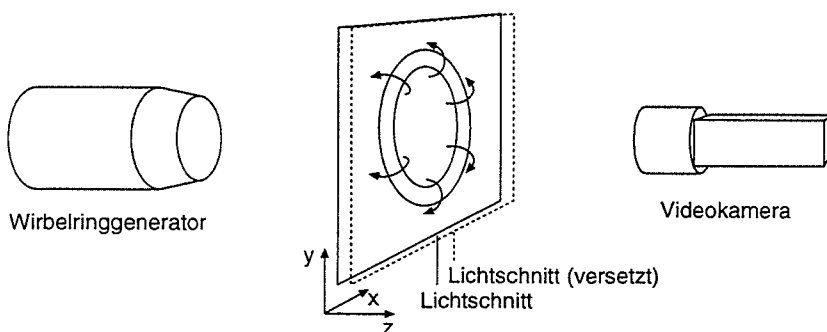


Abb 2: Versuchsaufbau

Ergebnis

Das Verfahren wurde an einem Wirbelring im Wasser getestet (Abb. 2). Der Lichtschnitt wurde mit einem Argon-Ionen (Dauerstrich)-Laser erzeugt und die Bilder mit einer gewöhnlichen Videokamera aufgenommen. Das gemessene Geschwindigkeitsfeld des Wirbelringes ist in Abb. 3 und in Abb. 4 dargestellt. Die Genauigkeit der z-Komponente ist geringer als die der x- und y-Komponente, aber der experimentelle Aufwand ist dafür kaum höher als bei konventionellem PIV.

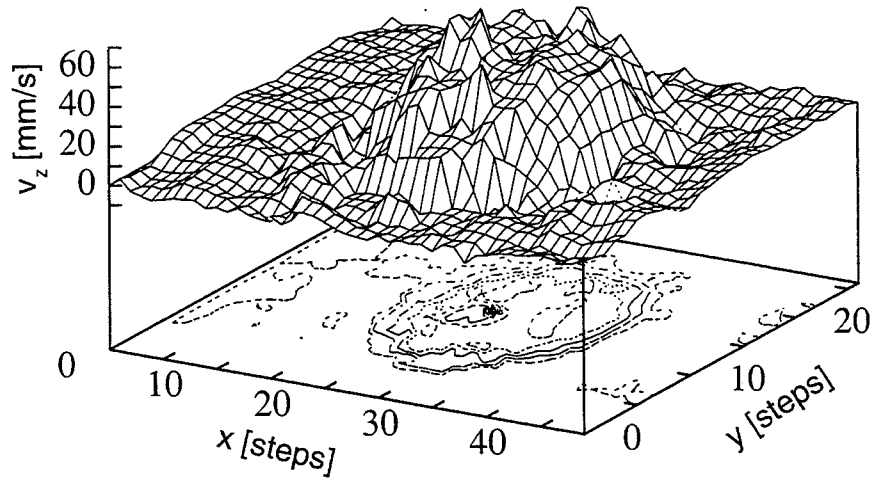


Abb 3: Gemessenes Geschwindigkeitsfeld v_z (oben) und v_x, v_y (unten)

Weiteres Vorgehen:

Es ist vorgesehen, dieses Meßverfahren auch für hohe Strömungsgeschwindigkeiten in Luft einzusetzen. Das erfordert vor allem den Einsatz eines Puls-Lasers (dessen Strahlprofil sich von Puls zu Puls ändert, und somit parallel gemessen werden muß) und einer High-Speed Videokamera.

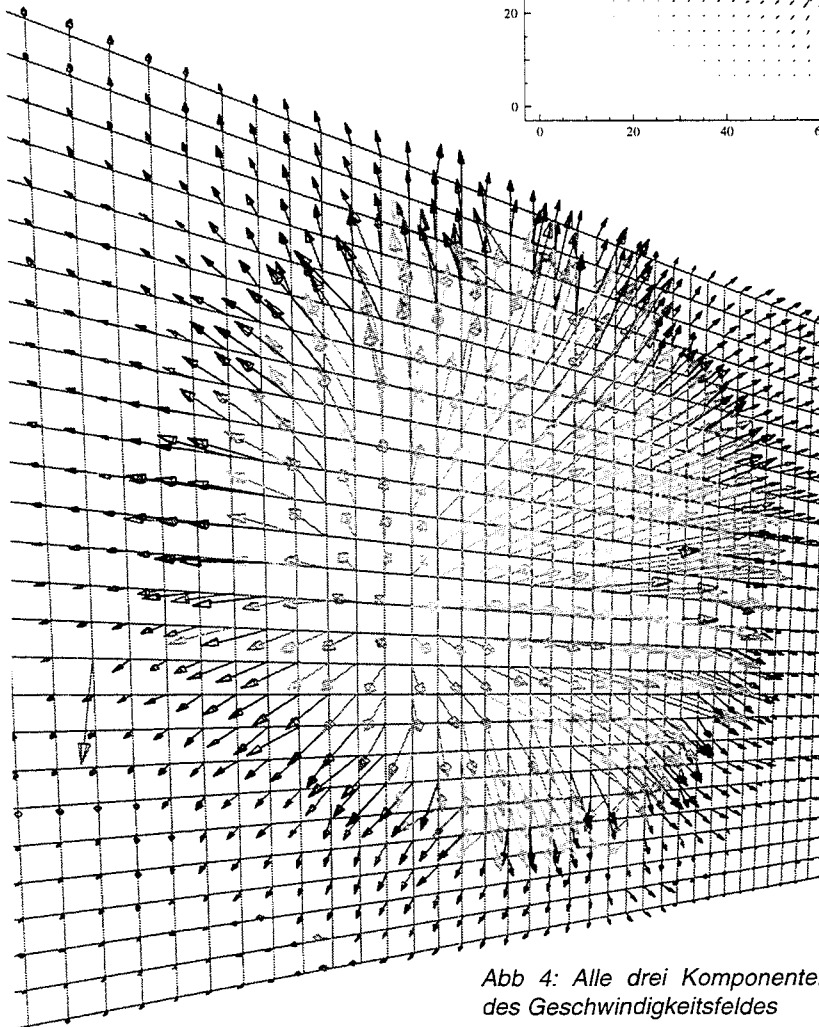
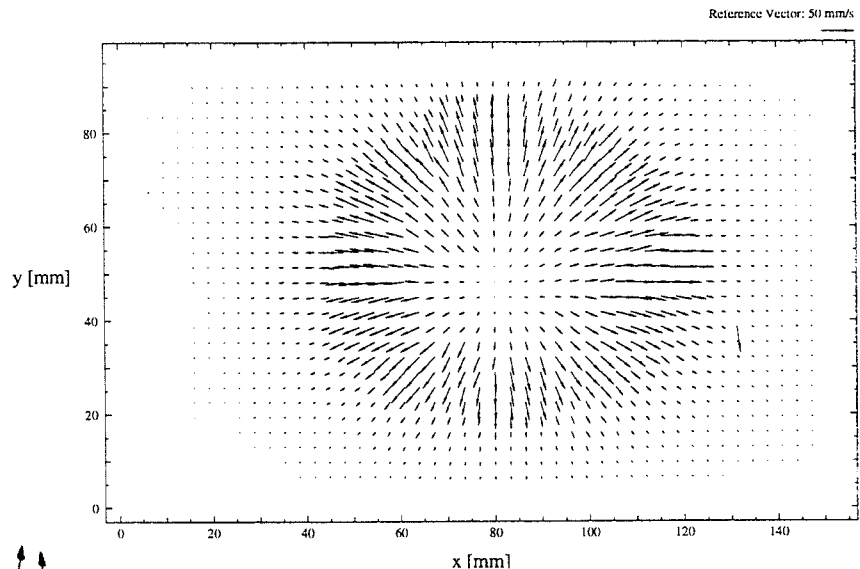


Abb 4: Alle drei Komponenten des Geschwindigkeitsfeldes

Außerdem müssen noch weitere theoretische Betrachtungen und Simulationen zur Abschätzung der Genauigkeit dieses Verfahrens durchgeführt werden.

Literatur

- [1] Raffel M; Gharib M; Ronneberger O (1995) Feasibility study of three-dimensional PIV by correlating images of particles within parallel light sheet planes. *Exp Fluids* 19; 69-77
- [2] Willert CE; Gharib M (1991) Digital particle image velocimetry. *Exp Fluids* 10; 181-193
- [3] Prasad AK; Adrain RJ (1992) Stereoscopic particle image velocimetry applied to liquid flows. 6. Int Symp on Appl of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, Paper 6-1

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik	
Ansprechpartner	V. Schmidt	
Institution	Institut für Strömungsmechanik, Abteilung Meßphysik, DLR Göttingen	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: (0551) 709 2816 Telefax: (0551) 709 2860
weitere Partner	K.A. Bütefisch, P. Krogmann	
Thema	Dichtefeldbestimmung mit Hilfe der Rayleighstreuung	
Ausgangssituation	In kleineren Windkanälen sowie bei der Untersuchung von Verbrennungsprozessen wurde erfolgreich Rayleighstreuung zur orts- und zeit- aufgelösten Bestimmung von Gasdichten eingesetzt. Im transsonischen und im Überschallbereich wurden Dichten bisher mit Hilfe von Interferogrammen und Schlierenaufnahmen zweidimensional ermittelt.	
Ziel	Erweiterung der Methode auf die Anwendung in Transsonik- und Überschallwindkanälen. Ziel ist es, eine Methode der orts aufgelösten berührungsfreien Dichtefeldmessung für Hochgeschwindigkeitsströmungen und für große Windkanäle als Ergänzung bekannter Methoden zur Verfügung zu stellen.	
Lösungsweg	Erzeugung eines lichtstarken Lichtschnittes mit Hilfe von UV-Lasern und Optimierung der Aufnahmetechnik. Hierbei kann auf frühere Versuche zurückgegriffen werden. Ein wichtiger Punkt ist die Schaffung von kondensationsfreien Zuständen im Windkanal sowie die Unterdrückung von Streulicht. Schwerpunkt sind die korrekte Bilderfassung und neuere Methoden zur Bildverarbeitung gelegt. Anhand von Videobildern werden Methoden zur verbesserten Bildauswertung entwickelt und erprobt.	
Ergebnisse	Ausgehend von der Theorie der Rayleighstreuung kann angenommen werden, daß die Gasdichte direkt proportional zur Intensität des Streulichts ist. Dieses Streulicht ist mittels einer intensivierten CCD-Kamera beobachtet wurden. Anhand zweier in der Hyperschallströmung von $Ma_\infty = 6.8$ angebrachten stumpfen Körper wurde die Dichteänderung hinter der Stoßfront vor den Körpern beobachtet.	

Als problematisch hierbei erwiesen sich die Streuung an den Kanalwänden, Fenstern und am Körper selbst, die zu Überbelichtungen führten. Ein weiteres Hindernis stellten Kondensation und Staub in der Strömung dar. Erst nach ausreichender Trocknung der eingesetzten Luft konnte Rayleighstreuung vor und hinter dem Stoß beobachtet werden. Das Streuungsbild wurde vom Rauschen des Bildverstärkers sowie der stärkeren Streuung an Gasteilchen überlagert. Dadurch war es nicht möglich, die Genauigkeit der Dichtebestimmung zu erhöhen. Das im Bild enthaltene Rauschen erreicht ca. 5% des maximalen Grauwerts.

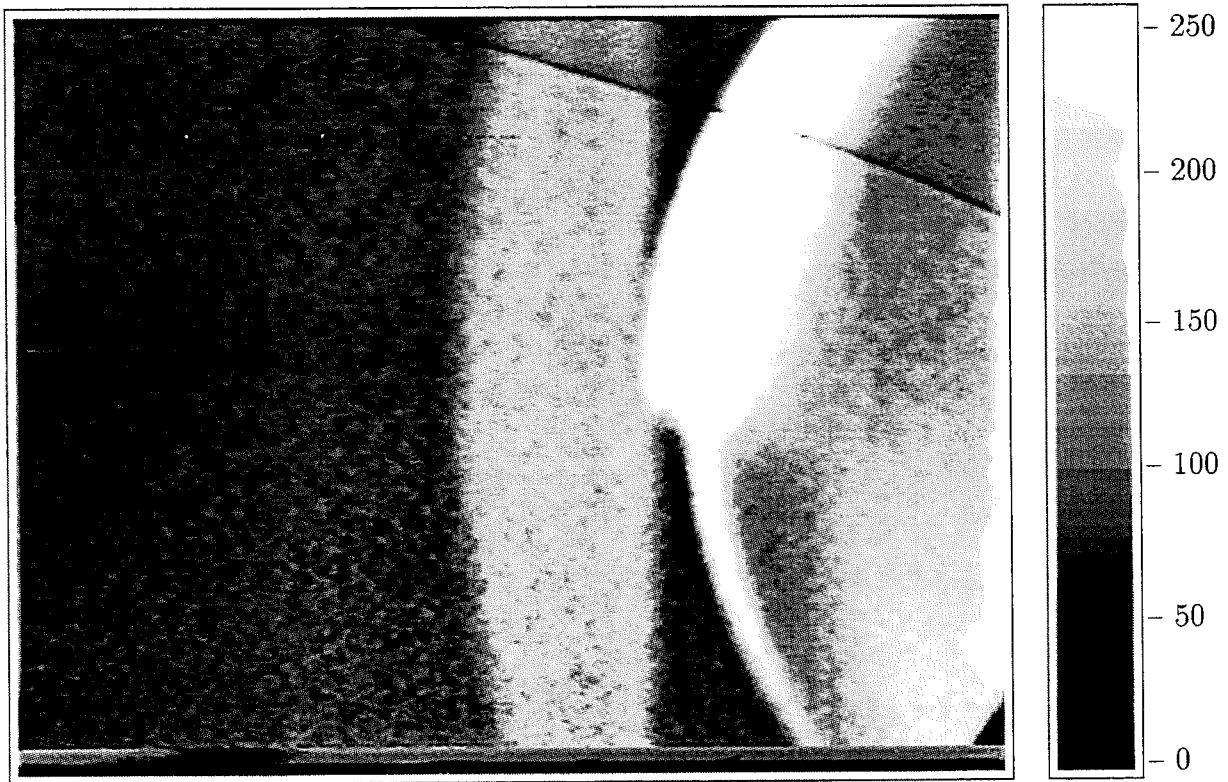


Abbildung 1: Rayleighstreuungsaufnahme bei Anströmung eines Zylinders mit der nominalen Machzahl $Ma_\infty = 6.8$

Literatur

K.-A. Bütetisch, P. Krogmann, H. Voges, G. Meijer, A. Koch, H. Wolfrum: *Measurement techniques for hypersonic flows*, von Karman Institute for Fluid Dynamiks, Lecture Series, (Mai-Juni 1990)

A. Bütetisch, V. Schmidt: *Dichtefeldbestimmung mit Hilfe eines UV-Lasers unter Ausnutzung der Rayleighstreuung*, IFR-Mitteilung 295, Berlin (1995), S.79 – 88

Ausblick

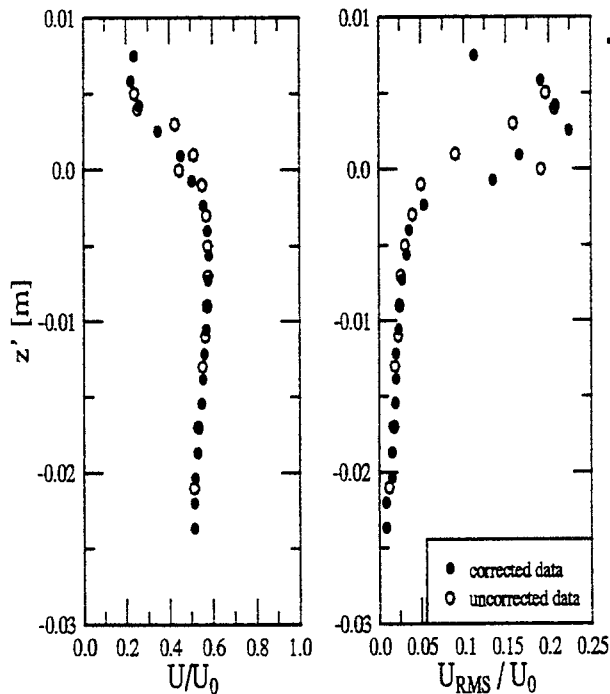
Mit Hilfe effizienterer Optiken und Bildverstärkern sollte eine Verkleinerung des durch Rauschen hervorgerufenen Fehlers auf unter 1% erreichbar sein.

Mitteilung

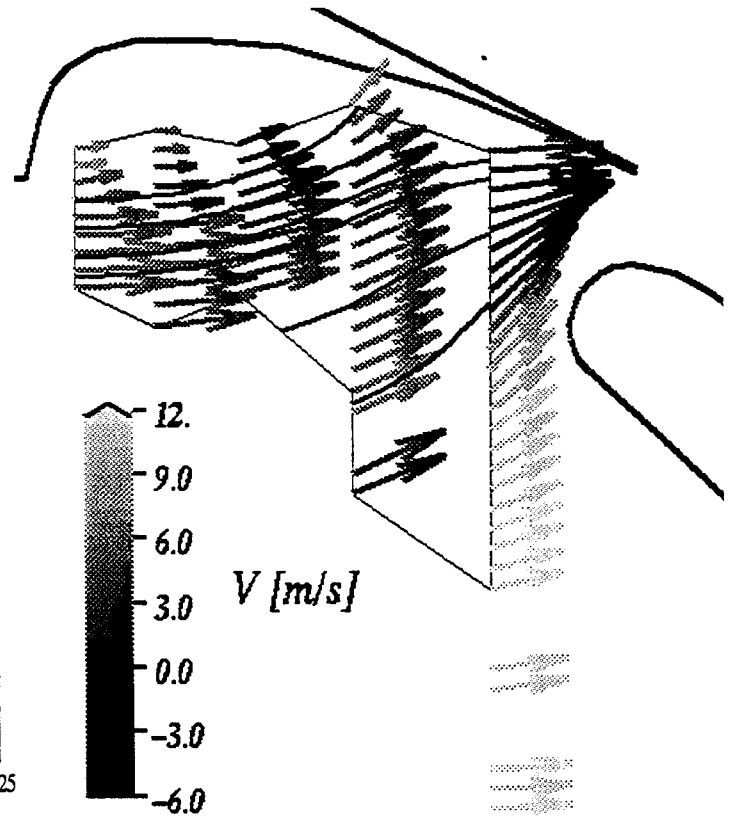
Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik
Ansprechpartner	U. Seelhorst
Institution	SM-SK
Adresse	DLR, Institut für Strömungsmechanik Bunsenstr. 10 37073 Göttingen Tel.: 0551 / 709-2463 Fax: -2830 e-mail: Ulrich.Seelhorst@dlr.de
weitere Partner	A. Flaig, G. Dargel, (DASA Bremen) K.A. Bütetisch (SM-SK)
Thema	3D-LDA Grenzschichtmessungen am Airbusmodell im DNW
Ausgangssituation	Zur Validierung numerischer Ergebnisse von Grenzschichtrechnungen der DASA an Hochauftriebskonfigurationen mit Mehrklappensystemen werden Strömungsfelddaten benötigt. Diese Messungen sollen an einem 1:7,5 Modell eines Airbus A321 in der geschlossenen Meßstrecke des DNW durchgeführt werden.
Ziel	Es soll das wandnahe, dreidimensionale Strömungsfeldes an einem Hochauftriebsflügel mit Mehrklappensystem vermessen werden.
Lösungsweg	Aufgrund der Modellbewegung von bis zu 15 mm können wandnahe Messungen nur mit einer berührungslosen Meßtechnik durchgeführt. Das 3 Komponenten Laser-Doppler Anemometer des DLR Institutes für Strömungsmechanik in Göttingen, das mit dem für diese Messungen in der geschlossenen Meßstrecke des DNW erforderlichen Meßabstand von 4 m aufgebaut wurde, erlaubt die punktuelle Vermessung des dreidimensionalen Strömungsfeldes. Eine simultane optische Erfassung der Modellbewegung zu den Strömungsfelddaten und eine anschließende Korrekturrechnung ermöglicht die Darstellung des Strömungsfeldes in einem modellfesten Koordinatensystem.

Ergebnis

Die durchgeführte Korrektur führt zu einem modellfesten Koordinatensystem. Dadurch konnte bis zu einem Wandabstand von 1mm das dreidimensionale Strömungsfeld im Bereich der Klappen vermessen werden. Für das Strömungsfeld im Shroud des Hauptflügels ließ sich aus den Geschwindigkeitsmessungen u.a. die Berandung der Ablöseblase bestimmen.



Einfluß der Positionskorrektur



Strömungsfeld im Bereich des Shrouds.

Literatur

U. Seelhorst, K.A. Bütefisch, K.H. Sauerland, Three Component Laser-Doppler Velocimeter Development for Large Wind Tunnel, ICIASF '93 Record, pp.33.1 - 33.7, 1993

U. Seelhorst, K.A. Bütefisch, M. Weiland, 3 Component LDV for near wall measurements on a multi-element high lift airfoil configuration, ICIASF '95 Record

weiteres Vorgehen

Eine Verringerung des effektiven Wandabstandes soll durch eine Shutterung des Lasers über die Position des Modells erfolgen, damit kein Streulicht von der Modelloberfläche zu Totzeiten in den opto-elektrischen Bauteilen führt.

Datum

20.12.95

AG STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Meßtechnik

Ansprechpartner

Dr. V. Strunck, Dr. H. Müller und Dir. und Prof. Dr. D. Dopheide

Institution

Physikalisch-Technische Bundesanstalt

Adresse

Laboratorium für Strömungsmeßtechnik
Bundesallee 100, 38116 Braunschweig

Tel. (0531) 592-1311

Fax (0531) 592-1305

weitere Partner

Thema:

LDA-Profilsonde und Detektierung von Strömungsgradienten

Ausgangssituation

Nur ein berührungsloses Meßverfahren mit hoher zeitlicher und räumlicher Auflösung erlaubt die Untersuchung steiler Grenzschichten und turbulenter Strömungen. Die Größe des Meßvolumens von Laser-Doppler-Anemometern verhinderte bisher, eine befriedigende räumliche Auflösung zu erreichen. Für die Vermessung von Geschwindigkeitsprofilen bieten sich Multisensor-Anordnungen an, die zu kostenintensiv sind, oder Verschiebeeinrichtungen, die die Meßzeit erhöhen und eine Synchronisation der zu untersuchenden Strömungsereignisse erforderlich machen.

Der LDA-übliche Auswertalgorithmus beschränkt sich bisher nur auf die Erfassung der Geschwindigkeit, so daß höhere Momente wie Beschleunigung einer Strömung, die bei Turbulenz und Stößen auftreten, nicht momentan zu messen sind. Die Nutzung zeitabhängiger Spektralanalysen verbietet sich durch zu große Datenmengen und macht die Echtzeitanalyse unmöglich.

Ziel

Entwicklung eines einzelnen optischen Sensors mit hoher zeitlicher und räumlicher Auflösung zur Messung kompletter Geschwindigkeitsprofile ohne den Einsatz von Verschiebegeräten. Entwicklung eines Rechenverfahrens für die Echtzeitanalyse von LDA-Signalen, das Geschwindigkeit und Beschleunigung extrahiert.

Lösungsweg

Wie in Bild 1 gezeigt, wird das übliche Kreuzstrahl-LDA mit der Zwei-Referenzstrahltechnik erweitert, die eine Ortsbestimmung des Streuteilchens im Meßvolumen in axialer Richtung ermöglicht /1/. Der Einsatz zweier Laserdioden zur Erzeugung des Meßvolumens erlaubt die trägerfrequente Richtungs-erkennung /2/ und liefert zugleich ein Quadratursignal für die Orts-Zeit-Bestimmung des Streuteilchens in lateraler Richtung und die Analyse von Geschwindigkeit und Beschleunigung /3/.

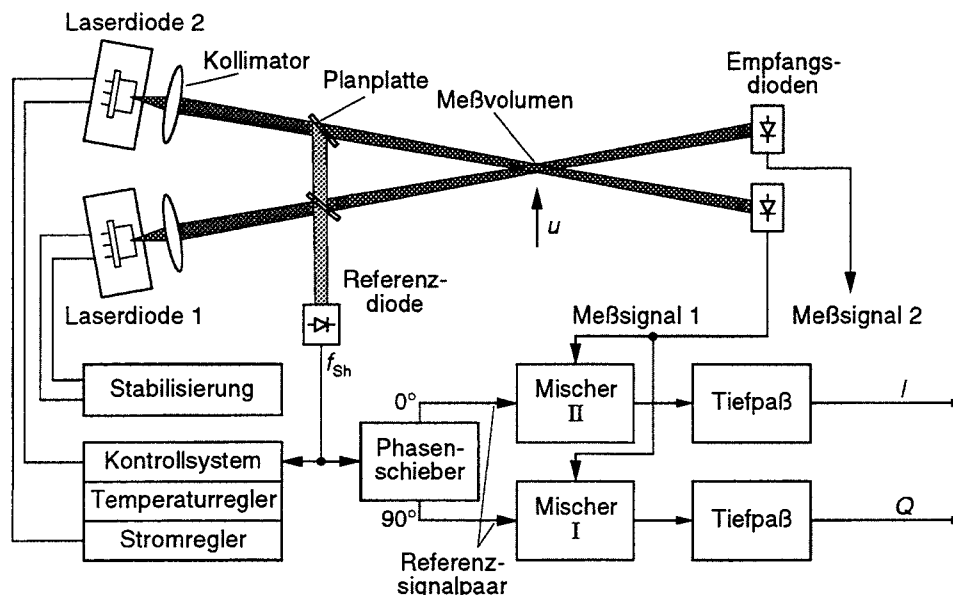


Bild 1: Aufbau der LDA-Profilsonde

AG STAB

Bei der Referenzstrahlmethode wird das aus dem Beleuchtungsstrahl gestreute Licht mit dem Licht aus dem Referenzstrahl gemischt, indem eine Empfangsdiode in den Referenzstrahl eingebracht wird. Wird jeder der beiden Strahlen des Kreuzstrahl-LDAs sowohl als Beleuchtungsstrahl wie auch als Referenzstrahl genutzt, indem beide Strahlen mit je einer Empfangsdiode ausgestattet werden, so 'sieht' jede der Empfangsdioden ein ähnliches Meßvolumen, dessen Hauptachse entlang des jeweiligen Beleuchtungsstrahls verläuft. Für gleichförmig bewegte Streuteilchen haben die LDA-Signale von beiden Empfangsdioden dieselbe Frequenz, die zeitliche Verzögerung zwischen den Signalen entspricht der Flugzeit des Streuteilchens von einem Meßvolumen zum nächsten. Mit der Kenntnis der Geometrie des Aufbaus, der gemessenen Geschwindigkeit und Flugzeit kann der Bahnabstand des Streuteilchens vom Kreuzungsmittelpunkt der Laserstrahlen bestimmt werden. Die Zweideutigkeit bei wechselnden Strömungsrichtungen wird mit der trägerfrequenten Richtungs-erkennung beseitigt. Die optische Differenzfrequenz zweier unterschiedlicher Laserquellen wird alternativ zur Anwendung von Braggzellen genutzt. Die Differenzfrequenz beider Laserdioden muß mit einer zusätzlichen Empfangsdiode als Referenzsignal detektiert werden und wird lediglich als Hilfrägerfrequenz eingesetzt. Durch Mischen des Hilsträgers mit den LDA-Signalen entstehen Quadratursignale, deren Phasenversatz die Richtung der Strömung erkennen lassen. Das Quadratursignal wird von der anschließenden Auswerteeinrichtung mit einem Pythagoras-prozessor in Polarkoordinaten transformiert, wobei der Phasenwinkel den Ort des Streuteilchens zwischen zwei virtuellen Streifen des Meßvolumens beschreibt. Verhindert man bei der Berechnung des Phasenverlaufs Übergänge von 2π auf 0 und umgekehrt, dann beschreibt die Phase den Ort des Streuteilchens innerhalb des gesamten Meßvolumens in lateraler Richtung. Die Ableitung des Ortskurve nach der Zeit liefert die vorzeichenbehaftete Geschwindigkeit, entsprechend ergibt die Ableitung der Geschwindigkeit die Beschleunigung des Streuteilchens innerhalb des Meßvolumens.

Ergebnis

Der aufgebaute Halbleiter-LDA-Sensor erfaßt Geschwindigkeitsprofile bis zu einer Tiefe von 5 mm. Da das Trägerfrequenzverfahren noch nicht geprüft wurde, wurde die Quadraturauswertemethode zunächst über den Umweg einer Hilberttransformation an nicht frequenzverschobenen Signalen verifiziert. Innerhalb eines 200µm breiten Meßvolumens können Geschwindigkeitsgradienten ab 50/s, bezogen auf 1 m/s und bei 512 Signalabtastwerten, sicher erkannt werden. Durch eine größere Anzahl von Abtastwerten kann die Gradientenauflösung erheblich verbessert werden. Weiter ist durch Kombination beider Meßvolumina des Kreuzstrahl-Zwei-Referenzstrahlverfahrens das Messen kleiner Gradienten möglich, wobei dann jedoch die räumliche Auflösung aufgrund der Geometrie ortsabhängig ist.

Literatur

- /1/ V. Strunck, G. Grosche, D. Dopheide
Scanning Laser Doppler Probe for Profile Measurements
7th Int. Symp. on Appl. of Laser Techniques to Fluid Mechanics, 11. - 14. Juli 1994,
Lisbon, Portugal; Proceedings Vol. 1, paper 17.1
- /2/ H. Müller, H. Többen, V. Strunck, V. Arndt, D. Dopheide
Quadrature demodulation in novel frequency shift LDV systems as alternative for fringe
biasing
EALA 6th International Conference on Laser Anemometry, 13. - 18. August 1995, Hilton Head,
USA; ASME 1995, FED-Vol.229, S. 455 - 458
- /3/ V. Strunck, H. Müller, D. Dopheide
Quadratursignal-Frequenzbestimmung von Laser-Doppler Signalen
Lasermethoden in der Strömungsmeßtechnik, 4. Fachtagung, 12. - 14. September 1995,
Rostock; Verlag Shaker, Aachen, Tagungsband 4, paper 7.1 - 7.6

Weiteres Vorgehen

Es ist vorgesehen, den Empfangsaufbau an einem LDA mit Trägerfrequenztechnik zu prüfen. Hauptziel ist aber die Erweiterung der Nutztiefe für die Profilmessung. Von großem Interesse ist die Messung mehrerer Komponenten, um den Weg des Streuteilchens im Meßvolumen räumlich und zeitlich zu verfolgen.

Datum 27. 10. 1995

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik
-------------------------------------	-------------------

Ansprechpartner Dr. A. Vogt, Dr. P. H. Baumann, Dr. J. Kompenhans

Institution DLR Göttingen
Abteilung Meßphysik
& Center for Quantitative Visualization

Adresse Bunsenstr. 10 Telefon (+49)-551-709-2199
D-37073 Göttingen Telefax (+49)-551-709-2830
e-mail Andreas.Vogt@dlr.de

weitere Partner

Prof. M. Gharib
GALCIT, California Institute of Technology, Pasadena, CA 91125

Thema PIV - Untersuchungen eines Flügelspitzenwirbels

Ausgangssituation

Flügelspitzenwirbel entstehen an angestellt umströmten Flügeln durch den Druckausgleich zwischen Flügelober- und Unterseite über die Flügelenden. Bis heute sind keine Ergebnisse von Untersuchungen an Flügelspitzenwirbeln bekannt, die mit Hilfe instantaner Feldmeßverfahren in Luft durchgeführt wurden, und die qualitativ hochwertige, quantitative Ergebnisse lieferten.

Ziel

Ziel dieser Arbeit war, Flügelspitzenwirbel in Luft mittels eines digitalen Particle Image Velocimetry Systems zu erfassen, um die momentanen Geschwindigkeitsverteilungen sowohl innerhalb als auch außerhalb des Wirbelkerns bestimmen zu können. Es sollten eine große Anzahl von instantanen Geschwindigkeitsfeldern gemessen und diese dann auch (zeitlich) statistisch ausgewertet werden.

Lösungsweg

Durch Verwendung eines leistungsfähigen Tracerpartikel-Generators wurde gewährleistet, daß in der gesamten Meßebene Tracerpartikel in homogener und ausreichender Konzentration vorhanden waren. Das verwendete Material zur Erzeugung der ca. 1 µm großen Tracerpartikel war ein Lebensmittelöl. Vor allem die geringe Partikelgröße gewährleistete, daß die auftretenden Zentrifugalkräfte klein waren und daher genügend Partikel im Wirbelkern verblieben, um auch dort die Geschwindigkeiten erfolgreich messen zu können. Als Lichtquelle für den Lichtschnitt dienten zwei gepulste Nd:YAG Laser mit einer Pulsspitzenleistung von mehr als 20 MWatt. Das verwendete Aufzeichnungssystem arbeitete mit einer Standard Video Kamera (NTSC-Norm) und war in der Lage, die Geschwindigkeitsfelder mit einer Bildwiederholfrequenz von 30 Hz zu messen. Unter Zuhilfenahme einer Videodisk wurden pro Messung jeweils mehrere hundert Bilder aufgezeichnet und anschließend ausgewertet. Die Messungen fanden in einem Windkanal statt dessen Meßstrecke die Dimensionen $265 \times 117 \times 82 \text{ cm}^3$ (L $\times$ B $\times$ H) hatte, die maximale Anströmgeschwindigkeit in diesem Kanal betrug ca. 50 m/s. Die Meßebeennormale war parallel zur Richtung der freien Anströmung, so daß die Wirbelachse nahezu senkrecht auf der Meßebene stand.

Ergebnis

Es wurden für mehrere Anstellwinkel und bei verschiedenen Abständen der Meßebene zur Flügelhinterkante pro Messung 500 bzw. 1000 Geschwindigkeitsvektorfelder gemessen. Aus den einzelnen, instantanen Feldern wurden zunächst mit Hilfe der Rotation die Koordinaten des Wirbelzentrums bestimmt. Dann wurden die einzelnen Vektorfelder so verschoben, daß die jeweiligen Wirbelzentren alle an ein- und demselben Ort plaziert wurden. Dadurch wurde praktisch ein Koordinatensystem gewählt, das in Bezug auf den Wirbelkern fest war. Eine anschließende Mittelung über alle Vektorfelder in dem wirbelfesten Bezugssystem ergab dann eine quasi zeitliche Mittelung. Eine lokale "räumliche" Mittelung, wie sie Meßtechniken liefern, die nur an einem festen Raumpunkt messen, während sich das zu messende Objekt (der Wirbel) bewegt, wurde durch die genannte

Vorgehensweise verhindert. Figur 1 zeigt das Geschwindigkeitsvektorfeld eines Wirbels nach "zeitlicher" Mittelung über 500 einzelne, instantane Felder. Figur 2 zeigt die azimuthalen und radialen Geschwindigkeitskomponenten entlang einer horizontalen Linie durch den Wirbelkern bei einer erhöhten Auflösung und bei einer Mittelung über 1000 Bilder. Figur 3 zeigt die Positionen der Wirbel im Mittel und deren Standardabweichung für die gemessenen Anstellwinkel.

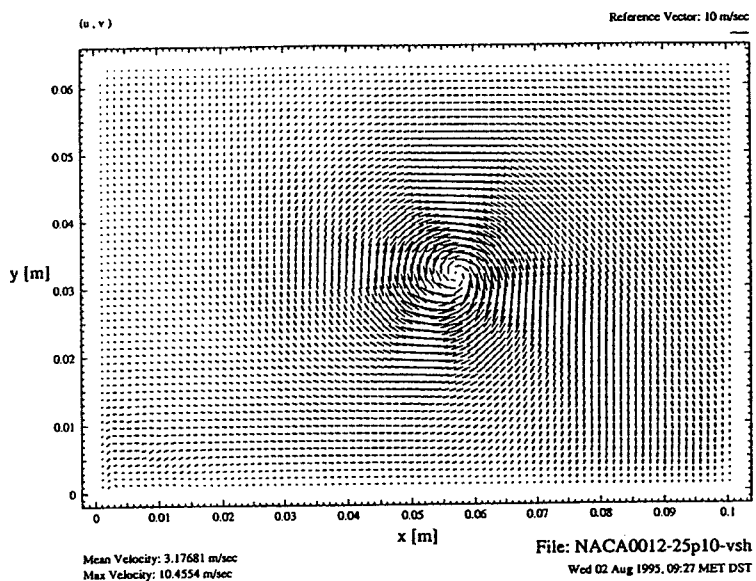


Fig. 1: zeitl. gemitteltes Geschwindigkeitsvektorfeld des Wirbels bei $u_{\infty} = 25$ m/s und $\alpha = 10^\circ$ Anstellwinkel

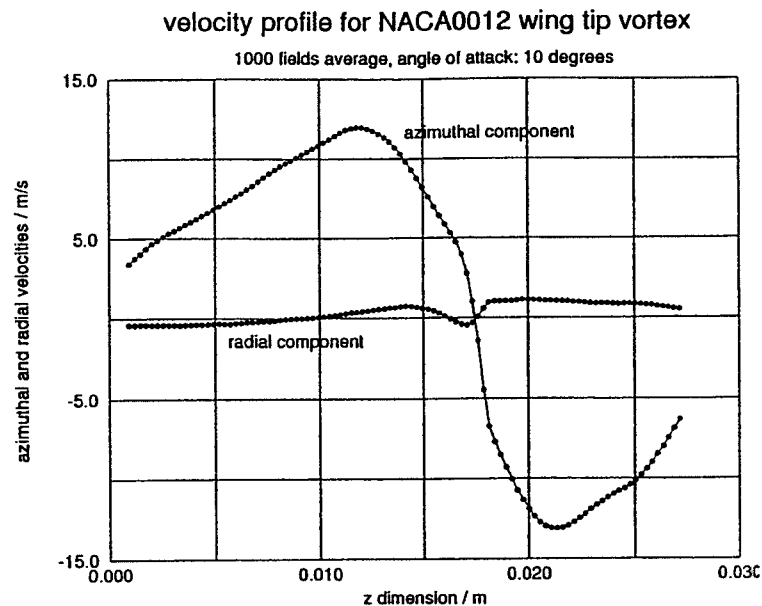


Fig. 2: Geschwindigkeitskomponenten entlang einer Linie durch den Wirbelkern

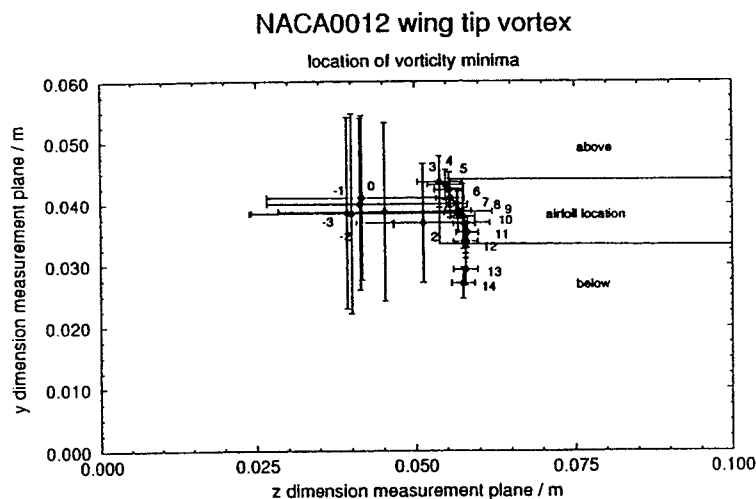


Fig. 3: Position der Wirbelkerne in Abhängigkeit vom Anstellwinkel bei $u_{\infty} = 25$ m/s.

Literatur

- [1] A. Shekariz, T. C. Fu, J. Katz; "Study of Junction and Tip Vortices Using Particle Displacement Velocimetry", AIAA Journal Vol. 30, No. 1, January 1992, pp.145 - 152
- [2] Liang, X., Ramaprian, B. R., "Visualization of the Wing Tip Vortex in Temporal and Spatial Pressure Gradients", Transactions of the ASME Journal of Fluids Engineering, September 1991, Vol. 113, pp. 511-515

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** **Anlagen**

Ansprechpartner Dr.-Ing. A. Gülhan / Dipl.-Ing. K. Kindler

Institution DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz

Adresse	Linder Höhe, D-51140 Köln	Telefon	02203/601-3349 / 2484
		Telefax	02203/601-2344
		e-mail:	guelhan@dv.kp.dlr.de

weitere Partner

Thema **Leistungssteigerung des lichtbogenbeheizten Windkanals LBK**

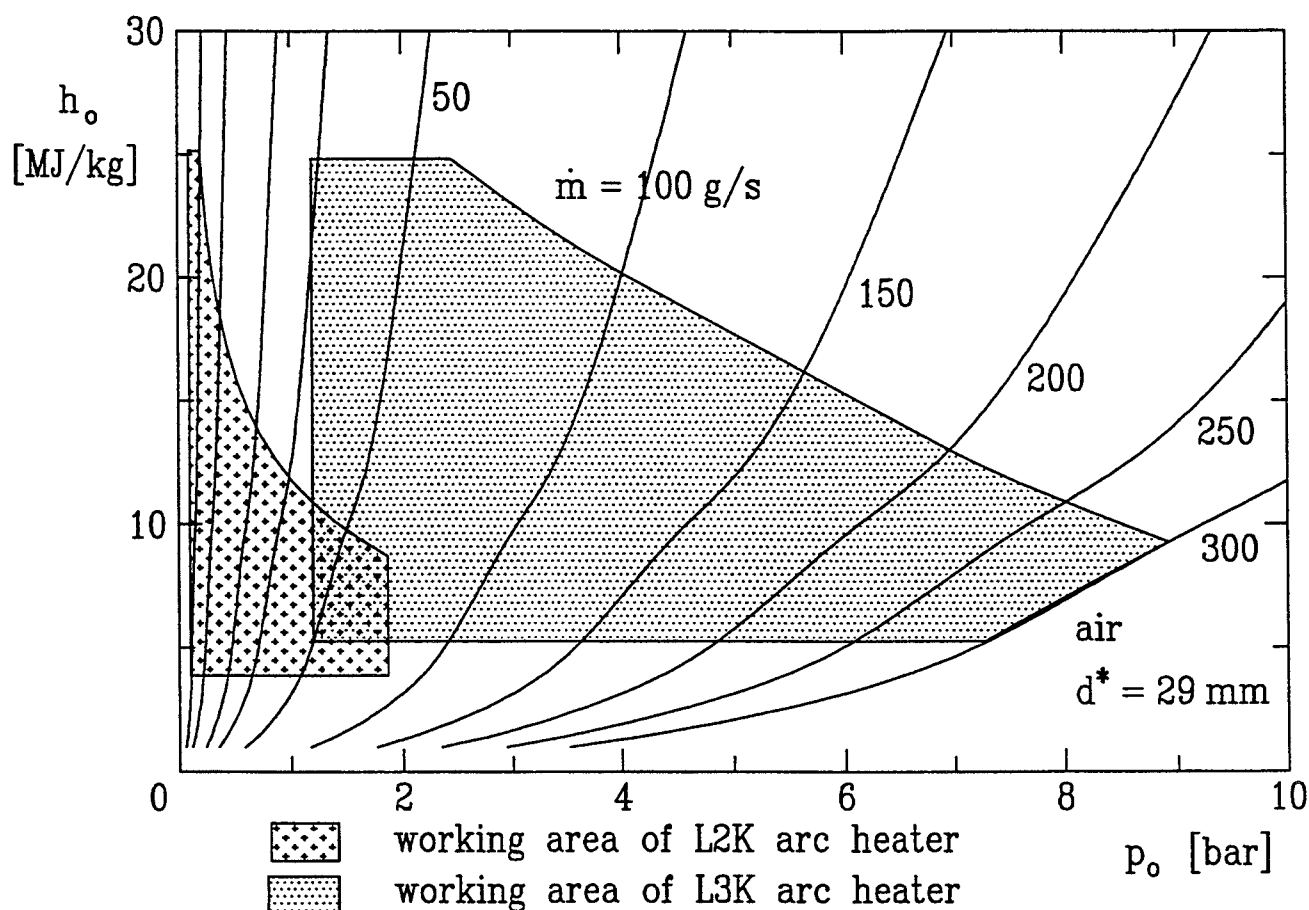
Ausgangssituation In den letzten Jahren wurden beide Meßstrecken L2K und L3K des LBK mit einem Huels-Brenner mit einer Maximalleistung von 1.4 MW und Ruheenthalpien bis 12 MJ/kg bei moderaten Gasmassenströmen betrieben. Die Anlagen wurden vorwiegend für die Qualifizierung von Wärmeschutzmaterialien für Wiedereintrittsfahrzeuge benutzt. Maximale Modellgrößen waren $D = 100 \text{ mm}$ für Staupunktmodelle und $150 \text{ mm} \times 200 \text{ mm} \times 30 \text{ mm}$ (B x L x H) für ebene Plattenmodelle.

Ziel Die Meßstrecke L3K wurde ausgebaut, um größere Staupunktmodelle mit einem Durchmesser von 150 mm und ebene Platten von $200 \text{ mm} \times 300 \text{ mm} \times 50 \text{ mm}$ testen zu können. Für Versuche an diesen Modellen bei unterschiedlichen Wiedereintrittsbedingungen sind Oberflächendrücke zwischen 1 mbar und 250 mbar und ein maximaler Kaltwandwärmefluß in eine katalytische Oberfläche bis ungefähr 3500 kW/m^2 notwendig, was einer Oberflächentemperatur von ungefähr 2200 K auf einer SiC-Probe mit einem Durchmesser von 50 mm entspricht. Trotz der erforderlichen höheren Leistung soll die Kontamination der Strömung durch das Elektrodenmaterial auf einem niedrigen Niveau gehalten werden.

Lösungsweg Gasmassenströme bis 300 g/s und eine elektrische Leistung von 6 MW sind notwendig, um die Anforderungen bezüglich der Oberflächenparameter bei den existierenden Düsenkonfigurationen zu erfüllen. Das entspricht einem maximalen Enthalpieniveau von ca. 20 MJ/kg bei einem Brennerdruck von 4.0 bar und einem Düsenhalsdurchmesser von 29 mm. Im Vergleich zu Huels-Brennern mit ähnlicher Leistung ermöglicht ein Kaskadenbrenner mit Doppel Elektroden durch die Halbierung der Stromstärke pro Elektrode einen stabilen Betriebszustand mit geringerer Kontamination der Strömung. Die individuelle Gaseinspeisung in jedem Segment und die variable Länge des Brenners kombiniert mit hoher elektrischer Leistung führen zu einem großen Arbeitsbereich der Anlage.

Ergebnis

Die Leistungsfähigkeit der Anlage wurde in Versuchen mit unterschiedlichen Qualifikationskriterien demonstriert. Während eines Versuchs mit einer Dauer von ungefähr 30 Minuten wurde eine Enthalpie von 20.1 MJ/kg bei einem Gasmassenstrom von 100 g/s erreicht. Die Anwendbarkeit des Brenners bei hohen Drücken wurde bei einem Versuch bei einem Druck von ca. 16 bar und einer Enthalpie von 15.2 MJ/kg verifiziert. Durch den Versuch bei einem Gasmassenstrom von 300 g/s wurden das Gasversorgungssystem, der Vakuumpumpsatz und die NO-Absorptionsanlage an ihren Grenzen getestet. Weitere Versuche bei unterschiedlichen Parameterkombinationen wurden zur Definition des Arbeitsbereiches des Kaskadenbrenners durchgeführt. Das Diagramm zeigt den Vergleich der Arbeitsbereiche der L2K- und L3K-Brenner beim Betrieb mit einem Düsenhalsdurchmesser von 29 mm. Eine 2D-LIF-Anlage zur Messung der Rotations- und Vibrationstemperaturen und der Konzentration von NO-Molekülen wurde am LBK installiert und kalibriert.



Literatur

Inauguration of Arc Heated Windtunnel L3K. DLR Köln-Porz, 1996.

weiteres Vorgehen

Die L3K-Anlage wird zur Zeit im Hinblick auf das Wärmeschutzkonzept einer steuerbaren Kapsel kalibriert. Durch die Anwendung von optischen Meßmethoden wie 2D-LIF für die Gasphase, IR-Thermographie und Pyrometrie zur Bestimmung der Oberflächentemperatur kombiniert mit Wärmeflußsonden ist der L3K ein sehr gutes Werkzeug, zuverlässige Daten unter anderem zur Validierung der Rechenverfahren zu produzieren.

Datum 16.4.1996

AG STAB

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis

Anlagen

Ansprechpartner

Dr. H. Holst / Dr. F. Lehthaus

Institution

DLR, SM-SK-HGA / SM-WK-GÖ

Adresse

Bunsenstraße 10.
37073 Göttingen

Telefon 0551-709-2140 / 2147

Telefax 0551-709-2179

hartmut.holst@dlr.de

weitere Partner

GARTEur AD AG 18 "Adaptive Wall Windtunnels"
Bae Warton, NLR, ONERA, Univ. Southampton

Thema

Erste Ergebnisse aus der adaptiven Meßstrecke des TWG am Modell TWIG im Vergleich zu Ergebnissen aus der perforierten Meßstrecke und aus dem HST.

Ausgangssituation Im Rahmen der GARTEur AG 18 werden die Vor- und Nachteile von adaptiven Meßstrecken gegenüber ventilierten Meßstrecken untersucht. Zusätzlich werden die Realisierungsmöglichkeiten von "high productivity"-Messungen in adaptiven Meßstrecken im Hinblick auf den Einsatz in großen Produktionswindkanälen sowie allgemein die Verlässlichkeit der Berechnung von Wandinterferenzen und die Korrigierbarkeit der Meßergebnisse betrachtet.

Ziel

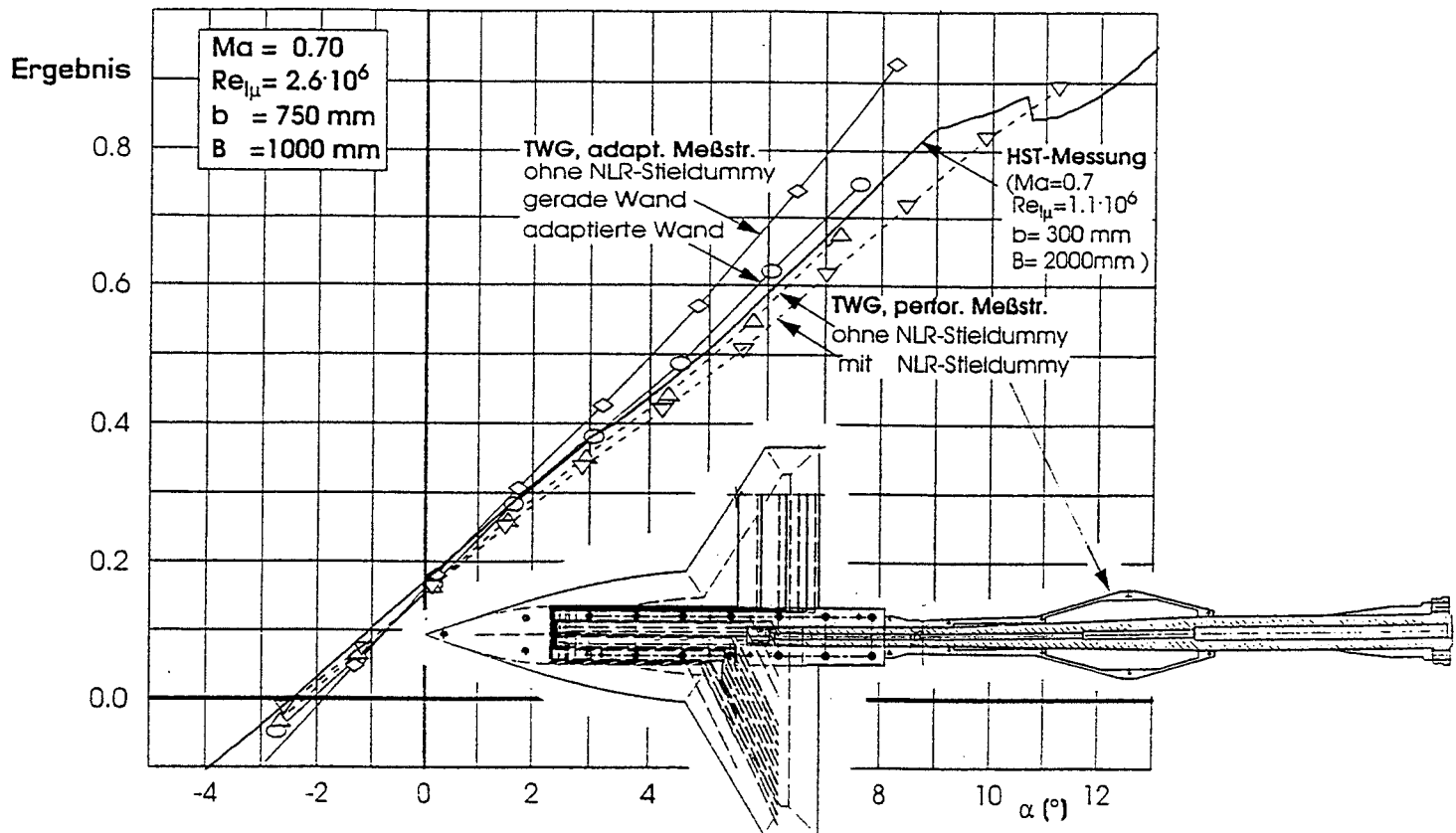
Lösungsweg Durchführung von Kraftmessungen an zwei "transonic wall interference generating (TWIG)"-Modellen unterschiedlicher Spannweite in den Windkanälen nach folgender Tabelle :

Windkanal	Meßstrecke	B x H [m x m]	Modell 2 s [mm]	2 s / B
NLR HST	geschlitzt	2.00 x 1.60	NLR 300	0.150
NLR PHST	geschlitzt	0.48 x 0.48	NLR 300	0.625
ONERA S3Ch	adaptiv, perforiert	0.80 x 0.80	NLR 300	0.375
ONERA T2	adaptiv	0.39 x 0.37	NLR 300	0.769
Bae Warton	perforiert	1.20 x 1.20	DLR 750	0.625
DLR TWG	adaptiv, perforiert	1.00 x 1.00	DLR 750	0.750

Erfassung der jeweiligen Wanddruckverteilung und Berechnung der Restinterferenzen, Korrektur der Meßergebnisse und Vergleich der Ergebnisse.

Vom NLR wurden die wandinterferenzfreien HST-Meßergebnisse für das kleine Modell, das an einem "high productivity"-Sting befestigt war, als Referenzdaten zur Verfügung gestellt.

Die DLR baute das große Modell, stellte die neue adaptive Meßstrecke für den TWG bereit und stattete diese und die perforierte Meßstrecke mit den erforderlichen Wanddruckmeßstellen aus. Die DLR führte erste Messungen durch, wobei auch der Interferenzeinfluß des "high productivity"-Sting des NLR durch einen Dummy simuliert wurde.



Das Bild zeigt die ersten und unkorrigierten Ergebnisse aus dem TWG im Vergleich zu den HST-Ergebnissen.

Wegen aufgetretener Modellschwingungen waren die TWG-Messungen auf kleine Anstellwinkel begrenzt und weitere Messungen erfordern die Bereitstellung eines TWG-Stings größerer Steifigkeit.

Die Meßergebnisse bei nichtadaptierten, aerodynamisch geraden Wänden weisen im Vergleich zur HST-Messung auf einen Korrekturwert $\Delta\alpha$ entsprechend dem AGADograph 109 hin. Bei adaptierten Wänden nähern sich die Ergebnisse weitgehendst an. Die Meßergebnisse aus der perforierten Meßstrecke zeigen einen deutlichen Interferenzeinfluß des Stieldummys.

Eine weitere Vervollständigung der Messungen, die Auswertung der Wanddruckverteilungen sowie die Berechnung der Restinterferenzen und der Korrekturen sind die Voraussetzungen für eine abschließend Ergebnisanalyse.

Literatur H. Holst Realtime Computation of Wall Shapes in a Two-Dimensional Adaptive Test Section. ICAS 1994, Anaheim California, USA

weiteres Vorgehen Fortsetzung der Arbeiten im Rahmen der GARTEur AD AG 18

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Dr.-Ing. W. Lorenz-Meyer

Institution: Ingenieurbüro

Adresse: 37085 Göttingen, Tel.: 0551-517960
Sudetenlandstr. 4 Fax: 0551-5179620

weitere Partner: F. Thiele (GhK, Kassel), D. Holzdeppe (TLT, Zweibrücken), H.-D. Papenfuß (Ruhr-Univers., Bochum)

Unterschallwindkanal für die Gesamthochschule Kassel im Neubaugebäude Technik III/2

Ausgangssituation: Für das Institut für Stahlbau im Fachbereich 14 (Prof. Dr. F. Thiele) der Gesamthochschule Kassel wurde ein Windkanal geplant und realisiert, in dem neben normalen strömungsmechanischen Untersuchungen Probleme der instationären Bauwerksaerodynamik und der Windtechnologie bearbeitet werden sollen.

Ziel: Dazu werden an die Gleichförmigkeit der Strömung und die Turbulenzarmut hohe Anforderungen gestellt.

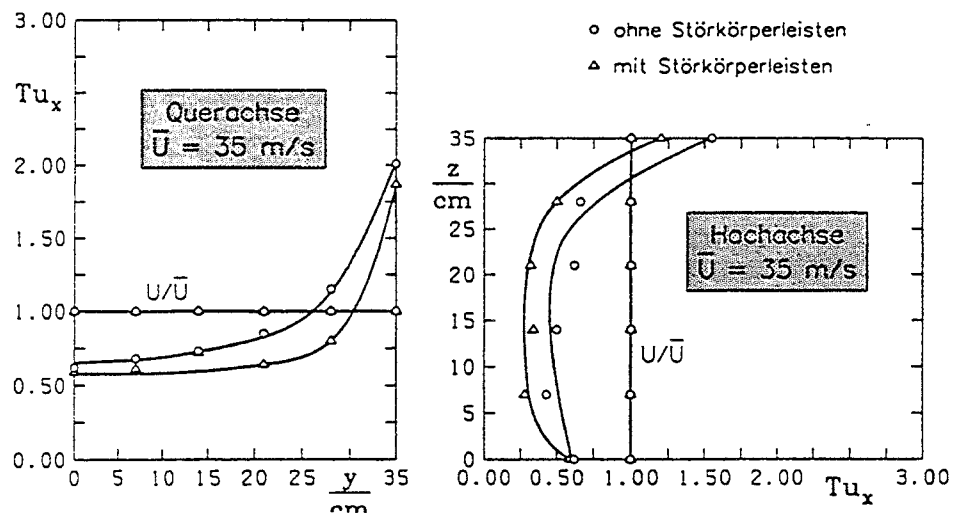
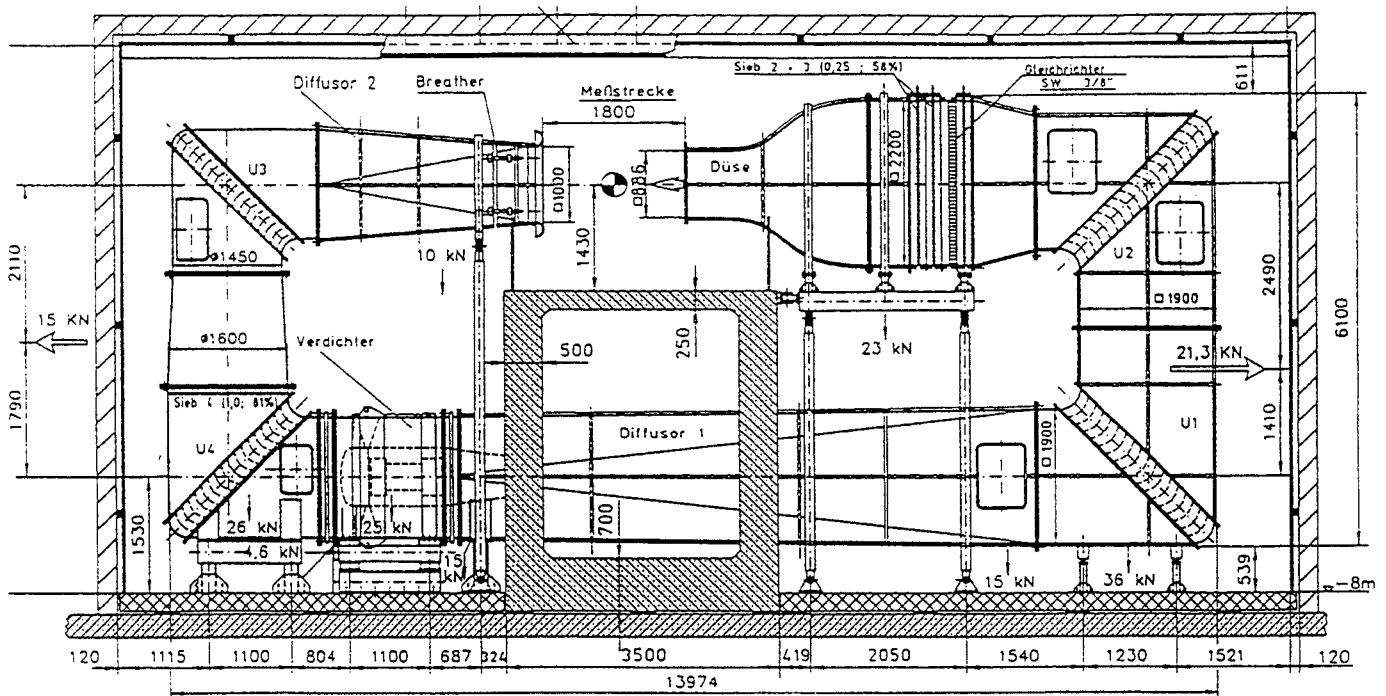
Lösungsweg: Bild 1 zeigt einen Schnitt durch die Windkanalhalle. Der Kanal hat folgende Auslegungsdaten:

Meßstrecke	F =	0,886 m x 0,886 m
Geschwindigkeit	$U_{\max}$ =	70 m/s
Kontraktionsverhältnis	c =	6,16
Antriebsleistung	P =	130 kW

Die für instationäre Bauwerksaerodynamik notwendige Entkopplung zwischen Kanalröhre und Modell wird durch einen separaten Modelltisch aus Beton, der auf der Gebäudegrundplatte elastisch aufgelagert ist, erreicht. Es handelt sich sonst um einen aerodyn. Kanal mit den üblichen Elementen. Zwei Besonderheiten sollten hervorgehoben werden:

1. Am Ende des Diffusors 2 befinden sich eine Reihe von Atmungsklappen, die zur Verbesserung der Strömungseigenschaften geöffnet oder geschlossen werden können.
2. Zur Unterdrückung der niederfrequenten Luftschwingungen, verursacht durch Randwirbel, werden neuartige Störleisten eingeführt. Diese von TSARGI und TLT vorgeschlagene Leiste hat einen erheblichen Einfluß auf die Strömungsqualität und auf das akustische Verhalten des Kanals.

Ergebnis: Bild 2 ist der Einfluß der Störkörperleiste auf den Turbulenzgrad zu erkennen. Das Bild zeigt in der Mittelebene ($x = 900$ mm) einen Schnitt in y-Richtung und einen Schnitt in z-Richtung. Der Unterschied kann unmittelbar als Gewinn durch die Störleiste gewertet werden.



Turbulenzgradprofile entlang den Symmetrieachsen der Mittelebene. Einfluß der Störkörperleisten. Im Vergleich dazu Profile der zeitlich gemittelten Geschwindigkeit $U/\bar{U}$

Literatur:

- [1] Papenfuß, H.-D.: Garantiemessungen am Windkanal der Gesamthochschule Kassel, Universität des Landes Hessen. Ruhr Univers. Bochum, Aug. 95
- [2] Lorenz-Meyer, W. Thiele, W. Holzdeppe, D. Papenfuß, H.-D. Unterschallwindkanal für die Gesamthochschule Kassel (GhK) im Neubaugebäude Technik III/2, Bericht: ILM 4/95, Nov. 1995

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:Anlagen

Ansprechpartner: Priv.-Doz. Dr.-Ing. G. Koppenwallner, Dipl.-Ing. H. W. Oelze

Institution: ZARM - Universität Bremen

Adresse: Am Fallturm, 28359 Bremen

Telefon: 0421-218-2154

Telefax: 0421-218-7473

e-mail: oelze@zarm.uni-bremen.de

weitere Partner: HTG, Katlenburg-Lindau

Thema: Aufbau und Inbetriebnahme des
Bremer-Hochschul-Hyperschall-Kanals (BHHK)

Ausgangssituation: Um auch an den Hochschulen experimentelle Arbeiten auf dem Gebiet der Hyperschallforschung durchzuführen, wurde in Zusammenarbeit mit der Firma HTG in den Jahren 1993 und 1994 ein Hyperschallkanal, der nach dem Ludwig'schen Speicherrohrprinzip arbeitet, entwickelt und aufgebaut. 1995 wurde diese Anlage beginnend mit der Kalibrierung der Anlage in den operationellen Betrieb überführt.

Ziel: Der Bremer Hochschul-Hyperschall-Kanal soll neben der Grundlagenforschung auf dem Gebiet der Strömungsablösung auch für die Ausbildung des akademischen Nachwuchses benutzt werden. Zu diesem Zweck sollen diverse Lehrveranstaltungen angeboten werden und die Studenten in die aktive Forschungsarbeit mit eingebunden werden.

Lösungsweg: Nach der ersten Inbetriebnahme der Versuchsanlage erfolgte Anfang 1995 eine Kalibrierung mit einer Mach-9 Kegeldüse. Die so erzielten Resultate waren schon sehr zufriedenstellend. Es stellten sich hierbei die folgenden Strömungsgradienten ein :

Pitotdruck	$\frac{1}{p_{t2}} \frac{\Delta p_{t2}}{\Delta X}$	$0,0183 \frac{1}{cm}$
Dynamischer Druck	$\frac{1}{q} \frac{\Delta q}{\Delta X} = \frac{1}{p_{t2}} \frac{\Delta p_{t2}}{\Delta X}$	$0,0183 \frac{1}{cm}$
Machzahl	$\frac{1}{Ma} \frac{\Delta Ma}{\Delta X} = \frac{\kappa - 1}{2} \frac{1}{p_{t2}} \frac{\Delta p_{t2}}{\Delta X}$	$0,00367 \frac{1}{cm}$

In einem nächsten Schritt soll jetzt eine Ma-9 Konturdüse zum Einsatz kommen, mit der eine Verbesserung der Strömungsqualität erzielt werden soll.

An Meßtechnik befindet sich bislang im Einsatz:

- Pitotdruckmeßapparatur
- Schlierenoptik
- 32-Kanal-Druckerfassungseinheit

Ergebnis:

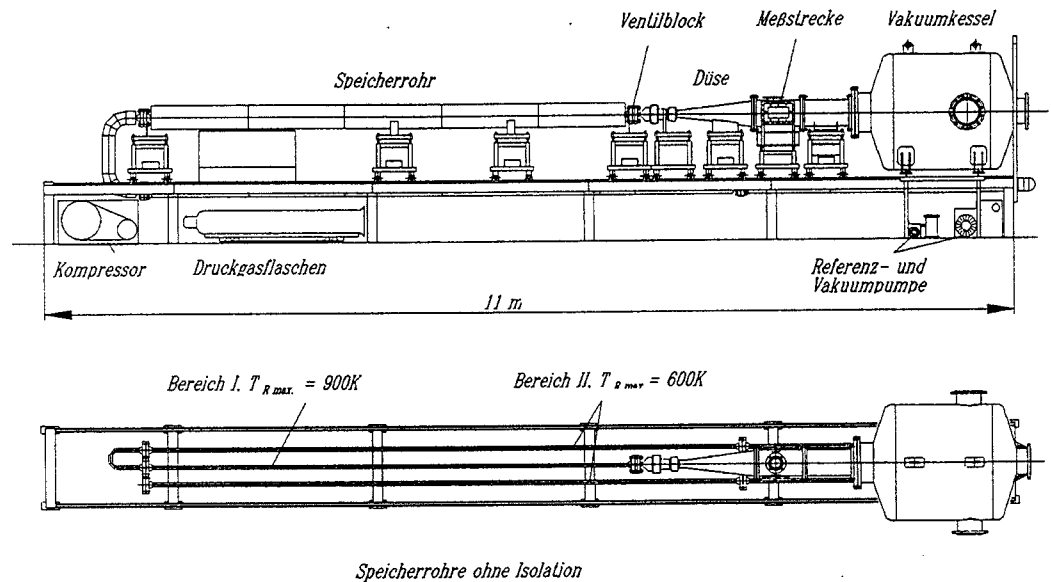


Abbildung 1 : Schematische Darstellung des BHHK

An der Versuchsanlage wurden in 1995 verschiedene Modifikationen und Ergänzungen vorgenommen. Nach der Kalibrierung der Anlage wurde eine Anstell- und Schiebewinkelverstellung entworfen, gebaut und in die Anlage steuerungstechnisch integriert. Ferner wurden verschiedene Modifikationen an der Steuerungssoftware sowie an der Meßtechnik vorgenommen.

Neben der Kalibrierung wurden auch bereits erste Forschungsaufgaben in Angriff genommen. Zu diesem Zweck wurde eine Modellreihe von Doppelkegeln mit Hilfe der Schlierenoptik untersucht und einer ersten Auswertung unterzogen. Diese Arbeiten werden in 1996 fortgesetzt.

Literatur:

- [1]Nazari, B. Untersuchung der Strömung des Hochschul-Hyperschall-Kanals (HHK) des ZARM in den Bereichen des Speicherrohres, der Meßstrecke und des Diffusors, Diplomarbeit an der RWTH Aachen, ZARM, 1995
- [2]Linmann, A., Darstellung und Bestimmung der Grenzschichtablösung von Körpern unterschiedlichen Nasenradius und konstruktive Anbringung von Drucksensoren in die Modelle für die Strömungsuntersuchung im BHHK des ZARM, Diplomarbeit an der Universität Bremen, ZARM, 1995

weiteres Vorgehen:

Im nächsten Arbeitsschritt soll die Strömungsqualität durch den Einsatz einer Mach-9 Konturdüse verbessert werden.

Verbesserung der Druckerfassung sowie der Schlierenoptik

Datum:

16. April 1996

AG STAB

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

- | | |
|------------------------------------|--------------------------|
| Ballmann 128, 140 | Gülhan 234 |
| Bartelheimer 35 | |
| Baumann 232 | Haidinger 156 |
| Beck 122 | Hannemann, K. 130, 138 |
| Becker, K. 35 | Hannemann, V. 132 |
| Becker, S. 81 | Haselbach 106 |
| Beckert 37 | Hefer 57 |
| Behr 156 | Hein 104, 170, 188, 190 |
| Berger 107a | Henckels 134 |
| Bertolotti 158, 170, 188, 190 | Hennig 90 |
| Bestek 98, 100, 124, 160, 186, 194 | Hepperle 39, 102 |
| Bippes 168, 184 | Herberg 172 |
| Botta 196 | Hertwig 176 |
| Bousquet 102 | Hitzel 90 |
| Brechling 83 | Höhler 107c |
| Breitsamter 162 | Hoffmann 174 |
| Brodersen 39 | Hoffmeister 176 |
| Brück 126 | |
| Bschorr 164 | Jacobs 136 |
| Bütefish 220 | Jacobsen 202 |
| Buschmann 198 | John 41 |
| Busse 174 | Jorgensen 110 |
| | |
| Dallmann 170, 172, 188, 190 | Kastell 138 |
| Deyhle 59 | Keßler 196 |
| Dopheide 230 | Kim 86 |
| Domeyer 218 | Kindler 234 |
| Dütsch 81 | Kloker 178 |
| | Klomfaß 140 |
| Eißler 124 | Knauer 45 |
| Eitelberg 130, 138, 142 | Knipfer 47 |
| Ehret 166 | Koch 180 |
| Elsholz 41 | Koppenwallner 238 |
| Endmann 90 | Kompenhans 222, 224, 232 |
| Engel 200 | Kost 222 |
| Engelhardt 65 | Krek 130, 142 |
| Erler 176 | Kreplin 49, 107a, 107c |
| Eulitz 200 | Kretschmar 176 |
| Esch 84 | Kreul 176 |
| | Kroll 35 |
| Fischer 168 | Kühmstedt 92 |
| Flaig 43 | Kufner 144 |
| Friedrich 192 | Kux 88 |
| Futterer 53 | |
| | |
| Gebing 200 | Laurien 182 |
| Geropp 86 | Lerche 184 |
| Gietz 88 | Lienhart 81 |
| Gordner 104 | Lieser 69 |
| Grotowsky 128 | Longo 146, 148 |
| | Lorenz-Meyer 236 |

Maucher 108
Menter 208
Meister 204, 206
Mertens 51
Meyer, J. 160
Möller 220
Müller, A. 71
Müller, H. 230
Müller, S. 140
Müller, T. 122
Müller, W. 100
Muylaert 152

Nastase 94
Nitsche 53, 106, 110

Oelze 238
Oevermann 204
Olivier 150

Pahlke 73
Peric 210

Quest 55

Radespiel 148
Raffel 222, 224
Reisinger 154
Rist 108, 186
Rodi 96
Ronneberger 224
Ronzheimer 39
Rosemann 57
Rosenhauer 122
Rossow 35, 39
Rotta 107a

Schewe 59
Schmidt 226
Schnerr 61
Schöning 39
Schrauf 112
Schröder 114
Schröder-Pander 212
Schulte 134
Schulte-Rödding 150
Schwarz 98
Seelhorst 75, 228
Simen 104, 170
Simeonidis 152
Sonar 206, 212, 214, 216
Stahl 116

Stanewsky 57
Stangl 77
Staudacher 154
Stilla 118
Stolte 188, 190
Strohmeyer 67
Strunck 230

Theurer 79
Thiele, F. 35
Tumino 152

Vogt 232
Voß 63

Wagner, S. 71, 77, 79, 108, 120, 178, 194, 202
Wagner, C. 192
Warnecke 216
Wegner 63
Weiland 156
Wiegand 194
Wild 69
Wollenhaupt 122
Würz 120