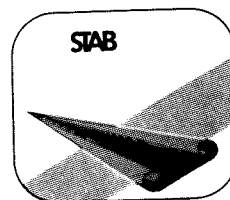


STAB



JAHRESBERICHT

2000

Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Blanko-Seiten für "Mitteilungen"	14
Information über den Tagungsband des 12. DGLR/STAB-Symposium	17
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	18
10. STAB-Workshop 2001: „Call for Papers“	21
Statistik zu den „Mitteilungen“	22
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	23
“Fundamentals of Sailplane Design” von Fred Thomas	24
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	25
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	199

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 85 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen eingegangen. Sie dienen dazu, den Interessenten einen schnellen informativen Überblick über laufende Aktivitäten zu ermöglichen. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 25 bis 29), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträgen zu den Fachkreisen sind in vier Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist α, β -tisch nach Verfassern sortiert. Seite 22 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Auf Seite 199 und 200 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Die Materialsammlung für die Jahresberichte (**Achtung:** der Zyklus wird umgestellt, siehe hierzu Seite 14!!) soll möglichst effektiv gestaltet werden. Beachten Sie bitte alle Hinweise auf Seite 14. Für den Fall, daß Sie selbst eine "Mitteilung" verfassen möchten, finden Sie auf Seite 15 und 16 die verbindlichen Blanko-Seiten.

Die Jahresberichte werden nur an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten **Jahresberichts**, in diesem Fall **2001**, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muß jährlich neu angefordert werden.

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

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 190 Exemplaren. Einige Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Informationen über STAB finden Sie auch über:

www.dlr.de → Forschung und Innovation → Der Info-Dienst des DLR → Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB

Göttingen, im Mai 2001

auch über e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2001"

Name:

Geschäftsstelle der STAB
c/o D L R
Dr.-Ing. H. - J. Heinemann
Bunsenstraße 10

Organisation:

Anschrift:

D - 37073 Göttingen

Telefon:
e-mail :

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation

Die Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (STAB) wurde auf Initiative der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR) - Lilienthal-Oberth, e.V. - 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 STAB).

In Zeiten knapper werdender Kassen bei gleichzeitig massiv erhöhtem Wettbewerbsdruck sind diese Ansätze notwendiger denn je. Die öffentlichen Finanziere setzen diese Kooperationsbereitschaft inzwischen aber auch voraus. Da dieser Leitgedanke der STAB dadurch inzwischen anderweitig verfolgt wird, konzentriert sie sich mehr auf fachliche Veranstaltungen.

In der STAB sind alle wichtigen Gebiete der Strömungsmechanik - insbesondere die der Luft- und Raumfahrt - aus Grundlagenforschung, Großforschung und Industrie in Deutschland zusammengeschlossen. Bei der Gründung Ende der 70-er Jahre stand die Idee dahinter, über ein hochaktuelles fachliches Thema - identifiziert wurde seinerzeit "Strömungen mit Ablösung" - Forschungsverbünde aus der Industrie, den Hochschulen und der Großforschung zu organisieren. In den folgenden Jahren sind auch andere strömungsmechanische Fragestellungen aufgegriffen worden, womit die STAB sich in der Fachwelt einen wohlbekannten Namen erworben hat. Es sind aber nicht nur diejenigen angesprochen, die sich mit den traditionellen Themen der Strömungsmechanik beschäftigen, sondern es können auch Probleme aus dem Automobilbau, der Gebäudeaerodynamik, der Verfahrenstechnik, dem Motorenbau, usw. diskutiert werden.

Die Programm-Leitung hat im November 2000 entschieden, zukünftig das „AG“ im Namen wegzulassen.

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

- "Memorandum über zukünftigenationale Zusammenarbeit in der Strömungsforschung, insbesondere der Aerodynamik auf dem Gebiet der Strömungen mit Ablösung" Oktober 1979
- 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
- Konstituierung des Kuratoriums und Neuorganisation der Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (AG STAB) Köln-Porz, 23.02.1982
- Konstituierung von Programm-Leitung/Programm-Ausschuß Göttingen, 24.03.1982
- Erfassung STAB-relevanter Aktivitäten in der Bundesrepublik Deutschland (Stand Mitte 1981) April 1982
- Fachtagung anlässlich der ILA '82 "Strömungen mit Ablösung" Hannover, 19.05.1982
- Neue Impulse für die Strömungsforschung- und Aerodynamik -; Vortrag von H.-G. Knoche, DGLR-Jahrestagung Hamburg, 01.-03.10.1984
- DGLR Workshop "2D-Meßtechnik" Markdorf, 18./19.10.1988
- 1. DGLR-Fach-Symposium München, 19./20.09.1979
- 2. DGLR-Fach-Symposium Bonn, 30.06./01.07.1980
- 3. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 23.-25.11.1981
- 4. DGLR-Fach-Symposium Göttingen, 10.-12.10.1983
- 5. DGLR-Fach-Symposium München, 09./10.10.1986
- 6. DGLR-Fach-Symposium Braunschweig, 08.-10.11.1988
- 7. DGLR-Fach-Symposium Aachen, 07.-09.11.1990
- 8. DGLR-Fach-Symposium Köln-Porz, 10.-12.11.1992
- 9. DGLR-Fach-Symposium Erlangen, 04.-07.10.1994

- 10. DGLR-Fach-Symposium
- 11. DGLR-Fach-Symposium
- 12. DGLR-Fach-Symposium

Braunschweig, 11.-13.11.1996
 Berlin, 10.-12.11.1998
 Stuttgart, 15.-17.11.2000

- 1. STAB-Workshop
- 2. STAB-Workshop
- 3. STAB-Workshop
- 4. STAB-Workshop
- 5. STAB-Workshop
- 6. STAB-Workshop
- 7. STAB-Workshop
- 8. STAB-Workshop
- 9. STAB-Workshop

Göttingen, 07./08.03.1983
 Köln-Porz, 18.-20.09.1984
 Göttingen, 10./11.11.1987
 Göttingen, 08.-10.11.1989
 Göttingen, 13.-15.11.1991
 Göttingen, 10.-12.11.1993
 Göttingen, 14.-16.11.1995
 Göttingen, 11.-13.11.1997
 Göttingen, 09.-11.11.1999

- Kurs "Application of Particle
 Image Velocimetry, PIV"

Göttingen, 15.-19.03.1993
 Göttingen, 14.-18.03.1994
 Göttingen, 06.-10.03.1995
 Göttingen, 04.-08.03.1996
 Göttingen, 03.-07.03.1997
 Göttingen, 03.-06.03.1998
 Göttingen, 01.-03.03.1999
 Göttingen, 06.-10.03.2000
 Göttingen, 12.-16.03.2001

Vorschau:

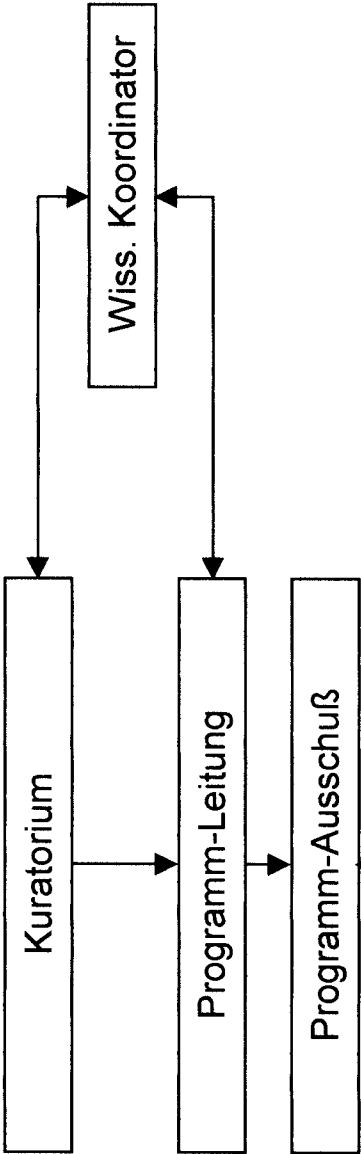
- 10. STAB-Workshop

Göttingen, 14.-16.11.2001

- Kurs "PIV"

Göttingen, 04.-08.03.2002
 (voraussichtlich)

Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", AG STAB
Organigramm



Projektgruppen Fachkreise	Flügel großer Streckung	Flügel kleiner Streckung	Drehflügel	Stumpfe Körper/ Rümpfe	Laminarhal- tung von Tragflügeln	Hyperschall	Aeroelastik
Physikalische Grundlagen							
Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation							
Meßtechnik							
Anlagen							

Kuratorium

NN		(BMVg, Bonn)
Dipl.-Ing. Friedrich		(Panavia, München)
MinRat Friske		(BMW, Bonn)
Prof. Dr. Gersten		(Universität Bochum)
NN		(BMBF, Bonn)
Prof. Dr. Kröll	<u>(Sprecher)</u>	(DLR, Köln)
Dr. Lachenmeier		(DFG, Bonn)
Prof. Dr. Laschka		(DGLR, Bonn)
Prof. Madelung		(TU München)
Dipl.-Ing. Schmidt		(MTU, München)
NN		(Fairchild-Dornier, Weßling)
Dr. Stüssel	<u>(Stellv. Sprecher)</u>	(DC Aerospace Airbus, Hamburg)
Prof. Dr. Weyer		(DLR, Köln)
NN		(DLH, Hamburg)

Programm-Leitung

Prof. Dr. Ballmann		(RWTH, Aachen) Tel.: 0241 / 804636; Fax: 0241 / 8888126 e-mail: ballmann@lufmech.rwth-aachen.de
Dr. Eitelberg		(DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582 e-mail: dnw@nlr.nl
Dr. Hennig		(LFK, Unterschleißheim) Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904 e-mail: paul.hennig@otn.lfk.dasa.de
Dipl.-Ing. Hilbig	<u>(Sprecher)</u>	(EADS Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2751; Fax: 0421 / 538-5034 e-mail: sigrid.schaefer@airbus.dasa.de
Prof. Dr. Körner		(DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320 e-mail: horst.koerner@dlr.de
Dr. Krämer		(EADS Aerospace, München) Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766 e-mail: ewald.kraemer@m.dasa.de
Prof. Dr. G.E.A. Meier	<u>(Stellv. Sprecher)</u>	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889 e-mail: g.e.a.meier@dlr.de
Prof. Dr. Nitsche		(Technische Universität Berlin) Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955 e-mail: w.nitsche@ilr.tu-berlin.de
Dipl.-Ing. Polz		(Eurocopter Deutschland, München) Tel.: 089 / 6000-3658; Fax: 089 / 6000-6888 e-mail: guenther.polz@eurocopter.de
NN		(Fairchild-Dornier, Weßling)
Dr. Weiland		(Astrium-Space, München) Tel.: 089 / 607-28473; Fax: 089 / 607-28629 e-mail: claus.weiland@astrium-space.com

Stand: April 2001

Projektgruppen

Flügel großer Streckung

Sprecher:

Prof. Dr. Thiede (EADS Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-3671; Fax: 0421 / 538-4486
e-mail: peter.thiede@airbus.dasa.de

Flügel kleiner Streckung

Dr. Hakenesch (EADS Aerospace, München)
Tel.: 089 / 607-22291; Fax: 089 / 607-29766
e-mail: peter.hakenesch@m.dasa.de

Drehflügler

Prof. Dr. Wagner (Universität Stuttgart)
Tel.: 0711 / 685-3580; Fax: 0711 / 685-3438
e-mail: sekr@iag.uni-stuttgart.de

Stumpfe Körper/Rümpfe

Dr. Hennig (LFK, Unterschleißheim)
Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904
e-mail: paul.hennig@otn.lfk.dasa.de

**Laminarhaltung von
Tragflügeln**

Dr. Redeker (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2960; Fax: 0531 / 295-2962
e-mail: guenter.redeker@dlr.de

Hyperschall

Dr. Weiland (Astrium-Space, München)
Tel.: 089 / 607-28473; Fax: 089 / 607-28629
e-mail: claus.weiland@astrium-space.com

Aeroelastik

Prof. Dr. Hönlinger (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862
e-mail: heinz.hoenlinger@dlr.de

Fachkreise

Physikalische Grundlagen

PD Dr. Dallmann (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2442; Fax: 0551 / 709-2270
e-mail: uwe.dallmann@dlr.de

Prof. Dr. Tropea (Technische Universität Darmstadt)
Tel.: 06151 / 16-2854; Fax: 06151 / 16-4754
e-mail: ctropea@sla.tu-darmstadt.de

**Mathematische Grundlagen/
Numerische Simulation**

Prof. Dr. Kröner (Universität Freiburg)
Tel.: 0761 / 203-5637; Fax: 0761 / 203-5632
e-mail: dietmar@mathematik.uni-freiburg.de

Meßtechnik

Dr. Raffel (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2817; Fax: 0551 / 709-2830
e-mail: markus.raffel@dlr.de

Anlagen

Dr. Eitelberg (DNW, Emmeloord)
Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
e-mail: dnw@nlr.nl

Wissenschaftlicher Koordinator

Dr. Heinemann (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2108; Fax: 0551 / 709-2135
e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de

STAB-Schwerpunktthemen

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

Prof. Dr. Thiede
Dr. Dallmann
Prof. Dr. Friedrich

(DC Aerospace Airbus, Bremen)
(DLR, Göttingen)
(TU München)

DFG-SP-Programme/-Forschergruppe

- Transition
- Strömungsmechanische Grundlagen der Durchflußmessung

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

(Universität Stuttgart)
(Universität-GH-Essen)

DFG-Innovations-Kolleg

- Magnetofluidodynamik (MFD) elektrisch leitfähiger Flüssigkeit Prof. Dr. Grundmann

(TU Dresden)

DFG: Deutsch-Französisches Gemeinschaftsprogramm

- Numerische Strömungssimulation/
Simulation Numérique d'Ecoulements

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

(RWTH Aachen/Universität Marseille)

DFG-Sonderforschungsbereiche

- Transatmosphärische Flugsysteme
- Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen
- Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger
Raumtransportsysteme
- Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen
- Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechsel-
wirkung an Tragflügeln
- Adaptive Strukturen im Flugzeugbau und Leichtbau

Prof. Dr. Sachs

(TU München)

Prof. Krause, Ph.D.

(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Messerschmid

(Universität Stuttgart)

Prof. Dr. Fernholz

(TU Berlin)

Prof. Dr. Ballmann

(RWTH Aachen)

Prof. Dr. Kröplin

(Universität Stuttgart)

DFG-Gemeinschaftsprojekt

- Transferprojekt Blattspitzenwirbel-Kanalstoßinteraktion
in transsonischen Verdichterrohren und ihr Einfluß auf
die Stabilitätsgrenze in Verdichtern

Prof. Dr. Ballmann

(RWTH Aachen)

Stand: April 1999

(Dieses ist lediglich eine Auswahl. Weitere Aktivitäten finden in den diversen Forschungsverbünden des BMBF, der DFG, der EU, etc. statt.)

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

allerspätstens aber bis zum Jahresende 2001.

(Der Erscheinungszyklus der Jahresberichte wird ab 2001 umgestellt!! Die Sammelaktion ist nunmehr zum jeweiligen Jahresende abzuschliessen.)

Kopieren Sie sich bitte zu diesem Zweck die folgenden beiden verbindlichen Blanko-Seiten - oder stellen sich das Raster entsprechend selbst her.

Bitte halten Sie sich unbedingt an das vorgegebene Raster von maximal 2 Seiten pro "Mitteilung".

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

Wenn Sie Fotos einfügen, nehmen Sie bitte keine Kopien.

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

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung:

Tel.: 0551 / 709 - 2108
Fax : 0551 / 709 - 2135
e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de

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:

STAB



echtzeit

STRÖMUNGSFORSCHUNG

Aerodynamiker vor erheblichen Aufgaben

12. DGLR/STAB-Symposium in Stuttgart – hohes wissenschaftliches Niveau

Stuttgart – Das von der deutschen strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft STAB initiierte 12. DGLR/STAB Fach-Symposium zur „Strömungsmechanik“ wurde vor kurzem an der Universität Stuttgart durchgeführt. Gastgeber war das Institut für Aerodynamik und Gasdynamik. Leiter der Programm-Kommission und gleichzeitig Organisator war Professor Siegfried Wagner, tatkräftig unterstützt von seinen Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern.

In der STAB sind alle wichtigen Gebiete der Strömungsmechanik – insbesondere die der Luft- und Raumfahrt – aus Grundlagenforschung, Großforschung und Industrie in Deutschland zusammengeschlossen. Bei der Gründung Ende der 80-er Jahre stand die Idee dahinter, über ein hochaktuelles fachliches Thema – identifiziert wurde seinerzeit „Strömungen und Ablösung“ – Forschungsverbünde aus der Industrie, den Hochschulen und der Großforschung zu organisieren. In den folgenden Jahren sind auch andere strömungsmechanische Fragestellungen aufgegriffen worden, womit die STAB sich in der Fachwelt einen wohlbekannten Namen erworben hat. Es sind aber nicht nur diejenigen angesprochen, die sich mit den traditionellen Themen der Strömungsmechanik beschäftigen, sondern es können auch Probleme aus dem Automobilbau, der Gebäudeaerodynamik, der Verfah-

renstechnik, dem Motorenbau, usw. diskutiert werden.

Vor insgesamt ca. 140 Teilnehmern wurden ca. 70 Vorträge in zwei parallelen Sitzungen gehalten. Die Programm-Kommission hatte ein sehr interessantes Programm zusammengestellt. Das Symposium stand einmal mehr auf sehr gutem wissenschaftlichen Niveau, auch unter Anlegung internationaler Maßstäbe. Insgesamt kamen die Beiträge zu 14 Prozent aus der Industrie, zu 38 Prozent aus dem DLR und zu 48 Prozent von den Hochschulen.

Auch die wie immer sehr zahlreichen jungen Teilnehmer werden einmal mehr wieder die Überzeugung gewonnen haben, dass in Forschungsverbünden aus Industrie, Universitäten und Großforschung beeindruckende wissenschaftliche Leistungen erreicht werden. Wie schon auf den letzten Symposien waren einmal mehr die positiven Auswirkungen der

vernetzten Forschungsförderungen deutlich sichtbar. Den Teilnehmern wurden nachhaltig auch Perspektiven und Anreize für ihr zukünftiges Tun eröffnet und geboten.

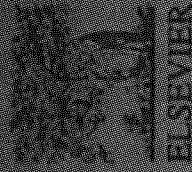
Dabei zeigte sich auch, dass es glücklicherweise doch gelungen ist, in Deutschland eine hochmotivierte und kompetente jüngere Forscher-Generation auf diesem Fachgebiet zu erhalten, was die Voraussetzung zur Bewältigung der großen Aufgaben der Zukunft ist. Allerdings wurde auch darüber diskutiert, dass für die beiden entscheidenden Aufgaben der Zukunft – Airbus A380 und Militär-Transporter A400M – mehr Aerodynamiker erforderlich sind als der – nationale – Markt derzeit hergibt.

Das Tief bei den Studienanfängern scheint wohl inzwischen überwunden, aber bis zu ihrer Verfügbarkeit wird es naturgemäß noch dauern. Die industriepolitischen Entscheidungen in der Vergangenheit haben ganz offensichtlich junge Menschen stark irritiert, so dass sie sich anderen Fachrichtungen zugewandt haben. So bleibt die Hoffnung, dass die von Politik und Wirtschaft initiierten derzeitigen Kraftanstrengungen in Deutschland, die Jugend wieder für die Ingenieurwissenschaften zu gewinnen, dauerhafter Erfolg beschieden ist. ■

Dr. H.-J. Heinemann

Aerospace Science and Technology

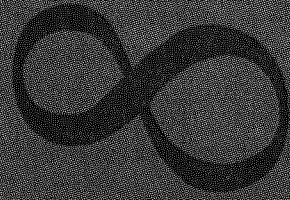
*A vision
of the future
in all aerospace
fields*



CIRA, DLR/DGLR, FFA,
INTA, NLR, ONERA

Formerly

La Recherche
Aérospatiale
ZfW - Zeitschrift für
Flugwissenschaften und
Weltraumforschung



issues
a year

Aerospace Science and Technology

The full scope of aerospace research and technology

Aerospace Science and Technology publishes original papers and review articles related to all fields of aerospace research, from fundamental research to industrial applications for the design and the manufacture of aircraft, helicopters, missiles, launchers, and satellites.

Main scientific topics are related to:

- fluid dynamics,
- materials,
- structures,
- propulsion,
- flight mechanics,
- guidance and control,
- noise,
- sensor technology,
- automatic systems,
- data processing and transmission.

An international editorial team

The merger of *La Recherche Aérospatiale* and *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*, ZfW, both leading journals in France and Germany, gave birth in 1997 to Aerospace Science and Technology (AST), published by a binational team under the auspices of the national research establishments ONERA and DLR, in cooperation with DGLR.

In 1999, four other European aerospace research establishments have joined ONERA and DLR/DGLR within AST: CIRA (Italy), INTA (Spain), NLR (The Netherlands) and FFA (Sweden), giving the journal a dimension truly representative of the weight of European countries within the aerospace research community.

Aerospace Science and Technology welcomes papers from all over the world.

It proposes articles of outstanding scientific quality and actuality including condensed versions of recently finished

PhD-theses from all organizations. Each article is reviewed by two referees.

Editors-in-Chief

Ingénieur Général Jean Carpentier (ONERA)
Professor Dr. Fred Thomas (DLR/DGLR)

Managing Editors

Dr. Khoa Dang-Tran (ONERA)
dang@onera.fr

Dr. Hans-Joachim Heinemann (DLR)
hajo.heinemann@dlr.de

Assistant Editorial Secretary

Dr. Alain Boutier (ONERA)
boutier@onera.fr



January 2000

SUBSCRIPTION INFORMATION

France: FF 1460 / € 222.58

EU*: FF 1477 / € 225.17

North, Central and South America: US\$ 302

All prices include air delivery.

* Customers resident in the EU (European Union) liable for VAT (5.5%). For tax exemption, VAT registration number must be indicated.

Special rates apply for members of CIRA, DLR/DGLR, FFA, INTA, NLR, ONERA please contact your society.

PLEASE

- ☐ enter my subscription for 2000 to **Aerospace Science and Technology**
- ☐ find enclosed my cheque payable to ÉDITIONS ELSEVIER
- ☐ debit my credit card (CB, EUROCARD, MASTERCARD, VISA)

_____ expires _____ n° _____

Total amount of order

SIGNATURE

1000

- ☐ send me a proforma invoice
- ☐ send me a free sample copy of **Aerospace Science and Technology**
- ☐ send me the Instructions to Authors for **Aerospace Science and Technology**

NAME _____

FIRST NAME

OCCUPATION / POSITION

PHONE

ADDRESS

CITY / STATE / POSTAL CODE

COUNTRY

VAT REGISTRATION N°

Please, send to: Elsevier
Subscription Department
23, rue Lincoln

25, rue Lavoisier
75774 Paris cedex 15, France

13724 PARIS CERCX I.S., FRANCE
in North, Central and South America

These are the words of the Lord.

best chance and would be pleased to discuss any
other questions with you. Please contact me at
603-883-1300 or 603-883-1301.

Pennsylvania Department of Education
 Harrisburg, PA 17120-7576 USA

Please make check payable to Kidzities Missouri

ÉDITIONS
EL SEVIER

A member of Elsevier Science

<http://www.elsevier.fr>

<http://www.1774fun.com>
 1774fun.com is where 1774fun.com is made to order. 1774fun.com

ALL are compiled on 60 250/2500" . 2004-09-07 14:38:00

100

for faster service, subscribe today!

by fax: +33 1 45 58 94 24

by e-mail: abt2@elsevier.fr

please send to:

ÉDITIONS ELSEVIER

223, rue Linois - 75724 Paris cedex 15 - France

Tel.: +33 1 45 58 90 67 Fax: +33 1 45 58 94 24

Editorial Board

Prof. F. Adhikari (NLR)
 Dr. J. Cousteix (ONERA)
 Dr. H.L. Duda (Euro Telematik, Elm)
 Mr. A. Galassi (CIRA)
 Prof. Dr. D.K. Henneke (TU Darmstadt)
 Dr. P. Kuentzmann (ONERA)
 Dr. A.-M. Mainguy (ONERA)
 Ing. Gen. Dr. J.-P. Marce (ONERA)
 Dr. J.M. Pinado (INTA)
 Dr. G. Redeker (DLR)
 Dr. P. Sindelar (FFA)
 Prof. Dr. Elm. H. Telle (TU Darmstadt)

25 free reprints
 no page charges*

Journal indexed in:
 Current Contents (EC & T),
 Science Citation Index, Sci Search,
 Research Alert

*Full reprints to authors will be provided upon request

Selected published and forthcoming papers

- The MEGAFLOW project
N. Kroll, C.C. Rossow, K. Becker, F. Thiele
- Influence of propulsion efficiency on contrail formation
U. Schumann
- Performance prediction and flowfield analysis of rotors in hover, using a coupled Euler/boundary layer method
P. Beaumier, G. Arnaud, C. Castellin
- Evolution of Ni-based superalloys for single crystal gas turbine blade applications
P. Caron, T. Khan
- Active sidestick technology – a means for improving situational awareness
D. Hanke, C. Herbst
- Numerical approach for assessment of dynamic strength for riveted joints
B. Langrand, É. Deletembe, É. Markiewicz, P. Drazétic
- Experimental technique for the investigation of artificially generated disturbances in planar laminar hypersonic boundary layers
D. Kastell, A.N. Shiplyuk
- Short antenna spaceborne SAR concepts
J.-P. Aguttes
- Impact of mission requirements and constraints on conceptual launch vehicle design
M. Rahn, U.M. Schöttle, E. Messerschmid
- Correlations to include heat transfer in gas turbine performance calculations
C. Riegler

- Vibrational relaxation of CO₂ (*m,n,p*) in a CO₂-N₂ mixture.
 Part 1: Survey of available data
V. Joly, A. Roblin

- Vibrational relaxation of CO₂ (*m,n,p*) in a CO₂-N₂ mixture.
 Part 2: Application to a one-dimensional problem
V. Joly, C. Marmignon, P. Jacquet

- Flightpath predictor for minimum pilot compensation
G. Sachs

- A methodology for multi-objective design assessment and flight control synthesis tuning
H.-D. Joos

- μ Tools for flight control robustness assessment
C. Doll, G. Ferreres, J.-F. Magni

- Identification of modal parameters, generalized and effective masses during base-driven tests
U. Füllekrug, J.M. Sinapius

ON LINE SERVICES

<http://www.elsevier.fr>

<https://www.elsevier.nl>

▲ abstracts, contents, subscription + secure transactions

<http://www.onera.fr/cst>

<https://www.dlr.de/cst>

NEW

<http://www.sciencedirect.com>

▲ full-text articles, abstracts, contents, references



ÉDITIONS ELSEVIER

Subscription Department

23, rue Linois - 75724 Paris cedex 15 - France

Tel.: +33 1 45 58 90 67 Fax: +33 1 45 58 94 24

abr2@elsevier.fr

ELSEVIER

EINLADUNG

zum

10. STAB-Workshop

14. - 16. November 2001

im DLR-Standort Göttingen

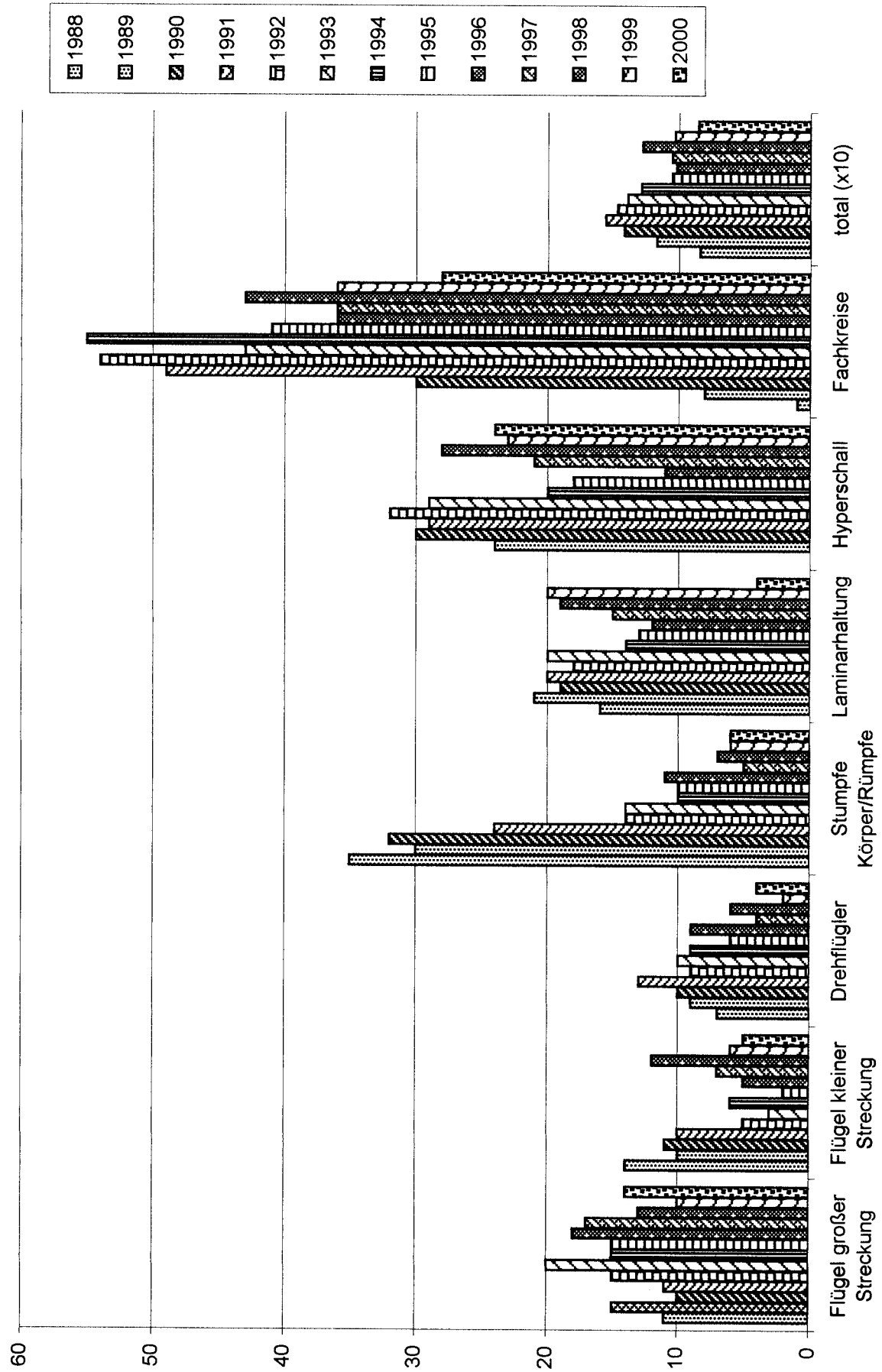
Für Vortragsanmeldungen sind ausschliesslich die 2-seitigen „Mitteilungen“ zu verwenden. Bitte schicken Sie diese bis spätestens

19. Oktober 2001

an den für Sie zuständigen Projektgruppen- bzw. Fachkreisleiter und an die Geschäftsstelle.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle jederzeit gerne zur Verfügung:
Tel.: 0551 / 709 -2108; Fax: -2135;
e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de.

Statistik "Anzahl der Mitteilungen"





Was ist die DGLR



Die Gesellschaft

Gliederung

Ehrungen

News

Veranstaltungen

Literatur

Forum

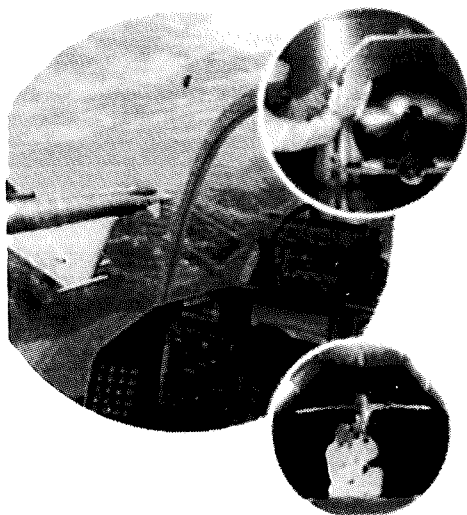
Links

JobServer

Kontakt

Die Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal - Oberth e.V. ist die älteste Institution in der Bundesrepublik Deutschland, die allen Bürgern, die sich beruflich oder privat mit Luft- und Raumfahrt beschäftigen, ein gemeinsames Dach und ein fachübergreifendes Aktions und Informationsforum bietet.

Die DGLR steht für Forschung, Wissenschaft und Technik der Luft- und Raumfahrt. Mit ihren mehr als 4000 Mitgliedern aus allen mit dieser Branche verbundenen Berufs- und Ausbildungssparten ist die DGLR die größte und zugleich einzige Vereinigung in Deutschland, die in sämtlichen Fach- und Arbeitsbereichen der Luft- und Raumfahrt vertreten ist - von der Industrie bis zum Ministerium, von der Lehre bis zur Forschung.



Die DGLR wirkt als Bindeglied und Kommunikationsstrang zwischen den einzelnen Disziplinen und fördert den nationalen und internationalen Erfahrungsaustausch zwischen Industriefirmen, Behörden, Forschungsinstituten und Universitäten.

Die DGLR ist ein Treffpunkt für Luft- und Raumfahrt. Sie handelt unabhängig von einzelnen Interessengruppen als Anwalt der Luft- und Raumfahrt und als Sprachrohr ihrer Mitglieder. Sie informiert, diskutiert und agiert. Sie trägt die wissenschaftlichen, technischen, wirtschaftlichen und kulturellen Leistungen der Luft- und Raumfahrt in die Öffentlichkeit. Sie will die Leistungen, aber

auch die Probleme der Luft- und Raumfahrt allen Gesellschaftsschichten bewußt machen. Sie informiert und berät auf allen Ebenen der Politik, der Wirtschaft und des öffentlichen Lebens, um die Bedeutung der Luft- und Raumfahrt für den Erhalt der Spitzenstellung Deutschlands in Forschung, Technik und Industrie zu untermauern.

Mit Symposien und Fachtagungen, mit der Mitwirkung an internationalen Veranstaltungen und mit Diskussionsrunden auf regionaler Ebene erreicht sie innerhalb und außerhalb Deutschlands einen breit angelegten und tiefreichenden Informations- und Erfahrungsaustausch.

Sie fördert technische und wissenschaftliche Arbeiten in der Luft- und Raumfahrt und setzt sich für die Anwendung der in diesen Arbeiten gewonnenen Erkenntnisse ein. Mit wissenschaftlich-technischen Veröffentlichungen schafft sie ein weitreichendes Informationsforum für die Fachwelt und den interessierten Laien.

Aus dem Bewußtsein heraus, dass die technische, wirtschaftliche und ökologische Zukunft unserer Gesellschaft ganz wesentlich vom Stellenwert der Luft- und Raumfahrt bei der Jugend abhängt, bemüht sich die DGLR insbesondere um das Engagement junger Menschen. Sie fördert den fachlichen Nachwuchs, die Weitergabe von Erfahrungen und Innovationen und arbeitet damit am Erhalt und an der Fortentwicklung der Luft- und Raumfahrt in Deutschland.

Als gemeinnütziger Verein will die DGLR gerade in wirtschaftlich schwierigen Zeiten und in einer Zeit des sozialen Umbruchs Verantwortung übernehmen und sich für die Stärkung des Standortes Deutschland mit den technischen und geistigen Innovationsmöglichkeiten der Luft- und Raumfahrt einsetzen.



Fundamentals of Sailplane Design

Grundlagen für den Entwurf von Segelflugzeugen

Fred Thomas

Professor of Aerodynamics,
Technical University of Braunschweig

Former Director, DLR
Braunschweig Research Center

Judah Milgram, translator and contributor

College Park Press

Anfragen richten Sie bitte an: fred.thomasbs@t-online.de

ISBN 0-9669553-0-7

Library of Congress Catalog Card Number: 99-61150

Thomas, Fred and Milgram, Judah (contributor), "Fundamentals of Sailplane Design", College Park Press, College Park Maryland, USA, 1999. Includes bibliographic references and index.

Contents

Basics of Aerodynamics and Flight Mechanics

Design Requirements

Sailplane Design Optimization

Evaluation of Performance and Flying Qualities

Trends in Sailplane Development

Appendix: Sailplane Design Data and Drawings

Appendix: Flight Test Protocol

Aircraft Index

- 24 -

Projektgruppe "Flügel grosser Streckung"**Seite**

Evans/ Friedrich	Grobstruktursimulation der Umströmung eines Tragflügelprofils bei großem Anstellwinkel	30
Faßbender	Berechnung von Strömungen mit hohen Reynoldszahlen, insbesondere effizientes, robustes Lösen von Turbulenzgleichungen	32
Gauger	Aerodynamic shape optimization using continuous adjoint flow equations	34
Gritzki	Numerische Simulation transsonischer Strömungen um harmonisch dreh- und schlagschwingende Flügel mit Hilfe des Tau-codes	36
Hübner/ Löser	Verbesserung bei der Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa bei Verkehrsflugzeugen	38
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmmarrays an Hochauftriebs-Flügeln	40
Möller/ Bergmann	Experimental investigation of the flow close to the surface of a high lift airfoil configuration in a large wind tunnel	42
Nebel/ Hummel	Bestimmung der Höhenleitwerkswirksamkeit mit einem Navier-Stokes-Verfahren	44
Reckzeh	Die Bedeutung von Hochreynoldszahlmessungen für den Entwurf von Airbus-Hochauftriebskonfigurationen	46
Reckzeh	Aerodynamische Entwurfsarbeiten für den A380-Hochauftriebsflügel	48
Schell/ Özger/ Jacob	Influence of different flap setting on the hazard posed to following aircraft	50
Stumpf	Numerical investigation of the effect of the high-lift configuration of a transport aircraft on its vortex wake	52
Tinapp	Beeinflussung von Ablösung an einer Hochauftriebskonfiguration durch Periodische Anregung	54
Wild	Numerical investigation of the Reynolds-number effect on the setting sensitivity Of a 2d high-lift multi-element airfoil	56

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"**Seite**

Bock/ Tusche/ Jacobs/ Bruse	Instationäre Messungen an einem rotierenden Modell im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG)	58
Herrmann	Estimation of the aerodynamic effect of a SCT high-lift system at low speed	60
Höhler/ Heddergott/ Otter/ Psolla-Bress	Experimentelle Simulation manövrierender Kampfflugzeuge	62
Seidler	Einsatz der Programmsteuerung für die multidisziplinäre Simulation des manövrierenden Flugzeugs	64

Weishäupl/ Sickmüller/ Pechloff	Small disturbance Euler-Verfahren angewandt auf einen Deltaflügel bei Klappenschwingungen	66
Projektgruppe "Drehflügler"		Seite
Hofmann/ Ballmann	Blattspitzenwirbel in transsonischen Axialverdichtern	68
Pahlke	Berechnung von Rotoren im schnellen Vorwärtsflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer	70
Raffel/ Richard	Detektion von Dichtegradienten an Hubschrauber-Rotorblättern im Flug	72
Trenker	Adaptive Profile zur instationären Strömungsbeeinflussung	74
Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"		Seite
Esch	Flugkörper mit Gitterleitwerken	76
Nöding/ Stern/ Weinand	CFD-Analysen von Hochgeschwindigkeitsflugkörpern und Vergleich mit Windkanalmessungen	78
Nastase	Zonal, spectral solutions for the Navier-Stokes layer	80
Nastase	The computation and visualization of the lateral disturbance velocity on Delta wings in supersonic flow	82
Reisch/ Reynier	Development and application of a Navier-Stokes solver to hypersonic missiles with lattice wings using the actuator disk concept	84
Srulljes/ Seiler	Versuche im Stoßrohr-Windkanal des ISL bei realen Flugbedingungen für zukünftige V/SHORADS	86
Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"		Seite
Bieler	Bedeutung einiger widerstandsreduzierender Technologien im zivilen Flugzeugbau in Bezug auf zukünftige Markt Trends	88
Herr/ Würz/ Wörner/ Rist/ Wagner	Systematische Untersuchungen zum Einfluss von Parameteränderungen auf die akustische Rezeptivität einer Einzelrauigkeit in einer 2D-Profil-Grenzschicht	90
Janke	Empfindlichkeitsanalyse von Tragflügelgrenzschichten hinsichtlich Oberflächenrauigkeit und Absaugung	92
Traore	Laminar design for supersonic civil transport (SCT)	94

Projektgruppe "Hyperschall"	Seite
Bleilebens/ Olivier	Einfluss der Strömungsbedingungen und der Oberflächentemperatur auf die Stoss/Grenzschicht-Wechselwirkung an Steuerflächen und Triebwerkseinläufen im Hyperschall 96
Bozic/ Lüdeke	Vorhersage der aerothermischen Belastungen an turbulenten Steuerklappen des CRF (Crew Return Vehicle) 98
Brandl	Approximative Entwurfsverfahren 100
Brodbeck	Entwicklung eines hybriden (strukturiert/unstrukturierten) Strömungslösers 102
Cvrlje	Numerische Simulation der Nickbewegung eines Orbiters 104
Decker	Numerische Analyse der Längs- und Seitenbewegung im Hyperschall am Beispiel der X38/CRV-Konfiguration zur Bestimmung der instationären Derivativa 106
Dujardin/ Longo	Validation of the DLR TAU-code for the computation of hypersonic turbulent flows 108
Eggers	Aerodynamic analysis of the dual mode ramjet vehicle JAPHAR 110
Eggers	Influence of the fluid-structure coupling of the heat loads of a forebody with small leading edge bluntness 112
Friedrich/ Sesterhenn	Rezeptivitätsanalyse der Staulinieninstabilität eines stumpfen Körpers im Hyperschall 114
Frühau	Numerische Wiedereintrittsaerothermodynamik 116
Henckels/ Gruhn	Experimentelle Untersuchung einer Düsenströmung für Hyperschallantriebe 117
Henckels	Experimentelle Optimierung eines Hyperschall-Einlaufs bei hohen Unterschiedlichen Anström-Machzahlen 119
Henze/ Schröder	Berechnung von Strömungsfeldern für Komponenten von Raumflugzeugen 121
van Keuk/ Reinartz/ Ballmann	Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $M > 1$ 123
Link/ Koschel	Computation of the expansion flow of a hypersonic propulsion system 125
Mack	Nutzung des unstrukturierten Tau-Codes zur Strömung-Struktur Kopplung im Rahmen des DLR-Projektes IMENS 127
Mack	Erweiterung des DLR-Tau-Codes zur effizienten Berechnung von Hyperschallströmungen 129
Pagella/ Rist/ Wagner	Direkte numerische Simulation der Stoss-/Grenzschicht-Interaktion der ebenen Platte im Hyperschall 131
Staudacher/ Müller, J.	Vergleich unterschiedlicher Messtechniken bei stoßinduzierter Ablösung 133
Ting	Experimentelle Analyse der Grenzschichtablösung am EOS im Überschall-Windkanal 135

Triesch	Windkanaluntersuchungen an Einläufen für Hyperschallantriebe	137
Verma/ Koppenwallner	Study of shock-wave boundary layer interaction flowfield on a 24° ramp model	139
Weber	Turbulenzmodellierung für Wiedereintrittskörper	141

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Seite

Brede/ Leder	Turbulenzstrukturen im Zylindernachlauf in der Transition	143
Grundmann/ Buckisch/ Frey/ Müller, L.	Experimentelle Untersuchungen zum Verhalten punktförmig emittierter Störungen in einer laminaren Plattengrenzschicht	145
Koch	Kausale Stabilitätsanalyse primärer und sekundärer Querströmungswirbel in der dreidimensionalen Grenzschicht des DLR-Prinzipexperiments	147
Opfer/ Grosche/ Ronneberger	Aktive Beeinflussung 3-dimensionaler Grenzschichtstörungen durch Methoden der adaptiven Signalverarbeitung	149
Sturzebecher/ Nitsche	Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten durch die kaskadierte Anordnung von Sensor-Aktuatorsystemen	151

Fachkreis "Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation"

Seite

Bunge/ Rungg/ Thiele	Turbulente Strömungen um ein zweidimensionales Segel	153
Carstens/ Schmitt	Investigation of Fluid-Structure Interaction in Vibrating Cascades Using a Time Domain Method	155
Deister/ Hirschel	Selbstorganisierende hybrid-kartesische Netzgenerierung und Strömungsberechnung	157
Djugum/ Haddzić/ Jarkirlić/ Tropea	Reynolds-Spannungsmodellierung von Hinterkantenablösung	159
Hein/ Dallmann	Untersuchung der nichtlinearen Stadien des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags mittels nicht-linearer nichtlokaler Transitionsanalysen und sekundärer Instabilitätstheorie für das Fokker 100 Freiflugexperiment im Rahmen des EU-Projektes ALTA	161
Heinrich	Numerische Simulation von Wirbelbegegnungen unter Verwendung der „Chimären-Technik“	163
Hesse/ Britten/ Ballmann	Gitterdeformation für aeroelastische Untersuchungen	165
Klioutchnikov/ Ballmann	Differenzenverfahren hoher Ordnung für die DNS turbulenter kompressibler Strömungen	167

Krumbein	Kopplung des DLR Navier-Stokes-Löser FLOWer mit einer e^N -Datenbankmethode zur laminar-turbulenten Transitionsvorhersage an Tragflügelprofilen	169
Lavante/ Perpéet	Numerische Simulation der gestörten Anströmung in Wirbelzählern	171
Rakowitz	Netzverfeinerungsstudie mit einer UHCA Flügel-Rumpf Konfiguration mittels Richardsonextrapolation und Grid Convergence Index GCI	173
Rossow	Convergence Acceleration on unstructured meshes	175
Schmidt/ Thiele	Untersuchungen zum Einfluss der LES Feinstrukturmodellierung auf Strömungen mit Ablösung	177
Schöning/ Schütte	Instationäre Navier-Stokes-Rechnung um einen nickenden Deltaflügel auf einem unstrukturierten Netz	179
Schwarz	Erweiterung eines Navier-Stokes-Verfahrens auf nicht kontinuierlich verlaufenden Netzlinien an Blockrändern	181
Tremblay/ Friedrich	An algorithm to treat incompressible flows bounded by arbitrarily shaped surfaces with cartesian meshes	183
Widhalm	Untersuchungen zum Einfluss von Rekonstruktionsmethoden und zur Auswirkung von Limitern im unstrukturierten TAU-code	185
Wienberg/ Herrmann	Numerical investigation of the Reynolds-number effect on the setting sensitivity of a 2d high-lift multi-element airfoil	187

Fachkreis "Meßtechnik"

Seite

Burkhardt/ Dinata/ Nitsche	Erfassung statischer und dynamischer Wandschubspannungen mit einem piezoresistiven Oberflächenzaun	189
Buschmann	A new calibration curve for Preston tube measurements	191
Hillenherms	Experimenteller Aufbau für instationäre Druck- und Kraftmessungen an einem schwingenden Profilmodell in transsonischer Anströmung	193
Schröder/ Kompenhans	Investigation of structures of K- and oblique-type of transition in a flat plate boundary layer flow using stereo PIV	195

Fachkreis "Anlagen"

Seite

Koch/ Rosemann	Zeitliche und räumliche Turbulenzentwicklung in einem Rohrwindkanal und deren Einfluss auf die Transition an Profilmodellen	197
-------------------	---	-----

Mitteilung

Projektgruppe: Flügel großer Streckung
Fachkreis: Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: G. S. Evans, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich
Institution: Fachgebiet Strömungsmechanik, Technische Universität München
Adresse: Boltzmannstraße 15
85748 Garching
Telefon: 089 / 289-16140
Telefax: 089 / 289-16139
E-Mail: Evans@lrz.tum.de
weitere Partner: Dr.-Ing. M. Breuer (Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen-Nürnberg)
PD Dr. U. Ch. Dallmann (Institut für Strömungsmechanik, DLR, Göttingen)
Thema: **Grobstruktursimulation der Umströmung eines Tragflügelprofils bei großem Anstellwinkel**

Ausgangssituation:

Die Umströmung eines Tragflügels bei großem Anstellwinkel und hoher Reynoldszahl führt zu komplexen dreidimensionalen und instationären Ablösevorgängen, die noch wenig verstanden sind und sich daher der rechnerischen Vorhersage weitgehend entziehen. Direkte numerische Simulationen solcher für die Aerodynamik interessanter Strömungskonfigurationen sind selbst mit den heutigen Höchstleistungsrechnern noch immer undenkbar. Mit statistischen Turbulenzmodellen können derzeit noch keine akzeptablen Vorhersagen für den Fall einer großskalig abgelösten Strömung an einem stromlinienförmigen Körper gemacht werden. Grobstruktursimulationen versprechen hier schneller zum Ziel zu führen. Jedoch bedarf auch diese Simulationsmethode noch der Weiterentwicklung, weshalb ein Vergleich mit Experimenten wünschenswert ist. Aus diesem Grund hat die Arbeitsgruppe von Dr. Dallmann am DLR-Institut für Strömungsmechanik in Göttingen das Prinzipexperiment COSTWING [1] vorgeschlagen, das soweit wie möglich den Anforderungen und Interessen sowohl der experimentellen als auch der numerischen Seite Rechnung trägt. In COSTWING soll die großskalig abgelöste Strömung um ein Tragflügelprofil vom Typ NACA 4415 untersucht werden, das sich in einem Kanal, bestehend aus zwei parallelen, horizontalen Platten, befindet. Diese Anordnung wurde gewählt, um die Simulationsergebnisse einfacher mit den Daten des Experiments vergleichen zu können und um gleichzeitig die Abmessungen des Rechengebiets möglichst klein zu halten. Ebenso stellt die angestrebte Reynoldszahl von der Größenordnung 10^5 einen Kompromiß zwischen der unteren Durchführbarkeitsgrenze des Experiments und den Auflösungsanforderungen der numerischen Simulation dar.

Ziel:

Es sollen Grobstruktursimulationen des Prinzipexperiments COSTWING durchgeführt werden, um folgende Ziele zu erlangen:

- eine zufriedenstellende Übereinstimmung zwischen Messungen, die am DLR-Institut für Strömungsmechanik in Göttingen (Dr. Dallmann) geplant sind und der Grobstruktursimulation,
- die Schaffung einer Datenbasis, die zur Überprüfung und Weiterentwicklung von Turbulenzmodellen genutzt werden kann,
- ein besseres Verständnis der Physik abgelöster Tragflügelumströmungen unter Berücksichtigung der Topologie der Momentanströmung und der komplexen Dynamik der großskaligen Turbulenzstruktur.

Lösungsweg:

Die Grobstruktursimulationen werden mit dem Strömungslöser MGLET durchgeführt. In diesem Programm werden die in einem kartesischen Koordinatensystem dargestellten inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen gelöst. Der Code basiert auf einem Finite-Volumen-Verfahren mit versetzt angeordneten Geschwindigkeitskomponenten. Seine zeitliche und räumliche Diskretisierung ist von zweiter Ordnung genau, wobei im Raum zentrale Differenzen benutzt werden. Für die zeitliche Diskretisierung wird das explizite Leapfrog-Zeitintegrationsverfahren angewendet. Die Druck-Geschwindigkeits-Kopplung in den Strömungsgleichungen erfolgt nach der Projektionsmethode, die die Lösung eines linearen Gleichungssystems für die Druckkorrektur erfordert, wofür ein iterativer Löser verwendet wird. Das Programm ist mittels MPI durch Gebietszerlegung parallelisiert. Um den Einfluß des Tragflügelprofils auf das Strömungsfeld im kartesischen Gitter richtig wiederzugeben, wurde die von F. Tremblay implementierte Methode zur Behandlung beliebig geformter Körper [2] verwendet. Dabei werden die Maschen, die von der Körperoberfläche geschnitten werden oder sich im Körperinneren befinden, samt ihrer Druck- und Geschwindigkeitsgrößen geblockt, d. h. nicht zur Berechnung der Lösung herangezogen.

Die zur Berechnung der nicht geblockten Maschen benötigten Geschwindigkeitsgrößen der geblockten Oberflächenmaschen werden durch Interpolation bzw. Extrapolation berechnet, wobei die Geschwindigkeit auf der Körperoberfläche berücksichtigt wird, so daß die Haft- und Undurchlässigkeitsbedingung erfüllt sind.

Ergebnis:

Bei den bislang durchgeführten Berechnungen betrug der Anstellwinkel 18° und die Reynoldszahl, gebildet mit der ungestörten Anströmgeschwindigkeit U_∞ , der Profiltiefe c und der kinematischen Viskosität ν , hatte den Wert $Re = 20\,000$. Diese vom Standpunkt der aerodynamischen Anwendung viel zu kleine Reynoldszahl wurde zunächst gewählt, um schneller Voruntersuchungen durchführen zu können. Erste Ergebnisse bei dieser Reynoldszahl für das Smagorinsky-Feinstrukturmodell und das dynamische Modell wurden auf dem 12. DGLR/AG STAB-Symposium präsentiert und zur Veröffentlichung eingereicht [3]. Die Abbildung 1 zeigt Isoflächen der momentanen Geschwindigkeitskomponente in Spannweitenrichtung. Diese Abbildung verdeutlicht das frühe Ablösen der Grenzschicht auf der Profiloberseite und die Transition in der freien Scherschicht.

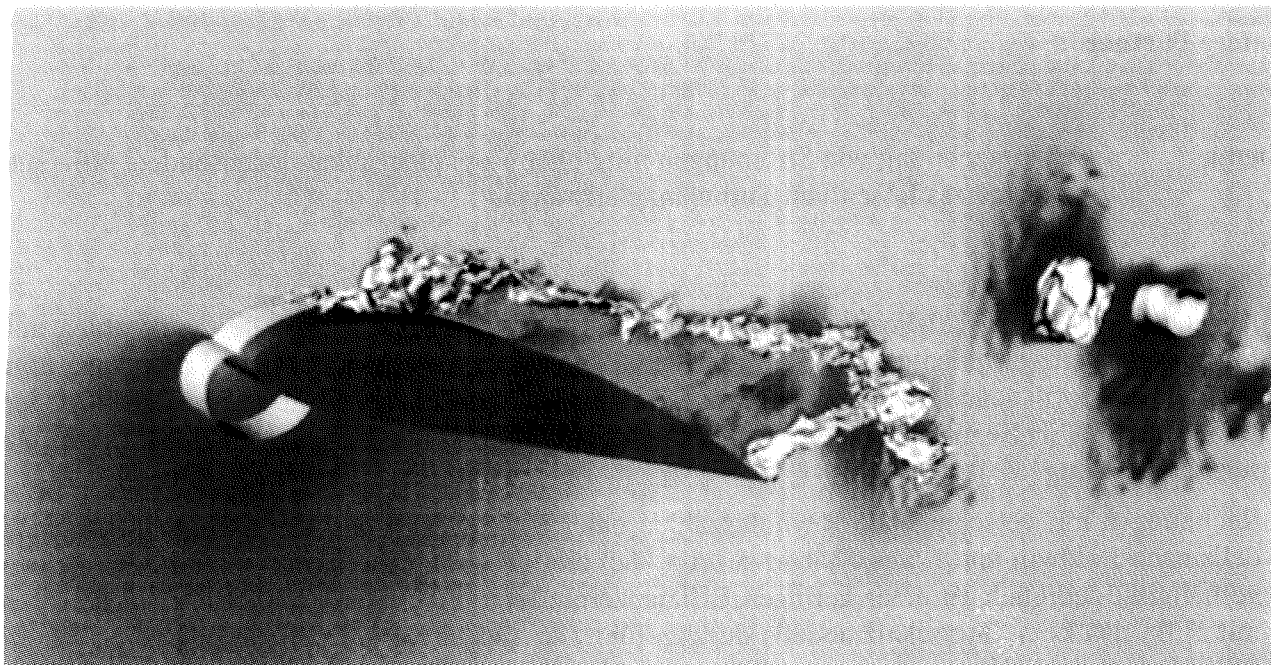


Abbildung 1: Isoflächen der momentanen Geschwindigkeitskomponente in Spannweitenrichtung.

Literatur:

- [1] T. Lerche und U.Ch. Dallmann. Das Prinzipexperiment COSTWING. I: Dokumentation der Aufbauphase. Interner Bericht IB 223-99 A04, DLR - Institut für Strömungsmechanik, Göttingen, April 1999.
- [2] F. Tremblay und R. Friedrich. An algorithm to treat flows bounded by arbitrarily shaped surfaces with cartesian meshes. In *Proceedings of the 12th DGLR/AG STAB-Symposium*. Manuskript wurde zur Veröffentlichung eingereicht, 2001.
- [3] G.S. Evans, F. Tremblay, und R. Friedrich. LES of flow around a NACA 4415 airfoil at high angle of attack. In *Proceedings of the 12th DGLR/AG STAB-Symposium*. Manuskript wurde zur Veröffentlichung eingereicht, 2001.

weiteres Vorgehen:

Erste Untersuchungen der Zweipunkt-Geschwindigkeitskorrelationen deuten an, daß das Rechengebiet in Spannweitenrichtung vergrößert werden muß, wenn weiterhin Periodizität in dieser Richtung angenommen werden soll. Es wird deshalb ins Auge gefaßt, eine Simulation bei $Re = 20\,000$ durchzuführen, bei der die Länge des Rechengebiets in Spannweitenrichtung bei gleichbleibender Auflösung verdoppelt wird, um zu klären, ob der Parameter „spannweitige Gebietsgröße“ Einfluß auf die Lösung hat. Daneben sind Simulationen für eine Reynoldszahl $Re = 10^5$ geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Jens Faßbender

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3357

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Berechnung von Strömungen mit hohen Reynoldszahlen, insbesondere effizientes, robustes Lösen von Turbulenzgleichungen

An Hand des RAE 2822-Profiles wurde untersucht, welchen Einfluß hohe Reynoldszahlen auf die Lösungseffizienz turbulenter Strömungen haben. Zu diesem Zweck wurden mehrere Netze um das RAE 2822-Profil generiert, deren Grenzschichtauflösung an die jeweilige Reynoldszahl angepasst sind. Dies gilt in Bezug auf den ersten Wandabstand ebenso wie für eine gleichbleibende Grenzschichtauflösung.

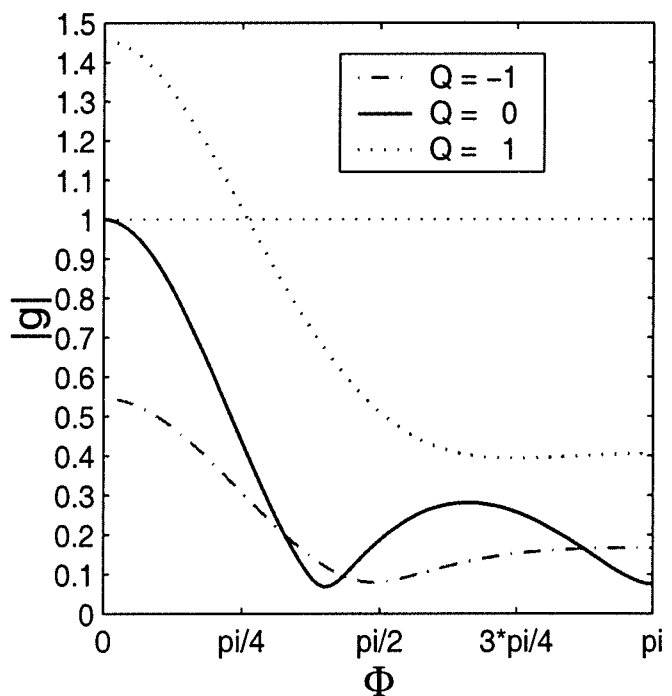
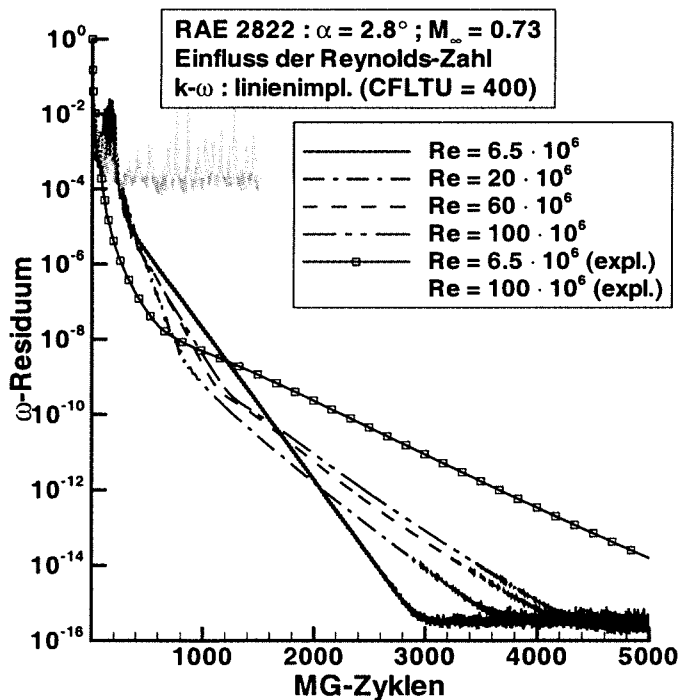
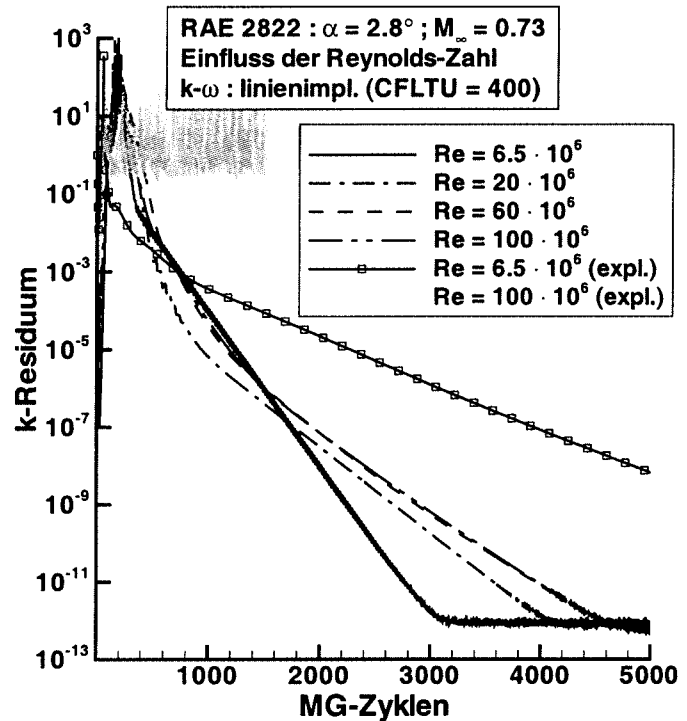
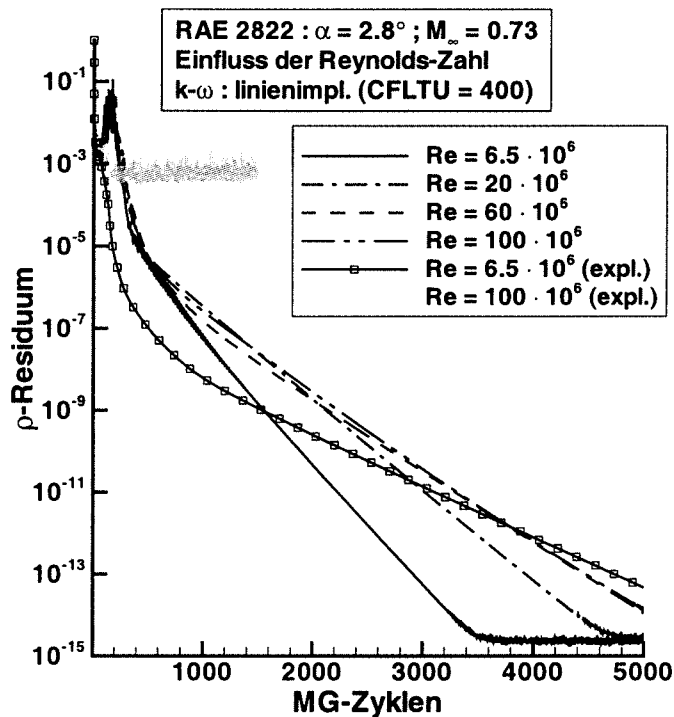
Rechnungen mit verschiedenen Reynoldszahlen unter Verwendung des algebraischen Turbulenzmodells nach Baldwin und Lomax haben gezeigt, daß die mit der Reynoldszahl wachsenden Zellseitenverhältnisse lediglich zu einer geringen Effizienzeinbuße führen. Werden die gleichen Rechnungen mit Hilfe des $k-\omega$ Turbulenzmodells durchgeführt, so sind für größere Reynoldszahlen (ab ca. 60 Millionen) erhebliche Konvergenzprobleme bei Mehrgitterrechnungen zu beobachten. Diese Ergebnisse sowie entsprechende Untersuchungen des Mehrgitterverfahrens, das auch auf die Turbulenzgleichungen angewendet wird, sind bereits 1999 präsentiert worden.

Außerdem war die Implementierung eines linien-impliziten Lösungsverfahrens für die Turbulenzgleichungen angekündigt. Neben diesem Ansatz (siehe Konvergenz-Plots) ist auch ein diagonal-dominantes ADI (DDADI) Verfahren auf die Turbulenzgleichungen sowohl für 2D wie auch für 3D Strömungen erfolgreich angewendet worden. Im Gegensatz zum expliziten Runge-Kutta-Verfahren wird das implizite Verfahren, das nur auf die Turbulenzgleichungen angewendet wird, nicht mittels eines Mehrgitter-Ansatzes beschleunigt. Die zeitliche Integration der Hauptströmung (5-stufiges Runge-Kutta-Schema in Mehrgitter-Verfahren eingebettet) ist nicht modifiziert worden. Den Konvergenz-Plots ist zu entnehmen, daß alle Residuen ungestört konvergieren, wenn der linien-implizite Löser für die $k-\omega$ Gleichungen verwendet wird. Dies gilt für alle untersuchten Reynolds-Zahlen, während bei Einsatz des Runge-Kutta-Verfahrens nur für die kleineren Reynolds-Zahlen Konvergenz erreicht wurde.

Um die Hintergründe der Probleme bei Rechnungen für hohe Reynoldszahlen im Zusammenhang mit Transportgleichungsturbulenzmodellen besser zu verstehen, ist eine numerische Fourier-Analyse für eine 1D-Transportgleichung (Konvektion-Diffusion) mit einer linearen Quelltermfunktion durchge-

$$\frac{\partial W}{\partial t} = u \frac{\partial W}{\partial x} + \mu \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + Q \cdot W$$

führt worden. Ein Ergebnis dieser Analyse ist unten geplottet: Dabei steht Q für den Koeffizienten der linearen Quelltermfunktion. Ist der Quellterm destruktiv ($Q = -1$), so ist eine deutlich verbesserte Dämpfung der niederfrequenten Moden im Vergleich zur quelltermfreien Modellgleichung ($Q = 0$) zu beobachten. Liegt hingegen ein produktiver Quellterm ($Q = 1$) vor, so ist eine Anfachung der niederfrequenten Moden festzustellen. Das hier gezeigte Analyseergebnis bezieht sich auf eine Eingitter-Analyse. Da die Grundidee eines Mehrgitter-Verfahrens in der verbesserten Dämpfung niederfrequenter Moden auf groben Gittern liegt, wirkt ein produktiver Quellterm auf einem groben Gitter diesem Ansatz des Mehrgitter-Verfahrens direkt entgegen, d.h. wird eine Transportgleichung mit einem produktiven Quellterm ($Q > 0$) mittels eines Mehrgitter-Algorithmus berechnet, so werden niederfrequente Moden nicht - wie eigentlich angestrebt - besser gedämpft, sondern noch zusätzlich angefacht.



Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung
Ansprechpartner	Nicolas Gauger
Institution	DLR / IAS
Adresse	Lilienthalplatz 7 D-38108 Braunschweig Tel.: 0531 / 295 - 3339
Thema	Aerodynamic shape optimization using continuous adjoint flow equations

Objective:

Numerical shape optimization offers the possibility of designing or improving aircraft components with respect to a pre-specified figure of merit subject to geometrical and physical constraints. Optimization methods based on the calculation of the derivatives of the cost function with respect to the design variables suffer from the high computational costs if many design variables are used. However, these gradients can be efficiently obtained by solution of the adjoint flow equations - then the computational costs are independent of the number of design variables. Therefore DLR is actively developing and validating adjoint solvers based upon the work of A. Jameson.

Starting point:

The starting point for this development was the acquisition of the Jameson code flo87s. The code is able to handle wing configurations in both inverse and drag optimization modes. The flo87s code is a complete optimization system which includes an Euler as well as an adjoint Euler solver, a mesh generator based on shared parabolic mappings and an optimization handler. The solvers as well as the mesh generator are only able to handle/generate (structured) one-block meshes. For the parametrization of the shape only the grid points of the surface of the wing are used.

Procedure:

First the flo87s code was extended to arbitrary parametrization based upon the idea of J. Reuther and to a finite difference mode, in order to be able to validate the gradients calculated by the adjoint method. Instead of extending the flo87s code, like Jameson did, to handle more complex applications, DLR decided to implement an adjoint solver within DLR's block-structured parallel Navier-Stokes solver FLOWer (based upon the experiences with the flo87s code). The philosophy was that after the implementation of the adjoint solver - primarily only the adjoint flux and boundary treatment had to be modified - all features of the FLOWer code are also available for the adjoint mode.

Results:

For the validation of 'FLOWer Adjoint' we took the staggered transonic RAE2822 airfoil ($M_\infty = 0.73$, $\alpha = 2.0$) as a quasi 2D test case. A C-mesh (see Fig. 1) with 192x32x16 grid points was generated by the shared parabolic mappings routine of Jameson's flo87s code. Then it was transformed to the format of FLOWer and splitted along the cord into two blocks, because in addition we wanted to check the multi-block capability of FLOWer. That 'FLOWer Adjoint' works very well on multi-block meshes can be seen in the convergence history (see Fig. 2) by the comparison of one- and two-block results. After a proper convergence of the Euler solution FLOWer writes the restart file and automatically restarts in the adjoint mode, where it converges again in comparable manner. As one can see in figure Fig. 3 the comparison between FLOWer and Jameson's flo87s code of the contours of the adjoint field vectors $(\psi_1, \psi_2, \psi_3, 0, \psi_5)^T$ is very favorable. For the quantization of this conformity we determined the gradients and compared their relative deviation. Therefore we have chosen the optimization problem of drag reduction by constant lift of the transonic RAE2822 airfoil, which was parameterized by 10 Bézier points. For the efficient calculation of the adjoint gradient the 'grid moving technique', based on the idea of Reuther, has been implemented as a first step for 2D optimization. One can see the good conformity between FLOWer's and Jameson's adjoint gradients (see Fig. 4) with a relative deviation of in average 3.15% (see Fig. 5). Fig. 6 shows again a rather

good conformity of the gradients calculated by finite differences and the adjoint method, while using Reuther's 'grid moving technique'. After the first optimization stage (4 line search calculations, quadratic interpolation method) we had a decrease from 78 to 37 drag counts as one can see in Fig. 7 for the "optimized" airfoil (see also Fig. 8).

In progress and planned:

Currently in work are the embedding of 'FLOWer Adjoint' in a 3D optimization shell and the extension of Reuther's 'grid moving technique' to arbitrary 3D multi-block meshes. Furthermore the extension of the adjoint method to arbitrary geometric constraints using projection methods is planned. Of course for physically meaningful detailed optimization the extension to the use of adjoint Navier-Stokes equations has to be done. This is DLR's main goal within the European project AEROSHAPE.

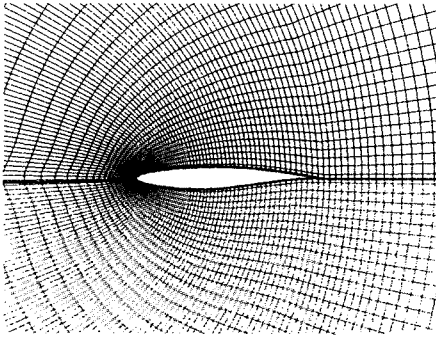


Fig. 1

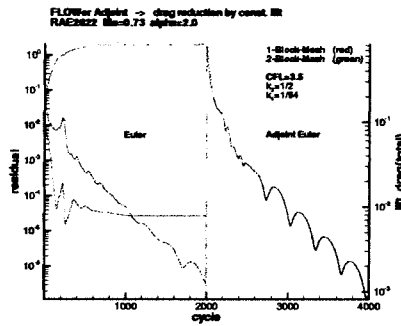


Fig. 2

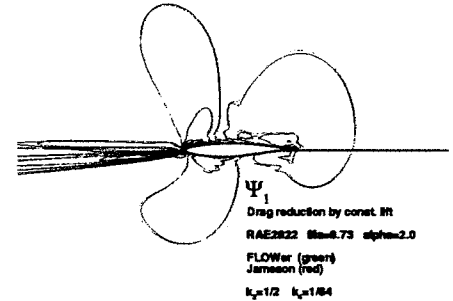


Fig. 3

Staggered 2-block mesh and convergence of the Euler and adjoint Euler solution of the RAE2822 airfoil. Adjoint vector's 1st component.

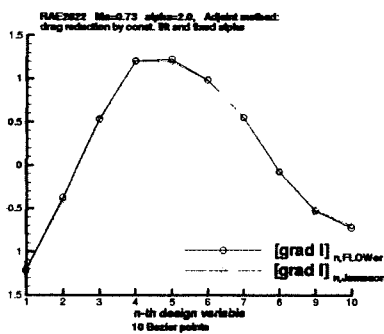


Fig. 4

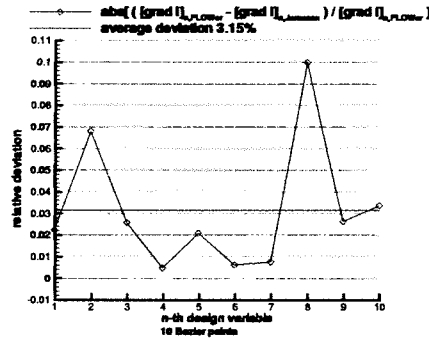


Fig. 5

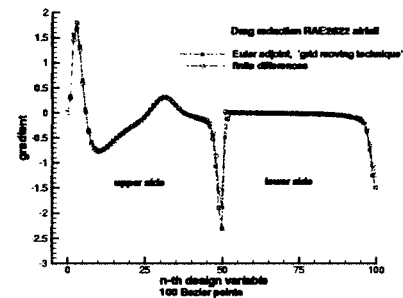


Fig. 6

Comparison of the components of the adjoint gradients calculated with FLOWer and the Jameson code flo87s and the comparison with the gradient of finite differences.

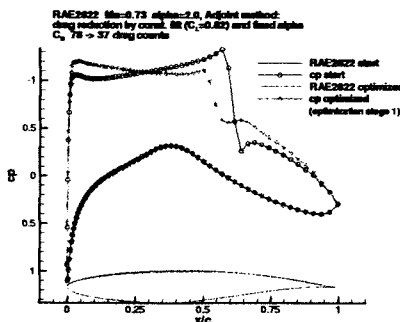


Fig. 7

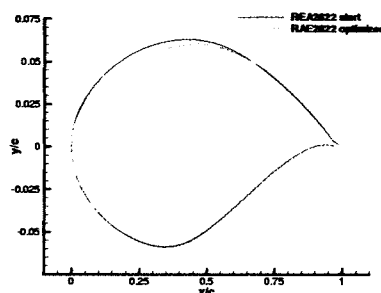


Fig. 8

Initial/optimized pressure distribution and geometry for the optimization problem of drag reduction by constant lift.

Mitteilung

Projektgruppe/ FLÜGEL GROßER STRECKUNG
Fachkreis:

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Ralf Gritzki

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, TU Dresden

Adresse: Technische Universität Dresden
Institut für Luft- und
Raumfahrttechnik
01062 Dresden

Telefon: 0351 463 8093
Telefax: 0351 463 8087
email: gritzki@tfd.mw.tu-dresden.de

Weitere Partner:

Dr. G. Schewe, Dr. G. Dietz, Institut für Aeroelastik des DLR Göttingen

Thema: „Numerische Simulation transsonischer Strömungen um harmonisch dreh- und schlagschwingende Flügel mit Hilfe des Tau-Codes“

Ausgangssituation:

Die im Rahmen des HGF II Projekts „Aerostabil“ durchgeführten Untersuchungen der Flatterinstabilität an 2D- und 3D-Flügeln in transsonischen Strömungen führen sowohl auf messtechnischer als auch auf numerischer Seite zu umfassenden Erkenntnissen und Resultaten bezüglich der Wechselwirkungen aller hierbei auftretenden aerodynamischen, elastischen und Trägheitskräfte. Die bisher gewonnenen Ergebnisse brachten zusätzliche Fragen und Problemstellungen hervor, die in Ergänzung zu „Aerostabil“ bearbeitet werden sollen.

Ziel:

Berechnung und Untersuchung ausgewählter Strömungsfälle für die harmonisch dreh- und schlagschwingenden Konfigurationen aus Aerostabil. Schwerpunkte der numerischen Arbeiten, die auf Basis des Tau-Codes laufen, sind:

- Untersuchung der Reynoldszahlabhängigkeit
- Einfluss von Annahmen zu Approximationen der Navier Stokes-Gleichungen auf deren Lösung
- Dreidimensionale Berechnungen des nominell zweidimensionalen Problems im Hinblick auf 3D-Ablöseeffekte
- Zusatzfragen: Transition / Kleinskaligkeit

Lösungsweg:

Zur Bearbeitung der Fragestellungen werden stationäre und instationäre numerische Berechnungen mit dem Tau-Code durchgeführt. Den geplanten Un-

tersuchungen liegen ausgewählte, den experimentellen Konfigurationen entsprechende Flügelkonturen (z. B. NLR 7301) zugrunde, wobei zweidimensionale und dreidimensionale Gittergeometrien zur Anwendung kommen. Es werden, entsprechend den Punkten der Zielstellung, sowohl Freiflugrechnungen als auch Berechnungen unter Einbeziehung der Kanalwände durchgeführt, deren Resultate dem Vergleich mit ausgewählten Messergebnissen der Versuchsreihen aus „Aerostabil“ dienen.

Der Bearbeitungszeitraum beträgt zwei Jahre.

Ergebnis:

bisher wurden erste zweidimensionale Freiflugrechnungen sowie Berechnungen unter Einbeziehung der Kanalwände durchgeführt. Die Strömungsverhältnisse an der nominell zweidimensionalen Profilgeometrie im dreidimensionalen Raum unter Berücksichtigung der Kanalwände konnten ebenfalls simuliert und untersucht werden. Alle bisherigen Berechnungen erfolgten stationär. Instationäre Untersuchungen sind im weiteren Verlauf der Bearbeitung ebenfalls geplant.

Den Schwerpunkt der bisherigen Arbeiten stellten die Gegenüberstellung von 2D- und 3D-Fällen sowie die Einarbeitung in den Code dar.

Weiteres Vorgehen:

Es werden instationäre Berechnungen entsprechend der Zielsetzung und im Vergleich zu den vorhandenen Messergebnissen angestrebt.

Die Untersuchung des Einflusses der Reynoldszahl sowie der verschiedenen Approximationen der NS-Gleichungen erfolgt vorerst auf Basis von Freiflugrechnungen an Profilen. Für die Beurteilung der Aussagefähigkeit von 2D-Simulationen bei abgelöster Strömung und die Untersuchung dreidimensionaler Effekte (Ablöseerscheinungen, Pilzstrukturen etc.) werden Konfigurationen unter Einbeziehung der realen Kanalgeometrie herangezogen.

Literatur:

SCHEWE G.; KNIPFER A.; HENKE H.: *Experimentelle und numerische Untersuchungen zum transsonischen Flügelflattern im Hinblick auf nichtlineare Effekte* / Statusseminar: Technische Anwendung von Erkenntnissen der Nichtlinearen Dynamik, Dorint Hotel Frankfurt. 1999 – Forschungsbericht

SCHWAMBORN D.; GERHOLD T.; KESSLER R.: *The DLR-Tau Code – an Overview* – DLR-Forschungsbericht 1999

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Strömungsmechanik: *Tau-Code Users Guide*. 2000

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, Institut für Strömungsmechanik: *Documentation of the DLR T-Code* – Technical Report, Juni, 2000

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung

Ansprechpartner: Dipl. Ing. A.-R. Hübner Tel. 0531/295-3354 Andreas.Huebner@dlr.de
Dipl. Ing. T. Löser Tel. 0531/295-2454 Thomas.Loesser@dlr.de

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR Braunschweig
DNW-NWB Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7 Telefon 0531/295-2431
38108 Braunschweig Telefax 0531/295-2320

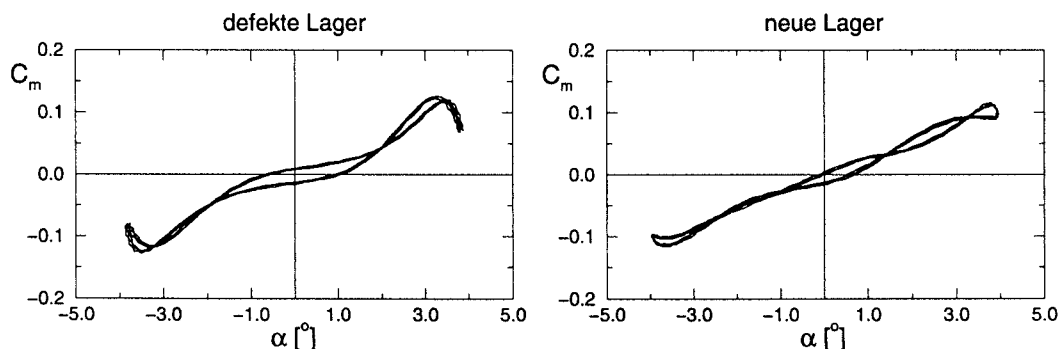
Thema: Verbesserungen bei der Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa bei Verkehrsflugzeugen

Ausgangssituation: Seit 1998 werden im DNW-NWB Messungen zur Ermittlung der dynamischen Dämpfungsderivativa innerhalb des Projektes MEGAFLUG durchgeführt (siehe (4)). Die dynamischen Derivativa tragen zum einem maßgeblich zur Beschreibung des Flugverhaltens bei und können zum anderen für bestimmte Lastfälle dimensionierend sein. Diese Messungen wurden mit dem Oscillatory Motion Support (OMS) durchgeführt. Dabei hat sich gezeigt, daß diese Meßeinrichtung zur Ermittlung der dynamischen Derivativa sehr gut für Verkehrsflugzeuge großer Streckung anwendbar ist und zu neuen, wichtigen Erkenntnissen geführt haben, die dazu beitragen, das Entwicklungsrisiko der A3XX zu minimieren.

Neben diesen positiven Ergebnissen haben die bisherigen DNW-NWB Versuche aber auch die Notwendigkeit von weiteren Verbesserungen der Versuchstechnik aufgezeigt.

Ziel: Seit dem ersten Airbus-Projekt (A300) sind die Anforderungen an die Vorhersagegenauigkeit der aerodynamischen und flugmechanischen Eigenschaften stetig gestiegen. Das Aerodynamikmodell wurde kontinuierlich verfeinert, sowie die Vorhersagemethoden und numerischen Verfahren weiterentwickelt. Aufgrund der schwierigen Abschätzung der Daten für den Megaliner wegen des kurzen ovalen Rumpfes und der engen Kopplung zwischen Flügel und Leitwerken sind weitere Verbesserungen der Vorhersagegüte der Dämpfungsderivativa der Längs- und Seitenbewegung des Aerodynamikmodells notwendig. Aus diesem Grund wurden bereits Winkalmessungen zur Ermittlung der Dämpfungsderivativa durchgeführt. Um nun eine weitere Erhöhung der Vorhersagegenauigkeit zu erzielen, ist es notwendig die Qualität der Windkanalversuche zu verbessern.

Lösungsweg: Zur Überprüfung der Genauigkeit und Wiederholbarkeit der Messungen wurden bereits umfangreiche Parameterstudien durchgeführt. Hierzu gehörte die Einflußbestimmung



Bilder 1 und 2: Einfluß von Lagerspiel auf die dynamischen Ergebnisse

ung des mechanischen Systems auf die Meßergebnisse. Zum einen entsteht bereits im Nickbewegungskopf nach kurzer Betriebszeit durch unterdimensionierte Lager zu viel Spiel im System, was sich in den Meßergebnissen widerspiegelt (vgl. Bilder 1 und 2). Durch einen neu

ausgelegten Nickkopf können diese Einflüsse in Zukunft beseitigt werden. Außerdem sollen Oberschwingungen – durch das Eigenschwingverhalten des Antriebes – mit Hilfe eines aktiven Stab (Piezo-Element) vermieden werden. Zum anderen wird für weitere Messungen das bisherige Antriebssystem durch einen neuen hydraulisch angetriebenen Bewegungsapparat (Hexapod) ersetzt.

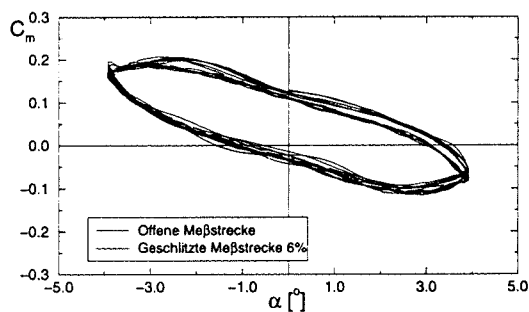


Bild 3: Meßstreckenordnung

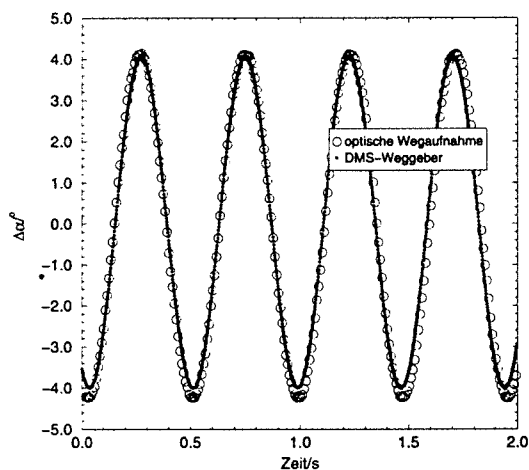


Bild 4: Optische Positionsbestimmung

Bei der Beurteilung des Einflusses der Meßstreckenordnung auf die Meßergebnisse, fiel die Entscheidung auf die geschlitzte Meßstrecke, da aufgrund des geringeren Turbulenzgrades die Meßsignale geringere Oberschwingungen aufweisen als in der offenen Meßstrecke (siehe Bild 3).

Zur Vermeidung von Phasenverschiebungen zwischen Weggebersignal und aktueller Modellposition wird durch eine optische Meßeinrichtung direkt am Modell die Position bestimmt. Der Vergleich mit dem im Antrieb befindlichen DMS-Weggebersignal zeigt bereits in einem Vorversuch (Bild 4), daß die Nickamplitude des Modells größer ist, als vom DMS-Signal ermittelt. Um weiterhin die Meßgenauigkeit zu erhöhen werden hochauflösende Phasenverstärker eingesetzt.

Diese Untersuchungen zeigen die Notwendigkeit der Qualitätssteigerung der Versuchstechnik auf.

Literatur:

- (1) Determann, O.: Ermittlung von dynamischen Derivativen der Längs- und Seitenbewegungen mit der Mobilien Oszillierenden Derivativwaage und systematische Untersuchungen zum Einfluß einiger Parameter auf die Ergebnisse.
DGLR-Jahrestagung, DGLR-Nr.:78-115, Darmstadt (1978)
- (2) Löser, T.: Kraftmessungen an einem A340-300 Modell zur Bestimmung dynamischer Derivativa.
DLR IB 129-98/24 (1998)
- (3) Hübner, A.-R.: Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa zweiter Airbus-Typen
Diplomarbeit, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 1999.
- (4) Hübner, A.-R.; Peters, S.: Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa zweiter Airbus-Typen
AG STAB, Jahresbericht, 1999.

weiteres Vorgehen: Es ist vorgesehen, im Juli 2000 die optische Positionsbestimmung im DNW-NWB am A340-300 Modell auf einwandfreie Funktion zu überprüfen. Außerdem kommt das neue Datenerfassungssystem zum Einsatz. In einem weiteren Windkanalversuch im September und Dezember 2000 finden Messungen an einer neuen A3XX-100/200-Konfiguration mit neuem mechanischen System statt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin		
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik		
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 Telefax: 0551-709-2829 e-mail: hp.kreplin@dlr.de	
weitere Partner	EADS Airbus GmbH, Bremen DNW		
Thema	Grenzschichtuntersuchungen mit Heißfilmarrays an Hochauftriebsflügeln		

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.

Im Landeanflug von Verkehrsflugzeugen führt die Umströmung der Fahrwerke und der Landehilfen (Vorflügel und Klappen) bei gleichzeitig gedrosselten Triebwerken zu einem Anstieg des Anfluglärms. In dem nationalen BMBF-Verbundvorhaben „Eigengeräuschminderung an Verkehrsflugzeugen“ wurden diese Schallquellen, ihre Entstehungsmechanismen und mögliche Lärmreduzierungskonzepte untersucht. Im Rahmen dieses Projektes wurden auch Untersuchungen der instationären Strömungsvorgänge mit Heißfilmsensoren durchgeführt.

Ziel

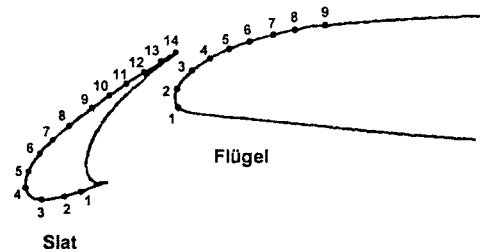
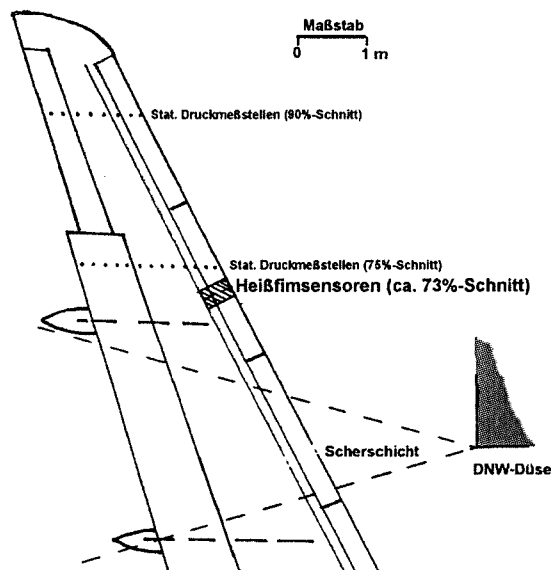
1. Untersuchung von Grenzschichtphänomenen an Airbus-Hochauftriebsmodellen im Windkanal: Bestimmung der Lage des Umschlages und der Ablösung
2. Untersuchung instationärer Strömungsvorgänge an Hochauftriebskonfigurationen im Hinblick auf mögliche Schallentstehungsmechanismen

Lösungsweg

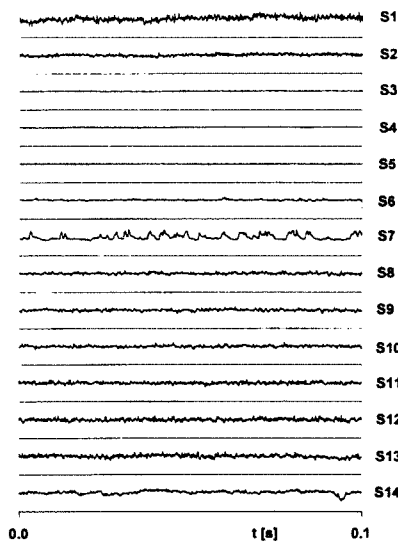
Als Meßverfahren wird die Oberflächenheißfilmtechnik verwendet. An den verschiedenen Elementen der Flügel von Hochauftriebsmodellen werden Heißfilmarrays eingesetzt. Durch on-line-Kreuzkorrelationsanalyse der Heißfilmsignale lassen sich die Lage von Ablöse- und Anlegelinien bestimmen. Dazu wird die Phasenumkehr der Heißfilmsignale über diese singulären Punkte (phase reversal phenomenon) benutzt.

Ergebnis

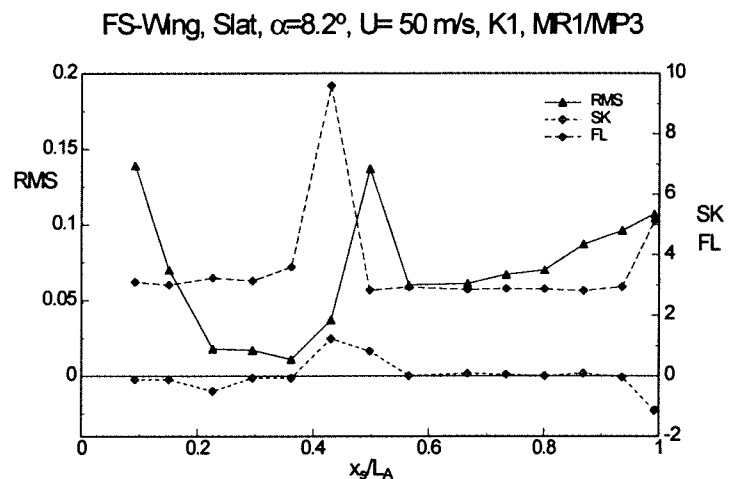
Im Rahmen des Verbundvorhabens „Eigengeräuschminderung an Verkehrsflugzeugen“ wurden Heißfilmmessungen außer an Modellen auch an einem Original-A320-Flügel im Deutsch-Niederländischen Windkanal (DNW-LLF) durchgeführt. Dabei wurden Heißfilmmarrays am Vorflügel (Slat), im Nasenbereich des Hauptflügels eingesetzt.



Positionen der Heißfilmsensoren am A320-Flügel im DNW-LLF



Heißfilmsignale am Slat, $\alpha = 8,2^\circ$, $U_\infty = 50$ m/s



Verteilungen von RMS-Werten, Skewness (SK) und Flatness (FL) der Heißfilmsignale

Die Zeitsignale sowie die mittleren Schwankungsamplituden und die statistischen Momente Skewness und Flatness zeigen den Grenzschichtumschlag am Slat bei $x_s/L_A \approx 0,5$ (etwa an Heißfilmsensor S7)

Weiteres Vorgehen

Messungen an einem Halbmodell in Hochauftriebskonfiguration im Windkanal LSWT-Bremen der EADS-Airbus im Rahmen des EU-Projekts EUROLIFT

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung

Ansprechpartner: T. J. Möller; A. Bergmann

**Institution: Institut für Strömungsmechanik, DLR – Göttingen; DNW-NWB,
Braunschweig**

Adresse: Bunsenstrasse 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 - 2463

Telefax: 0551 / 709 - 2830

e-mail: thorsten.moeller@dlr.de

weitere Partner:

**Thema: Experimental investigation of the flow close to the surface of a high lift airfoil
configuration in a large wind tunnel**

Projektbeschreibung:

In the development of numerical codes for the prediction of aerodynamic flows there is a strong need to obtain reliable flow field data which is suited to validate turbulence models used in numerical calculations. In the present investigation the flow close to the surface of a high lift configuration has been studied experimentally to obtain data suitable to validate advanced numerical models for complex flow around a high lift airfoil configuration [1]. The investigations have been performed in the closed 2.85 m x 3.25 m test section of the DNW-NWB wind tunnel at a constant flow velocity of 50 m/s. The flow velocity has been determined by means of 3D Laser Doppler Anemometry (LDA) using a system developed by DLR Göttingen [2] with a working distance of 3.8 m. The LDA system was operated in a back scatter optical arrangement with a resulting diameter of the probe volume of 0.18 mm. The investigated model is a Swept Constant Chord Half - Model (SCCH) provided by DaimlerChrysler Aerospace with a span of 1.14 m and cord length of 0.45 m. This corresponds to a Reynolds Number based on the model chord length of 1.5×10^6 . The highly three dimensional flow made it necessary to measure all three velocity components of the boundary layer profiles. IR imaging with a system developed by DLR Braunschweig [3] has been employed to study transition which was also investigated by the oil painting method. To get more constraints for aerodynamic calculations the surface pressure of the tunnel sidewalls as well as the static pressure of upper and lower side of the wing has been measured by pressure tabs. Additionally three – component measurements have been performed.

To achieve knowledge of the influence of the angle of attack two angles of attack $\alpha = 10^\circ$ and $\alpha = 22^\circ$ respectively have been investigated. Velocity data as well as turbulent quantities have been successfully acquired close to the surface of the model. Using the 3D LDA system it was possible to obtain data up to 0.4 mm close to the surface of the SCCH model. The IR imaging as well as the oil method give well defined information on the type of boundary layer.

To determine the actual position of the model the DLR position monitoring system has been employed in the DNW-NWB [4]. The system is capable to acquire data with frequencies up to 400 Hz. The present optical set up yields to a spatial resolution better than 0.02 mm. The experimental results of the position monitoring show a static deviation of the model position under aerodynamic forces but with no visible influence of the model vibration on the flow velocity. For LDA measurements it is necessary to apply high efficient seeding with small tracer particles without

disturbing the flow. During these experiments an appropriate seeding technique has been successfully applied on the bases of oil droplets.

The flow close to the surface of a high lift configuration airfoil has been studied by means of 3D LDA. The LDA data show clearly the different types of boundary layer flow. In the present investigation it has been found that the influence of the wake of the slat and the main wing became more important with increasing angle of incidence. Furthermore it can clearly be seen that the three dimensional mean flow leads to non isotropic turbulence properties and hence appropriate numerical models have to be applied.

The obtained results demonstrate that the 3D LDA set up as well as the other techniques have been successfully adapted to investigate the flow close the surface of a high lift airfoil configuration in the closed test section of the DNW-NWB. The achieved data will be used to validate results obtained by different advanced numerical codes applied by DLR Braunschweig, TU Berlin and DaimlerChrysler Aerospace.

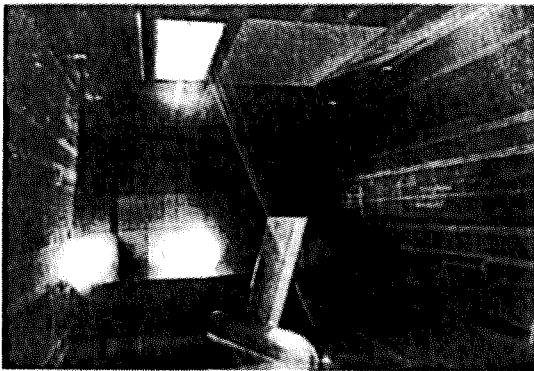


Fig.1: Testsetup

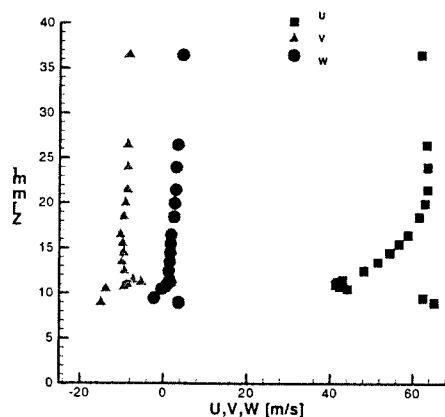


Fig.2: Typical velocity profile, $x/l = 0.22$

Literatur:

- [1] G.E. Erickson: High angle of attack aerodynamics, Annual. Rev. Fluid Mech., 27, 45-88, 1995.
- [2] U. Seelhorst, K.A. Bütetisch, K.H. Sauerland: Three component Laser-Doppler Anemometer development for large wind tunnel. ICIASF'93 record, 33.1-33.7, 1993.
- [3] A. Quast: Detection of Transition by Infrared Image Technique. International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities, Williamsburg Va, June 22-25, , Record 125, 1987.
- [4] H. Grauer-Carstensen: A Versatile Model Monitoring System, Rev. Sci. Instrum., 65 (2), 481-484, 1994.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig Tel. : 0531/391-2971
Bienroder Weg 3 Fax : 0531/391-5952
38106 Braunschweig

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. C. Nebel Tel. : 0531/391-2983
c.nebel@tu-bs.de
Prof. Dr.-Ing. D. Hummel Tel. : 0531/391-2972
d.hummel@tu-bs.de

Thema: Bestimmung der Höhenleitwerkswirksamkeit mit einem Navier-Stokes-Verfahren

Beim Entwurf von Verkehrsflugzeugen werden zur Untersuchung der Steuerbarkeit verstärkt numerische Verfahren eingesetzt. Grundlage hierbei ist die zuverlässige Berechnung der aerodynamischen Kräfte und Momente sowie ihrer Derivativa. Dabei ist eine gleichbleibend hohe Ergebnisqualität bei Veränderung von Parametern wie Anstellwinkel, Höhenleitwerkseinstellwinkel und Machzahl erforderlich. Dies kann nur mit einem Navier-Stokes-Verfahren mit guten Turbulenzmodellen erzielt werden.

Bei derartigen Untersuchungen werden am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig das Netzgenerierungsprogramm MegaCads und der Navier-Stokes-Code FLOWer eingesetzt. Beide sind im Rahmen des BMBF Verbundvorhabens MEGAFLOW in Zusammenarbeit zwischen dem DLR, der DASA sowie einigen Hochschulinstituten entstanden [1]. Im Rahmen dieses Vorhabens wurde vom Institut für Strömungsmechanik insbesondere die Umströmung der Rumpfheck-Leitwerks-Sektion von Verkehrsflugzeugen untersucht [2].

Für die Bestimmung der Leitwerkswirksamkeit wurden mit dem Netzgenerierungsprogramm MegaCads zunächst Netze für eine Flügel-Rumpf-Konfiguration sowie für eine Flügel-Rumpf-Leitwerks-Konfiguration mit verschiedenen Höhenleitwerkseinstellwinkeln erstellt. Basierend auf ersten Euler-Rechnungen wurde dann eine Optimierung der Netze vorgenommen, mit dem Ziel, die in den Rechnungen durch numerische Einflüsse an der Oberfläche der Konfigurationen auftretenden Totaldruckverluste zu minimieren. Nach einer Verfeinerung der Netze im Grenzschichtbereich wurden dann Navier-Stokes-Rechnungen mit dem Baldwin-Lomax Turbulenzmodell, dem Wilcox $k-\omega$ Turbulenzmodell sowie dem $k-\omega$ (LEA) Turbulenzmodell [3] bei verschiedenen Verfahrensparametern (Dämpfungsfaktoren $k^{(2)}$ und $k^{(4)}$) durchgeführt. Mit den besten Einstellungen wurden dann für die verschiedenen Konfigurationen komplette Anstellwinkelreihen bei verschiedenen Machzahlen berechnet. Die Verfahrensvalidierung erfolgte durch umfangreiche Vergleiche von berechneten und gemessenen Druckverteilungen am Flügel und am Höhenleitwerk, aerodynamischen Beiwerten und deren Derivativa.

Mit Hilfe des so validierten Verfahrens wird dann eine tiefergehende Analyse der Strömung vorgenommen. Schon an der Oberflächendruckverteilung und den Wandschubspannungslinien aus einer Navier-Stokes-Rechnung lassen sich die Grundzüge der Umströmung einer Flügel-Rumpf-Leitwerks-Konfiguration erkennen, vgl. **Abbildung 1**.

Rechnung: Navier-Stokes mit $k-\omega$ Turbulenzmodell,
 Multigrid 3 Level; $k^{(2)} = 1/2$; $k^{(4)} = 1/64$
 Netz mit 4,4 Mio. Punkten
 Testfall: $Ma_\infty = 0,78$, $\alpha = 2^\circ$; $\epsilon = 0^\circ$

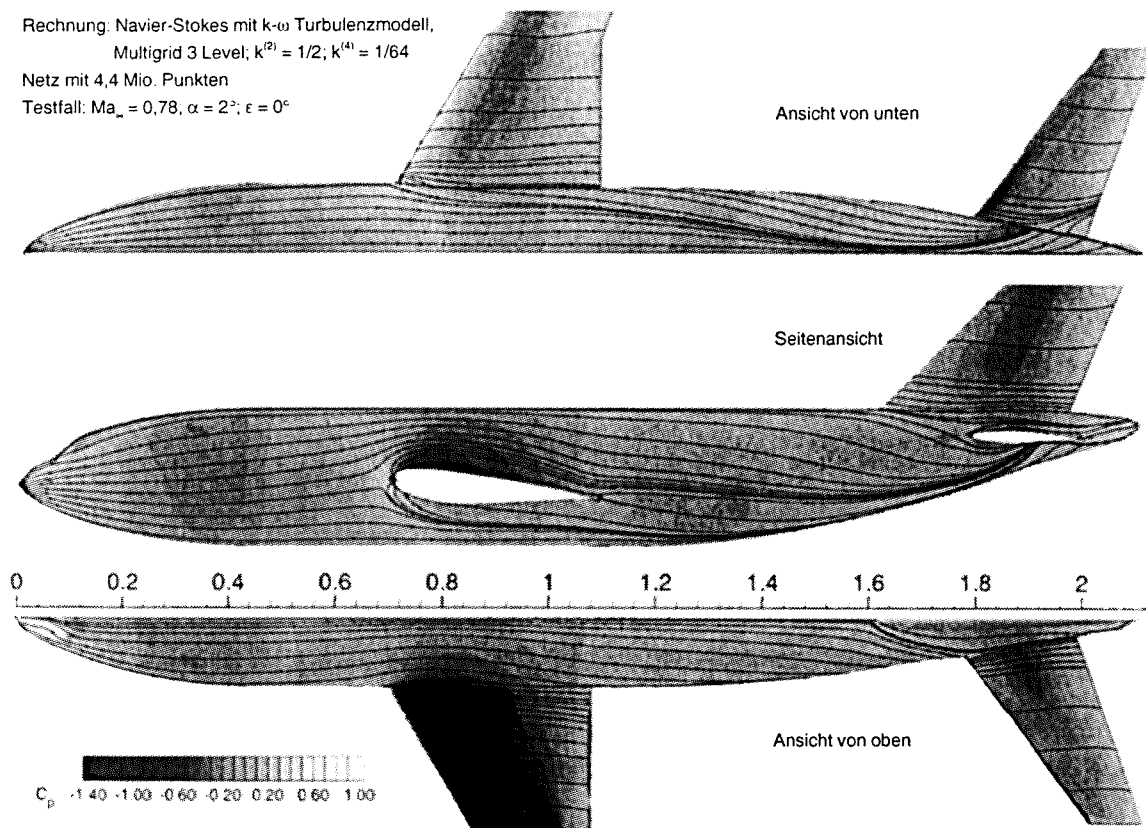


Abbildung 1: Oberflächendruckverteilung und Wandschubspannungslinien an einer Flügel-Rumpf-Leitwerks-Konfiguration aus Navier-Stokes-Rechnung mit $k-\omega$ -Turbulenzmodell

Der Verlauf der Wandschubspannungslinien im Bereich der Verschneidungen von Rumpf und Flügel sowie von Rumpf und Leitwerken läßt die Bildung von Kehlenwirbeln erkennen. Hinter dem Flügel ergibt sich eine Interferenzzone zwischen dem Flügelnachlauf und der Rumpfgrenzschicht, die sich infolge der Verjüngung des Rumpfes bis auf die Unterseite des Höhenleitwerks und bis zum Rumpfheck auswirkt.

Mit Hilfe des durch die Rechnungen gewonnenen tiefergehenden Verständnisses der Topologie der Umströmung von Verkehrsflugzeugen insbesondere im Heckbereich lassen sich z. B. durch Verringerung von Bauteilinterferenzen Einsparpotentiale ermitteln.

Literatur:

- [1] Kroll, N.; Rossow, C.-C.; Becker, K.; Thiele, F.: *MEGAFLOW - A numerical flow simulation system*. ICAS-Paper 2.7.4, 1998.
- [2] Nebel, C.: *Navier-Stokes Netze für komplexe aerodynamische Konfigurationen*. Institut für Strömungsmechanik, Bericht 99-03, 1999.
- [3] Rung, T.; Lübcke, H.; Franke, M.; Xue, L.; Thiele, F.; Fu, S.: *Assessment of explicit algebraic stress models in transonic flows*. In W. Rodi, D. Laurence (Eds.): *Engineering Turbulence Modelling and Experiments 4*, Elsevier, Amsterdam, 1999, pp. 353-362.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh

Institution EADS Airbus GmbH, Bremen

Adresse Produktaerodynamik (EFP) Telefon 0421 / 538-2136
Hünefeldstr. 1-5 Fax 0421 / 538-2267
28183 Bremen e-mail: Daniel.Reckzeh@airbus.dasa.de

Thema **Die Bedeutung von Hochreynoldszahlmessungen für den Entwurf von Airbus-Hochauftriebskonfigurationen**

Ausgangssituation und Ziel

Die korrekte Ermittlung der Leistung von Verkehrsflugzeug-Entwürfen in Hochauftriebskonfiguration stellt eine anspruchsvolle Aufgabe dar. Ein Tragflügel mit ausgefahrenen Hochauftriebselementen zeichnet sich durch eine komplexe dreidimensionale Geometrie aus. Diese wird bedingt durch die spannweitige Begrenzung der Hochauftriebselemente und Unterbrechungen (z.B. durch Triebwerke an der Vorderkante oder Querruder an der Hinterkante) oder spannweitig diskontinuierliche Ausführungen (z.B. innen Doppelspaltklappe, außen Einfachspaltklappe). Neben den daraus resultierenden stark dreidimensionalen Effekten am Tragflügel, herrschen auch bei der Betrachtung des Mehrelementprofils komplexe strömungsphysikalische Zustände (Spaltströmung, lokale Ablösungen, Interaktion der Scherschichten, etc.).

Die Vorhersage der Eigenschaften einer Hochauftriebskonfiguration ist aufgrund dieser Zustände mit numerischen Verfahren im für den Entwurfsprozess vertretbaren Rahmen nur vereinfacht möglich. Während die Auswahl des Hochauftriebskonzeptes und die Geometrieentwicklung der Elemente zunehmend auf Basis von numerischen Rechenverfahren erfolgt, sind Windkanalmessungen für die Ermittlung der Leistungen, die Verifikation des Entwurfes und die Entwicklung von Detaillösungen auf lange Sicht unverzichtbar und stellen das Hauptwerkzeug in der aerodynamischen Entwicklung des Hochauftriebsflügels dar.

Lösungsweg

Anders als in entsprechend validierten Rechenverfahren ist die Bereitstellung von dem realen Flugzeug entsprechenden Strömungsbedingungen im Windkanal nur mit sehr hohem Aufwand möglich. Speziell an Hochauftriebskonfigurationen zeigen sich jedoch Reynolds- und Machzahlabhängigkeiten, die die in der Messung ermittelten Leistungen maßgeblich beeinflussen. Die Kenntnis dieser Einflüsse ist für eine korrekte Skalierung der Ergebnisse auf das reale Flugzeug daher unverzichtbar. Da im Rahmen der Konfigurationsauswahl für den Hochauftriebsflügel eine große Anzahl von Variationen vermessen werden muss, sind die existierenden Hochreynoldszahlkanäle nicht als alleiniges Entwurfswerkzeug, sondern in erster Linie zur Überprüfung und Variation ausgewählter Referenzkonfigurationen geeignet. Es kommt daher auf eine sinnvolle Ergänzung der günstig und flexibel zu betreibenden Entwicklungskanäle (z.B. LSWT Bremen), die jedoch keine hohen Reynoldszahlen erreichen, mit den aufwendig zu betreibenden Hochreynoldszahlkanälen (Onera F1, Dera 5m, KKK, ETW) an. Die Kryotechnik stellt hierbei eine Alternative zur Hochdrucktechnik dar. Die Herausforderungen an die Modelltechnik sind jedoch nicht geringer, da durch die tiefen Temperaturen

zwar die Lasten gering gehalten werden können, dafür aber spezielle Materialien verwendet werden müssen. Um die Flugreynoldszahlen von Verkehrsflugzeugen zu erreichen, ist trotzdem noch die Kombination mit der Druckbeaufschlagung des Kanals notwendig (ETW).

Für die Anwendung eines Kryo-Kanals als Entwicklungswerkzeug gibt es neben einer möglichst hohen Reynoldszahl verschiedene entscheidende Randbedingungen. So ist es vorteilhaft, wenn die Messstreckenquerschnitte den Einsatz des selben Modells in verschiedenen, sich ergänzenden Kanälen (z.B. LSWT Bremen, KKK und ETW) ermöglichen. Durch den Abgleich von Kanalkorrekturen und Messtechnik sollte es erreichbar sein, mit dem selben Modell bei identischen Strömungsbedingungen gleiche Ergebnisse zu messen, wodurch die gegenseitige Ergänzung zwischen den Kanälen erst sinnvoll möglich wird. Von zentraler Bedeutung ist die mit möglichst hoher Qualität reproduzierbare Kraft-, Momenten- und Druckverteilungsmessung am Modell innerhalb und zwischen den Messkampagnen. Darüber hinaus hat auch eine qualitativ gute visuelle Information über den Strömungszustand (Tufts, Ölbilder und Transitions-Visualisierung) am Tragflügel essentielle Wichtigkeit für die Entwurfsbewertung. Die erforderlichen Messzeiten pro Konfiguration entscheiden ebenfalls über die Einsetzbarkeit der Versuchsanlage im Entwurfsrahmen. Für eine möglichst realistische Messung ist auch die Simulation von Schubeffekten mit Triebwerkssimulatoren erforderlich. Speziell für Propellerflugzeuge wie A400M ist der Schubeinfluss ein dominierender Effekt auf die Leistungen der Konfiguration, der nicht vernachlässigt werden kann. Wenn in Zukunft der KKK und ETW noch stärker in die industrielle Nutzung eingebunden werden, bekommen diese Anforderungen, auch in Konkurrenz zu den verfügbaren Hochdruckkanälen (F1, Dera 5m), ein noch stärkeres Gewicht.

Ergebnis und weiteres Vorgehen

EADS Airbus hat im Rahmen von Technologieprogrammen und der A380-Entwicklung bereits neben F1 und Dera 5m auch zunehmend den KKK und den ETW genutzt. Es wurden für A380 wichtige und entwurfsbeeinflussende Ergebnisse erzeugt und die Überprüfung der hauptsächlich bei niedrigeren Reynoldszahlen gewonnenen Datenbasis ermöglicht. Wichtige Erkenntnisse konnten z.B. über die Entwicklung des Maximalauftriebs, des Ablöseverhaltens und des Widerstandseffektes von Entwurfsvariationen, sowie für die optimale Positionierung der Elemente unter hohen Reynoldszahlen gewonnen werden.

Weiterhin wurden Erfahrungen gewonnen, wie die Kanäle möglichst effizient seitens des industriellen Nutzers in die Erfordernisse eingebunden werden können. Nicht zuletzt spielt hierbei auch die Erfahrung in der gemeinsamen Arbeit zwischen Windkanal und Kunden eine entscheidende Rolle.

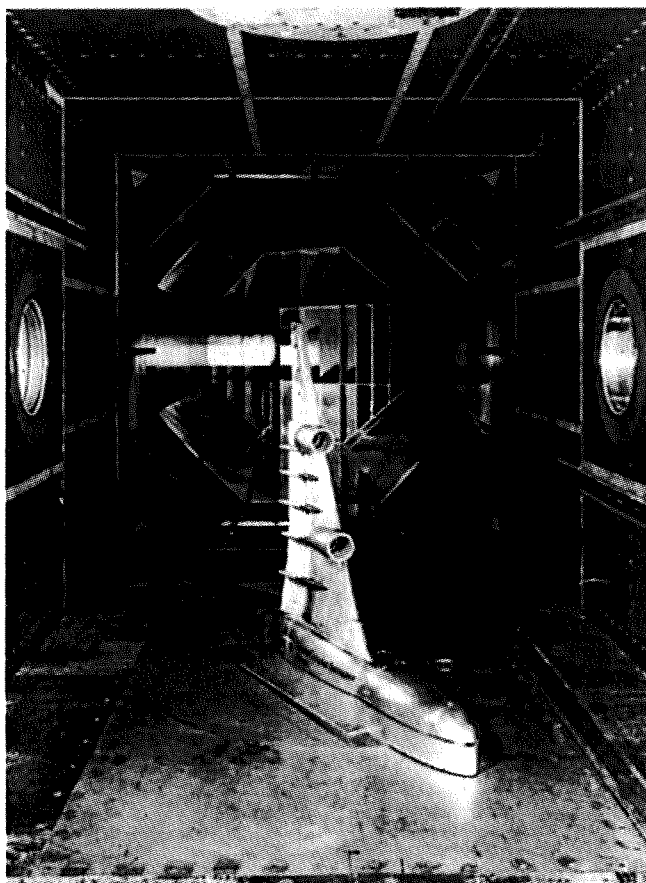


Fig.1: A380-Halbmodell in Hochauftriebskonfiguration im KKK

Datum: März 2001

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh	
Institution	EADS Airbus GmbH, Bremen	
Adresse	Produktaerodynamik (EFP) Hünefeldstr. 1-5 28183 Bremen	Telefon 0421 / 538-2136 Fax 0421 / 538-2267 e-mail: Daniel.Reckzeh@airbus.dasa.de
Thema	Aerodynamische Entwurfsarbeiten für den A380-Hochauftriebsflügel	

Ausgangssituation und Ziel

Der Airbus A380 wird ab dem Jahr 2005 die Airbus-Produktpalette ergänzen. Erstmals steht dann ein der Boeing 747 überlegener Konkurrent auf dem Weltmarkt zur Verfügung. Der A380 ist in der Basisversion für 550 Passagiere ausgelegt und wird ein Abfluggewicht von fast 600 t besitzen. Bei Airbus ist in der Entwicklung des Hochauftriebssystems konsequent der Weg zu minimaler Komplexität gegangen worden. Die A320 und A340-Flügel besitzen als Hinterkantenhilfe durchgehend eine Einfachspaltklappe und als Vorderkantenhilfe durchgehend einen Slat. Systemaufwand, Gewicht und Kosten konnten dabei durch optimierte aerodynamische Auslegung ohne Leistungseinbußen minimiert werden. Eine zwingende Forderung für den A380-Entwurf ist die Notwendigkeit, dieses Flugzeug auf der vorhandenen Infrastruktur der interessierenden Flughäfen einsetzen zu können. Die gegebenen Bahnlängen müssen ausreichen um mit maximalem Abfluggewicht starten zu können. Weiterhin ist durch die Flughäfen auch die maximal mögliche Spannweite begrenzt. Für den aerodynamischen Entwurf des A380-Hochauftriebsflügels ergeben sich daraus enge Randbedingungen, in denen eine optimale Leistung ermöglicht werden soll.

Lösungsweg

Folgende Anforderungen charakterisieren die Entwurfsaufgabe:

- geringe Komplexität und geringes Gewicht gewünscht
- dünne Profile beschränken Bauhöhe der Klappe
- begrenzte Klappenspannweite durch notwendige Querruderspannweite
- begrenzter Rumpffreiwinkel beim Rotieren
- Triebwerke mit großem Durchmesser in geringem Abstand zum Flügel ($\Rightarrow$ Unterbrechungen im Vorflügel im Triebwerksbereich und vom Triebwerksstrahl angeblasene Klappen)
- Hochauftriebsflügel auch für die gestreckte A380-900 mit höherer maximaler Abflugmasse und längerem Rumpf ohne Modifikationen verwendbar

Hierbei muss das Hochauftriebssystem so entworfen werden, dass die geforderten Flugleistungen erfüllt werden können.

- hoher Maximalauftrieb $\Rightarrow$ geringe Landegeschwindigkeit, große Start-/Landemasse
- hoher Nullauftrieb $\Rightarrow$ ausreichender Rumpffreiwinkel beim Rotieren
- geringer Widerstand in Startkonfiguration $\Rightarrow$ großer Start-Steigwinkel
- Durchstartfähigkeit in Landekonfiguration bei Triebwerksausfall
- flugmechanisch beherrschbares Verhalten im Maximalauftrieb

Um diesen Anforderungen gerecht zu werden, sind bei EADS Airbus Verfahren im Einsatz, die in den verschiedenen Phasen des Entwurfes einer Hochauftriebskonfiguration verwendet werden. Hierbei steht für die Anwendung der Rechenverfahren der Grundsatz im Vordergrund, dass die Nachrechnung der Entwürfe mit der Komplexität der Aufgabenstellung angepassten Werkzeugen in einer sinnvollen „Kette“ durchgeführt wird (Fig.1). So wird entsprechend des Fortschrittsgrades in der Definition des Hochauftriebsflügels von 2D-Nachrechnungen der Schnittprofile über quasi-3D-Nachrechnungen zur Bewertung des gesamten Flügels auf 3D-Nachrechnungen

zur Bewertung des gesamten Flugzeuges in Hochauftriebskonfiguration übergegangen. Windkanalexperimente stellen das zentrale Werkzeug für die Bewertung der rechnerisch entworfenen Hochauftriebsflügeln an der realistischen 3D-Konfiguration und zur letztendlichen Konfigurationsfindung dar. Im Entwurfsprozess finden verschiedene Windkanäle Verwendung. Der Dasa-Airbus Low-Speed-Windtunnel in Bremen stellt dabei ein flexibles und schnell verfügbares Werkzeug dar, welches zur ersten Bewertung und Konfigurationsauswahl und Simulation der Triebwerksstrahleffekte verwendet wird. Im Deutsch-Niederländischen Windkanal kann dann an einem großen Ganzmodell die Untersuchung der kompletten Konfiguration mit Leitwerken und Fahrwerk, ebenfalls mit Triebwerkssimulation, auch unter Schiebewinkel und im Bodeneffekt vorgenommen werden. Da sich die Strömungsphysik am Hochauftriebsflügel in Abhängigkeit von der Reynoldszahl als Ähnlichkeitsparameter deutlich ändern kann, sind weitere, deutlich aufwendigere, Experimente bei höheren Reynoldszahlen nötig, die eine bessere Vergleichbarkeit mit den Bedingungen am fliegenden Flugzeug ermöglichen. Hierzu werden Windkanäle mit Überdruck (z.B. F1 in Fauga) oder unter tiefen Temperaturen (z.B. KKK in Köln) oder in Kombination von beidem (ETW in Köln) betrieben.

Ergebnis

Der Entwurfsprozess ergab einen Hochauftriebsflügel, der die benötigten Leistungen mit geringstmöglicher Systemkomplexität erreicht (Fig.2). Während an der B747 mit einem Dreifach-Spaltklappensystem und einer flexiblen Krügerklappe ein sehr aufwendiges System verwendet werden musste, konnte an der A3XX ein weitaus weniger komplexer Hochauftriebsflügel mit Slat und Einfachspaltklappe realisiert werden. Die intensive Nutzung von Rechenverfahren für den Entwurfsprozess ist im Rahmen des A3XX-Entwurfs intensiviert worden. Sie wird bei zukünftigen Entwürfen noch weiter ausgebaut werden müssen, um eine Vielzahl von Studien zur Auslegung parallel betreiben zu können und noch deutlich frühzeitiger Aussagen für die Leistung des Gesamtflugzeuges machen zu können. Auf lange Zeit wird jedoch der Windkanal aufgrund der Komplexität der Konfigurationen und der Vielzahl der Variationsmöglichkeiten eine zentrale Rolle für den Entwurf des Hochauftriebsflügels behalten. Das Technologieprogramm HAK brachte für den Entwurf des A3XX-Hochauftriebsflügels eine Reihe von wichtigen Erfahrungen. So konnten frühzeitig die Effekte eines A3XX-typischen Flügels auf die Auslegung der Hochauftriebselemente, auf den Einsatz der Rechenverfahren für den Entwurf, und auch auf die Windkanalexperimente ermittelt werden. Auch wenn am A3XX-Flügel das in HAK aufgezeigte Potential wirklich neuartiger Auslegungen noch nicht genutzt werden konnte, liefern Anschlussprogramme wie ProHMS (Prozesskette Hochauftrieb mit multifunktionalen Steuerflächen) die Basis für realisierbare Lösungen für künftige Flugzeuggenerationen.

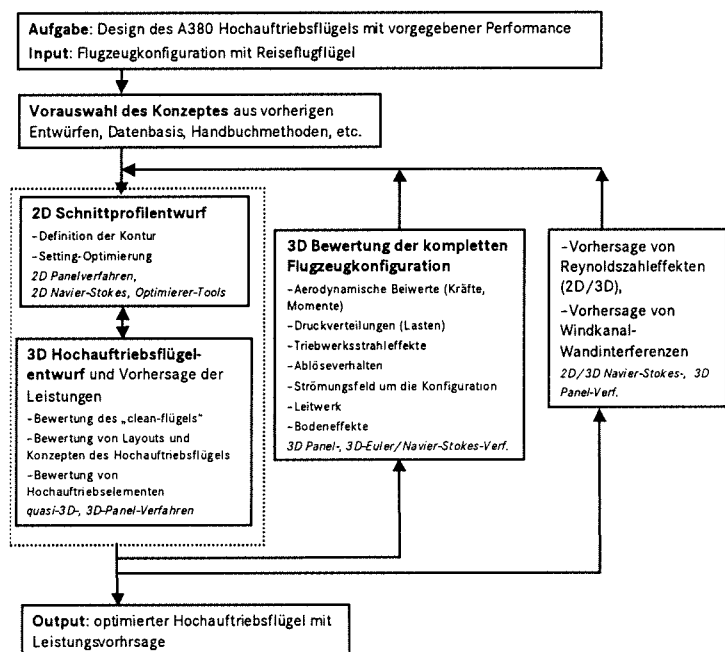


Fig. 1: Ablauf des rechnerischen Hochauftriebsflügel-Entwurfs

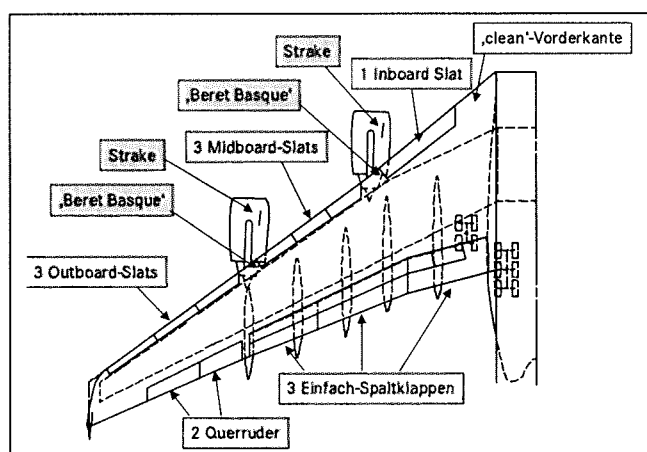


Fig.2: Das Layout des A380-Hochauftriebsflügels

Literatur

1. Reckzeh D., Aerodynamische Entwurfsarbeiten für den A3XX-Hochauftriebsflügel, DGLR-JT2000-093

Datum März 2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung

Ansprechpartner: I. Schell, E. Özger, D. Jacob

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstrasse 7; 52062 Aachen

Telefon:

Telefax:

e-mail:

weitere Partner:

Thema: Influence of different flap settings on the hazard posed to following aircraft

Projektbeschreibung:

The vortices in the wake of starting and landing aircraft pose a hazard for following aircraft leading to a limitation of the capacity of airports due to the negatively influenced starting and landing frequency. The most hazardous feature of the wake occurs as an overpowering rolling moment near the center of the vortex. For this reason, research into the characteristics of the vortex wake produced by lift generation has concentrated on the structure of the wakes and, in particular, on the rolling moment that they induce on a following aircraft that encounters them. Although many investigations concerning this problem have been conducted in the last decades it is still of great importance because of projects like future high capacity transport aircraft (e.g. A3XX) due to the large strength of their shedded vortices.

In the present paper the influence of different flap settings of the wake generating aircraft on the hazard posed to a following aircraft is investigated. First, a previous experimental investigation of the near field region of a rectangular wing with flaps is described which shows that the maximum induced rolling moment on a following wing related to the lift of the generator wing is reduced by deploying the flaps. From the experimental data it is not obvious whether there exists an optimal flap configuration that produces a lowest maximum induced rolling moment related to the lift and whether the observed alleviating effect of favourable flap deflections is still conserved after a merging of the flap and wing tip vortex further downstream of the wing. Therefore a numerical investigation of the wake of the wing with various flap settings was conducted in order to clarify these questions.

The near wake region of the rectangular wing with flaps is computed by means of a 3D panel method while the far wake region is simulated by a 2D unsteady Navier Stokes scheme in vorticity form. The hazard posed to a following aircraft is quantified by the value of the maximum induced rolling moment which is calculated by means of 2D strip theory. The numerical simulation confirms the alleviating effect of flap deflection for moderate flap deflections. Higher flap angles lead to an increase of the maximum induced rolling moment related to the wing lift. The computation of the far wake region shows that in these cases the merger of the wing tip and flap vortex leads to a reconcentration of circulation.

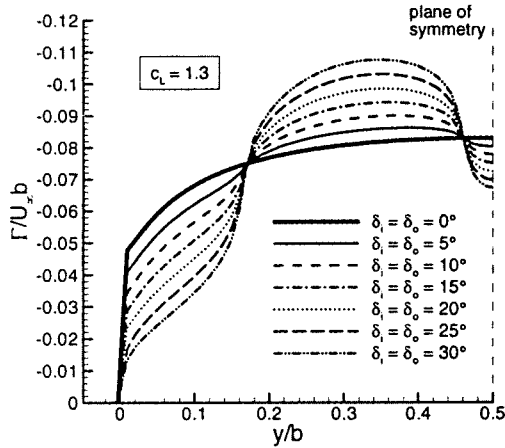


Figure 1. Nondimensional circulation distribution $\Gamma/U_\infty b$ of configurations with equal inboard and outboard flap deflection

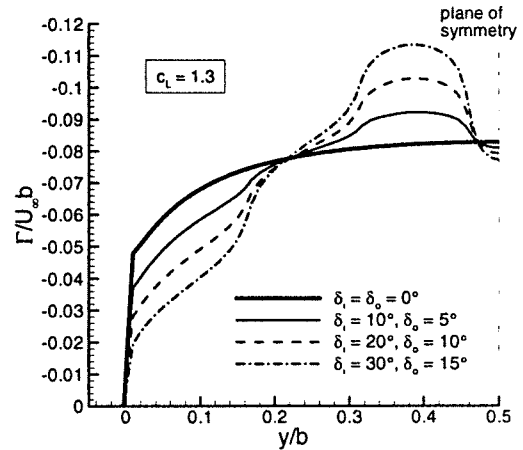


Figure 2. Nondimensional circulation distribution $\Gamma/U_\infty b$ of configurations with different inboard and outboard flap deflection

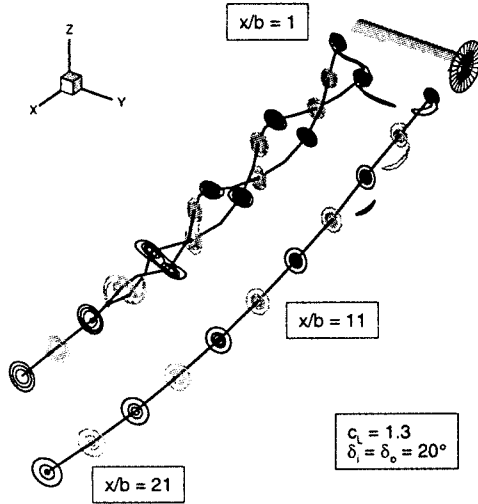


Figure 3. Far region of the wake computed by means of the 2D-Navier-Stokes method for a flap setting of $\delta_i = \delta_o = 20^\circ$ and an angle of attack of $\alpha = 2.143^\circ$

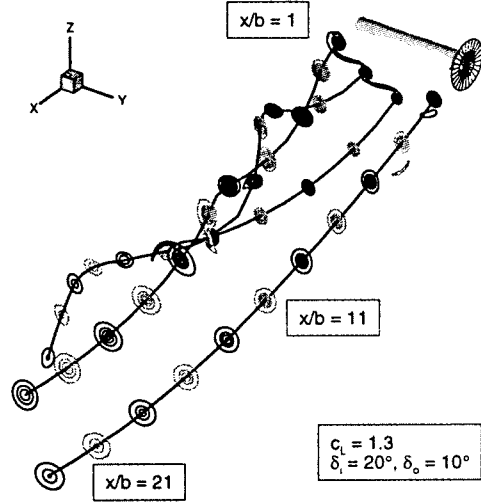


Figure 4. Far region of the wake computed by means of the 2D-Navier-Stokes method for a flap setting of $\delta_i = 20^\circ$, $\delta_o = 10^\circ$ and an angle of attack of $\alpha = 4.079^\circ$

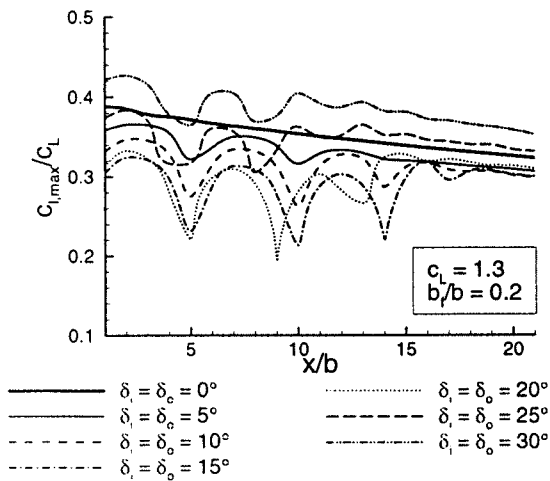


Figure 5. Maximum rolling moment $c_{l,max}$ induced on a following aircraft (wings horizontal) related to the lift coefficient c_L of the generating aircraft (flaps equally deployed) versus distance to the trailing edge

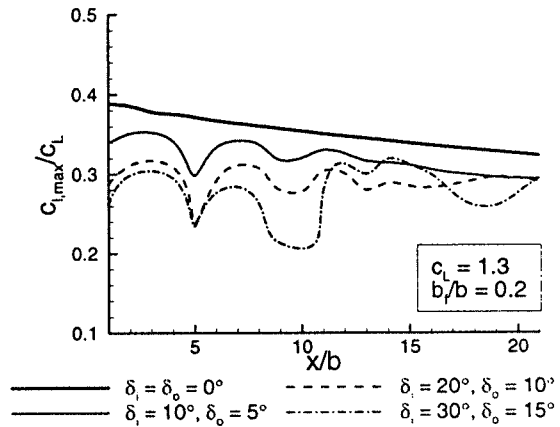


Figure 6. Maximum rolling moment $c_{l,max}$ induced on a following aircraft (wings horizontal) related to the lift coefficient c_L of the generating aircraft (flaps not equally deployed) versus distance to the trailing edge

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung

Ansprechpartner: Eike Stumpf

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2415

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: eike.stumpf@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Numerical investigation of the effect of the high-lift configuration of a transport aircraft on its vortex wake

Projektbeschreibung:

Several research programs on wake vortices are ongoing in order to avoid a separation penalty for the Airbus A3XX. However to date, the knowledge about wake vortex phenomena is still incomplete. In particular, a full understanding how a configuration-specific vortex wake in the nearfield translates into the far wake is remote. In order to investigate the link between near- and farfield, calculations for a generic aircraft model in three different high-lift configurations at the same lift coefficient will be described in this paper. The baseline case is the landing configuration with deflection angles $\delta_{Flap}=32^\circ$ for the inner and outer flap and $\delta_{Slat}=27^\circ$ (Fig. 1). Retracting the inner flap to the take-off position with $\delta_{Flap}=20^\circ$ gives the second examined configuration (Fig. 2). For the third configuration the original landing configuration is modified such that the two single flaps are replaced by one continuous flap based on the design criteria found by Rennich and Lele [1] (Fig. 3). For the simulation of the vortex wake a chain of codes is built up. The development up to a half span downstream of the model wing tip is calculated with an Euler code (DLR-TAU) working on unstructured grids. The flow further downstream is simulated with a spatial DNS code (DLR-Mesoscop) in subsequent domains as shown in Figure 4.

Fig. 5 shows a comparison between Euler calculation result and wind tunnel measurement for the baseline landing configuration. Contour variable is total pressure loss, downstream distance is $x/b = 0.5$. The angle of attack in the simulation is reduced from $\alpha_{Meas.}=5.0^\circ$ to $\alpha_{Euler}=3.1^\circ$ in order to end up at the same lift coefficient of $c_L = 1.74$. It can be seen that the agreement of the location of the vortices and the vortex wake structure is fairly good.

A preliminary result for the baseline landing configuration is shown in Fig. 6. Displayed are iso-vorticity surfaces of the wake up to 7 spans downstream of the model wing tip. It can be seen that within 3 spans the wing tip vortex and the outboard vortex of the outer flap merge. The inboard vortices of the inner and outer flap rotate around the outboard vortex of the inner flap without merging. But, whenever the three inner vortices lie in the horizontal plane a Widnall-type instability [2] is induced which finally leads to a collapse of the inner vortices at 17 spans behind the model.

In the final paper the development of the vortex wake of the baseline-, differential flap setting- and single flap-configuration up to 35 spans downstream will be compared.

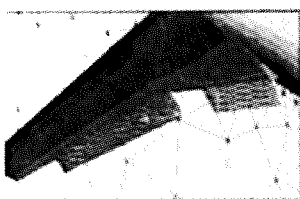


Fig. 1 Baseline Land.
Configuration

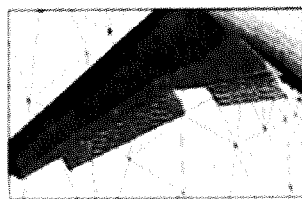


Fig. 2 Differential
Flap Setting

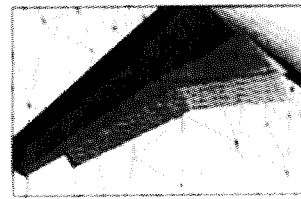


Fig. 3 Single-Flap
Configuration

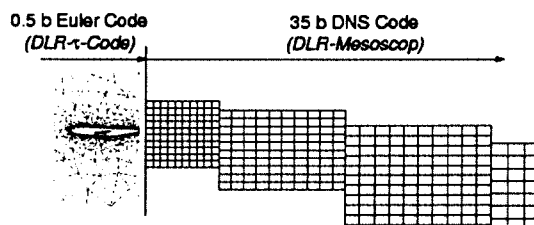


Fig. 4 Sequence of Domains

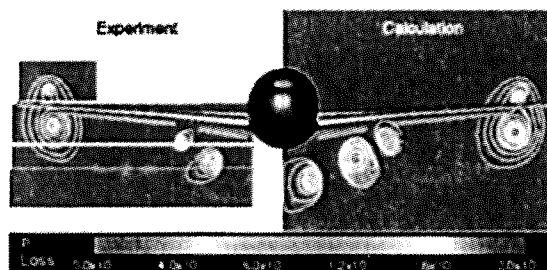


Fig.5 Comparison Measurement - Computation (Baseline Configuration)

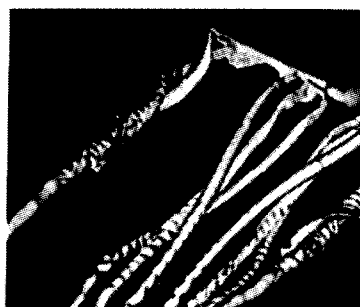


Fig. 6 Wake Iso-Vorticity Surfaces

Literatur:

- [1] S.C. Rennich, S.K. Lele, "Method for Accelerating the Destruction of Aircraft Wake Vortices", *J.Aircraft*, Vol. 36, No. 2, 398 - 404, (1999)
- [2] T. Leweke, C.H.K. Williamson, "Cooperative elliptic instability of a vortex pair", *J.Fluid Mech.*, Vol. 360, 85 - 119, (1998)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung

Ansprechpartner: Frank Tinapp

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin

Adresse: Marchstrasse 14; Sekr. F2; 10587 Berlin

Telefon:

Telefax:

e-mail: Frank.Tinapp@ilr.tu-berlin.de

Thema: Beeinflussung von Ablösung an einer Hochauftriebskonfiguration durch periodische Anregung

Projektbeschreibung:

Das Projekt konzentriert sich auf Experimente zur Auftriebssteigerung durch aktive Strömungskontrolle an einer Tragflügel-Hochauftriebskonfiguration..

Das Testmodell ist in Bild 1 dargestellt und besteht aus einem NACA 4412 Hauptprofil ($c=180$ mm) sowie einer NACA 4415 Hinterkantenklappe ($c=72$ mm). An diesem Modell werden Untersuchungen zur aktiven Beeinflussung der Ablösung mit Hilfe von periodischer Anregung durch einen 0.3 mm breiten spannweiten Schlitz an der Klappenvorderkante durchgeführt (Bild 2). Die periodische Anregung wird mit Hilfe von zwei Lautsprechern generiert, welche sich mangels verfügbarer Einbautiefe außerhalb des Testmodells befinden. Die so erzeugten Druckschwankungen werden in eine Kammer innerhalb der Klappe eingespeist, und resultieren in einem oszillierenden Luftstrom am Schlitzaustritt. Die Richtung dieses oszillierenden Strahls ist senkrecht zur Anströmung. Sowohl die Amplitude (dimensionslos dargestellt als Impulsbeiwert c_μ) als auch die Frequenz (St bezogen auf die Profiltiefe) können in weiten Grenzen variiert werden.

Das Testmodell ist mit Druckbohrungen auf der Profiloberseite versehen und kann über eine Halterung auf einer Windkanalwaage montiert werden. Anstellwinkel der Klappe (η) sowie der Gesamtkonfiguration (α) werden über einen Servoantrieb gesteuert. Somit können die Anstellwinkel unabhängig voneinander eingestellt werden.

Im Windkanal wurden Messungen durchgeführt, um den Einfluß der periodischen Anregung sowohl auf das Auftriebsverhalten, als auch auf das Strömungsfeld zu dokumentieren. Dabei wurden drei interessante Testfälle bestimmt (Bild 3), welche mit der zur Verfügung stehenden Meßtechnik untersucht wurden. Es wurden Hitzdrahtmessungen im Fern- und Nahbereich sowie im Nachlauf der Testkonfiguration durchgeführt. Der Auftrieb wurde mit Hilfe der Windkanalwaage erfasst und die Druckverteilung an der Wand des Modells gemessen.

Eine geeignete Kombination aus Anregeintensität und Frequenz wurde so ausgewählt, daß sich signifikante Änderungen im Auftriebsverhalten ergaben. Diese Anregeparameter wurden dann während der gesamten Versuchsdauer beibehalten. (Frequenz: $St=1.28$ ($F=100$ Hz), Amplitude: $C_\mu=60 \cdot 10^{-5}$ ($v'=5.9$ m/s))

In Bild 4 ist die Strömungsgeschwindigkeit ca. 4 Profiltiefen stromab als Konturplot für den Fall $\alpha=7^\circ$, $\eta=33^\circ$ dargestellt. Dabei handelt es sich im rechten Teilbild um den Nachlauf für den Fall ohne Anregung, im linken Bild um den Nachlauf mit Anregung. Der Einfluss der Seitenwände ist am rechten und linken Bildrand deutlich sichtbar. Dadurch ist eine 2-dimensionalität des Nachlaufes lediglich im Mittelschnitt gewährleistet. Der Einfluß der Anregung auf den Nachlauf ist deutlich zu erkennen. Im Mittelschnitt ist die Nachlaufdelle nach unten verschoben und der Einfluss der Seitenwände auf das Strömungsfeld ist schwächer ausgeprägt.

Das Auftriebsverhalten bei periodischer Anregung ist in Bild 5 dargestellt. Die untere Kurve zeigt den Auftriebsbeiwert bei Variation des Klappenanstellwinkels für den Fall ohne Anregung. Nach dem Erreichen des maximalen Auftriebsbeiwertes fällt die Kurve aufgrund der einsetzenden Strömungsablösung stark ab. Die obere Kurve zeigt den erreichbaren Auftriebsbeiwert bei aktivierter Anregung. Man erkennt deutlich, daß eine signifikante Erhöhung des Auftriebes im Bereich hoher Anstellwinkel erreichbar ist, wohingegen bei niedrigen Klappenwinkeln nur eine geringe Auftriebssteigerung zu erzielen ist. Das Maximum der Auftriebssteigerung aufgrund periodischer Anregung liegt bei etwa 20%.

Umfangreiche Hitzdrahtmessungen im Fern- und Nahfeld der Testkonfiguration mit und ohne Anregung zum besseren Verständnis der Wirkung der periodischen Anregung wurden durchgeführt. Geplant sind ebenfalls PIV-Messungen in verschiedenen spannweiten Schnittebenen um Einblick in das instationäre Verhalten des Strömungsfeldes zu erhalten. Diese Ergebnisse werden im Vortrag präsentiert.

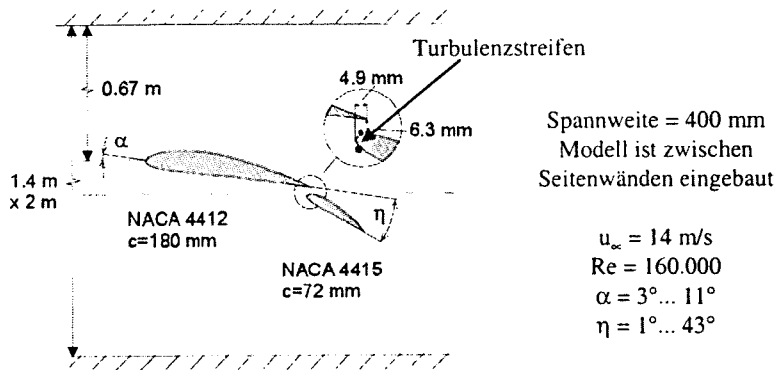


Bild 1: Versuchsmodell im Windkanal

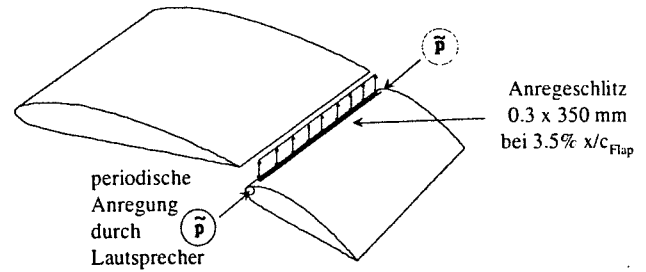
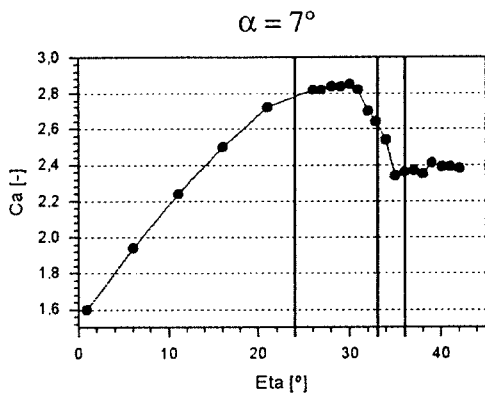


Bild 2: Anregemechnismus zur Generierung des periodischen Spaltstrahles an der Klappen-vorderkante



- 24° - anliegende Strömung
- 33° - teilabgelöste Strömung
- 36° - vollabgelöste Strömung

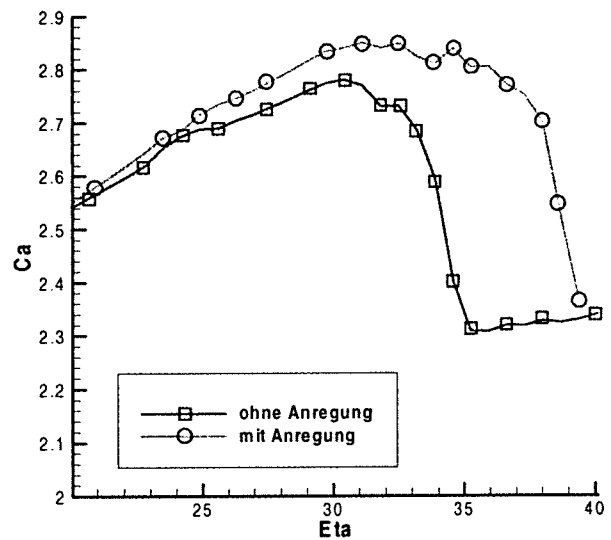


Bild 3: Festlegung der drei untersuchten Testfälle, $\alpha=7^\circ$

Bild 5: Autriebssteigerung durch periodische Anregung, $\alpha=7^\circ$

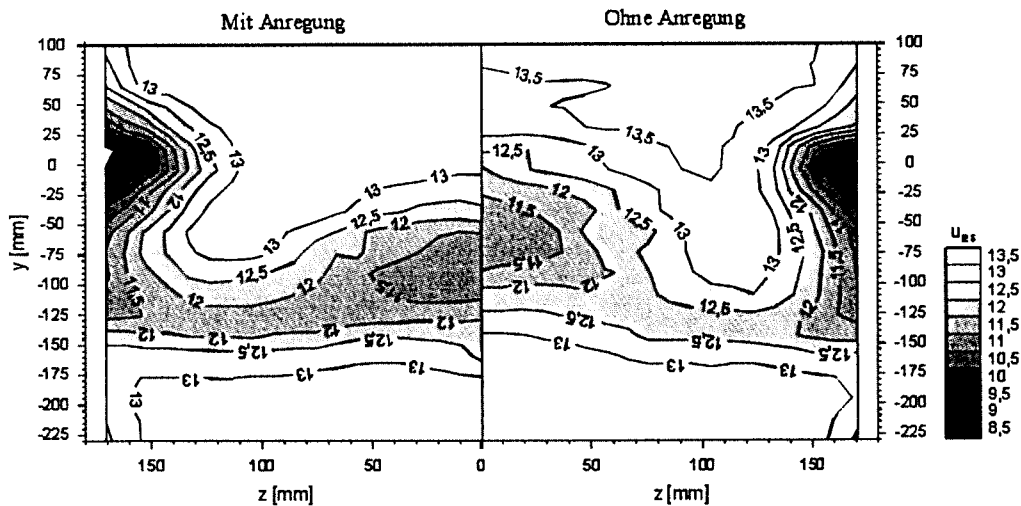


Bild 4: Strömungsgeschwindigkeiten im Nachlauf, mit und ohne Anregung, $\alpha=7^\circ$, $\eta=33^\circ$

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung

Ansprechpartner: Jochen Wild

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2429

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: Jochen.Wild@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Numerical investigation of the Reynolds-number effect on the setting sensitivity of a 2d high-lift multi-element airfoil

Projektbeschreibung:

The presented investigation focuses on the numerical sensitivity study of different slat settings on the maximum lift coefficient of a 2D high-lift multi-element airfoil. The configuration used is the DASA H8Y 3-element airfoil, which was measured in the KKK cryogenic wind-tunnel by Hansen and Szabo [1] at different Reynolds-Numbers.

The calculations are performed using the DLR flow solver FLOWer [2], which solves the compressible Reynolds-averaged Naier-Stokes-equations on structured grids by a finite-volume approach using an explicit Runge-Kutta time-stepping scheme. For turbulence modelling the Spalart-Allmaras one-equation-model [3] with the modifications of Edwards and Chandra [4] is applied. The used multiblock grid in C-topology around each solid wall boundary consists of ≈ 80000 cells and has got a first cell thickness of 10^{-5} chord lengths.

For the comparison with the experimental data four different slat settings are calculated (Fig. 1) so that relative to the reference position 4 two variations with different gaps and one with increased overlap is performed.

In general the computations show a slight overprediction of the maximum lift coefficient compared with the measurements, which is due to the fully turbulent calculation. This can be seen from the comparison of the maximum lift coefficients as a function of the Reynolds-number (Fig. 2). The comparison with the experimental data shows, that the tendencies between the different configurations are correctly calculated. Only the computed drop in maximum lift value for position 1 at the low Reynolds-number is too low compared with to experiment. However, the overall gap-sensitivities show a good prediction for the behaviour at both Reynolds-numbers (Fig. 3). The reversal of the sensitivity for position 1 for the increase of Reynolds-number is predicted correctly. The overlap sensitivities are also simulated well by the numerical simulation (Fig. 4).

But not only the sensitivities of the global coefficients are predicted according to the experiment. A look at the suction peak of the main airfoil element, which is nearest to where the setting change takes place, shows a good agreement between experiment and calculation, even for the low Reynolds-number (Fig. 5) and for the high Reynolds-number (Fig. 6).

This investigation shows, that the application of RANS-solvers for high-lift flows is accurate also for sensitivity analysis and the trends are predicted in the right way. It can be supposed, that the main flow physics responsible for high-lift setting sensitivities are correctly modelled by the numerical simulation. The big advantage is that also the dependency on the Reynolds-number is predicted correctly, so that the numerical simulation is able to give answers for the change of sensitivities for higher Reynolds-numbers, when wind-tunnel experiments become too expensive.

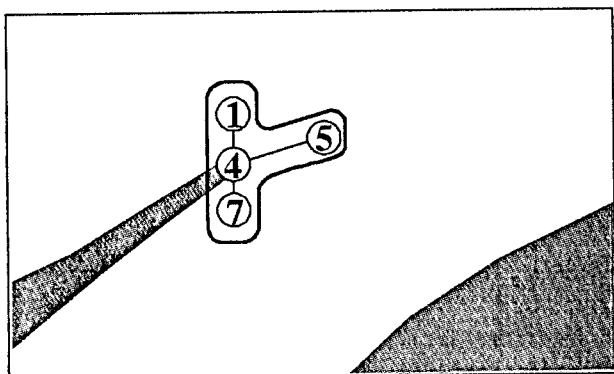


Figure 1: Definition of setting variation positions for the DASA H8Y 3-element airfoil as tested in KKK

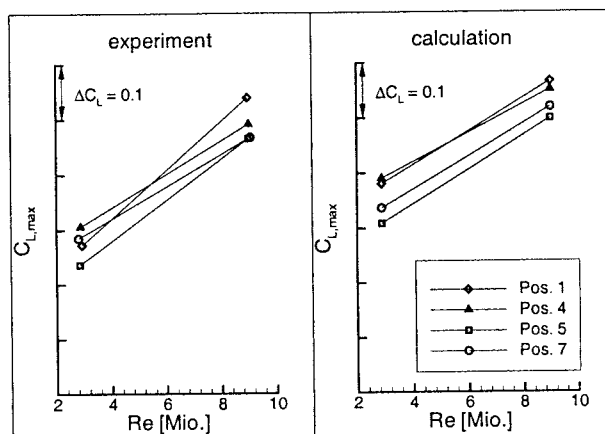


Figure 2: Dependency of the maximum lift coefficient on the Reynolds-number for different slat settings of the H8Y configuration

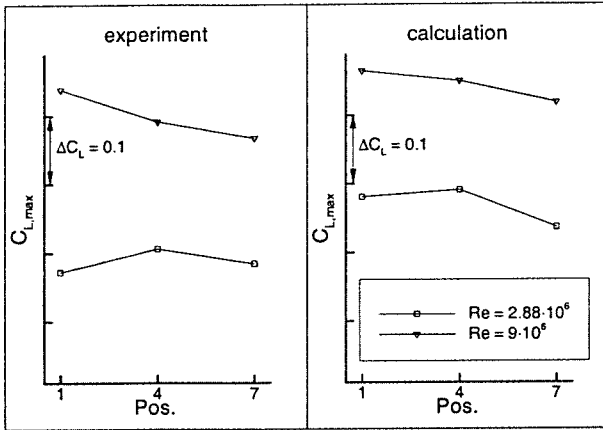


Figure 3: Dependency of the maximum lift coefficient from the slat gap of the H8Y configuration for different Reynolds-numbers

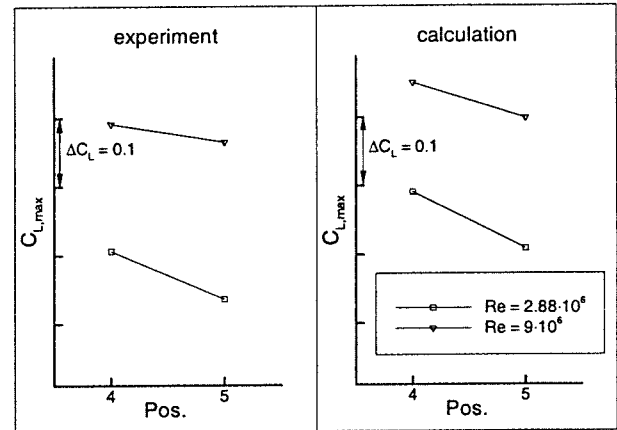


Figure 4: Dependency of the maximum lift coefficient from the slat overlap of the H8Y configuration for different Reynolds-numbers

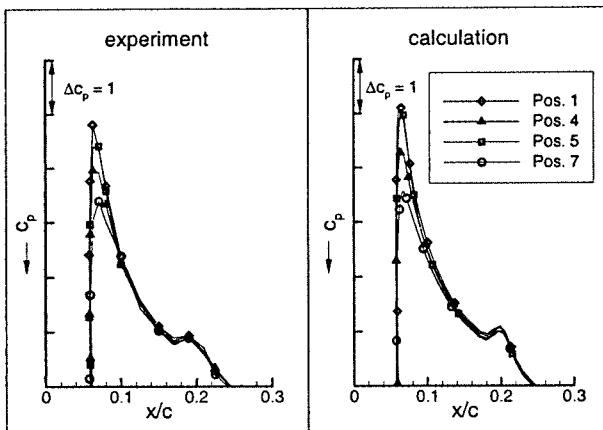


Figure 5: Differences of the suction peak at the main airfoil element in dependency of the slat position of the H8Y configuration for $Re = 2.88 Mio$.

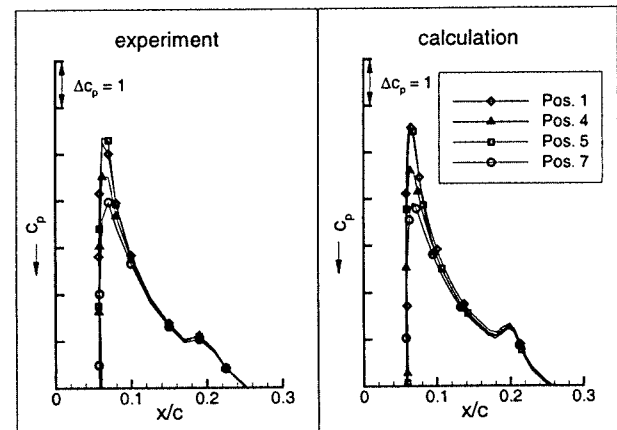


Figure 6: Differences of the suction peak at the main airfoil element in dependency of the slat position of the H8Y configuration for $Re = 9 Mio$.

References

- [1] H. HANSEN, I. SZABO, "Investiation of Stall Characteristics of an A3XX Relevant Airfoil up to High Reynolds Numbers in the Technology Program HAK 2". In: W. NITSCHKE ET. AL., *Notes on Numerical Fluid Dynamics*, Vol. 72, Vieweg (1999), pp. 218-225
- [2] DLR (ED.), "FLOWer Instalation and User Handbook - Rel. 116", DLR - Institute for Design Aerodynamics, Braunschweig (2000)
- [3] P.R. SPALART, S.R. ALLMARAS, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 92-0439 (1992)
- [4] J.R. EDWARDS, S. CHANDRA, "Comparison of Eddy Viscosity-Transport Turbulence Models for Thre-Dimensional, Shock-Seperated Flow", *J.Aircraft*, Vol. 34, No. 4 (1996), pp. 756-763

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung Anlagen/Messtechnik
Ansprechpartner	K.-W. Bock, S. Tusche, M. Jacobs, M. Bruse
Institution	DNW, Business Unit Göttingen und Köln
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen
weitere Partner	DLR/SM-SK (Göttingen), DLR/SM-EA (Braunschweig)
Thema	Instationäre Messungen an einem rotierenden Modell im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG)

Ausgangssituation:

Im Rahmen des WEAG Common Exercise V sollten Untersuchungen der Umströmung eines rotierenden Deltaflügels in kompressibler Strömung ($Ma=0,8$; $i=10^\circ$ & 17° ; $f=10\text{Hz}$) durchgeführt werden. Neben der numerischen Betrachtung fanden stationäre und instationäre Messungen im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) statt.

Das in diesem Versuch getestete Modell ist eine Flügel-Rumpf-Konfiguration bestehend aus einem 65° gepfeilten Deltaflügel und einem achsensymmetrischen Rumpf. Konzipiert und gefertigt wurde das aus Stahl bestehende, 420mm lange Modell im DLR. Das Modell verfügt über eine Aufnahme für eine 6-Komponenten-Waage für Kraft- und Momentenmessungen. Im Modell sind zusätzlich vier Drucksensoren untergebracht, um an vier Positionen auf dem Modell lokal stationäre und instationäre Drücke aufzunehmen. Weiterhin sollte in diesem instationären Fall die flächige Druckmessung mit drucksensitiver Farbe (PSP) durch die Abteilung Messverfahren und Strömungsanalyse des Institutes für Strömungsmechanik des DLR demonstriert werden.

Lösungsweg:

Um bei unterschiedlichen polaren Anstell- und Rollwinkeln Daten zu erfassen, wurde für die stationären Messungen (Kräfte, Momente, Drücke und PSP) das Modell mit einem geraden Stil am Schwert des DNW-TWG aufgenommen. Für die instationären Messungen (lokale Drücke und PSP) wurde eine spezielle Vorrichtung entwickelt und gebaut, die eine kontinuierliche Rollbewegung des Modells bei unterschiedlichen polaren Anstellwinkeln erlaubt. Die Achse, auf der das Modell installiert ist, wird in einem Rohr geführt. Somit ist als einziges sich drehendes Objekt das Modell der Strömung ausgesetzt. Die Drehgeschwindigkeit des Modells betrug 10 Hz. Als polare Anstellwinkel wurden 0° , 10° und 17° festgelegt. Zur Stabilisierung des Aufbaus war das Führungsrohr direkt hinter dem Modell seitlich gegen die Kanalwände abgespannt. Die Schwingungsbewegungen der Vorrichtung mit Modell sind während der Messungen überwacht worden.

Die Datenübertragung vom rotierenden Modell zum Messwerterfassungssystem wurde über Schleifringe realisiert. Zur Messwerterfassung kam die instationäre Datenerfassungsanlage (IDa) des DNW-TWG zum Einsatz, die eine Datenerfassung von 88 Kanälen mit einer Auflösung von 16 Bit bis zu 50 kHz pro Kanal erlaubt.

Die Messungen wurden in der adaptiven Messstrecke des DNW-TWG bei einer Machzahl von $Ma=0,8$ durchgeführt. Als Reynoldszahlen (bezogen auf die Modelllänge) wurden im stationären Fall $Re=3,5 \cdot 10^6$ & $5,3 \cdot 10^6$ und im instationären Fall $Re=2,2 \cdot 10^6$ & $Re=3,5 \cdot 10^6$ untersucht. Diese Reynoldszahl- bzw. Druckvariationen waren auch für die optimale Reaktionszeit und Auflösung der PSP-Messungen notwendig.

Die Adaption der oberen und unteren Wand der Messstrecke wurde immer bei nicht rotierendem Modell unter dem zu untersuchenden polaren Anstellwinkel durchgeführt und dann bei rotierendem Mo-

dell festgehalten. Während der Messungen wurden 30 Wanddrücke stationär und 5 Wanddrücke im Bereich des Modells ebenfalls instationär mitgemessen und stehen für eine Nachbearbeitung zur Verfügung.

Ergebnis:

In **Bild 1** ist der Kraftbeiwert c_z im flugkörperfesten Koordinatensystem dargestellt. Bei unterschiedlichen polaren Anstellwinkeln $i=5^\circ$, 10° und 17° wurde der Rollwinkel variiert und bei nicht rollendem Modell die Kräfte und Momente gemessen.

Im Gegensatz zu Bild 1 sind in **Bild 2** Daten dargestellt, die bei kontinuierlich rollenden Modell aufgenommen wurden. Hier die lokalen Drücke an vier verschiedenen Positionen auf dem Modell. Eindrucksvoll ist die periodische Veränderung der Druckes, besonders bei der Messposition auf dem Flügel (K4), zu erkennen.

Die PSP-Messungen wurden bei dem kontinuierlich rollenden Modell bei diskreten Rollwinkeln getriggert, so dass flächige Druckverteilungen zu festen Rollwinkeln erfasst wurden.

In dem zur Zeit laufenden Programm Aerosum wird ein ähnliches Modell mit in der Hinterkante integrierten Klappen in gleicher Weise getestet. In diesem Fall werden auch beschleunigte Rollbewegungen des Modells untersucht.

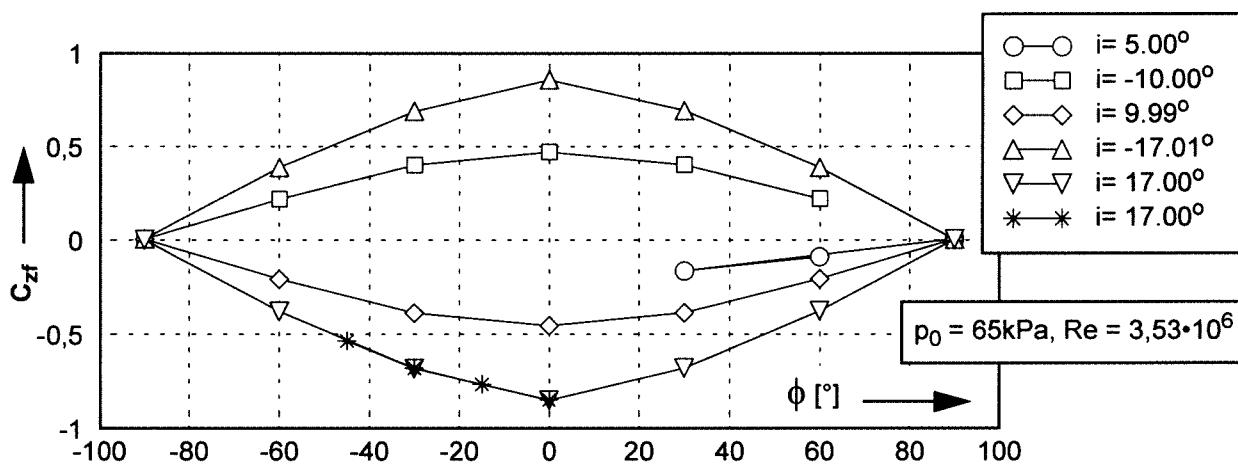


Bild 1: Stationär gemessener Kraftbeiwert c_z im flugkörperfesten Bezugssystem bei $Ma=0,8$ und verschiedenen polaren Anstellwinkeln i .

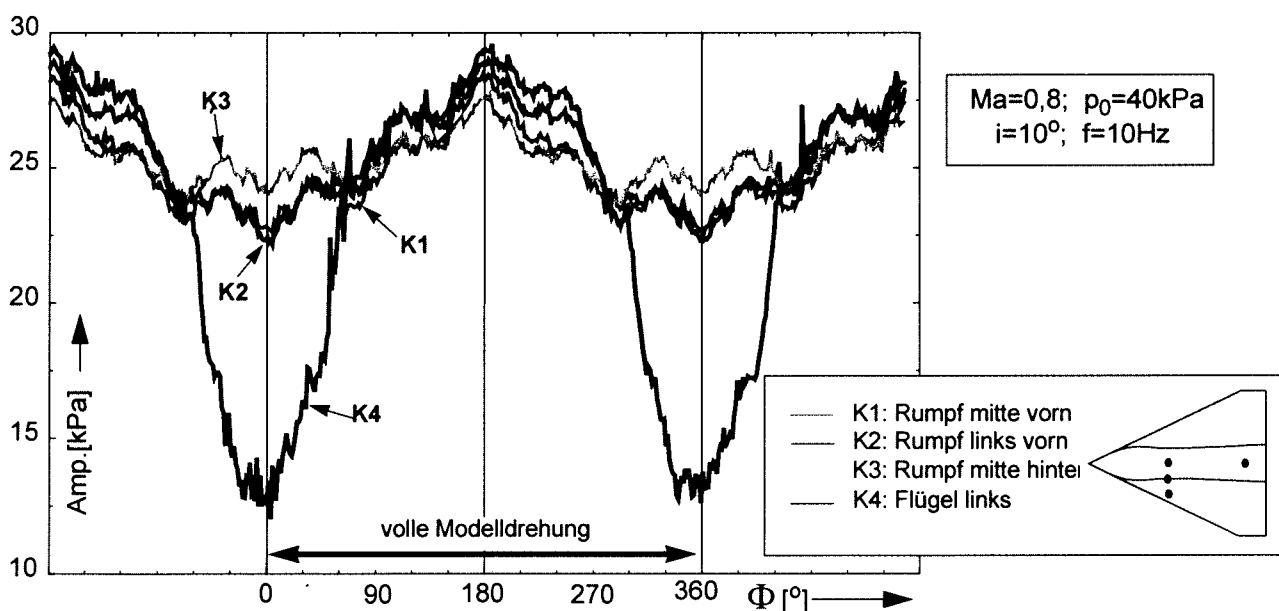


Bild 2: Instationär gemessene Drücke an verschiedenen Positionen auf dem Modell

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Dr. U. Herrmann

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295-2835

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner -

Thema Estimation of the aerodynamic effect of a SCT high-lift system at low speed.

Ausgangssituation:

Supersonic Commercial Transports (SCT) will be able to fulfill the increasing demand for reduced travel times and increasing transport productivity. Potential successors of the first generation SCT, the Concorde, will have to prove their economical potential. Besides that, compliance with future community noise regulations is one of the most critical design requirement. For a SCT configuration there is little difficulty in achieving the necessary lift in low-speed flight, because of the relatively large wing area. The major challenge is to reduce the drag at low speed conditions to fly with reduced throttle setting and with lower noise levels. Current European SCT designs [1] feature leading and trailing edge flaps in order to adapt the wing for achieving maximum aerodynamic efficiency at the two cruise design points, supersonic and transonic. Naturally, this devices are to be used to optimize SCT low speed performance.

Actual experiences in predicting SCT low speed performance using Navier-Stokes codes obtained within GARTEur AG30 and the EU research project EPISTLE shows that the governing flow phenomena are captured. This ability offers great potential that enables to integrate numerical Navier-Stokes solvers in the low speed system design process which is the objectiv of EPISTLE.

Ziel:

The aim of the work presented here is to estimate the amount of low speed performance gain of the EUROSUP SCT configuration at wind tunnel Reynolds numbers. This will be done by numerically analysing the configuration without and with a datum high-lift system designed within the EU-research project EUROSUP. The numerical results will be compared to the available experiments.

Lösungsweg:

A mesh generation procedure has been set up allowing the creating of medium dense meshes with and without deflected leading edges. All version of this meshes model the stingmounted device for comparison with the experiments. The mesh featuring the high lift system is distributed to all partners within EPISTLE and widely used.

Ergebnis:

The configuration is a combination of a slender body having circular cross sections and a cropped double delta wing, see **Bild 1**. The leading edge flap has three segments with deflection angles increasing from inboard to outboard. The mesh being displayed in Bild 1 shows strong gridline clustering to resolve the wing-body junction, the wing leading edge, the hinge area of the high lift device, trailing

edge and wing tip. The aerodynamic performance of both SCT configurations is given in **Bild 2**. The drag polars are estimated at a Reynoldsnumber of about $7 \cdot 10^6$. Numerical and experimental aerodynamic forces are compared. The numerical results were calculated using the DLR FLOWer code on a mesh having about $0.8 \cdot 10^6$ cells. The $k-\omega$ turbulence model is used.

The agreement between predicted and measured forces is good for both configurations: without and with flap deflections. Furthermore the performance gain between both configurations is estimated in astonishing accuracy. At the design lift ($C_L=0.4$) the drag is reduced for about 20% using the high-lift system.

The ability to predict aerodynamic forces of a SCT configuration at low-speed high-lift conditions with sufficient accuracy is demonstrated. Low-speed drag values affect the thrust requirements during take-off and approach and hence the community noise impact. The demonstrated numerical aerodynamic prediction using Navier-Stokes codes is needed to qualify numerical simulation methods for future design work of low drag high-lift systems.

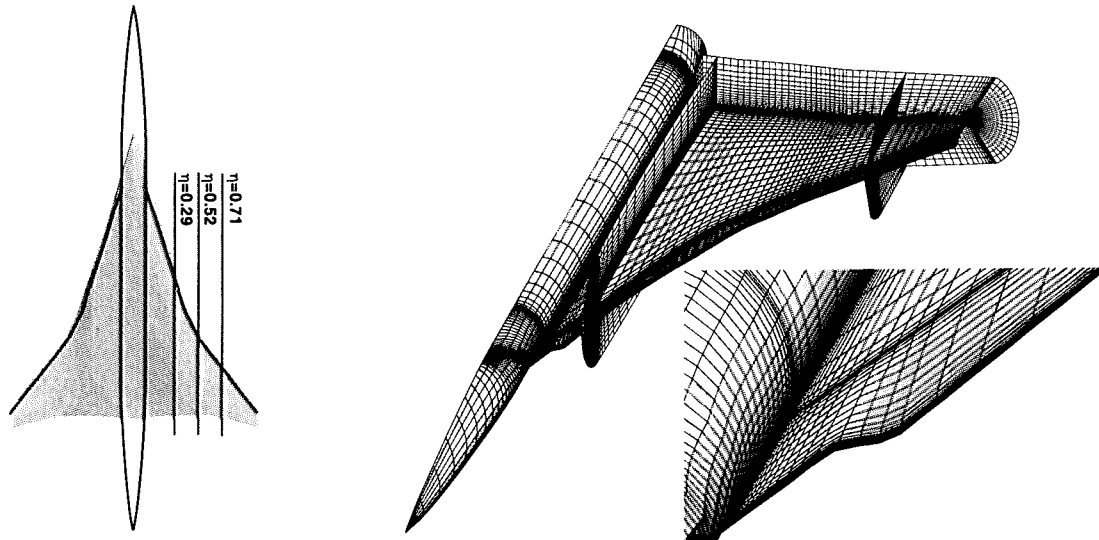


Bild 1 Planform and surface mesh of the generic SCT configuration.

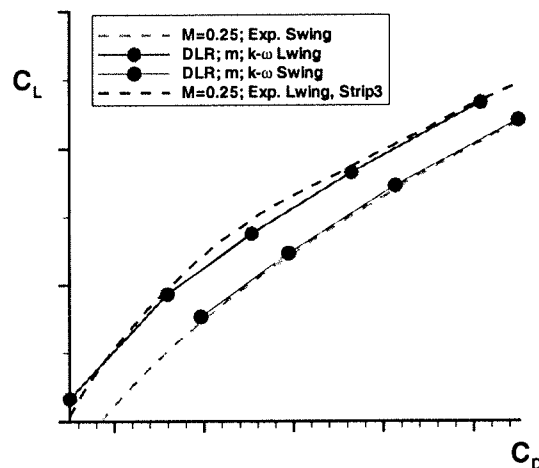


Bild 2 Numerical and experimental estimated drag polars for the SCT configuration without and with datum leading edge flap deflection.

Literatur:

- [1] Lovell, D.A.; European research of wave and lift dependant drag for supersonic transport aircraft. AIAA Paper No. 99-3100, 1999.
- [2] Herrmann, U.; Code validation for SCT applications. AIAA Paper No. 99-903, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe /

Fachkreis: Flügel kurzer Streckung

Ansprechpartner: G. Höhler, A. Heddergott, G. D. Otter, H. Psolla-Bress

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Tel.: 0551-709-2408 /2256 /2638 /2443
Fax: 0551-709-2811 /2829
e-mail: alfred.heddergott@dlr.de
gebhard.hoehler@dlr.de
dirk.otter@dlr.de
h.psolla-bress@dlr.de

weitere Partner: DLR, Institut für Flugmechanik, DNW, EADS

Thema:

Experimentelle Simulation manövrierender Kampfflugzeuge

Ausgangssituation:

Im Rahmen des Projektes AeroSUM (Aerodynamic Simulation of Unsteady Manoevers) soll ein Softwarepaket erstellt werden, in dem ein aerodynamisches Berechnungsverfahren auf der Basis der instationären Navier-Stokes Gleichungen mit einem Verfahren zur Lösung der Bewegungsgleichungen des starren Körpers gekoppelt wird. Es wird erwartet, daß mit einem solchen Verfahren das Verhalten des manövrierenden Flugzeugs genauer als bisher vorhergesagt werden kann. Zur Validierung des Rechenverfahrens werden Datensätze von dynamischen Untersuchungen an einem Modell im Windkanal benötigt.

Ziel:

Im Experimententeil von AeroSUM wird die für dynamische Windkanalversuche benötigte Versuchs- und Meßtechnik für den Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) entwickelt und damit die experimentelle Datenbasis für schlanke Flügel zur Validierung numerischer Verfahren in den transsonischen Machzahlbereich ausgedehnt.

Lösungsweg:

Die Bewegungsformen des Modells im Windkanal werden in AeroSUM auf transiente und freie Rollbewegungen begrenzt.

Dabei sollen Referenzdaten zu den folgenden Schwerpunkten bereitgestellt werden:

- statische Untersuchungen als Funktion des Anstell- und des Rollwinkels
- transiente geführte Bewegung eines Modells ohne Steuerflächen
- Steuerflächenausschläge des statischen und transient geführten Modells
- Ausschwingvorgänge und durch Steuerflächenausschlag angeregte freie Bewegungen

Ergebnis:

Dazu wurde ein Modell gebaut mit fernverstellbaren Rudern, ein Rollapparat (bis 10 Hz) und eine optischen Positionserfassung (Bild 1). Zur Messung der instationären Druckverteilungen wurden Miniaturdruckaufnehmer in die Tragflächen des aus CFK gefertigten Modells einlaminert. Die Modellkräfte und -momente werden mittels einer neu entwickelten Piezowaage gemessen. Ebenso werden die Klappenkräfte mit Piezoelementen erfasst. Alle Messdaten und Steuersignale werden via Telemetrie übertragen.

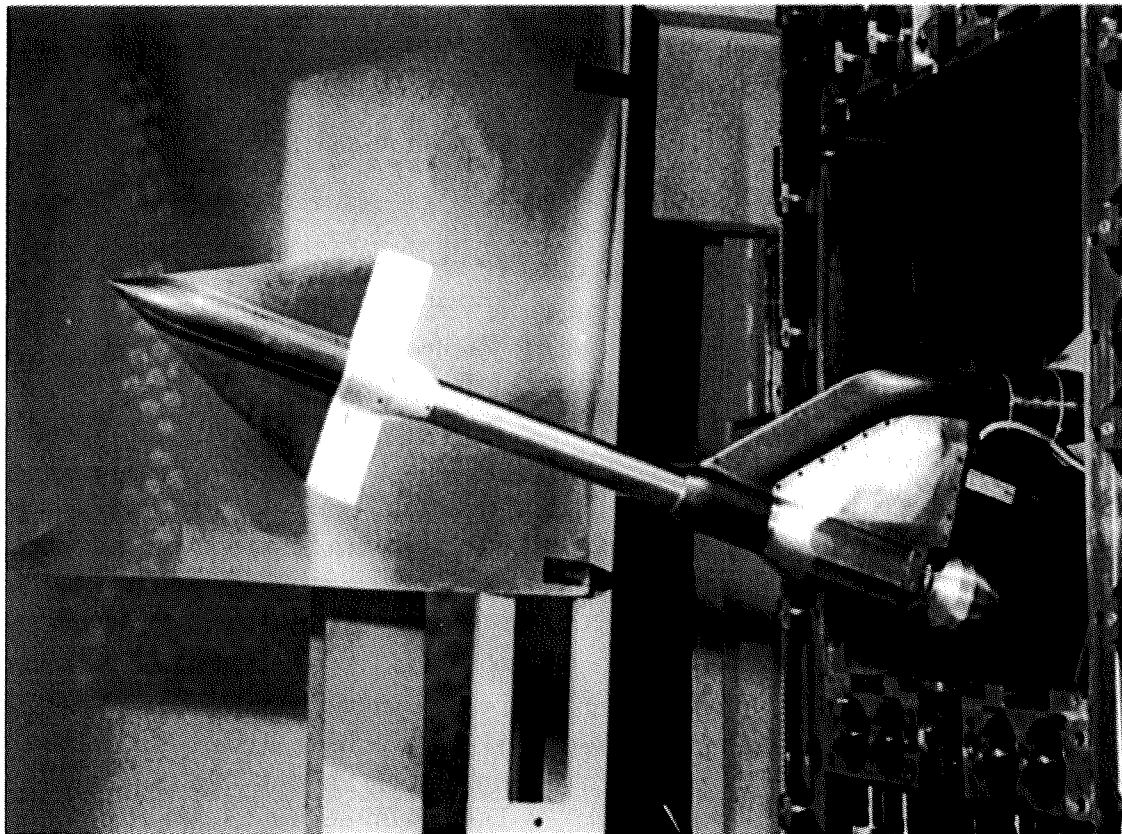


Bild 1: Versuchsaufbau im TWG

Literatur:

Löser T.: Dynamic Force and Pressure Measurements on an Oscillating Delta Wing at Low Speeds, DLR Institutsbericht IB 129-96/9, 1996

Weitere Vorgehensweise:

Durchführung und Auswertung der stationären und instationären Messungen im TWG

Göttingen, den 18. 05. 2001

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel kleiner Streckung
Fachkreis

Ansprechpartner Gerald Seidler

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3330

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner DLR-FF-FM, DLR-FF-DR, INTEC, DaimlerChrysler Aerospace

Thema Einsatz der Programmsteuerung für die multidisziplinäre Simulation des manövrierenden Flugzeugs

Im Projekt AeroSUM soll ein geeignetes Simulationswerkzeug entwickelt werden, mit dem das dynamische Verhalten eines Flugzeuges bereits in der Definitionsphase analysiert und beurteilt werden kann. Zu diesem Zweck wird ein Softwarepaket erstellt [1], in dem ein aerodynamisches Berechnungsverfahren auf Basis der instationären Navier-Stokes-Gleichungen mit einem flugmechanischen Berechnungsverfahren derart gekoppelt wird, daß die Manöver eines als Starrkörpers betrachteten Flugzeugs simuliert werden können.

Der zur Ablaufsteuerung entwickelte Integrationsrahmen mit dem Namen KAPS wurde bei der Durchführung der gekoppelten Simulation von flugmechanischer und aerodynamischer Berechnung erfolgreich eingesetzt. Dabei wurden verschiedene Erweiterungen und Verbesserungen vorgenommen, sowie Fehler beseitigt.

Die Funktionsfähigkeit der gekoppelten Simulation wurde anhand mehrerer Testfälle überprüft. Dies war zum einen die Nickschwingung eines NACA 64A010 - Profils (siehe Bild 1a und 1b) mit einem anfänglichen Anstellwinkel von 1° bei einer Anströmung von $Ma=0.5$ [2]. Zum anderen handelte es sich um die Rollbewegung eines Deltaflügels [3]. Dabei wird der Deltaflügel mit einem Nickwinkel von 30° und einem Rollwinkel von 40° losgelassen (siehe Bild 2a und 2b) und führt eine Rollbewegung um seine Längsachse durch. Die Anströmung ist $Ma=0.27$. Bild 2b zeigt die Druckverteilung in der Ausgangslage. Auf der linken Tragfläche existiert ein intakter Wirbel, auf der rechten Tragfläche ist der Wirbel aufgeplatzt.

Im Verlauf der Berechnungen stellte sich heraus, dass bei der gekoppelten Simulation von Flugmechanik und Aerodynamik auf der aerodynamischen Seite erhebliche Rechenleistung benötigt wird. Liess sich für die Nickschwingung des NACA 64A010 - Profils auf der aerodynamischen Seite noch eine Navier-Stokes-Rechnung auf einer Workstation in annehmbarer Zeit durchführen, so war dies für die Simulation des rollenden Deltaflügels nicht mehr praktikabel. Es ergab sich schon für die Eulerrechnung auf einer Workstation eine Rechenzeit von mehreren Tagen. Die Netzgrösse betrug dabei etwa 370000 Punkte.

Um zu einer Reduzierung der Rechenzeit zu gelangen ist der Einsatz von Vektor- bzw. Parallelrechnern nötig. Da das Solvermodul des Tau-Codes auf derartiger Hardware eingesetzt werden kann, wurde der Integrationsrahmen KAPS dahingehend erweitert, dass die Benutzung des Tau-Codes in der gekoppelten Simulation auf Parallel- und Vektorcomputern möglich ist, während die flugmechanische

Berechnung mit SIMPACK [4] weiterhin auf einer Workstation ablaufen kann. Mit dem Einsatz dieser Hardware wird auch für den Fall des rollenden Deltaflügels die Durchführung einer Simulation mit einer Navier-Stokes-Rechnung auf der aerodynamischen Seite angestrebt.

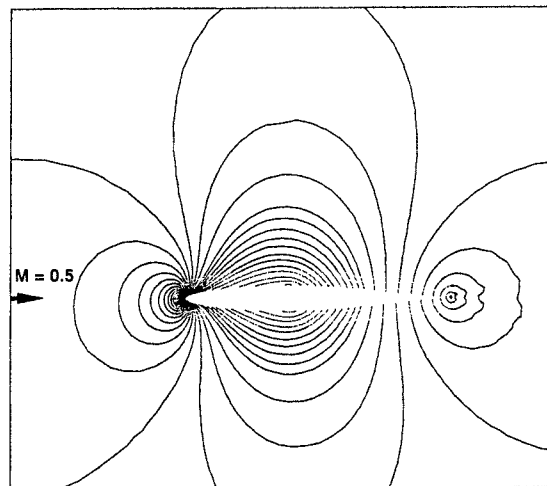
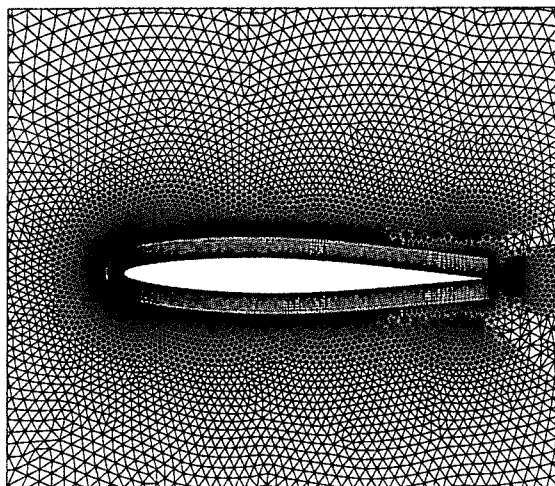


Bild 1a und 1b Hybrides Rechennetz (300000 Punkte) und Momentaufnahme der C_p -Verteilung für das NACA64A010 - Profil

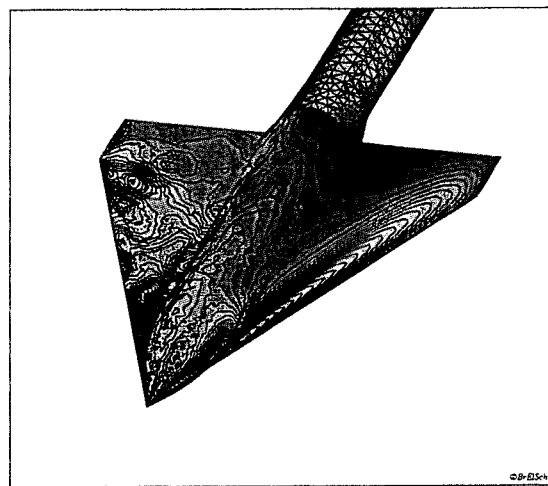
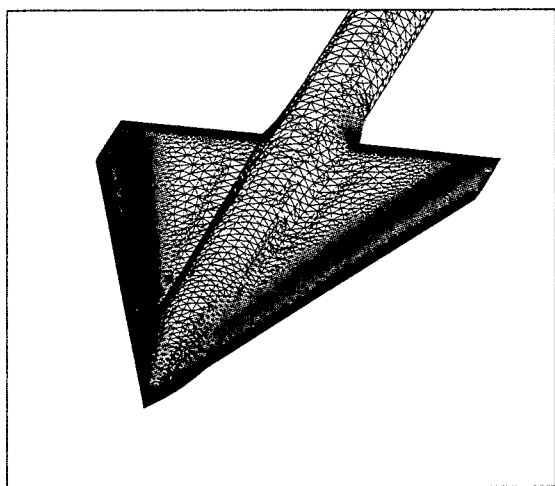


Bild 2a und 2b Rechennetz (370000 Punkte) und Druckverteilung für den rollenden Deltaflügel in der Ausgangslage

- [1] G. Seidler. Programmsteuerung für die multidisziplinäre Simulation des manövrierenden Flugzeugs, AG STAB Jahresbericht 1998, S.80.
- [2] G. Seidler, U. Burggraf, W. Mönnich. AeroSUM - numerische Simulation manövrierender Kampfflugzeuge, DGLR-Jahrbuch 1999, Band III
- [3] N. Chaderjian, L. Schiff. Numerical Simulation of Forced and Free-to-Roll Delta-Wing Motions. Journal of Aircraft, Vol. 33, No. 1, pp. 93-99, 1996.
- [4] SIMPACK, vertrieben durch INTEC GmbH, Münchner Straße 20, 82234 Wessling, www.simpack.de.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dr.-Ing. C. Weishäupl, Dipl.-Ing. U. Sickmüller, Dipl.-Ing. A. Pechloff		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16131
		Telefax	+89-289-16151
weitere Partner	—		
Thema	<i>Small Disturbance Euler-Verfahren (FLM-SDEu) angewandt auf einen Deltaflügel bei verschiedenen Eigenformen</i>		
Ausgangssituation	Aeroelastische Problemstellungen erfordern umfangreiche Parametervariationen hinsichtlich Machzahl, Anstellwinkel, Eigenform und Frequenz. Gerade im transsonischen Bereich sind die in der Aeroelastik gängigen Verfahren auf der Basis der linearen Potentialtheorie weniger geeignet. Nichtlineare Euler- und Navier-Stokes-Verfahren liefern qualitativ hochwertige Ergebnisse, sind aber insbesondere für instationäre Anwendungen mit einem erheblichen Rechenaufwand verbunden.		
Ziel	Ziel ist daher ein effizientes und qualitativ hochwertiges Verfahren zur Beschreibung der Aerodynamik. Hinsichtlich eines Einsatzes in der Aeroelastik ist eine Formulierung im Frequenzbereich sinnvoll. Dieses Verfahren soll im gesamten Machzahlbereich gültig sein.		
Lösungsweg	Aus dieser Motivation heraus wurde am Lehrstuhl für Fluidmechanik der Technischen Universität München in den letzten Jahren ein Euler-Verfahren bei kleinen Störungen FLM-SDEu auf der Basis des nichtlinearen Euler-Verfahrens FLM-Eu entwickelt. Unter der Annahme, daß der instationäre Störanteil klein ist gegenüber der stationären Strömung, wird die instationäre Strömung als Superposition der stationären Grundströmung mit dem instationären Störanteil interpretiert. Führt man dann einen harmonischen Ansatz für die Netzbewegung und für die Strömungsgrößen ein, kann man aus den nichtlinearen Euler-Gleichungen die Small Disturbance Euler-Gleichungen (SDEu) herleiten. Das instationäre Problem wird auf ein formal stationäres Problem für den Störanteil zurückgeführt. Die Ergebnisqualität dieses Verfahrens ist sehr zufriedenstellend, wie umfangreiche Testrechnungen im Subsonischen, Transsonischen und Supersonischen gezeigt haben. Die Formulierung im Frequenzbereich eignet sich zur Kopplung mit den in der Aeroelastik häufig verwendeten Modalverfahren. Weiterhin erlaubt die Lösung der SDEu-Gleichungen einen erheblichen Rechenzeitgewinn gegenüber der Lösung der nichtlinearen Euler-Gleichungen. Nach bisheriger Erfahrung ist FLM-SDEu um den Faktor 3–10 je nach Anwendungsfall schneller als FLM-Eu.		
Ergebnis	Dargestellt ist die Anwendung des Verfahrens FLM-SDEu auf die Simulation einer Eigenform eines 53°-Deltaflügels. Der Flügel in verformter und unverformter Lage ist in Bild 1 dargestellt. Die Diskretisierung des Rechenraumes erfolgt mit einer CH-Topologie mit 180 × 66 × 30 Zellen. Die Simulation erfolgt für die Anströmmachzahl $M_\infty = 0.8$, $\alpha = 0 \text{ deg}$ und $k_{red} = 1.322$.		

Auf der Basis der stationären Lösung wird die Simulation für die betrachtete Eigenform durchgeführt. Bild 2 zeigt die Differenz zwischen Flügelunter- und -oberseite für den Real- und Imaginärteil der ersten Harmonischen des Druckbeiwerts für zwei spannweite Schnitte. Die Ergebnisse von FLM-SDEu sind denen des nichtlinearen Euler-Verfahrens FLM-Eu und einem linearen Potentialverfahren gegenübergestellt. Die Übereinstimmung mit FLM-Eu ist gut, diejenige mit dem Potentialverfahren angesichts der unterschiedlichen Auflösung zufriedenstellend.

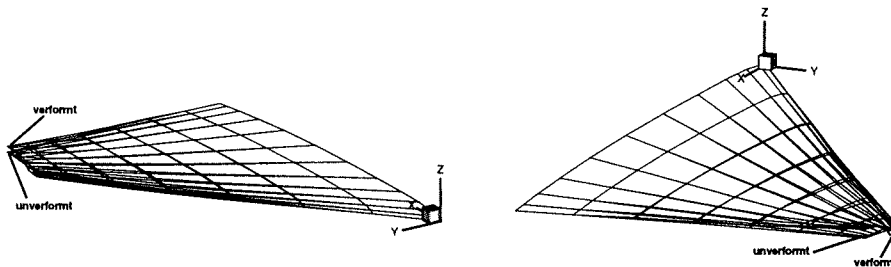


Bild 1: Verformter und unverformter Flügel (Deformation um Faktor 10 überhöht dargestellt).

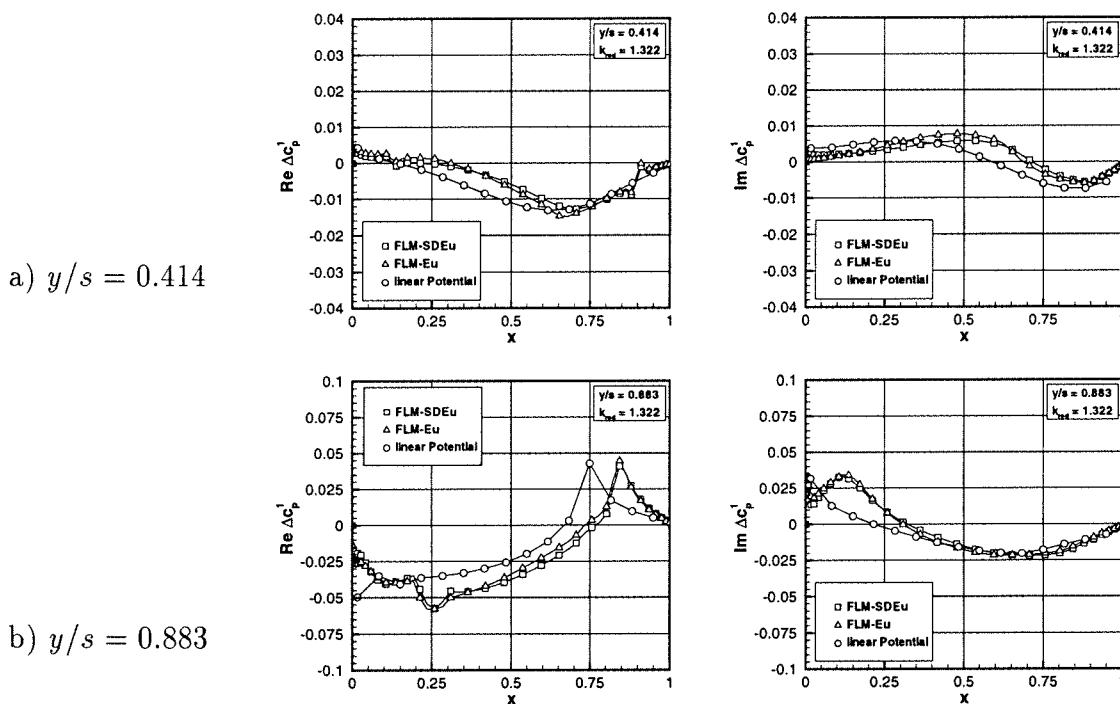


Bild 2: Real- und Imaginärteil der ersten Harmonischen des Druckbeiwerts:
Differenz zwischen Flügelunter- und -oberseite für $M_\infty = 0.8$, $\alpha = 0^\circ$, $k_{red} = 1.322$.

- Literatur**
- [1] E. Kreiselmaier:
Berechnung instationärer Tragflügelumströmungen auf der Basis der zeitlinearisierten Euler-Gleichungen. Dissertation, Technische Universität München, 1998.
 - [2] C. Weishäupl, B. Laschka:
Nonlinear and Small Disturbance Euler (SDEu) Calculations for Delta Wing Flap Efficiency. AIAA-2000-0124, 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 10-13 January 2000, Reno, NV. .

weiteres Vorgehen Das Verfahren FLM-SDEu wird weiterentwickelt: Geplant ist u. a. eine Formulierung im Zeitbereich und die Berücksichtigung der Grenzschicht.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler

Ansprechpartner: W. Hofmann, J. Ballmann

Institution: Lehr- u. Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64; 52062 Aachen

Telefon: 0241 / 804636

Telefax: 0241 / 8888126

e-mail:

weitere Partner:

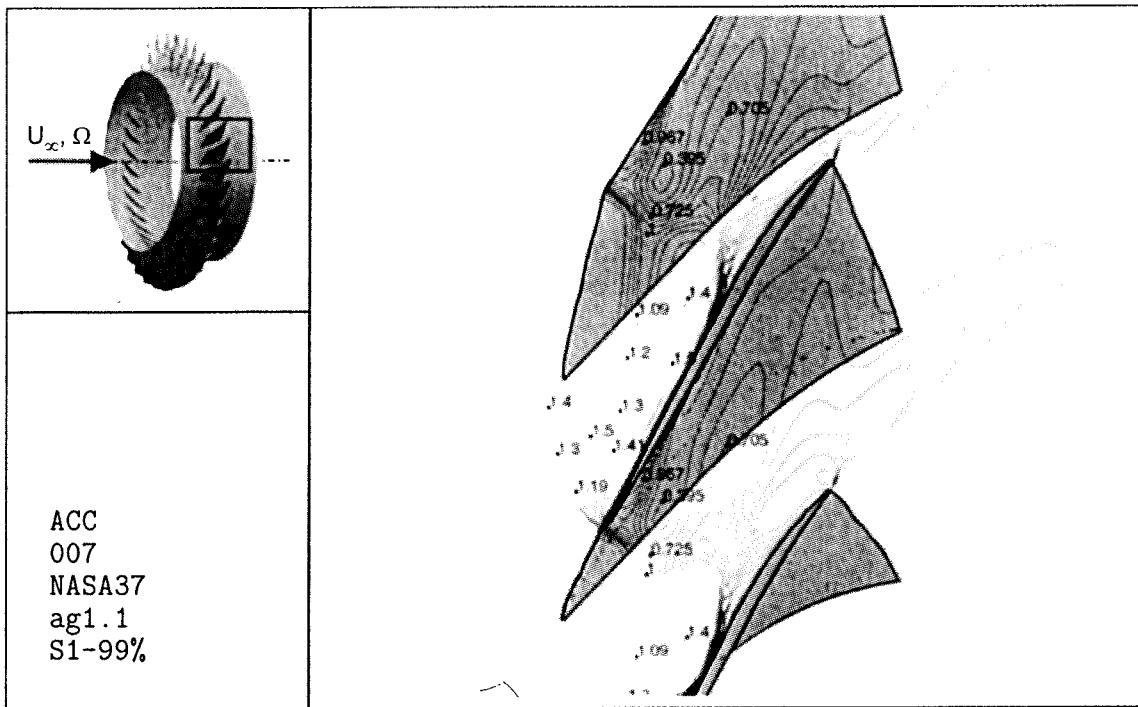
Thema: Blattspitzenwirbel in transsonischen Axialverdichtern

Projektbeschreibung:

Ziel in dem zu einem Transferprojekt mit der Industrie und einem weiteren Hochschulinstitut gehörigen Vorhaben ist die Verbesserung transsonischer Verdichter durch Steigerung des Wirkungsgrades und die Verbreiterung des Kennfeldes. Das Vorhaben setzt dort an, wo nach heutiger Kenntnis das bei weitem größte Potential hinsichtlich der Vermeidung von Verlusten besteht, nämlich an der Blattspitze des ersten Verdichter-Laufrades. Dort werden die höchsten Totaldruckverluste über der Schaufelhöhe festgestellt. Sie werden einem über der Saugseite stehenden Blattspitzenwirbel zugeschrieben, der durch die Druckunterschiede zwischen Druck- und Saugseiten der Rotorblätter eines Axialverdichters im Spalt zwischen Rotor und Gehäuse an jeder Blattspitze entsteht, sich über der jeweiligen Saugseite aufrollt und dessen Achse im Außenbereich des Ringgitterkanals in den Kanal hinein verläuft. Bei transsonischen Verdichtern mit typischen Blattspitzen-Machzahlen um 1,5 wirkt die Blattspitze nämlich wie eine Unterschallvorderkante einer mit Überschall angeströmten Fläche, auf deren Druckseite ein Verdichtungsstoß steht und auf deren Saugseite sich ein Wirbel aufrollt. In dem vorliegenden Fall einer mit der Schaufelzahl näherungsweise periodischen Strömungssituation muß der Wirbel den vom gegenüberliegenden Blatt erzeugten Kanalstoß durchstoßen. Die dabei stattfindende Interaktion bewirkt eine plötzliche, starke Veränderung der Wirbelstärkenverteilung, die zum Aufplatzen des Wirbels führen und in dem gefürchteten Verdichterpumpen enden kann.

Um diese Phänomene zu klären, müssen zunächst die Bedingungen der Wirbelentstehung im Spalt zwischen den Rotorblattspitzen und der Ummantelung eines Axialverdichterlaufrades, der Aufrollvorgang des Wirbels, seine Wechselwirkung mit den Wandgrenzschichten, die Konvektion des Wirbels im Kanal und der Verlauf des Wirbels bis zum Kanalstoß möglichst genau bekannt sein. Zu ihrer Berechnung werden in diesem Vorhaben existierende Verfahren eingesetzt, die für die Simulation dreidimensionaler, reibungsbehafteter Innenströmungen mit periodischen Randbedingungen entwickelt worden sind und sich bei Anwendungen auf die Durchströmung transsonischer, rotierender Axialverdichtergitter bzw. ummantelter Rotoren mit $M_{rel} > 1$ im Außenbereich bei $M_{axial} < 1$ bereits bewährt haben. Wichtige Parameter des Problems sind die mit Drehzahl und Temperatur veränderliche Spaltweite, die Geometrie des Gitterkanals - insbesondere der Schaufelspitze - und die Schaufelbelastung.

Die Darstellung der Relativ-Machzahl (Abb. 1) auf einer Umfangsfläche, die eine Spalthöhe unterhalb der Blattspitze liegt, verdeutlicht den Kanalstoß, den Verlauf der Blattspitzenwirbelachse und die Interaktion des Wirbels mit dem Stoß. Dort, wo der Wirbel auf den Stoß trifft, ergibt sich eine Ausbeulung der Stoßfläche und dahinter ein blasenförmiges Gebiet niedriger Geschwindigkeit, das ein Vorstadium des Wirbelaufplatzens ist. Abbildung 2 zeigt auf einer Schnittebene, die in etwa normal zur Wirbelachse liegt, die Dichteverteilung im Wirbelkern, die Wirbelentstehung und den Aufrollvorgang an der Blattspitze.



Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. K. Pahlke

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2630

Telefax: 0531 / 295 - 2914

weitere Partner Dr.-Ing. B. van der Wall, DLR, Institut für Flugsystemtechnik, T.: 0531/295-2849

Thema Berechnung von Rotoren im schnellen Vorwärtsflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer

Ausgangssituation:

Zeitgenaues Euler/Navier-Stokes Verfahren, welches für reibungslose Strömungen für die Berechnung der Umströmung von Rotoren im schnellen Vorwärtsflug validiert wurde

Ziel:

Validierung des Navier-Stokes-Verfahrens als Basis für zukünftige Erweiterungen für die Berechnung der instationären Strömungsfelder um komplette Hubschrauberkonfigurationen (Hauptrotor, Rumpf, Leitflächen, Heckrotor, ...) unter Berücksichtigung der Reibung und der Blattdynamik.

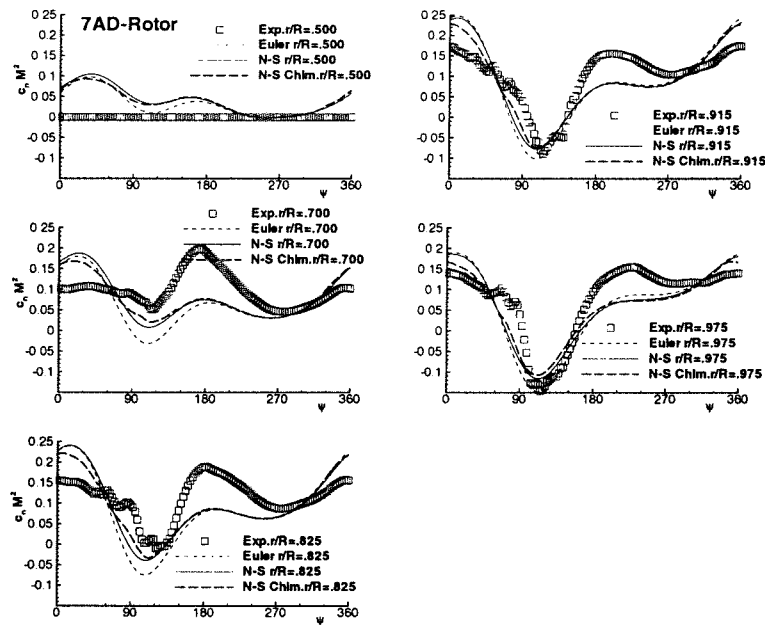
Lösungsweg:

Die Rotorblätter wurden vereinfachend als starr angenommen. Es wurde um jedes Blatt ein Rechenetz generiert, welches mittels der Chimären-Technik in ein Hintergrundnetz eingebettet wurde, so daß jedes Blatt unabhängig von den anderen Blättern beliebige Starrkörperbewegungen ausführen kann. Die Rechnungen wurden sowohl für reibungslose als auch für viskose Strömungen unter Verwendung des Turbulenzmodells nach Baldwin und Lomax durchgeführt. Die Trimmung wurde mit dem DLR-Rotorsimulationsverfahren S4 berechnet, wobei keine Kopplung zwischen dem Rotorsimulationsverfahren und dem CFD-Verfahren durchgeführt wurde.

Ergebnis:

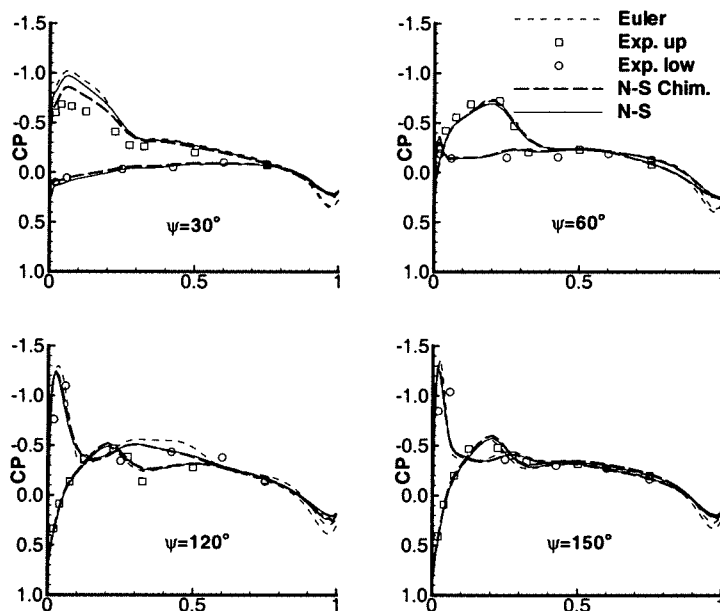
Für Vergleichszwecke wurden auch Fälle mit einem isolierten Blatt berechnet, um den Effekt des Abwindes aufgrund der anderen Blätter isolieren zu können. Bild 1 vergleicht den Verlauf des Normalkraftbeiwertes an 5 radialen Positionen für drei Rechnungen mit den experimentellen Daten [1]. Die Reibungseffekte unterscheiden die beiden Rechnungen für isolierte Blätter (Euler: reibungslos, N-S: reibungsbehaftet) deutlich. Der Effekt der Berücksichtigung des Abwindes der anderen Blätter ist beim Vergleich der beiden Rechnungen für viskose Strömungen (N-S: isoliertes Blatt, N-S Chim: Chimärenrechnung) gut zu erkennen. Den Vergleich der Druckverteilungen zeigt Bild 2. Insgesamt stimmen die Ergebnisse der Chimärenrechnung am besten mit den experimentellen Daten überein. Es ist allerdings festzuhalten, daß die Übereinstimmung quantitativ unbefriedigend ist. Hier wird eine deutliche Verbesserung zum einen durch eine Iteration mit dem Rotorsimulationsverfahren erhofft, so daß eine getrimmte CFD-Lösung erzielt wird und zum anderen durch eine Berücksichtigung der Blattdynamik.

Bild 1: Vergleich der berechneten mit den gemessenen Normalkraftbeiwerten für den 7AD-Rotor:



$$(M_{\omega R} = 0.64, \mu = 0.40, M_{\infty} = 0.256)$$

Bild 2: Vergleich der berechneten mit den gemessenen Druckbeiwerten für den 7AD-Rotor:



Literatur:

- [1] P. Beaumier, M. Costes and R. Gavériaux. "Comparison Between FP3D full Potential Calculations and S1 Modane Wind Tunnel Test Results on Advanced Fully Instrumented Rotors", 19th ERF, Cernobbio, Como (Italy), Sept. 1993.
- [2] Pahlke, K., Chelli, E. „Calculation of Multibladed Rotors in Forward Flight Using a 3D Navier-Stokes Method“, 26th European Rotorcraft Forum, Paper 48, The Hague, 2000.

weiteres Vorgehen:

Im Rahmen der deutsch-französischen Kooperation CHANCE wird das CFD-Verfahren FLOWer für die Simulation der Umströmung von vollständigen Hubschrauberkonfigurationen einschließlich einer Kopplung mit der Blattdynamik erweitert werden. Als konkreter nächster Schritt ist eine schwache Kopplung mit einem Rotorsimulationsverfahren vorgesehen, um die Blattelastizität zu berücksichtigen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügler

Ansprechpartner: M. Raffel, H. Richard

Institution: Institut für Strömungsmechanik, DLR – Göttingen

Adresse: Bunsenstrasse 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 - 2817

Telefax: 0551 / 709 - 2830

e-mail: markus.raffel@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Detektion von Dichtegradienten an Hubschrauber-Rotorblättern im Flug

Projektbeschreibung:

In der geplanten Veröffentlichung werden zwei Anwendungen der Hintergrund-Schlieren-Methode an Hubschraubern im Flug beschrieben und erste Rückschlüsse auf die zu beobachtenden aerodynamischen Effekte, sowie die Eignung des neuen Meßverfahren auf die Detektion von Dichtegradienten an Hubschrauber-Rotorblättern im Flug gezogen.

Mit zunehmender Nutzung ziviler Hubschrauber wird die Reduktion des emittierten Lärms insbesondere im Landeanflug immer bedeutender. Eine Schlüsselfunktion hat hierbei die Vorhersage der Interaktion der Rotorblätter mit den Blattspitzenwirbeln des Rotors. Zu diesem Zweck werden vielerorts numerische Simulationsprogramme erstellt und betrieben die aerodynamische und aeroakustische Leistungsanalysen zur Entwurfsoptimierung ermöglichen sollen. Um die Qualität dieser numerischen Simulationen zu erhöhen, bedarf es einer möglichst exakten mathematischen Modellierung der Wirbelparameter, die aus geeigneten Experimenten ermittelt werden müssen. Da die Struktur transsonischer Wirbel, wie sie an Hubschrauber-Rotorblättern entstehen, in starkem Maße von der Reynoldsschen Zahl abhängen, lassen sich Daten über diese Struktur nur in eingeschränktem Maße aus Modellversuchen ableiten.

Anspruchsvolles Ziel bleibt daher die Detektion und Messung solcher Blattspitzenwirbel in Flugversuchen. Dieses Ziel wurde nun mit Hilfe einer neuen Meßmethode, der Hintergrund-Schlieren-Methode erfolgreich umgesetzt.

Bei einem ersten Test wurden die Wirbel eines vom Gelände DLR in Göttingen startenden Eurocopters BK117 gemessen (siehe Abb. 2). Die zu erwartende Wirbellage zeigt ein vereinfachendes Modell wie es in Abbildung 2 dargestellt ist. Die spiralförmigen Verläufe der Wirbelachsen erscheinen in der Projektion als elliptische Linien. In der folgenden Abbildung, die den in Abb. 2 dargestellten kleineren Beobachtungsbereich zeigt, läßt sich der Blattspitzenwirbel des im Bild befindlichen Blattes bereits erkennen

Weitere Tests fanden kürzlich in Zusammenarbeit mit der NASA in Kalifornien statt die bisher erst teilweise ausgewertet wurden. So wurden beispielsweise Aufnahmen der Wirbel an einem schweren Armeehubschrauber gemacht die die durch die besondere Form der Blattspitze entstehenden Doppelwirbel erkennen lassen (siehe Abb. 4).

Weitere Auswertungen der gewonnenen Daten und eine umfassendere Beschreibung der Messergebnisse sollen in dem Konferenzbeitrag erscheinen

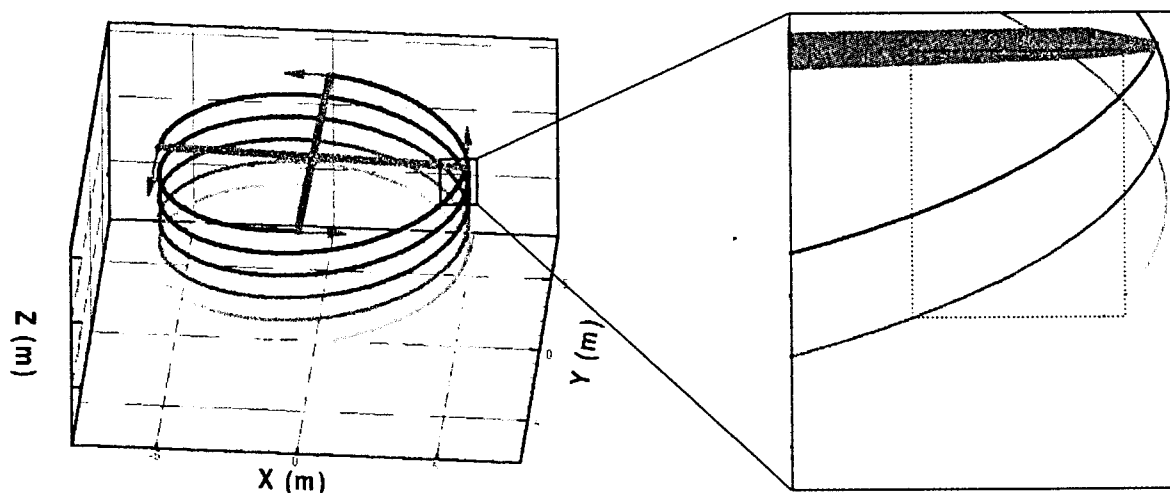


Abbildung 1: Skizze der theoretisch zu erwartenden Wirbellagen und ihrer Projektion in die Bildebene

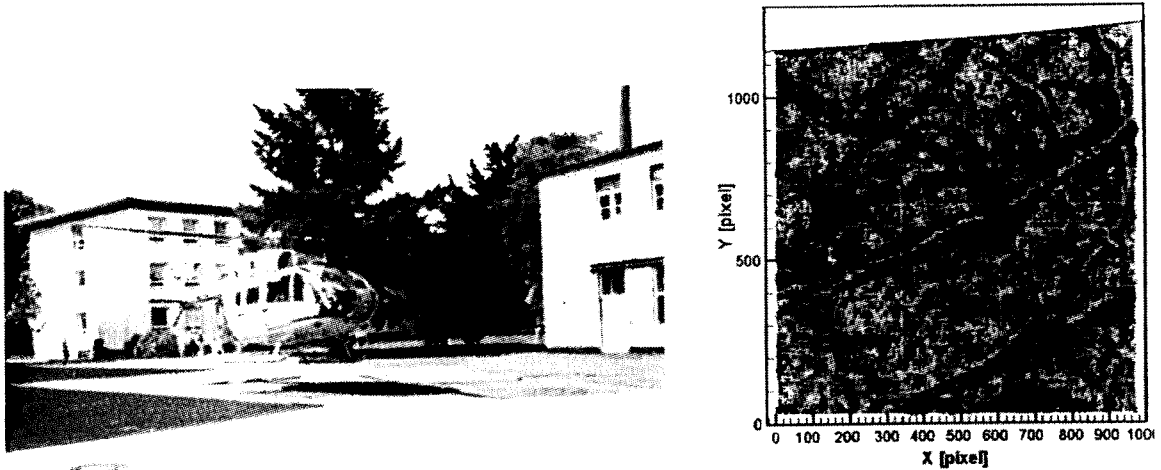


Abb. 2: Photo des BK117 im Schwebeflug und Dichtegradienten des Rotornachlaufs in Projektion



Abb. 3: Photos der Kamerapositionen und der 'Black Hawk' im Schwebeflug

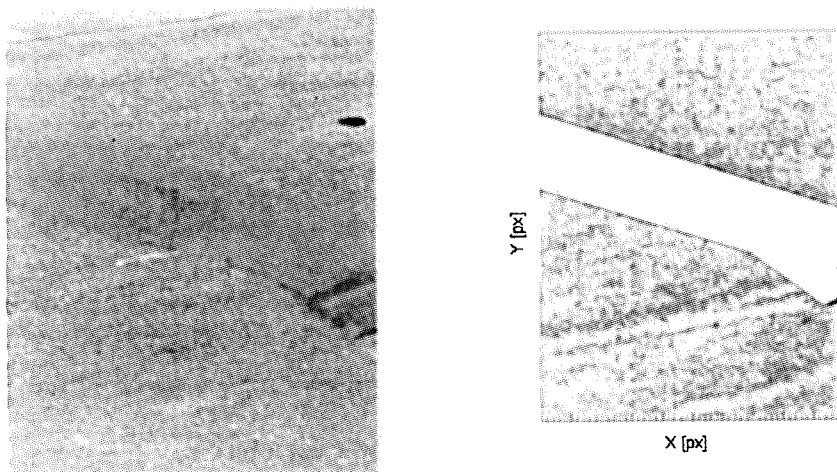


Abb. 4: Bilddaten und ausgewertete Dichtegradienten.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis Drehflügler

Ansprechpartner M. Trenker

Institution DLR, AS-HK

Adresse Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon 0551-709-2431

Telefax 0551-709-2446

e-mail: markus.trenker@dlr.de

weitere Partner

Thema Adaptive Profile zur instationären Strömungsbeeinflussung

Ausgangssituation Der Betriebsbereich moderner Helikopter ist unter anderem durch die Strömungsbedingungen am Helikopter-Hauptrotor bestimmt. Am Rotorblatt gilt die vektorielle Addition der Fluggeschwindigkeit und der Geschwindigkeit, hervorgerufen durch die Winkelgeschwindigkeit des Rotors. So ergeben sich zum Einen relativ niedrige Machzahlen am rücklaufenden und transsonische Machzahlen am vorlaufenden Blatt. Die Forderung nach möglichst konstantem Auftrieb über der Periode des Rotors führt zu einer periodischen Anstellwinkeländerung des Rotorblattes. Für den Betriebsbereich ist nun sowohl der Bereich transsonischer Machzahlen und kleiner Anstellwinkel als auch der Bereich niedriger Machzahlen und hoher Anstellwinkel maßgebend. Zu starke Stöße mit damit verbundener Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung am vorlaufenden und dynamisches Ablösen (Dynamic-Stall) am rücklaufenden Blatt beschränken den Betriebsbereich.

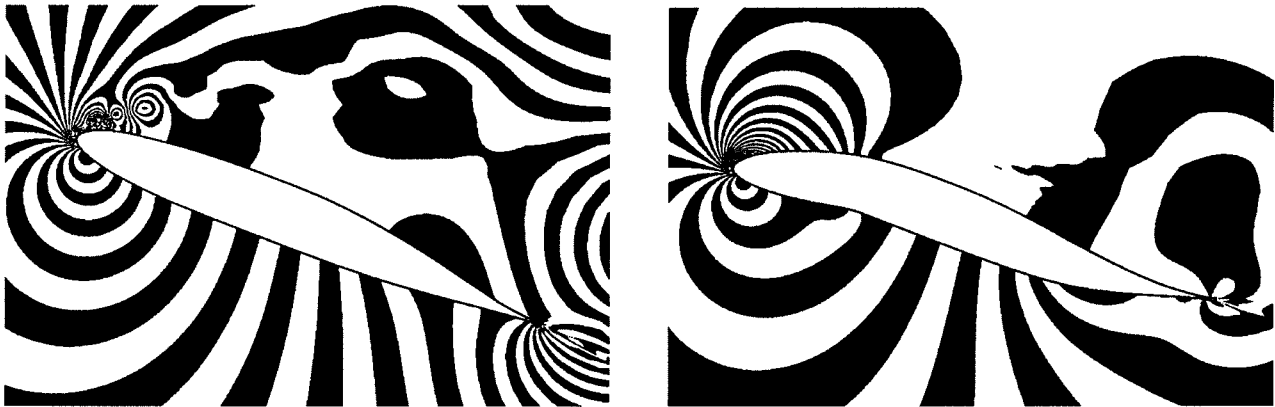
Ziel Durch geeigneten Entwurf zweidimensionaler Helikopterprofile sollen die Möglichkeiten untersucht werden, den Betriebsbereich zu vergrößern. Dies umfasst sowohl den Entwurf des Profils als auch die Beschreibung der dynamischen Deformierung des Profils während der Drehbewegung des Rotors. Das Profil soll auf diese Weise den periodisch ändernden Strömungsbedingungen am Rotor angepasst werden.

Lösungsweg Die Erstellung und das Zusammenwirken numerischer Werkzeuge bildet die Grundlage für den erfolgreichen Entwurf. So wird ein Geometriegenerator verwendet um Profile zu erzeugen und die Deformierungsmodelle auf das Profil anzuwenden. Die Strömungsberechnung erfolgt mit einem zeitgenauen instationären Navier-Stokes-Code [1], der es gestattet, neben einer Gesamtbewegung des Profils das Profil zusätzlich zu deformieren.

Ergebnis

Ausgangspunkt für die numerischen Untersuchungen ist die Zuordnung des Entwurfspunktes zum Zeitpunkt höchster Machzahl und kleinstem Anstellwinkel während der Rotorperiode. Für den Entwurf des Profils wird neben anderen Verfahren die "Methode des fiktiven Gases" [2] verwendet, um so ein stoßfreies Profil für den Entwurfspunkt zu erhalten. In weiterer Folge muss ein geeignetes Deformierungsmodell für das Profil gewählt werden. Verschiedene Modelle sind denkbar und untersucht worden, [3], [4]. Ein technisch realisierbares Modell ist das "Drooping-Modell", welches im folgenden dargestellt ist. Das Modell ist hochgradig flexibel, sodass sowohl Randbedingungen, die durch die technische Realisierung vorhanden sind, als auch aerodynamische Effizienz sichergestellt werden können. Es kann damit sowohl der Nasen- als auch der Hinterkantenbereich des Profils gedreht werden. Die Verbindung der gedrehten Teile erfolgt durch geeignete Funktionen, die Krümmungsstetigkeit an den Übergängen sicherstellen und bestimmte Materialeigenschaften hinsichtlich der technischen Realisierung wiedergeben.

Die folgende Darstellung zeigt die Feldwerte des dimensionslosen Druckbeiwertes c_p sowohl am starren als auch am deformierten Profil. Die Momentanwerte der Machzahl und des Anstellwinkels sind $M = 0.27$ und $\alpha = 22.2^\circ$. Durch geeignete dynamische Profildeformationen kann das dynamische Ablösen der Strömung an der Profilloberseite stark vermindert werden.



Momentdarstellung der c_p -Verteilung im Feld für das starre und das deformierte Profil

Literatur

- [1] Geißler, W.: Instationäres Navier-Stokes-Verfahren für beschleunigt bewegte Profile mit Ablösung, DLR-FB 92-03, (1992)
- [2] Sobieczky, H.: Verfahren für die Entwurfsaerodynamik moderner Transportflugzeuge, DLR -FB-85-43, (1985)
- [3] Trenker, M., Geißler, W., Sobieczky H.: Airfoils with Dynamic Transonic Flow Control, AIAA 2000-4419, (2000)
- [4] Geißler, W., Trenker, M., Sobieczky, H.: Active Dynamic Flow Control Studies on Rotor Blades, RTO Braunschweig, (2000)

weiteres Vorgehen

Es sollen weitere Untersuchungen sowohl numerisch als auch experimentell durchgeführt werden. Dabei werden die Möglichkeiten der technischen Realisierbarkeit festgestellt, die dann wieder als Randbedingung für die numerische Weiterentwicklung der Deformationsmodelle dienen wird. In weiterer Folge sind Untersuchungen am dreidimensionalen Rotorblatt geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe		
Ansprechpartner	H. Esch		
Institution	DLR, Hauptabteilung Windkanäle, Abteilung Köln-Porz		
Adresse	Linder Höhe D-51140 Köln	Telefon	02203/601-2363
		Telefax	02203/601-2085
		e-mail	helmut.esch@dlr.de
weitere Partner	H. Psolla-Bress, E. Schüle (DLR SK-GÖ) Ph. Reynier (DLR EA-BS)		

Thema

Flugkörper mit Gitterleitwerken

Ausgangssituation

Ergebnisse zum generellen Verhalten von Gitterflügeln im Überschall liegen zwar vor, es fehlen aber Detailinformationen. Speziell bei den Interferenzen wird noch Bedarf an Untersuchungen gesehen.

Ziel

Verständnis strömungsphysikalischer Vorgänge zur Erläuterung des aerodynamischen Verhaltens von Flugkörpern mit Gitterleitwerken.

Bereitstellung von Messergebnissen als Basis für ein kostengünstiges Rechenverfahren zur Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte.

Lösungsweg

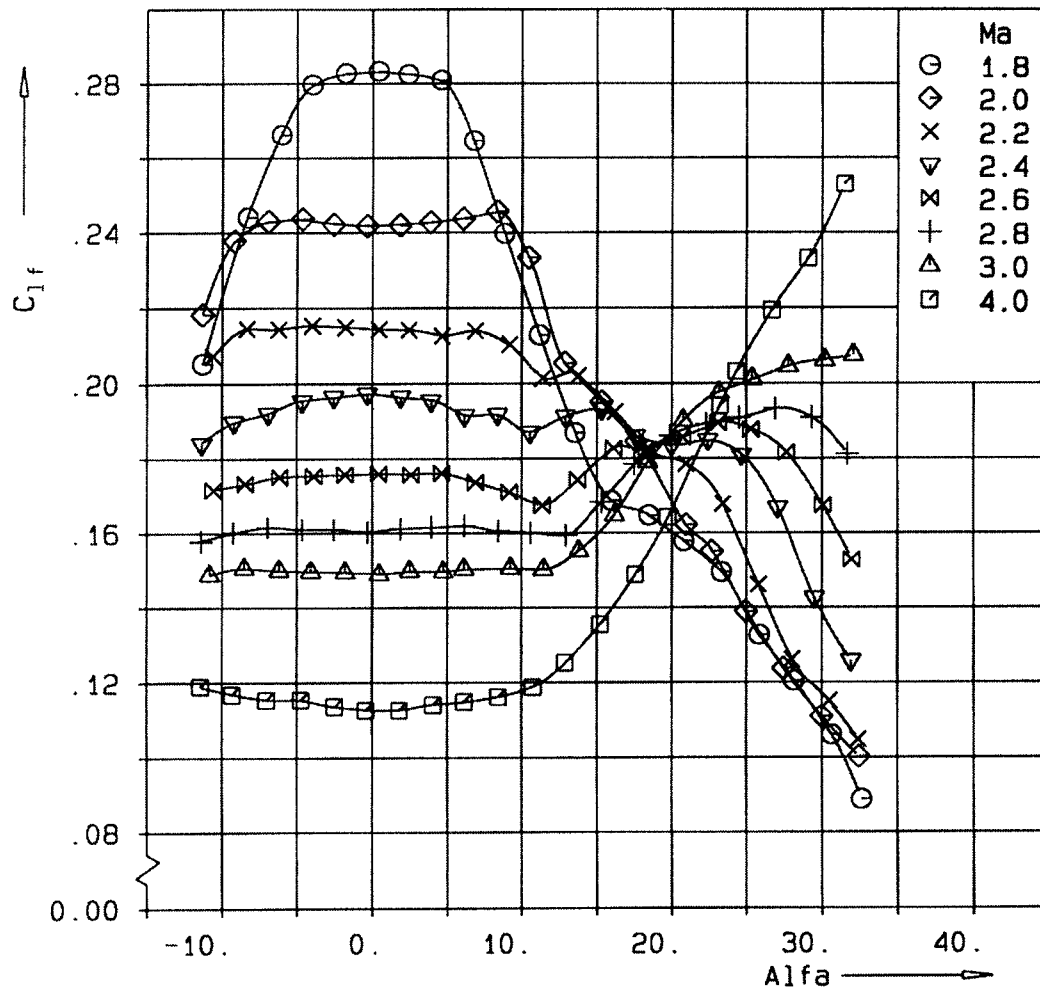
Im Trisonikkanal TMK werden Kraftmessungen am Gesamtflugkörper und an einzelnen Komponenten durchgeführt.

Ergebnis

Als Beispiel wird gezeigt, wie stark sich bei Rollruderausschlag der Rollmomentbeiwert mit der Machzahl ändern kann. Im niedrigen Überschall fällt C_{ff} bereits bei einem Anstellwinkel von $\alpha \approx 5^\circ$ stark ab, während umgekehrt bei $Ma = 4,0$ sich für $\alpha \geq 10^\circ$ ein starker Anstieg ergibt. Grund hierfür ist die Rumpf-Leitwerk-Interferenz. Im hohen Überschall werden Kräfte und Momente in erster Linie von der Strömung im Bereich der Luvseite des Rumpfes bestimmt, während bereits bei kleinen Anstellwinkeln die Ruder auf der Leeseite keine Rolle mehr spielen. Im niedrigen

STAB

Überschall sind die Unterschiede zwischen Luv- und Leeseite kleiner. Hier macht sich daher der Abfall in der Wirksamkeit der an der Leeseite angebrachten Ruder deutlich bemerkbar.



Rollmomentbeiwert einer Rumpf-Gitterleitwerk-Konfiguration in x-Lage, Rollruderausschlag $\xi = -5^\circ$, Einfluss von Machzahl Ma und Anstellwinkel $Alfa$.

Literatur

Längsbewegung ohne Ruderausschlag

Esch, H.; *Aerodynamische Beiwerte der Längsbewegung eines Flugkörpers mit Gitterleitwerk im Überschall*. DLR-interner Bericht.

weiteres Vorgehen

Windkanalmessungen bei unterschiedlichen Ruderausschlägen und mehreren Rollpositionen

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe

Fachkreis:

Ansprechpartner: Peter Nöding, Dirk Stern, Klaus Weinand

Institution: EADS/Lenkflugkörpersysteme GmbH, Unterschleißheim bei München

Adresse: Postfach 1661
D - 85705 Unterschleißheim

Telefon: (089) 3179-9023

Telefax: (089) 3179-8904

e-mail: peter.noeding@lfk.eads.net

Thema: CFD-Analysen von Hochgeschwindigkeitsflugkörpern und Vergleich mit Windkanalmessungen

Ausgangssituation:

In der laufenden Arbeit werden bei EADS/LFK CFD-Analysen zum Hyperschallflugkörper-Konzept HFK durchgeführt und mit Windkanalmessungen verglichen. Als aerodynamische Steuerungskonzepte werden dabei sowohl konventionelle Planarflügel als auch Gitterruder betrachtet.

Ziel / Lösungsweg:

Zu einem HFK-Konzept mit Planarflügeln stehen die Ergebnisse von Windkanaluntersuchungen an einem Modell im Maßstab 1:4.5 zur Verfügung, die im trisonischen Kanal des DLR in Köln durchgeführt wurden.

Für vergleichende CFD-Analysen durch EADS/LFK stehen Windkanalmessungen für einen weiten Machzahlbereich zwischen 0.6 und 4.5 bei Anstellwinkeln zwischen 0° und 15° zur Verfügung.

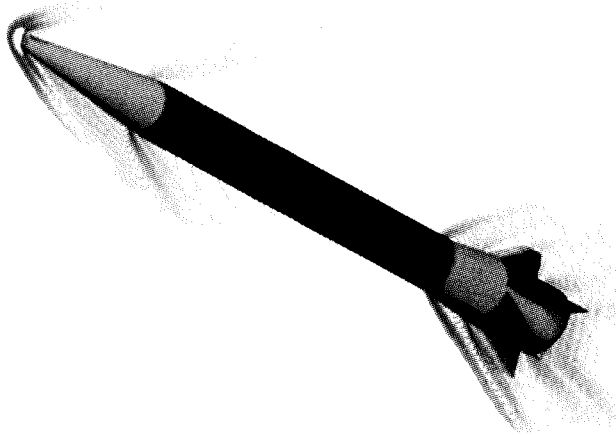
Die Berechnungen erfolgen unter Verwendung der CFD-Programme FLUENT (Navier Stokes-Löser für unstrukturierte Netze) und CFD-FASTRAN (Navier Stokes-Löser für blockstrukturierte Netze).

Verglichen werden die aus CFD-Rechnungen bzw. Windkanalversuchen ermittelten globalen aerodynamischen Beiwerte (Tangentialkraftbeiwerte, Normalkraftbeiwerte und Nickmomentenbeiwerte). Der Einfluß verschiedener Turbulenzmodelle (Varianten des k- ϵ -Turbulenzmodells und Spalart-Allmaras-Modell) auf die Qualität der berechneten Beiwerte wird untersucht.

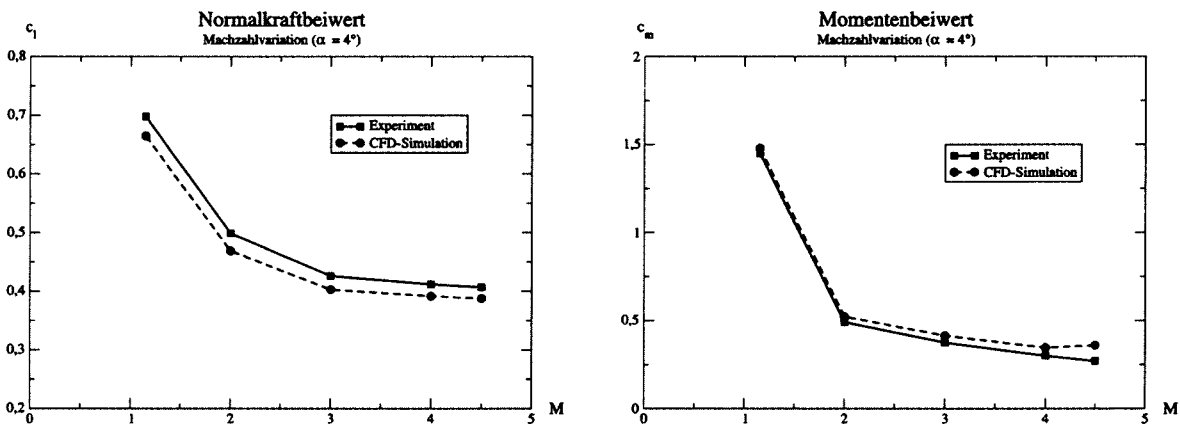
Die Untersuchung geeigneter Steuerungselemente für Hochgeschwindigkeitsflugkörper führte auch auf ein HFK-Konzept mit Mehrflächenrudern, sogenannten Gitterflügeln, welche bei verschiedenen russischen Flugkörpern schon seit längerer Zeit Verwendung finden. Im Zusammenhang mit solchen Gitterflügeln wurden und werden beim DLR grundlegende Windkanaluntersuchungen an verschiedenen Basisgeometrien für isolierte Gitterflügel durchgeführt.

Ein weiteres Thema ist daher die CFD-Analyse von Gitterflügeln durch EADS/LFK sowie der Vergleich mit verfügbaren Windkanaldaten (Transsonischer Windkanal Göttingen des DLR) von unter verschiedenen Anstell- und Schiebewinkeln angeströmten isolierten Gitterflügeln.

Ergebnis:

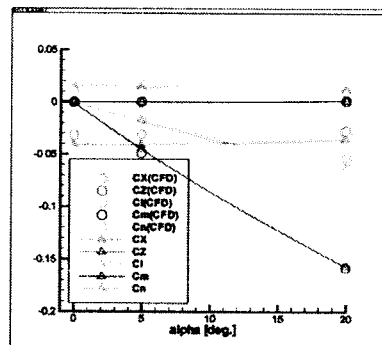
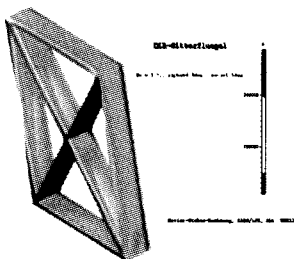


HFK-Konzept mit Planarflügeln, berechnete Druckverteilung bei $Ma=2.0$ (CFD-FASTRAN)



HFK-Konzept mit Planarflügeln, berechnete Normalkraftbeiwerte und Nickmomentenbeiwerte im Vergleich zum Windkanalexperiment (FLUENT, Standard-k- ϵ -Modell)

$Ma=1.52$; $\alpha=4.9^\circ$; $\beta=1.5^\circ$



Berechnete Druckverteilung (CFD-FASTRAN) zu einem beim DLR im Windkanal getesteten isolierten Gitterflügel-Konzept und Vergleich der bei EADS/LFK berechneten Kraft- und Momentenbeiwerte zu den Windkanaldaten

STAB

MITTEILUNG

Projektgruppe/

Fachkreis STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE

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

Institution Aerodynamik des Fluges

Adresse RWTH, Templergraben 55, 52062 AACHEN

Telefon 0241/80-5438

weitere Partner

Telefax 0241/8888-173

Thema

Zonal, Spectral Solutions for the Navier-Stokes Layer.

Ausgangssituation

Here are proposed original zonal, spectral forms for the velocity's components, for the here introduced density function $R = \ln \rho$ and for the absolute temperature T , inside the Navier-Stokes Layer (NSL), over flattened, flying configurations (FC), which fulfill the non-slip condition at the wall:

$$\begin{aligned} u_\delta &= u_e \sum_{n=1}^N u_i \eta^i, & v_\delta &= v_e \sum_{n=1}^N v_i \eta^i, & w_\delta &= w_e \sum_{n=1}^N w_i \eta^i. \\ R &= R_w + (R_e - R_w) \sum_{i=1}^N r_i \eta^i, & T &= T_w + (T_e - T_w) \sum_{i=1}^N t_i \eta^i. \end{aligned} \quad (1a-e)$$

Additionally, the boundary conditions for the velocity's components (written here in an explicit form), for the density function R and absolute temperature T must be fulfilled at the NSL's edge:

$$\begin{aligned} u_{N-2} &= \alpha_{0,N-2} + \sum_{i=1}^{N-3} \alpha_{i,N-2} u_i, & u_{N-1} &= \alpha_{0,N-1} + \sum_{i=1}^{N-3} \alpha_{i,N-1} u_i, & u_N &= \alpha_{0,N} + \sum_{i=1}^{N-3} \alpha_{i,N} u_i, \\ v_{N-2} &= \alpha_{0,N-2} + \sum_{i=1}^{N-3} \alpha_{i,N-2} v_i, & v_{N-1} &= \alpha_{0,N-1} + \sum_{i=1}^{N-3} \alpha_{i,N-1} v_i, & v_N &= \alpha_{0,N} + \sum_{i=1}^{N-3} \alpha_{i,N} v_i, \\ w_N &= \gamma_{0,N} + \sum_{i=1}^{N-1} \gamma_{i,N} w_i, & \sum_{i=1}^N r_i &= 1, & \sum_{i=1}^N t_i &= 1. \end{aligned} \quad (2a-i)$$

Hereby is $\eta = (x_3 - Z(x_1, x_2)) / \delta(x_1, x_2)$, a new coordinate in the NSL, u_i, v_i, w_i, r_i and t_i are the unknown spectral coefficients, u_e, v_e, w_e, R_e, T_e are the velocity's components of the inviscid flow at the edge of the NSL and R_e, T_e are the values of R and T at the wall of flattened FC. The author takes the potential flow over the FC, after the solidification of the NSL, as outer flow instead of the parallel undisturbed flow used by Prandtl, in his boundary layer theory.

Ziele

The zonal, spectral solutions of the NSL are used to compute the friction drag coefficient $C_d^{(f)}$ of wings and FC of complex geometry, for the qualitative analysis of the asymptotical behaviour of the partial differential equations (PDE), in the vicinity of their singular points and for the performing of the viscous, aerodynamic, optimal design of the shape of the FC, via iterative optimum - optimorum theory, as proposed in [3].

Lösungsweg

The continuity equation and the collocation method are used to compute the spectral coefficients r_i of

the density function R , only as function of the spectral coefficients of the velocity's components, by solving an algebraic linear system. The pressure p and the viscosity μ are computed by using the physical gas equation and an exponential dependence of μ versus the absolute temperature T . Further p and μ are eliminated from the temperature's equation and the collocation method is used.

$$p \equiv R_g \rho T = R_g e^R T, \quad \mu \equiv \mu_\infty \left[\frac{T}{T_\infty} \right]^{n_1}. \quad (3a,b)$$

The spectral coefficients t are obtained by the solving of a transcendental algebraic system. If now the spectral forms of the velocity components given in (1a-c) are introduced in the impulse equations, an equivalent quadratical algebraic system with slightly variable coefficients is obtained, which is, iteratively, solved.

Ergebnis

The resulting friction drag coefficient $C_d^{(f)}$ is given, as in [1]-[2], i.e.:

$$C_d^{(f)} = \rho \nu_t u_1 \int_S u_e \tilde{x}_1 d\tilde{x}_1 d\tilde{y} \quad (\nu_t = \mu/\rho). \quad (4)$$

Hereby ν_t is the kinetic viscosity, u_1 is the first spectral coefficient of u and S is the surface of the FC's planform. The computed friction drag coefficient $C_d^{(f)}$ of the model Adela is important (30% of the total drag). The zonal, spectral solutions of the NSL are also used for the viscous optimal design of the shapes of FC, as in [3]-[4]. An iterative optimum-optimum theory is proposed, as in [3]-[4]. The inviscid optimal shape of the FC is now the first step of an iterative optimization. In the second step of iteration the total drag is the new functional and new auxiliary conditions can be added, if necessary. This iterative procedure is very rapid convergent.

Literatur

1. NASTASE, A.: The Determination of Hybrid Analytical-Numerical Solutions for the Three-Dimensional Compressible Boundary Layer Equations, ZAMM, 73, (1993).
2. NASTASE, A.: A New Spectral Method and Its Aerodynamic Applications, Proc. of the 7th Intern. Symposium on Computational Fluid Dynamics, Beijing, China, 1997.
3. NASTASE, A.: Design of a Shock-Free, Fully-Optimized, Fully-Integrated Shape of a Catamaran Supersonic Aircraft, AIAA-98-4875, Techn. Pap., Part 2, 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Sympos. on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1998/St. Louis, Missouri, USA.
4. NASTASE, A.: The Design and the Construction of a Fully-Optimized and Fully-Integrated, Shock-Free Catamaran Supersonic Transport Aircraft Model, AG STAB, Jahresbericht 1998.

Weiteres Vorgehen

The zonal, spectral solutions for the compressible NSL over flattened FC, will be applied for the computation of the flow over flying configurations and as start solutions for the optimal design of FC, via iterative optimum-optimum theory, of the author.

28 March 2001

MITTEILUNG

Projektgruppe/

Fachkreis STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE

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

Institution Aerodynamik des Fluges

Adresse RWTH, Templergraben 55, 52062 AACHEN

Telefon 0241/80-5438

weitere Partner Kand. Ing. Stephan BÜTTNER

Telefax 0241/8888-173

Thema

The Computation and Visualization of the Lateral Disturbance Velocity on Delta Wings , in Supersonic Flow

Ausgangssituation

In some previous papers we have supposed that the downwashes w and w^* on thin and thick-symmetrical wing components of the thick, lifting delta wing with arbitrary camber, twist and thickness distributions are expressed in form of superpositions of homogeneous polynomials, i. e. :

$$w = \sum_{m=1}^N \tilde{x}_1^{m-1} \sum_{k=0}^N \tilde{w}_{m-k-1,k} |\tilde{y}|^k, \quad w^* = \sum_{m=1}^N \tilde{x}_1^{m-1} \sum_{k=0}^N \tilde{w}_{m-k-1,k}^* |\tilde{y}|^k. \quad (\tilde{y} = \frac{\tilde{x}_2}{\tilde{x}_1}) \quad (1a,b)$$

The coefficients $\tilde{w}_{m-k-1,k}$, $\tilde{w}_{m-k-1,k}^*$ are constants and $\tilde{x}_1 = x_1/h_1$, $\tilde{x}_2 = x_2/\ell_1$, $\tilde{x}_3 = x_3/h_1$. The similarity parameter of the planform is $\nu = B\ell$ with $B = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$, $\ell = \ell_1/h_1$, M_∞ the cruising Mach number, ℓ_1 the maximal half-span and h_1 the maximal depth of the wing. Own three-dimensional hyperbolical potential solutions of the boundary value problems for the determination of the axial disturbance velocities u and u^* were computed and used as start solutions for the inviscid optimal design of the delta wing model Adela. Our new zonal, spectral solutions for the Navier-Stokes Layer (NSL) need also the computation of the lateral disturbance velocities v and v^* at the NSL's edge.

Ziele

We are developing zonal, spectral solutions for the NSL, which use the hyperbolical potential solutions as outer flow, instead of the parallel flow used by Prandtl in his boundary layer theory. This change allows the use of good suited singularities along the leading edges and ridges (junction lines wing/fuselage, hinge lines wing/flaps), a correct last behaviour and the fulfillment of the boundary conditions along the characteristic surface, which occur in supersonic flow.

Lösungsweg

The computation of the lateral disturbance velocities v and v^* are obtained by using the compatibility conditions of Germain, which couple the N -th derivatives of the flow's potential (for the high conical flow of N -th order). For $N = 1$ (conical flow), the lateral velocities v and v^* are :

$$v = - \frac{\tilde{A}_{10} \tilde{y}}{\sqrt{1 - \nu^2 \tilde{y}^2}}, \quad v^* = \tilde{H}_{10}^* (\cosh^{-1} M_1 - \cosh^{-1} M_2) \quad (2a,b)$$
$$(M_1 = \sqrt{\frac{(1+\nu)(1-\nu\tilde{y})}{2\nu(1-\tilde{y})}}, \quad M_2 = \sqrt{\frac{(1+\nu)(1+\nu\tilde{y})}{2\nu(1+\tilde{y})}}, \quad \tilde{A}_{10} = - \frac{\tilde{w}_{00}}{E(k)}, \quad \tilde{H}_{10} = - \frac{2 \tilde{w}_{00}^*}{\pi \sqrt{1-\nu^2}})$$

and $E(k)$ is the complete elliptical integral of second kind with the module $k = \sqrt{1-\nu^2}$.

Ergebnis

The own computed v -surface on the thick, lifting wedged delta wing (conical flow) was visualized by our collaborator, Kand.-Ing. Büttner, by using the DISSPLA Software. In the (Fig. 1a,b) are represented the v -surface on the thick, lifting wedged delta wing for the Mach number $M_\infty = 1.25$ and angles of attack $\alpha = -8^\circ$ and 8° . The v -surface has a conical and an anti-symmetrical character versus the $\tilde{O}\tilde{x}_1\tilde{x}_3$ -plane and cancels along the $\tilde{O}\tilde{x}_1$ -axis, which is also its inflexion line.

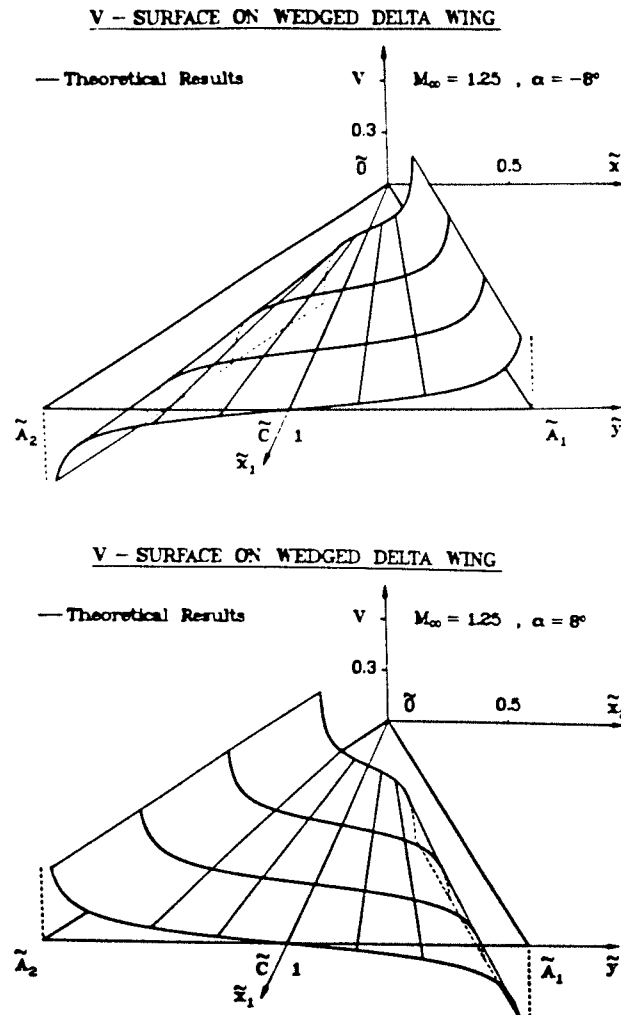


Fig. 1a,b

Literatur

1. NASTASE, A.: The Determination of Hybrid Analytical-Numerical Solutions for the Three-Dimensional Compressible Boundary Layer Equations, ZAMM, 73, (1993).
2. NASTASE, A.: A New Spectral Method and Its Aerodynamic Applications, Proc. of the 7th Intern. Symposium on Computational Fluid Dynamics, Beijing, China, 1997.

Weiteres Vorgehen

The author is developing zonal, spectral solutions for the NSL's layer, which are useful for the computation of the friction drag, the velocity, density and temperature fields over the FC and, especially, for the aerodynamic optimal design of the shapes of flying configurations.

28. March 2001

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis:

Ansprechpartner: Uwe Reisch and Philippe Reynier

Institution: DLR – Institute of Design Aerodynamics

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 05 31 295 3319

Telefax: 05 31 295 2320

e-mail: Philippe.Reynier@dlr.de

Weitere Partner: Helmut Esh (DLR-KP)
Hartmut Psolla-Bress (DLR-Gö)

Thema:

Development and application of a Navier-Stokes solver to hypersonic missiles with lattice wings using the actuator disk concept.

Ausgangssituation:

An actuator disk for lattice wings has been incorporated in DLR FLOWER code. The effect of lattice wings on the flow are modelled through forces interpolated from a database. First results have been obtained on an isolated lattice wing for several Mach numbers and angles of attack. They have validated the method but put in evidence a low reliability of the predictions for supersonic flows.

Ziel:

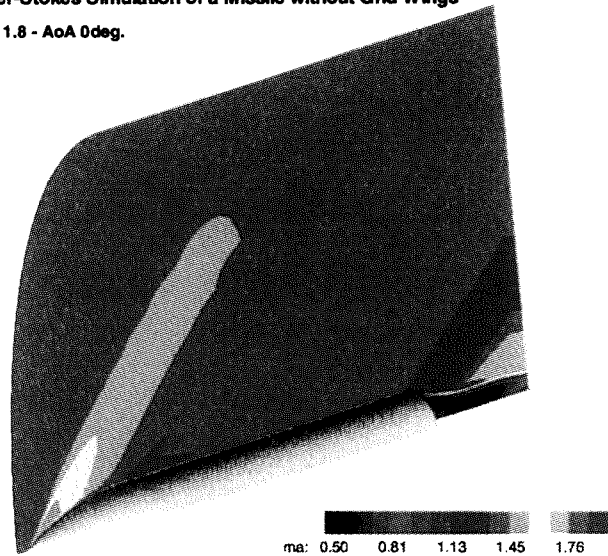
The objective is to be able to predict the performances (in term of forces and moments) of a vehicle with lattice wings. In this purpose, the coupling of the actuator disk with a missile has to be achieved and the method improved to predict supersonic and hypersonic flows around a complete vehicle.

Lösungsweg:

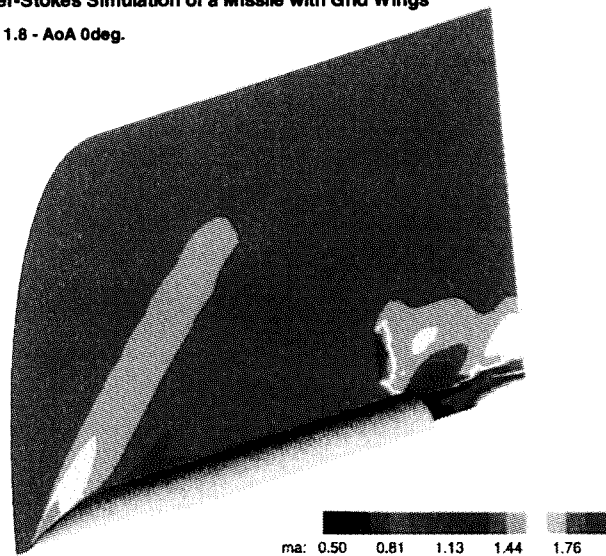
The first step is to achieve the coupling between the actuator disk and the missile. The forces due to the lattice wings are interpolated from a database. A first database has been filled with experimental data found in the literature. It will be changed by a new one obtained by a campaign of measurements performed at DLR Göttingen. Then, a complete validation of the numerical tool will be possible by comparisons against experiments performed at DLR Göttingen and Köln for an isolated lattice wing and for a complete vehicle. The method will be also improved for supersonic flows and high angles of attack using the shock relations at the actuator disk location. A last point will be the extension of the actuator disk to turbulent flows.

Ergebnis:

Navier-Stokes Simulation of a Missile without Grid Wings
Mach 1.8 - AoA 0deg.



Navier-Stokes Simulation of a Missile with Grid Wings
Mach 1.8 - AoA 0deg.



Weiteres Vorgehen:

In the next future it will be carried out an extensive validation of the technique described here for a wide range of Mach numbers and angles of attack.

Literatur:

U. Reisch, Simulation of lattice wings with the actuator disk concept, Technical Report IB 129-2000/13, DLR, Braunschweig, 2000.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Stumpfe Körper / Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. J. Srulijes, Prof. F. Seiler

Institution: Deutsch-Franz. Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL),
Postfach 34, F-68301 Saint-Louis Cedex

Tel.: +33 (0) 3 89 69 5043
Fax: +33 (0) 3 89 69 5048
e-mail: srulijes@isl.tm.fr

Weitere Partner: Dipl.-Ing. K. Runne

Institution: EADS Deutschland GmbH
LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH
Standort FN-Löwental, D-88039 Friedrichshafen

Tel.: +49 (0) 7545 8 63 90
Fax: +49 (0) 7545 8 66 00
e-mail: kay.runne@lfk.dasa.de

Thema: Versuche im Stoßrohr-Windkanal des ISL bei realen Flugbedingungen für zukünftige V/SHORADS

Ausgangssituation:

Bei der Entwicklung des V/SHORADS - Flugkörpers¹ durch die Firma EADS² Deutschland GmbH, LFK Lenkflugkörpersysteme ist gefordert, dass der Suchkopf auch bei extremen Fluglagen einen geringen Luftwiderstand bietet, geringen Wärmebelastungen ausgesetzt ist und dabei noch richtige Informationen über das Ziel liefert. Die Realisierung dieser Anforderungen gelingt nur mit genauer Kenntnis der vorliegenden Strömungsverhältnisse. Der Stoßrohr-Windkanal des ISL bietet mit seiner in Europa einzigartigen Eigenschaft, die realen Anströmbedingungen eines V/SHORADS in der Atmosphäre zu duplizieren (Druck, Temperatur, Fluggeschwindigkeit und Gaszusammensetzung) die Möglichkeit, alle Parameter originalgetreu in ihrer Wechselwirkung zu untersuchen.

Zielsetzung:

Die technische Lösung zielt dahin, die Geometrie der Projektilspitze so zu optimieren, dass der empfindliche Suchkopf in einem breiten Geschwindigkeitsbereich bei geringem Luftwiderstand auch bei großen Anstellwinkeln von über 20° vor unerwünschten Druck- und Temperatureinwirkungen geschützt wird. Zu solch aerothermooptronischen Vorgaben gibt es bisher keinerlei experimentell abgesicherte Erkenntnisse über die auftretenden strömungstechnischen Mechanismen und die möglichen Maßnahmen zur Unterdrückung von Störeinflüssen.

Lösungsweg:

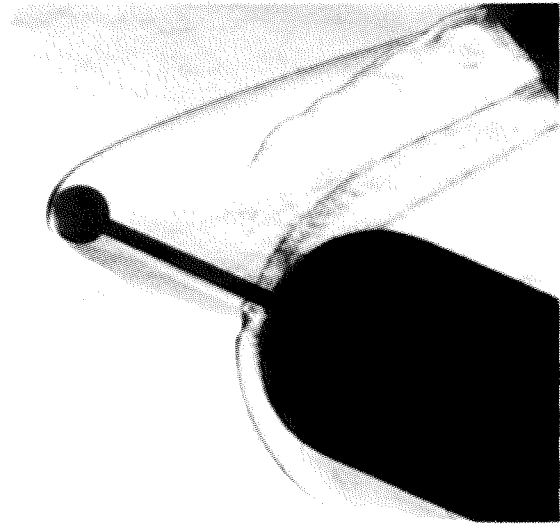
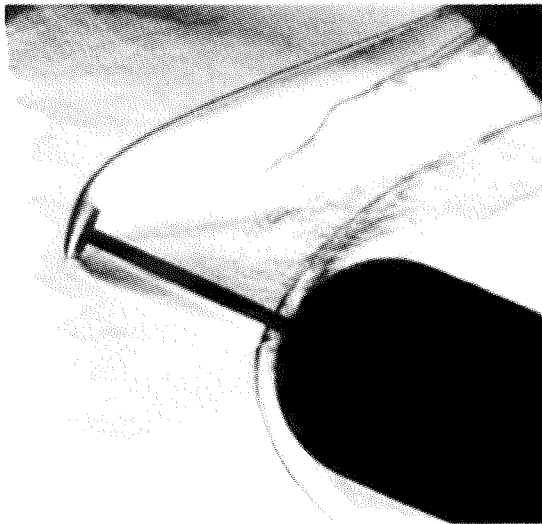
In dieser Mitteilung werden Ergebnisse über die Untersuchungen zu Suchköpfen mit Spikes vorgestellt. Diese Untersuchungen wurden im Stoßrohr-Windkanal des ISL bei Strömungsmachzahl $M = 4,5$ (ca. 1500 m/s) und realen Bedingungen wie beim Flug in der Atmosphäre durchgeführt. Untersucht wurden Projekttilmodelle mit Kaliber 70 mm, die vorn mit einem sphärischen Kopf und unterschiedlich Spikes bestückt waren. Auf der Spikespitze befand sich entweder eine Kugel (Kugelspike) oder ein Teller (Tellerspike). Die Strömung um diese Modelle wurde bei horizontaler Projektillage und Anstellwinkeln bis zu 24° mittels Differentialinterferometrie [Smeets und George] sichtbar gemacht. Druckmessungen erfolgten mit einer neuen, runden Parallelstrahldüse an einem neuen Stoßrohrmodell das mit 10 Kulite-Gebern bestückt ist.

Ergebnis:

Die Differentialinterferogramme zeigen je ein Modell mit Teller- bzw. Kugelspike bei einem Anstellwinkel von 24°. Anströmbedingungen: $M = 4,5$, $p = 40$ kPa und $T = 240$ K, Teller- bzw. Kugeldurchmesser 17,5 mm, Spikelänge 70 mm.

¹ V/SHORADS (Very / Short Range Air Defence System)

² EADS (European Aeronautic Defence and Space Company)



Modell mit Tellerspike bei 24° Anstellung Modell mit Kugelspike bei 24° Anstellung

Auf den Interferogrammen wird durch Helligkeitsänderungen die Kopfwelle um den Spike und auch das Ablösegebiet vor dem Körper gut sichtbar. Die primäre Kopfwelle mit Tellerspike trifft den sphärischen Dom des Körpers näher am Fußpunkt der Spikestange als im Fall des Kugelspikes. Zur Darstellung der unterschiedlichen Wirkung zwischen Kugel- und Tellerspitze sind die Druckmessungen am besten geeignet. Die Druck-Zeit-Verläufe verdeutlichen, insbesondere bei großen Anstellwinkeln, die Überlegenheit des Kugelspikes. Dieser wirkt druckmindernd. Ein zusätzlicher Vorteil der Kugelgeometrie im Vergleich zum Teller ist, dass für $M = 4,5$ der Widerstandsbeiwert für die Kugel $C_D = 0,93$ und für den Teller $C_D = 1,7$ beträgt [Hoerner]. Der geringere Druckbeiwert der Kugel trägt somit auch noch zur Erniedrigung des gesamten Druckwiderstands bei. Mit einem Kugelspike löst die Strömung erst bei größeren Anstellwinkeln ab und der Druckbeiwert ist niedriger. Verglichen mit dem klassischen Tellerspike können deswegen größere Anstellwinkel vorteilhafter geflogen werden. Diese grundlegenden Ergebnisse unserer Voruntersuchungen mündeten bereits in die Anmeldung eines Patents seitens der EADS Deutschland GmbH, LFK-Lenkflugkörpersysteme und dem Deutsch-Französischen Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL). Erste Versuche zur Messung der Erwärmung eines V/SHORADS-Infrarot-Suchkopfs mit Platinschichtsonden wurden durchgeführt.

Begleitende 3-D Rechnungen mit dem CFX-TASCflow Code wurden durchgeführt. Die numerischen Ergebnisse stimmen mit den experimentellen Aussagen mit Kugel- bzw. Tellerspike sehr gut überein. Die Vorteile der ausgewählten Kugelspikekonfiguration werden voll und ganz bestätigt.

Weiteres vorgehen:

- Vergleichende Experimente an einem Projektilmodell mit Kaliber 70 mm, jedoch mit einem Doppelkegelspike statt Teller- bzw. Kugelspike.
- Weiterführung der 3D-Rechnungen (stationär bzw. instationär) unter Anwendung der gemittelten Erhaltungsgleichungen mittels CFX-TASCflow Code an Teller-, Kugel- und Doppelkegelspike.
- Es ist zu erwarten, dass bei höheren Flugmachzahlen in der unteren Atmosphäre, d. h. entsprechend hohen Stautemperaturen in der Strömung, die Erfassung von Zielen durch Brechungseffekte um IR-Suchköpfe infolge starker Dichteänderungen beeinträchtigt werden kann. Die Erfassung der Störungen an IR-Suchköpfen dieser sollen zu einem späteren Zeitpunkt mit untersucht werden.

Literatur:

Smeets G, George A, Anwendungen des Laser-Differentialinterferometers in der Gasdynamik, ISL, R28/73, 1973
 Hoerner S F, Fluid-Dynamic Drag, 1965
 Srulijes J, Gnemmi P, Runne K, Seiler F, Flow Visualisation, Pressure Measurements and Numerical Calculations on Spike-Tipped Bodies, STAB Symposium, Stuttgart, 2000

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dr. H. Bieler

Institution: DaimlerChrysler Aerospace Airbus GmbH

Adresse: D-28183 Bremen

Tel: 0421-538-3421

Fax: -4486

e-mail: h.bieler@airbus.dasa.de

weitere Partner: Teilnehmer des EU geförderten Projektes *DragNet*

Thema: Bedeutung einiger widerstandsreduzierender Technologien im zivilen Flugzeugbau in Bezug auf zukünftige Markt Trends

Ausgangssituation:

Der zivile Flugzeugbau ist von Langwelligkeit geprägt: die Entwicklungsphase und die Lebenszeit des Produktes sind relativ lang. Dies macht einen langen Technologievorlauf der Hersteller erforderlich. In den letzten 3 Jahrzehnten konnte die aerodynamische Güte von Airbus Produkten um mehr als 30 % verbessert werden. Während es in der Vergangenheit gelungen ist, den auftriebsbedingten Widerstand erheblich zu senken, werden nunmehr weitere Verbesserungen im Gebiet des reibungsbedingten Anteils angestrebt. Die Komplexität einiger Strömungsbeeinflussungstechniken erfordern eine langfristige Technologiestrategie der Hersteller.

Diese Strategie muss an den Erfordernissen des Marktes bei Einführung einer neuen Technik gemessen werden, daher sind zukünftige Markveränderungen zu Entwicklungsbeginn zu berücksichtigen.

Ziel:

Im Projekt DragNet (Laufzeit 1998– 2001) wird in der Task 4 (Technology Status and Market Review) untersucht, welche zu erwartenden Änderungen (Trends) am Weltmarkt die Anforderungen des Kunden (Airline) nachhaltig verändern. Dies wird an Hand sogenannter Szenarios erläutert.

Ziel ist es die Konsequenzen derartiger Modelle bei der Entwicklung von widerstandsreduzierenden Technologien zu berücksichtigen.

Lösungsweg:

Die Technologiegebiete sind im Projekt DragNet in 4 areas eingeteilt:

Laminar Flow:

Hier existieren seit etwa 15 Jahren erhebliche Aktivitäten, national und EU geförderte.

Nachdem die aerodynamischen Fragestellungen intensiv untersucht wurden, bestehen zwar noch offene Punkte (die u. a. mit Optimierung von Absaugesystemen zusammenhängen) aber der Schwerpunkt liegt auf der Bearbeitung von system-, und strukturbedingten Problemen. Hier besteht Bedarf an industrietauglichen Bauweisen und vereinfachten System- und Strukturentwürfen.

Adaptive Wing Structures and Shock Control:

An transonischen Konfigurationen wurde sowohl die aktive als auch passive Stosskontrolle experimentell und theoretisch untersucht. In Bezug auf buffet Grenze und Stoßstärke hat sich die Kombination Absaugen – Ausblasen mit einem sogenannten Bump (Oberflächenmodifikation) als günstig erwiesen.

Turbulence and Separation Control:

Bei den Gebieten riblets, LEBUs und vortex generators existiert nunmehr ein Kenntnisstand, dass zumindest die Riblets als industrietauglich betrachtet werden können. Bei entsprechender Marknachfrage kann die Industrie hier schnell reagieren. Andere Dinge sind noch mehr im universitären Umfeld anzusiedeln (z.B. MEMS).

Supersonic Flow Aspects:

Die Bedeutung umweltrelevanter Themen hat in den letzten Jahren stark zugenommen. Daher wird ein kommerzieller Erfolg eines supersonischen Flugzeuges stark von der Umweltverträglichkeit (Lärm, Emissionen) abhängen. Unter Umständen müsste hier ein Kompromiss zwischen dem Wunsch eines schnellen Transportes ($M = 2$) und den Umweltrandbedingungen eingegangen werden.

Dies könnte eine Reiseflugauslegung bei $M = 1.6$ bedeuten.

Ergebnis:

Untersuchungen in Zusammenarbeit mit Airlines haben ergeben, dass die Betriebskosten und die Umweltverträglichkeit die Kaufentscheidungen von airlines wesentlich beeinflussen. Die oben erwähnten Technologiegebiete stehen damit in engem Zusammenhang.

Die zu erwartenden politischen Verschärfungen bei den Energiepreisen (Öko-Steuern und ähnliches) und die zu erwartenden Verknappungen bei den fossilen Reserven geben Fortschritten in den Technologien einen grösseren Stellenwert als die heutige Situation widerspiegelt.

Literatur:

1. Bieler, H. Task 4 Report.
contained in DragNet Annual Report, 1999.
2. Bieler, H. Status and Future Prospects of Drag Reduction Technologies.
DragNet Position Paper 2; 24.01.01.

Datum: Bremen, den 14.02.01

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung und Transition / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. S. Herr, Dr.-Ing. W. Würz, Dipl.-Ing. A. Wörner, PD. Dr.-Ing. U. Rist, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon: (0711) 685 3424 Telefax: (0711) 685 3470	
weitere Partner	Prof. Y.S. Kachanov, ITAM, Novosibirsk		
Thema	Systematische Untersuchungen zum Einfluss von Parameteränderungen auf die akustischen Rezeptivität einer Einzelrauigkeit in einer 2D-Profil-Grenzschicht		

Ausgangssituation

Die Rezeptivität einer Grenzschicht stellt den ersten Schritt im laminar-turbulenten Umschlagsprozess dar. Rezeptiv werden die Anfangsamplituden generiert, die stromab entsprechend der Linearen Theorie angefacht (oder gedämpft) werden, bis sie über den nichtlinearen Teil der Entwicklung zum turbulenten Stadium der Grenzschichtströmung führen. Ingenieurmethoden nutzen für die Transitionsvorhersage üblicherweise nur die Stabilitätseigenschaften der Grenzschichtentwicklung entlang dem Profil. Die Kenntniss der Rezeptivität und damit der Anfangsamplituden kann diese Methoden erheblich verbessern.

Ziel

In dieser Arbeit soll experimentell und numerisch die akustische Rezeptivität einer Einzelrauigkeit untersucht werden. Die Rezeptivitätsfunktion

$$G_{av} = \frac{B_{inTS}(\alpha, \beta)}{A_{ac} \cdot A_v(\alpha, \beta)}$$

wird quantitativ im Experiment und den begleitenden DNS bestimmt als Anfangsamplitude der TS-Welle normalisiert mit der akustischen Amplitude und der Amplitude der Oberflächenrauigkeit.

Lösungsweg

Die Experimente wurden am Laminarwindkanal des IAG ($Tu \leq 0,02\%$) als Hitzdrahtmessungen in der Grenzschicht eines 2D-Profilmodells (XIS40MOD) bei $Re_{smax} = 1,2 \cdot 10^6$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 0^\circ$ durchgeführt. Die Oberflächenrauigkeit wurde durch die Auslenkung einer Membran dargestellt. Für das Kernexperiment wurde eine akustische Frequenz von $f = 1088 \text{ Hz}$ und als Position der Oberflächenrauigkeit $s/s_{max} = 20 \%$, an der der Instabilitätspunkt dieser TS-Frequenz liegt, gewählt (Bild 1). Vier weitere Experimente wurden bei den Parameterkombinationen, die in Bild 1 markiert sind, durchgeführt.

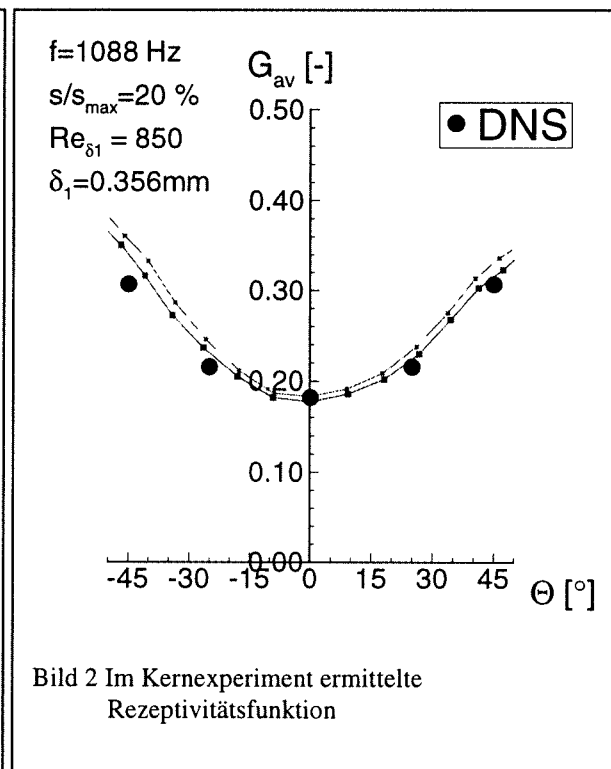
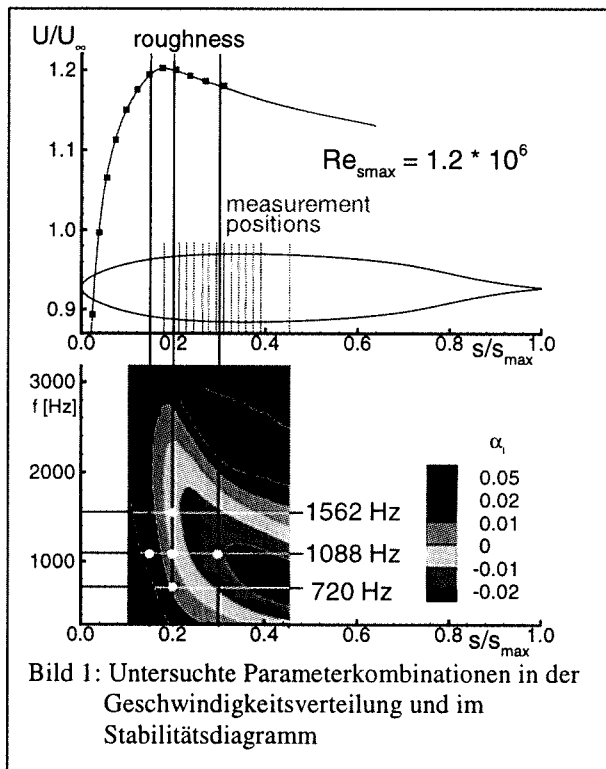
Die DNS basieren auf den instationären Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömungen in Wirbelstärke-Geschwindigkeits-Formulierung. Die äußere (akustische) Störung wird als analytische Lösung des 2. Stokes'schen Problems am Einstromrand vorgeschrieben und ein neues Wandmodell wird benutzt, um die Oberflächenrauigkeit zu modellieren. Der Druckgradient wird aufgeprägt durch Vorgabe der Geschwindigkeit am oberen Rand des Integrationsgebiets nach dem Ansatz von Falkner und Skan für ähnliche Grenzschichten.

$$u_e(x) = u_0 \cdot x^m, \quad m = \frac{\beta_H}{(2 - \beta_H)}$$

Der Hartree-Parameter β_H wird dabei so gewählt, dass die resultierenden Profile am Ort der Oberflächenrauigkeit ähnlich zu den Profilen an den im Experiment gewählten Positionen sind.

Ergebnisse

Es wurde eine gute Übereinstimmung zwischen experimentellen und numerischen Ergebnissen erzielt (Bild 2). Es zeigt sich, dass eine Änderung der Parameter stärkeren Einfluss auf TS-Wellen mit höheren Schräglaufwinkeln als auf den 2D Anteil der TS-Welle hat.



Literatur:

Ivanov A.V., Kachanov Y.S.: „A Method of Study the Stability of 3D Boundary Layers Using a New Disturbance Generator“; International Conference on the Methods of Aerophysical Research, Proceedings Part 1, Institute of Theoretical and Applied Mechanics, Novosibirsk, pp. 125-130, 1994

Würz W., Herr S., Wagner S., Kachanov Y.S.: „Experimental investigation on 3-D acoustic receptivity of a laminar boundary layer in the presence of surface non-uniformities“; New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics 2, Eds. Nitsche W., Heinemann H.-J., Hilbig R., Vieweg 1999

Wörner A., Rist U., Herr S., Würz W., Wagner S., Kachanov Y.S.: „Study of the acoustic receptivity of a Blasius boundary layer in the presence of a surface non-uniformity“; ECCOMAS 2000, Barcelona 11.-14.9.2000

Würz W., Herr S., Wörner A., Rist U., Wagner S., Kachanov Y.S.: „Experimental and Numerical Investigation of 3D Acoustic Receptivity Due to Localized Wall Roughness“, International Conference on the Methods of Aerophysical Research, Proceedings Part 2, Novosibirsk-Tomsk, pp.195-200, 2000

Herr S., Wörner A., Würz W., Rist U., Wagner S.: „Experimental/Numerical Investigation of the Influence of a Pressure Gradient on Acoustic Roughness Receptivity in the Boundary Layer of a 2-D Airfoil“; Contribution to the 12. AG-STAB Symposium, 15.-18.11.2000 Stuttgart, (erscheint im Frühjahr 2001)

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarflügel Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Dr. Erik Janke	e-mail: Erik.Janke@dlr.de
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2680 Telefax 0551 / 709-2404
weitere Partner	EADS Airbus GmbH, Bremen (Dr. G. Schrauf), DFG-SPP "Transition", UTRC - U.S.A. (Dr. Bertolotti), PD Dr. Uwe Ch. Dallmann, Old Dominion University - U.S.A., Arizona State University - U.S.A.	

Thema

Empfindlichkeitsanalyse von Tragflügelgrenzschichten hinsichtlich Oberflächenrauigkeit und Absaugung.

Ausgangssituation

Zur Verbesserung der nichtempirischen Transitionsvorhersage in Tragflügelgrenzschichten unter Freiflugbedingungen und deren Korrelation mit Windkanalexperimenten ist die Ermittlung der Anfangsstörungen im Vorderkantenbereich erforderlich. Die als Ergebnis der Empfindlichkeits (Rezeptivitäts)-analyse berechneten Anfangsamplituden, Störungsprofile und Rezeptivitätsfaktoren können sowohl als Eingabegrößen für nichtlineare Instabilitätsuntersuchungen mit NOLOT/PSE, als auch zur entwurfsbegleitenden Optimierung von Hybrid- und Natural-Laminar-Flow Systemen sowie von Hochauftriebssystemen verwendet werden.

Ziel

Ziel des Forschungsprojektes ist es, den Rezeptivitätsansatz für lokalisierte Störungen nahe der Vorderkante (Bertolotti, 1996) zu nutzen, um eine Verringerung des für DNS-Rechnungen notwendigen numerischen Aufwandes zu erreichen. Dadurch wird es möglich, ausgedehntere Strömungsbereiche sowohl in spannweitisger als auch in Stromabrichtung, und somit realistische Absaugblechkonfigurationen mit mehreren Reihen von Absaugbohrungen hinsichtlich ihres Einflusses auf die Generierung angefachter Grenzschichtstörungen zu untersuchen.

Lösungsweg

Die Entwicklung und Validierung des Verfahrens erfolgt in enger Kooperation mit experimentellen Arbeiten an der flachen Platte mit Druckgradient (Abegg et al., 1999), mit Experimenten an einem schiebenden Tragflügel (Saric et al., 1998) und mit numerischen Arbeiten an der Universität Stuttgart (Messing und Kloker, 1999). Zunächst wird die Rezeptivität von ausschliesslich stationären Störungen infolge von Rauigkeiten und Lochabsaugung betrachtet. Die bisher vorhandene Beschränkung des linearen Lösungsverfahrens auf kleine Störungen wurde durch Ergänzungen der Wandrandbedingungen aufgehoben, so dass künftig das Verfahren auch für moderate Absauggeschwindigkeiten oder Rauigkeitsgrößen tauglich ist. Der Ansatz für die Störungen sowie für die äquivalenten Anregung durch Rauigkeitselemente oder Absaugbohrungen folgt den Arbeiten von Bertolotti (1996, 2000) und beruht auf einer vorgegebenen Wellenannahme in Stromabrichtung, sowie auf periodischen Annahmen in spannweitisger Richtung. Die Diskretisierung der verwendeten Navier-Stokes Gleichungen in krummlinigen, orthogonalen Koordinaten erfolgt durch ein 2-Punkt-Kompakte-Differenzen-Schema vierter Ordnung (Malik et al., 1982) in wandnormaler Richtung, sowie zentralen Differenzen vierter Ordnung und upwind-Differenzen zweiter Ordnung in Stromabrichtung. Zur Lösung des entstehenden elliptischen Gleichungssystems wurde ein Marschier-Verfahren in Stromabrichtung entwickelt, das auf einem Linienlöser in wandnormaler Richtung an einer Stromabposition beruht. Durch diesen effizienten Lösungsalgorithmus benötigt das Verfahren im linearen Fall nur 80 MB Speicherplatz für ein Rechengbiet von $(N_x, N_y) = (300, 200)$ Punkten sowie etwa 10 Minuten auf einer SUN-Ultra 80 mit 450 MHz zur Verringerung des Residuums um zehn Grössenordnungen.

Ergebnisse

In Abbildung 1a sind Ergebnisse der entwickelten nichtlinearen Lösungsmethode (NS) mit DNS-Ergebnissen für Lochabsaugung (Messing und Kloker, 1999) verglichen. Während die Amplitude der Grundströmungsverformung zu hoch vorhergesagt wird, sind die Abklingraten der einzelnen Fourierkomponenten korrekt erfasst. Die maximalen Abweichungen der einzelnen Fourierkomponenten von den DNS-Ergebnissen sind mit etwa 10% als gering einzuschätzen, da sich dieser Fehler nur in einem ΔN -Faktor von 0.1 bemerkbar macht. Eine bessere Übereinstimmung von Rechnung und Experiment ist für das lineare Verfahren angewendet auf Wandanregung

durch Rauigkeiten zu sehen (Abbildung 1b). Weiterhin wurden die Robustheit der Lösungsmethode und erste Ergebnisse für variable N-Faktoren unlängst für das Airbus A320 Seitenleitwerk dokumentiert (Janke 2000b).

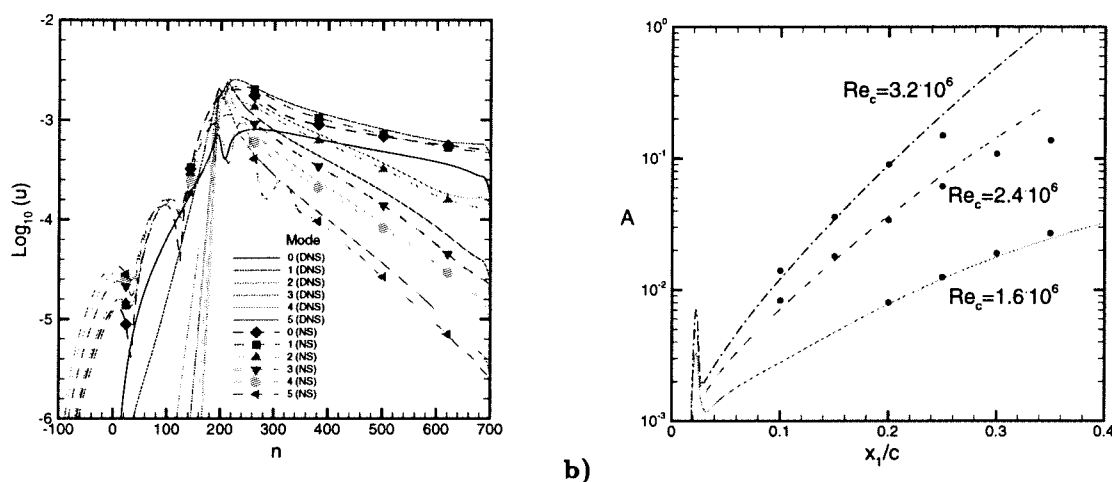


Abbildung 1: (a) Vergleich der entwickelten Methode mit DNS-Rechnungen für Absaugung durch eine spannweite Reihe von Absauglöchern (Messing und Kloker, 1999), (b) Amplitudenentwicklung infolge von zylindrischen Rauigkeitselementen bei $x_1/c=0.023$ im Experiment am schiebenden Tragflügel (Saric et al., 1998).

Literatur

Abegg Ch., Bippes H., Janke E. 1999 – Stabilization of boundary layer flows subject to crossflow instability with the aid of suction, to appear in: IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Sedona, AZ, U.S.A.

Bertolotti, F. P. 1996 – On the birth and evolution of disturbances in three-dimensional boundary layers, IUTAM Symposium on Nonlinear Stability and Transition in Three-Dimensional Boundary Layers, 1996, Kluwer Academic Publishers, 247-256.

Bertolotti, F. P. 2000 – Receptivity of three-dimensional boundary layers to localized wall roughness and suction, Physics of Fluids, Vol. 12, No. 7, pp. 1799-1809.

Hein St., Hanifi A., Casalis G. 2000 – Nonlinear transition prediction, European Congress on Comp. Meth. in Appl. Sciences and Eng., ECCOMAS 2000, Barcelona.

Janke E. 2000a – Receptivity to three-dimensional Boundary Layers to Roughness and Suction – linear and nonlinear effects, Proceedings: 12. DGLR-Fachsymposium der AG-STAB, Stuttgart, Nov. 2000.

Janke E. 2000b – Empfindlichkeit einer 3D-Grenzschicht gegenüber Oberflächenrauigkeit und Absaugung; Studie für das Airbus A320 Seitenleitwerk, DLR-IB 223-2000 A14.

Messing R., Kloker M. 1999 – DNS-Untersuchung der diskreten Absaugung durch Einzellloch-Arrays, BMBF-Abschlussbericht.

Saric W.S., Carillo R.B., Reibert M.S. 1998 – Leading Edge roughness as a transition control mechanism, AIAA-Paper 98-0278.

Weiteres Vorgehen

Motiviert durch die demonstrierte Genauigkeit, Effizienz und Robustheit des Verfahrens, erscheint es sinnvoll die Methode weiter zu automatisieren, um durch im voraus berechnete Rezeptivitätsfaktoren und Instabilitätscharakteristiken für eine gegebene Grundströmung den Einfluss von Anfangsamplituden auf die Transitionslage in einen variablen N-Faktor einfließen zu lassen. Damit wird ein Vergleich verschiedener aktiver und passiver Systeme zur Transitionssteuerung möglich.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Laminarhaltung im Überschall

Ansprechpartner Achmed Traore

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295-3342
Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner -

Thema Laminar design for supersonic civil transport (SCT)

Ausgangssituation:

Mission requirements of second generation supersonic civil transport (SCT) demand friction drag reduction which probably cannot be achieved with fully turbulent configurations. The technological potential of laminar control for SCT is up to now not entirely evaluated. Problems concerning suction rates or passive/active boundary layer control are at now subject of investigations. This is the context for the development of tools for, and the validation of, a laminar design methodology for SCT.

The aim of a laminar flow design is to move the region of the laminar/turbulent transition as far downstream as possible. In supersonic flow laminar control is only feasible using a combination of profile shaping and active laminar flow control. Appropriate measures could be air suction or wall cooling. High leading edge sweep angles in combination with blunt leading edges cause an enhancement of crossflow in the boundary layer in the leading edge region. Crossflow disturbances are amplified in this area and can provoke early transition. Particularly on the outer wing of supersonic aircrafts the leading edge is very thin. Hence it will be technically difficult to integrate suction panels in this area to control crossflow instability. To overcome this difficulties two possible solutions exists for the laminar design. First a sharp nose can be chosen as with the BCA-SST¹ concept. On such wedge shaped leading edges no crossflow disturbances are amplified in the nose region. But in high-lift conditions the flow separates at the leading edge. This generates additional vortex drag and may change the aircraft handling qualities. Another design option is to retain a blunt nose profile and to control the crossflow instabilities with an adequate leading edge shape. In both options Tollmien-Schlichting (TS) waves have to be damped with suction

Ziel:

Since 1997 DLR and ONERA are cooperating in the supersonic laminar design with the goal to design and assess a three dimensional laminar wing. The investigations are carried out using the Aerospatiale AS-1 configuration for $Ma=2$ as a baseline wing shape. DLR investigates the outer wing with blunt supersonic leading edge. Similar investigations are performed by partner ONERA for the inner wing.

The investigation presented here is a qualitative and quantitative study of laminar airfoil design idealised as an infinite swept wing. As reference profile the wing section of the AS-1 configuration at 80% span is chosen (see **Fig. 1**).

Lösungsweg:

The laminar flow design methodology is based on a systematic study of different simple shaped pressure distributions with the goal to find the beneficial characteristics for laminarity. A combination of the most favorable distributions will yield the optimized laminar profile.

Starting from the reference airfoil new target pressure distributions are graphically defined and corresponding profile geometries are generated with an inverse design tool. After performing a laminar boundary layer computation and a stability computation the transition location can be determined with an assumed transition N-factor. Then a new boundary layer computation with known transition location provides the friction drag coefficient C_f .

Ergebnis:

Combining the characteristic shape of two favourable generic pressure distribution, a new one is generated. With an optimized suction location the new designed profile has a laminar length of 46% chord, see Fig. 2

The present work describes a successful design of laminar flow airfoils with a blunt supersonic leading edge. Simple shaped pressure distributions were generated and their stability analyzed. A combination of suction peak at leading edge to control crossflow and favorable pressure gradient after the peak to delay TS-instability were used to design an optimized pressure distribution for hybrid laminar flow control. The study shows that crossflow instability can be controlled only through profile shaping on a 51 swept wing with blunt leading edge at $Ma=2$. The location of a given suction panel was optimized to increase the efficiency of suction in order to enhance the extent of laminar flow. Compared to the turbulent reference design the new design has less wave drag and less skin friction drag, both for natural laminar flow and hybrid laminar flow control.

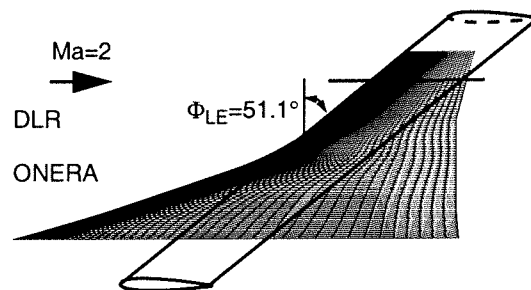


Bild 1 Wing of the AS1 configuration.

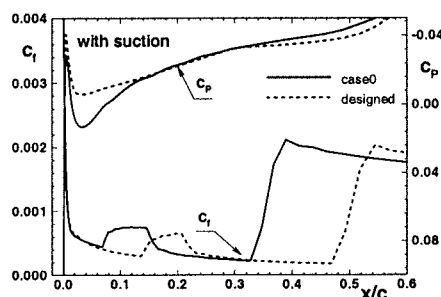


Bild 2 Designed pressure distribution

Literatur:

- [1] R.D. Wagner, m. C. Fischer, F.S. Collier, W. Pfenniger: "Supersonic Laminar Flow Control on Commercial Transports" ICAS-90-3.6.3

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Bleilebens, Prof. Dr.-Ing. H. Olivier

Institution: RWTH Aachen, Stoßwellenlabor

Adresse: Templergraben 55
52056 Aachen

Telefon: 0241/80-6403
Telefax: 0241/8888-175
e-mail: martin@swl.rwth-aachen.de

Thema: Einfluß der Strömungsbedingungen und der Oberflächentemperatur auf die Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkung an Steuerflächen und Triebwerkseinläufen im Hyperschall

Im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 253 „Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen“ der RWTH Aachen werden am Stoßwellenlabor Detailuntersuchungen an Anbauten der Referenzkonfiguration ELAC (luftatmendes Hyperschall-Fluggerät) durchgeführt. Hierbei handelt es sich um Modelle des Triebwerkseinlaufs sowie Rampenmodelle zur Simulation von Klappenströmungen.

Ein Schwerpunkt der Arbeit ist hierbei die Entwicklung der heißen Modelltechnik, um in Hyperschall-Windkanälen mit ihren kurzen Versuchszeiten das Verhältnis der Wand- zur Totaltemperatur des Gases den realen Bedingungen anzunähern. Am Stoßwellenlabor werden zwei aufheizbare Rampenmodelle verwendet. Das Strömungsverhalten an beiden Modellen wurde bei Anströmbedingungen mit Ruhetemperaturen von 1500K bzw. 2500K und Machzahlen von $M_\infty=7.7$ bzw. $M_\infty=7.4$ untersucht.

Ein 24°-Rampenmodell wird intern mit elektrischen Widerstandsheizelementen beheizt. Das Modell wurde mit 21 Thermoelementen ausgestattet, um die Temperaturverteilung der aerodynamischen Oberflächen vor dem Versuch und die auftretenden konvektiven Wärmeströme während der Versuchszeit zu bestimmen. Maximal konnte mit diesem Modell eine mittlere Oberflächentemperatur von 690K erreicht werden. Die Abweichung von der mittleren Temperatur betrug auf der Symmetrieachse des Modells $\pm 15K$.

Das Modell einer 15°-Rampe wurde von der DaimlerChrysler Aerospace AG zur Verfügung gestellt. Die aerodynamischen Oberflächen bestehen aus Quarzglasplatten, die mit einer hochtemperaturbeständigen Farbe beschichtet werden. Die Heizung erfolgt ebenfalls intern mit 5 IR-Strahlern. Die Temperaturverteilung der Oberflächen wurde mit einer Infrarot-Kamera gemessen. Die maximal erreichte mittlere Oberflächentemperatur betrug 1100K, wobei eine Abweichung von $\pm 25K$ auf der Mittelachse auftrat. Auch die Temperaturerhöhung auf der Mittelachse des Modells während der Strömungsphase wurde mit einer Frequenz von 2550Hz registriert.

Zur Strömungssichtbarmachung wurde eine Schlieren-Optik in Z-Anordnung verwendet. Ablösestoß und Grenzschichttrand sind auf den Aufnahmen gut zu erkennen. Aus diesen und den zugehörigen Wärmestrommessungen wurde die Ablöselänge bestimmt sowie der Punkt des Wiederanlegens der Grenzschicht auf der Rampe. Für beide Modelle konnte ein nahezu linearer Zusammenhang der so ermittelten Ablöselänge bzw. des Wiederanlegepunktes mit der Wandtemperatur nachgewiesen werden (Abbildung 1).

Einen zweiten Schwerpunkt der Arbeiten bildet der Einfluß der Rumpfgrenzschicht der Konfiguration ELAC auf die Anströmung am Triebwerkseinlauf. Dieser arbeitet mit einer 3-stufigen Außenverdichtung. Ausgehend von Messungen an der Gesamtkonfiguration ELAC, die im Stoßwellenkanal TH2 erfolgten ($M_\infty=7.5$), wurden die Anströmbedingungen für ein vergrößertes Teilmodell des 3-Rampeneinlaufs definiert. Der Rumpf wird bei diesem Modell durch eine ebene

Platte ersetzt. Ausgehend vom Designpunkt bei einem Anstellwinkel von $\alpha=4^\circ$ wurde der Anstellwinkel für die Messungen im Bereich $3-5^\circ$ variiert.

Eine wichtige Kennzahl zur Charakterisierung des Einflusses der Rumpfgrenzschicht auf die Einlaufströmung ist das Verhältnis der Einlaufhöhe zur Grenzschichtdicke vor der ersten Rampe. Der Totaldruckverlust über die Außenverdichtung ist stark von dieser Kennzahl abhängig. Zur Messung wurden zwei Pitotrechen eingesetzt, die an einer Position vor der ersten Rampe (siehe Abbildung 2) und hinter dem dritten Verdichtungsstoß die Grenzschichtprofile und den Totaldruck der Außenströmung vermessen können.

Ausgehend von einer Reynoldszahl der Anströmung von 4 Mio./m werden die Pitotdruckprofile bzw. Grenzschichtdicken vor dem Einlauf und hinter dem dritten Verdichtungsstoß für verschiedene Reynoldszahlen ermittelt. So kann für verschiedene Verhältnisse Einlaufhöhe zu Grenzschichtdicke der Pitotdruckverlust ermittelt werden. Mittels künstlicher Rauigkeiten kann der Umschlag der Grenzschicht vor der ersten Rampe erreicht werden. Dies erlaubt einen Vergleich der Messungen für eine laminare und turbulente Grenzschicht auf der Rumpfunterseite der Referenzkonfiguration.

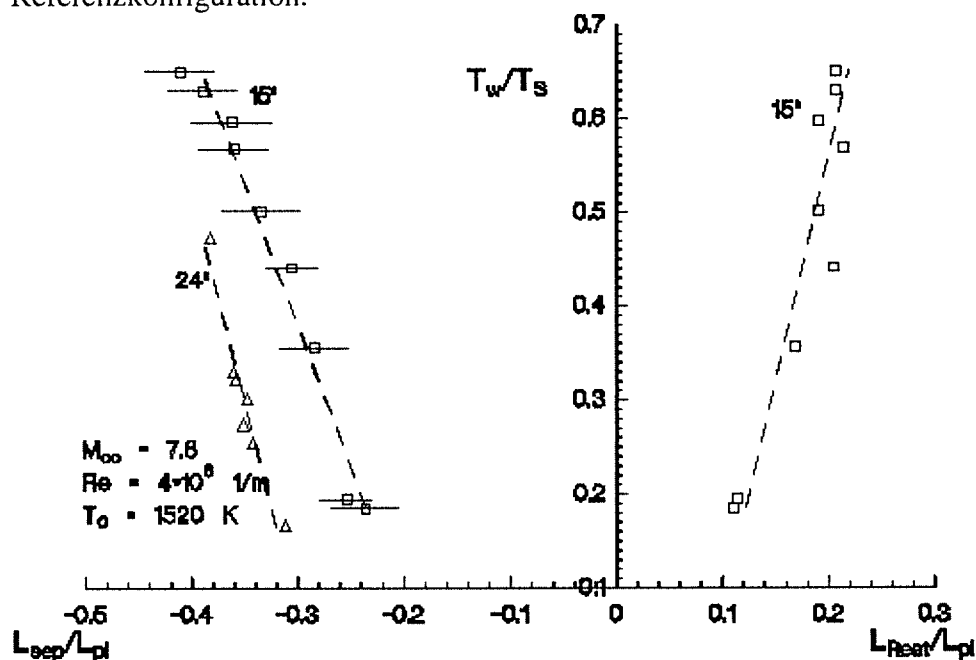


Abbildung 1: Abhängigkeit der Ablöselänge bzw. des Wiederanlegepunktes von der Oberflächentemperatur für verschiedene Rampenwinkel

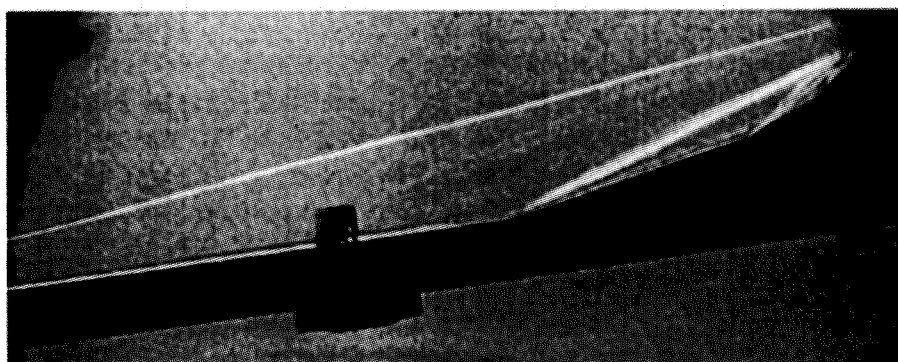


Abbildung 2: 3-Rampeneinlauf während der Messung des Pitotdruck-Profiles vor der ersten Rampe bei einer Machzahl von $M_\infty=7.5$ und Anstellwinkel $\alpha=6.5^\circ$.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner O. Bozic, H. Lüdeke

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3326

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dassault Aviation, European Space Agency, National Aeronautics and Space Agency

Thema Vorhersage der aerothermischen Belastungen an turbulenten Steuerklappen des CRV (Crew Return Vehicle)

Ausgangssituation

NASA und verschiedene europäische Partner arbeiten derzeit an einem neuen wiederverwendbaren Raumfahrzeug (CRV). Dieses Wiedereintrittsvehikel soll zunächst als Bestandteil der internationalen Raumstation (ISS) die sichere Rückkehr der Besatzung in einem Nottfall gewährleisten. Das Projekt stellt die Weiterführung der DLR-Aktivitäten dar, die mit der Entwicklung des X-38 Experimentalvehikels begonnen wurden.

Ziel

Aerothermische Belastungen entlang Wiedereintrittsbahnen der CRV hängen von zahlreichen Strömungsphänomenen und Strömungs-Oberflächen-Interaktionen ab. Diese Belastungen sind im Hyperschall besonders ausgeprägt, insbesondere im Nasenbereich, an ausgeschlagenen Steuerklappen und Spalten zwischen Klappen und Klappenkästen. Vorläufige numerische Berechnungen haben gezeigt, daß die maximalen Belastungen nahe an den Materialgrenzen liegen [3].

Der jetzige Stand der Technik erlaubt keine Windkanaluntersuchungen im Bereich maximaler aerothermischer Belastungen. Messungen unter realen Flugbedingungen sind erst für 2002 geplant. Daher sollen im Rahmen des Projekts die Thermisch-kritischen Bereiche mit Hilfe des DLR-Codes CEVCATS-N [2] simuliert werden.

Vorgehensweise

Die Oberflächenkontur des CRV wurde mit Hilfe des DLR-Gittergenerierungspakets MEGACADS [1] diskretisiert. Darauf aufbauend konnte ein dreidimensionales Navier-Stokes-Netz einschließlich Klappenkästen- und Spalten generiert werden. Am vorliegenden CRV-Netz mit ca. $1,5 \times 10^6$ Punkten wurde mit Hilfe der DLR-Codes CEVCATS-N [2] eine Anzahl von laminaren und turbulenten Basislösungen erzeugt. Die Anströmbedingungen wurden entsprechend den Windkanalbedingungen ausgewählt ($Ma_\infty = 10$, Anstellwinkel 40° , Klappenwinkel 15° und 20° , Reynoldszahl $0,3 \times 10^6$ bzw. $1,3 \times 10^6$). Für $Re = 0,3 \times 10^6$ war ein laminarer Strömungsansatz hinreichend während bei $Re = 1,3 \times 10^6$ transition im Bereich Vorkörpers angesetzt werden mußte. Zur Modellierung der Turbulenz standen Kompressible 0- und 1-Gleichungsmodelle zur Verfügung [4].

Ergebnis

Durchgeführte Berechnungen zeigen erwartungsgemäß im Bereich der Steuerklappen deutliche Unterschiede zwischen Wärmebelastungen in Fällen laminarer (Abbildung 1) und turbulenter Strömung

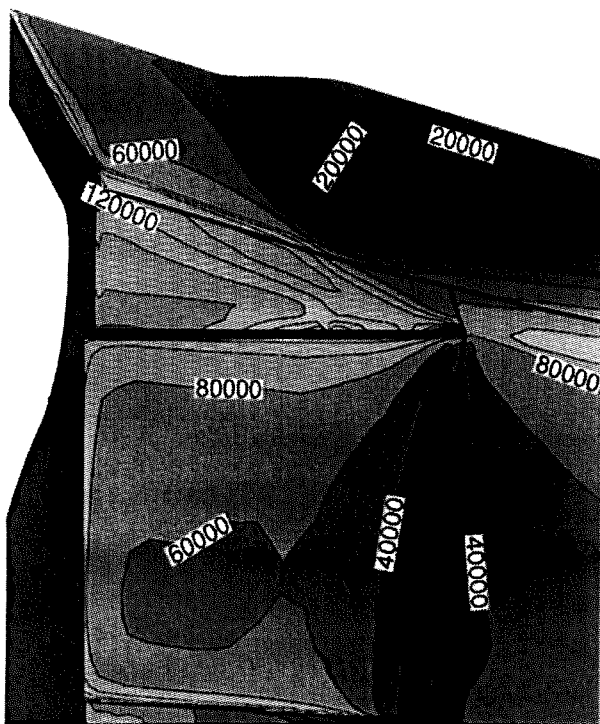


Abb. 1: Simulation der Wärmestromverteilung q [W/m²] bei $Ma_{\infty} = 10$, $\eta_{\text{Klappe}} = 15^\circ$, $\alpha = 40^\circ$ und $Re = 1,3 \cdot 10^6$ (laminare Basislösung)

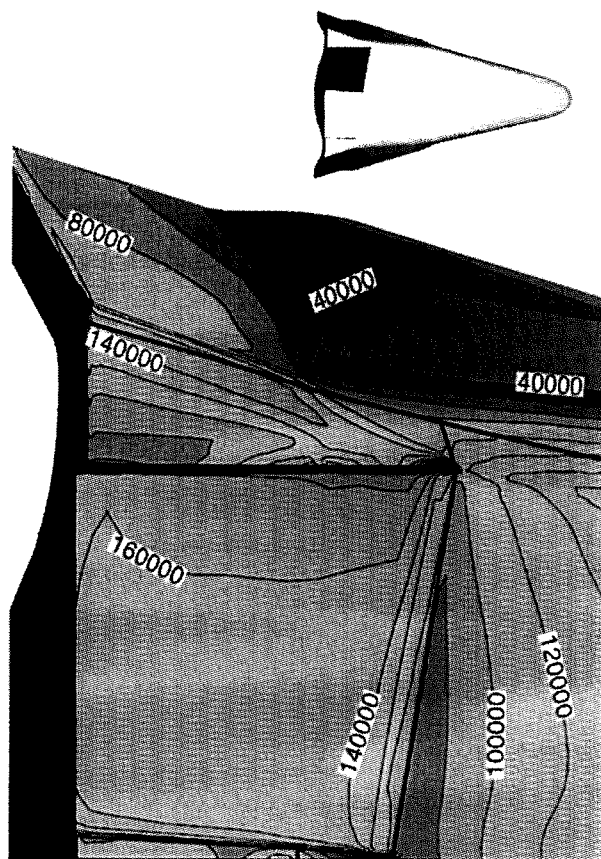


Abb. 2: Transitionelle Simulation der Wärmestromverteilung q [W/m²] bei $Ma_{\infty} = 10$, $\eta_{\text{Klappe}} = 15^\circ$, $\alpha = 40^\circ$ und $Re = 1,3 \cdot 10^6$

(Abbildung 2). Im letzten Simulationsfall wurde das Spalart-Allmaras Turbulenzmodell eingesetzt. Bereiche hoher Wärmeströme bilden sich im Bereich der Eckpunkte (wo Klappe schlägt aus dem Klappenkasten aus), am äußeren Klappenkanten parallel zu x-Achse und Außenkanten der Klappe, wo eine starke Expansion der Strömung auftritt. Zur näheren Untersuchung dieser kritischen Bereiche wurde hier eine besonders feine Netzauflösung gewählt.

weiteres Vorgehen

Für einen Machzahlbereich von $Ma = 10 - 25$ entsprechend eine Höhe von 38 bis 75 km sind Simulationen des Klappenbereiches unter Flugbedingungen geplant. Die Ergebnisse sollen in eine aerothermodynamische Datenbasis eingefügt werden, die eine Abschätzung der thermischen Oberflächenbelastung an vorgegebenen Trajektorienpunkten ermöglicht.

Literatur

- [1] Brodersen, O.; Hepperle M.; Ronzheimer, A.; Rossow, C.-C.; Schöning B.: The Parametric Grid Generation System MEGACADS: Proceedings of the 6th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Ed. B. K. Soni, J.F. Thompson, P. Eisman. NSF Mississippi State, 1996, pp 353-362
- [2] Radespiel, R.; Longo, J.M.A.; Brück, S.; Schwamborn, D.: Efficient Numerical Simulation of Complex 3D Flows with Large Contrast. AGARD CP-578: pp 33-1 - 33-11; 1996
- [3] Lüdeke H.; Krogemann P.: Numerical and experimental investigations of laminar/turbulent boundary layer transition, European Congress ECCOMAS 2000, Barcelona, 11-14 September 2000
- [4] Radespiel R.: Prediction of Transition Effects on Flap Heating at Hypersonic Speeds, Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e. V. -Institut für Entwurfsaerodynamik, IB 129-2000/22, Braunschweig, Okt. 2000

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr. Andreas Brandl

Institution: Astrium GmbH

Adresse: Postfach
81663 München

Telefon: +49 89 60724010

Telefax: +49 89 60728629

Email: andreas.brandl@astrium-space.com

weitere Partner: -

Thema: Approximative Entwurfsverfahren

Ausgangssituation:

Bei Approximativen Entwurfsverfahren wie z.B. "local inclination"-Methoden für den Überschallbereich muß an der Basis des Flugkörpers für die Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte ein C_p -Wert oder $\sim$ -Verlauf angenommen werden. Dies ist vor allem im niedrigen Überschall wichtig, da hier eine Vernachlässigung der Basisdrücke erhebliche Ungenauigkeiten zur Folge hat.

Ziel:

Qualitative Verbesserung der Vorhersage

- von aerodynamischen Beiwerten im niedrigen Überschallbereich ($Ma < 5$) durch Einbeziehung einer Basisdruckkorrektur.
- der C_p -Verteilung auf der Körperoberfläche, insbesondere auf der Lee Seite.

Lösungsweg:

Bei Flugkörpern mit ausgedehnter Basisfläche muß zur Berechnung von aerodynamischen Beiwerten eine C_p -Verteilung auf der Basis angenommen werden. Diese ist im Allgemeinen vom Anstellwinkel abhängig. Für das Hopper Vehikel standen dazu Windkanalexperimente zur Verfügung. Im Fall der X-38 konnte auf numerische Simulationen zurückgegriffen werden [1]. Aus diesen Werten errechneten wir eine Interpolationsfunktion für einen mittleren C_p -Wert in Abhängigkeit vom Anstellwinkel und der Machzahl.

Zur Verbesserung der C_p -Verteilung auf der Körperoberfläche wurde in Abhängigkeit des lokalen Inklinationswinkels verschiedene Kompressionsformeln verwendet. Die "modified Newton" Kompression geht dabei für kleine Winkel in eine "tangent cone" Kompression über [2].

Ergebnis:

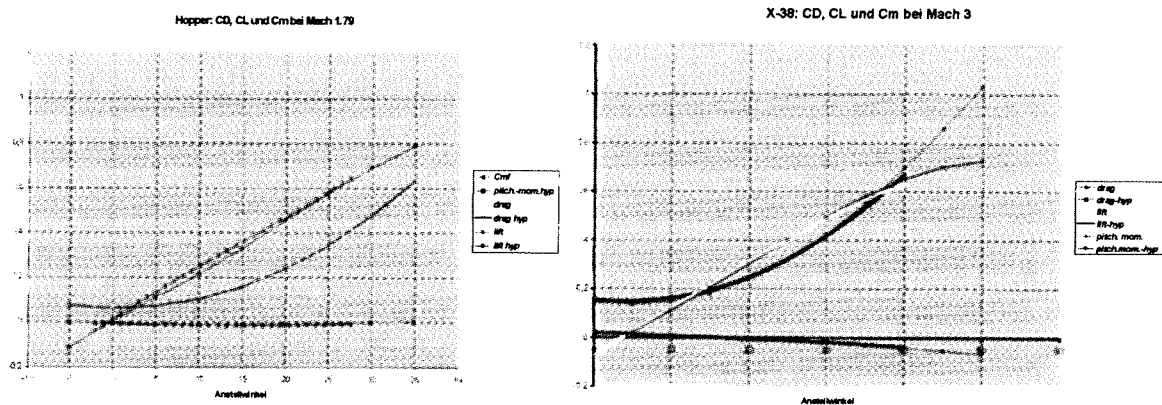


Abb 1.: Vergleich des "local inclination" Verfahrens mit Windkanalergebnissen für die Hopper-Geometrie (links) bei Mach 1.79, sowie für die X-38 bei Mach 3 (rechts). Aufgetragen sind die aerodynamischen Beiwerte über dem Anstellwinkel.

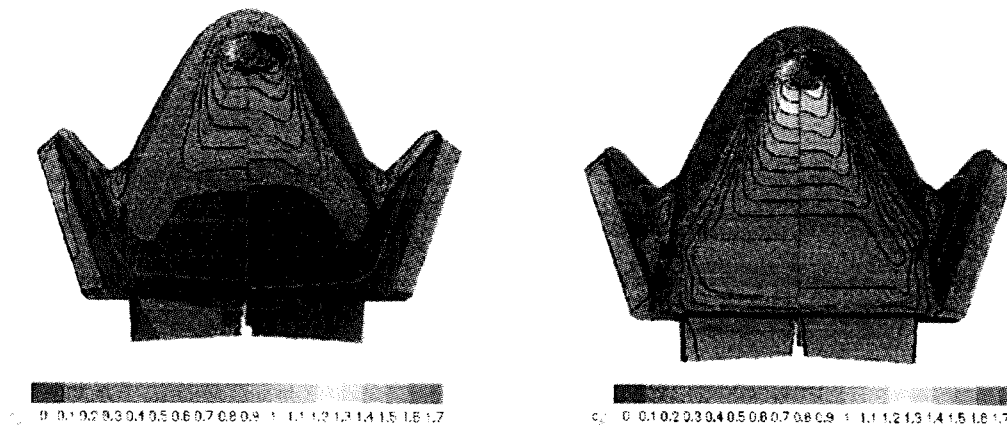


Abb 2.: Vergleich der Cp-Verteilungen auf der Oberfläche des X-38 Vehikels zwischen Euler-Rechnungen und Ergebnissen des "local inclination"-Verfahrens bei Mach 3 und verschiedenen Anstellwinkeln (links: 10°, rechts 30°). Die rechte Seite der X-38 ist jeweils das Ergebnis des Approximationsverfahrens, der linke Teil das Ergebnis der Euler-Rechnungen.

Literatur:

- [1] Behr, R., X-38-DASA-AERO-002, ESA Bericht 2000
- [2] Nielsen, J.N., Missile Aerodynamics, McGraw-Hill Book Company Inc., 1960

weiteres Vorgehen:

Systematische Untersuchungen von Basisströmungen an generischen Körpern sowie Auswertungen von Windkanalversuchen zur Erstellung einer größeren und allgemeineren Datenbasis für Basisdruckverteilungen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Carsten Brodbeck

Institution: Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen

Telefon: 0241/80-5433

Telefax: 0241/8888-257

e-mail: carstenb@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: -

Thema:

Entwicklung eines hybriden (strukturiert/unstrukturierten) Strömungslösers

Ausgangssituation:

- strukturierter Strömungslöser:
implizit/explicit, Multigrid, zentral/FDS/AUSM, Turbulenzmodelle
(Baldwin-Lomax, Spalart-Allmaras, Zweigleichungsmodelle, LES), blockstrukturiert (parallel)
- unstrukturierter Strömungslöser:
explizit (Runge-Kutta), zentral, AUSM

Ziel:

Simulation einer vereinfachten Stufentrennung des zweistufigen Raumtransporters ELAC

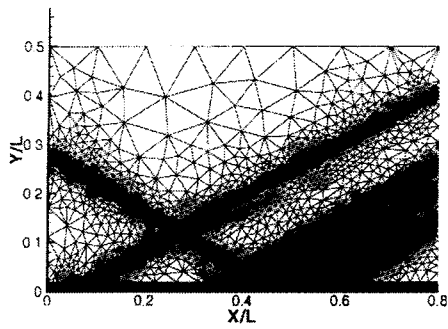
Lösungsweg:

- Aufteilung des Strömungsfeldes in strukturierten (Grenzschicht, Nachlauf) und unstrukturierten (restliches Integrationsgebiet) Bereich, 2 verschiedene Löser bearbeiten diese Gebiete.
- Ein überlappender Bereich (2-3 Zellreihen) der strukturierten Gitters wird vom unstrukturierten Bereich trianguliert, in diesem Bereich werden je nach Verfahren die konservativen Variablen ausgetauscht.
- Die Kopplung (Austausch) erfolgt mittels einer Message-Passing Library, in diesem Fall PVM (Parallel Virtual Machine) oder MPI (Message Passing Interface), wodurch zusätzlich eine blockweise Parallelisierung erreicht wird.
- Adaption des unstrukturierten Gitters zur Auflösung der Stoßstruktur.
- Angestrebt wird eine möglichst gleiche Berechnung der Flüsse in beiden Verfahren, soweit dies aufgrund der unterschiedlichen Diskretisierungen möglich ist, um eine globale Flußerhaltung zu gewährleisten.

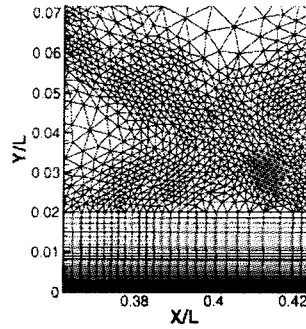
Ergebnis:

- Auf laminare Plattengrenzschicht einfallender Stoss:
 $Ma=2.2$, $Re=2.4 \times 10^5$

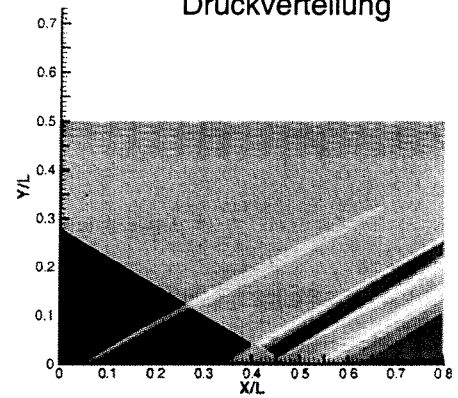
Gitter



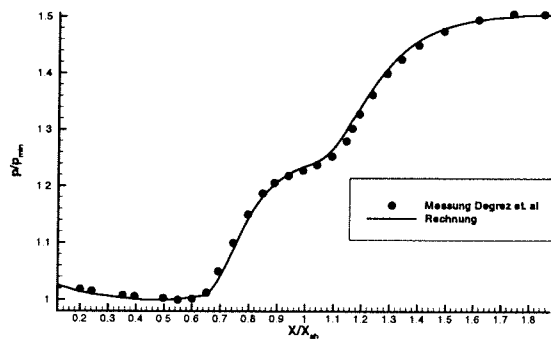
Gitterausschnitt



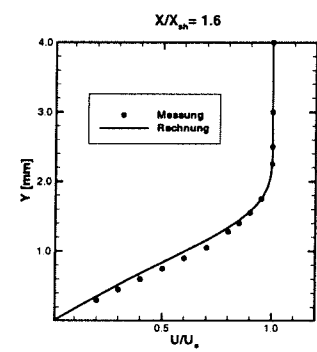
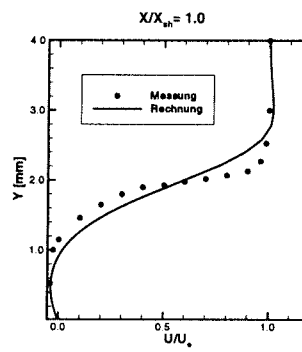
Druckverteilung



Druck auf Platte

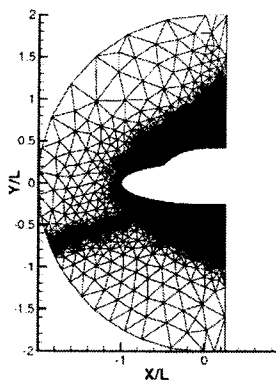


Geschwindigkeitsprofile

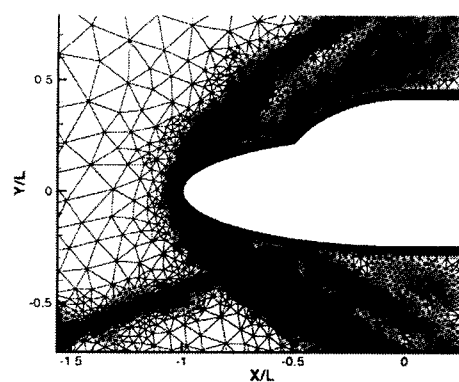


- Doppelellipse mit einfallendem Stoss:
 $Ma=4.0$, $Re=5.22 \times 10^5$

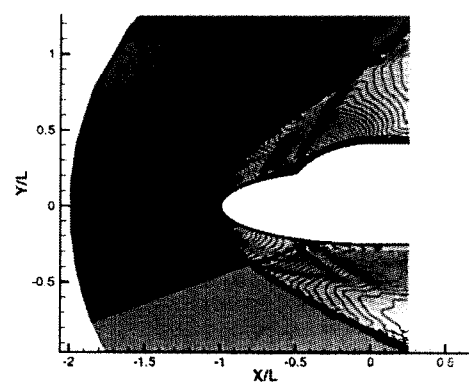
Gitter



Gitterausschnitt



Machzahlverteilung



weiteres Vorgehen:

Simulation einer Umströmung eines Doppelellipsoiden (3D)
 Simulation einer vereinfachten Stufentrennung von ELAC (3D)

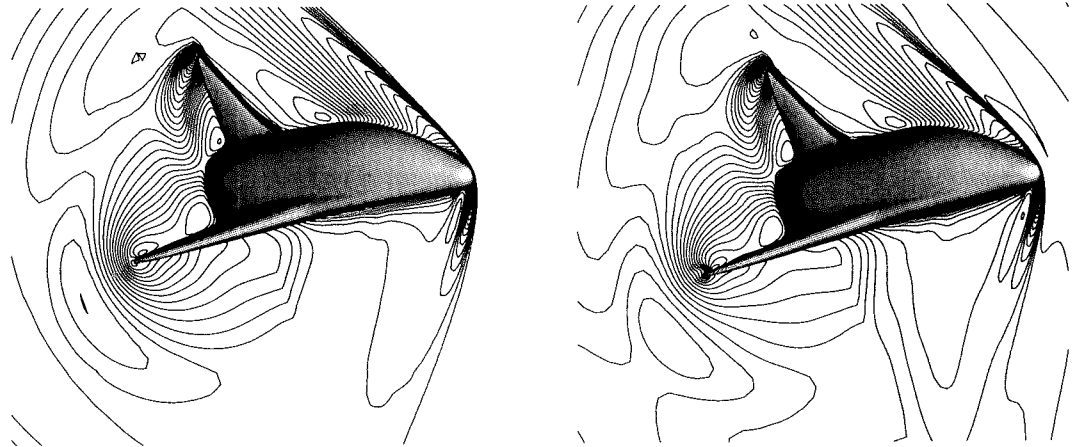
Datum:

20.3.2001

Mitteilung

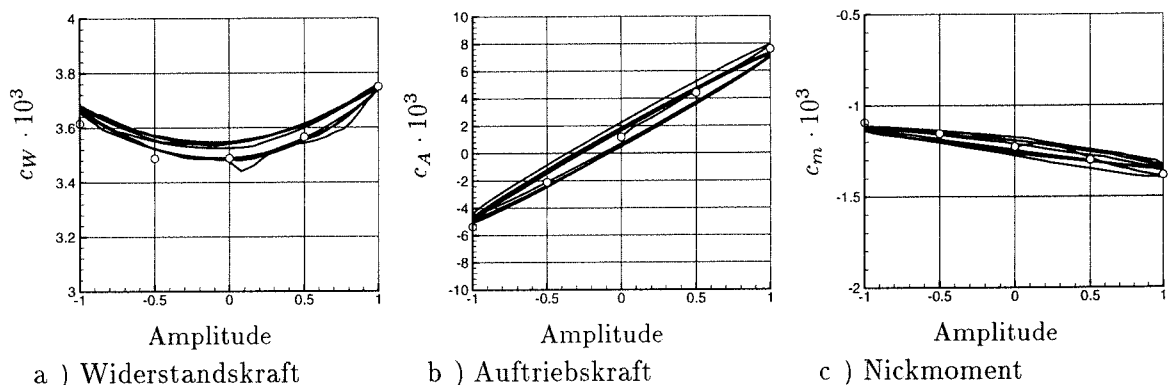
Projektgruppe / Anwendungsbereich	Hyperschall		
Fachkreis	Math. Grundlagen/Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. T. Cvrlije		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16132
		Telefax	+89-289-16151
weitere Partner	—		
Thema	Numerische Simulation der Nickbewegung eines Orbiters		
Ausgangssituation	Eine Möglichkeit zur Realisierung eines wiederverwendbaren hypersonischen Raumtransporters wird durch das zweistufige Konzept nach Sänger beschrieben. Die Trägerstufe startet horizontal und trägt die Oberstufe – den Orbiter – auf dem Rücken. Die Trennung der Oberstufe erfolgt in großer Flughöhe bei hypersonischen Machzahlen. Vom strömungsmechanischen Standpunkt betrachtet, stellt neben dem Trennvorgang auch die Längs- und Seitenbewegung der Orbitalstufe im Free Flight Mode ein Problem dar, das experimentell schwierig zu erfassen ist.		
Ziel	Nickschwingungen der Orbitalstufe können durch Störereignisse induziert werden und spielen für die flugmechanischen Stabilitätsuntersuchungen eine wichtige Rolle. Die Erfassung und Beschreibung der instationären Effekte soll Klarheit über das aerodynamische und flugdynamische Verhalten bringen um letztendlich die Flugeigenschaften des Gesamtsystems zu beurteilen.		
Lösungsweg	Instationäre 3D-Berechnungen einer Nickschwingung sollen an der EOS-Orbiterkonfiguration der RWTH-Aachen bei einer Geschwindigkeit von $M_\infty = 2.0$ und einer Reynoldszahl $Re_\infty = 2 \cdot 10^6$ durchgeführt werden. Das Raumnetz wurde von der RWTH-Aachen zur Verfügung gestellt. Dieses Ausgangsnetz wurde im Hause modifiziert und über einen Poisson Algorithmus geglättet um die Netzqualität zu verbessern, so daß auch instationäre Rechnungen durchgeführt werden können. Die strömungsmechanische Modellierung der Bewegung wird auf Basis der Lösung der instationären 3D-Navier-Stokes Gleichungen durchgeführt [1]. Die numerische Lösung der Navier-Stokes Gleichungen erfolgt über ein Finite-Volumen Verfahren unter Verwendung eines modifizierten AUSM-('Advection Upstream Splitting Method') Algorithmus nach Radespiel [2]. Um eine höhere Ordnung im Raum zu garantieren, wurde ein MUSCL-Verfahren angewendet. Die zeitliche Diskretisierung erfolgt über ein implizites LU-SSOR (Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation) Schema.		
Ergebnis	Die simulierte Nickschwingung wurde bei einem Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ mit einer reduzierten Frequenz von $k = 1.0$ um den Drehpunkt $x_{rot} = 0.65$ durchgeführt. Für die untersuchte Bewegungsform wurde eine Amplitude $\Delta\alpha = 2^\circ$ gewählt.		

Bild 1a zeigt den Iso-Machlinienverlauf für die Ausgangslage an der EOS-Orbiter Oberfläche, der Nachlauf- und Symmetrieebene. Der Verlauf der Machzahl für $\alpha = 2^\circ$ ist in Bild 1b zu sehen. Die stationären (o) und instationären Beiwerte für das Nickmoment, die Widerstands- und Auftriebskraft sind in Bild 2 dargestellt. Instationäre Effekte infolge der Bewegung der Orbitalstufe führen zu Unterschieden zwischen den quasi-stationären und instationären Beiwertverläufen. Die sich daraus ergebenden Stabilitätsderivativa sind von großer Bedeutung für die flugdynamische Beurteilung des Gesamtsystem.



a) Ausgangsposition des EOS Orbiters b) EOS Orbiter bei $\alpha = 2^\circ$

Bild 1: Iso-Machlinienverlauf der EOS Orbiter Konfiguration (Navier-Stokes)



a) Widerstandskraft

b) Auftriebskraft

c) Nickmoment

Bild 2: Kraft- und Momentenbeiwert bei einer Nickschwingung

Literatur

- [1] Cvrlje, T; Breitsamter, C., Laschka, B.:
Instationäre Strömungen im Hyperschall, Sonderforschungsbereich 255, Teilprojekt A1, Arbeits- und Ergebnisbericht, wird veröffentlicht
- [2] Radespiel, R.; Kroll, N.:
Accurate Flux Vector Splitting for Shocks and Shear Layers, J. Comp. Phys., Vol. 121, pp. 66-78, 1995.

weiteres Vorgehen

Das numerische Verfahren soll zum einen auf turbulente Strömungsprobleme erweitert und zum anderen sollen Möglichkeiten zur allgemeinen Verfahrensbeschleunigung untersucht werden.

Datum 23.03.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Hyperschall/ Mathematische Grundlagen, Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Klaus Decker

Institution: Lehrstuhl für Fluidmechanik
o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka
Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstr. 15
85747 Garching, Germany

Telefon: +89/289-16149

Telefax: +89/289-16139

e-mail: klaus@flm.mw.tu-muenchen.de

Thema: Numerische Analyse der Längs- und Seitenbewegung im Hyperschall am Beispiel der X38/CRV – Konfiguration zur Bestimmung der instationären Derivativa

Ausgangssituation:

1995 ist von der ESA eine Definitionsphase initiiert worden, in der zum einen ein „Crew Return Vehicle“ (CRV) konzipiert werden sollte, zum anderen geeignete Verfahren und Methoden zur Entwicklung und Verifikation der wesentlichen Technologie bereitgestellt werden sollen, die die Entwicklung und den Bau eines CRVs ermöglichen.

Im Zusammenhang mit dem Wiedereintritt eines wiederverwendbaren Vehikels ist neben der Aerothermodynamik die Kenntnis der instationären Derivativa von entscheidender Bedeutung. Neben den bekannten Problemen bei der experimentellen Bestimmung dieser Werte treten im Hyperschall auf Grund der kurzen Meßzeiten und der hohen dynamischen Drücke zusätzliche Schwierigkeiten auf.

Ziel:

Hauptanliegen der vorliegenden Studie ist die Simulation instationärer Bewegungsformen eines Wiedereintrittkörpers bei hohen Machzahlen mit Hilfe eines numerischen Verfahrens. Hierbei werden sowohl die Längs- als auch die Seitenbewegung sowie gekoppelte Bewegungsformen betrachtet. Neben der Analyse der zeitabhängigen Strömungsfelder erfolgt ebenfalls die Bestimmung der instationären Derivativa.

Lösungsweg:

Ausgangspunkt der instationären Berechnungen stellt eine stationäre Lösung dar. Nach der Konstruktion eines geeigneten Raumnetz wird diese für die Nullage der Bewegung berechnet. Darauf hin wird der Körper einer in der Regel harmonischen Bewegung unterworfen. Die Abschätzung der zu verwendenden Frequenz erfolgt auf Grundlage der eindimensionalen Bewegungsgleichung unter Vernachlässigung der Dämpfungsterme. Für die Nickschwingung z.B. ergibt sich somit für die Frequenz ω unter der Voraussetzung einer statisch stabilen Konfiguration ($c_{m\alpha} < 0$) mit dem Trägheitsmoment I_{yy} und dem Staudruck q :

$$\omega \approx \sqrt{\frac{-c_{m\alpha} I_{ref} A_{ref} q}{I_{yy}}}$$

Nach der dem Zeitinkrement Δt entsprechenden Bewegung der Konfiguration erfolgt die Berechnung des instationären Strömungsfeldes. Die fluidmechanische Simulation basiert auf einem Finite Volumen Verfahren. Die Berechnung der Flüsse erfolgte sowohl in Anlehnung an Yee, Roe und Davis mittels eines TVD-Verfahrens als auch mit einem modifizierten AUSM-Verfahren nach Radespiel. In beiden Fällen kommt die MUSCL-Interpolation der Flüsse an den Zellflächen zur Anwendung, um eine Genauigkeit zweiter Ordnung im Raum zu gewährleisten. Der Fortschritt in der Zeit wurde mittels der von Yoon und Jameson vorgeschlagene Methode des „dual time stepping“, gekoppelt mit einer impliziten Zeitintegration, realisiert.

Neben der Analyse der zeitabhängigen Strömungsfelder erfolgt auch die Untersuchung der zeitabhängigen Kräfte und Momente mittels einer harmonischen Analyse.

Ergebnisse:

Im Rahmen dieser Studie wurden Trajektorienpunkte aus der Rückkehr-Trajektorie im Bereich zwischen $Ma=2,0$ und $Ma=5,0$ ausgewählt. Exemplarisch werden wiederum Ergebnisse der Längsbewegung vorgestellt. In Abb. 1 ist der Real- und der Imaginärteil des Druckbeiwertes im Mittelschnitt auf der Körperoberfläche dargestellt. Deutlich zu erkennen ist im Realteil der Druckanstieg auf der gesamten Unterseite sowie eine Reduktion des Druckes unmittelbar hinter dem Staupunkt hin zu Lee-Seite für einen steigenden Anstellwinkel. Die Analyse des Imaginärteils zeigt ein deutliches Nacheilen der Strömung unmittelbar nach dem Staupunkt hin zur Luv-Seite. Es folgt eine kontinuierliche Reduktion des Phasenwinkels. Bei ca. 48% der Orbiterlänge, also vor dem Drehpunkt, ist ein Vorzeichenwechsel des Phasenwinkels zu beobachten. Auf der Lee-Seite selbst sind nur sehr geringe Einflüsse zu erkennen. Ein kleiner Phasenwinkel im Expansionsgebiet unmittelbar hinter dem Staupunkt und am Konturknick im hinteren Bereich des Orbiters sind zu erkennen.

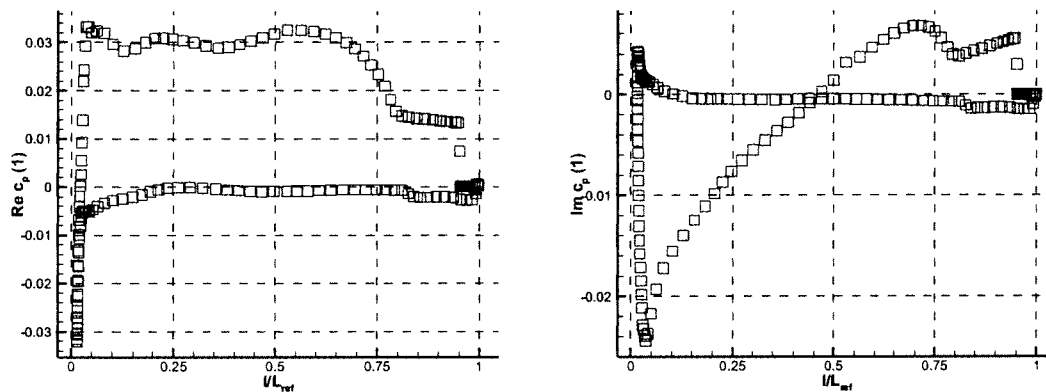


Abb. 1: Real- und Imaginärteil des Druckbeiwertes c_p im Symmetrieschnitt für eine Nickschwingung, $Ma = 5$, $\alpha_{st} = 32^\circ$, $k = 0,8$

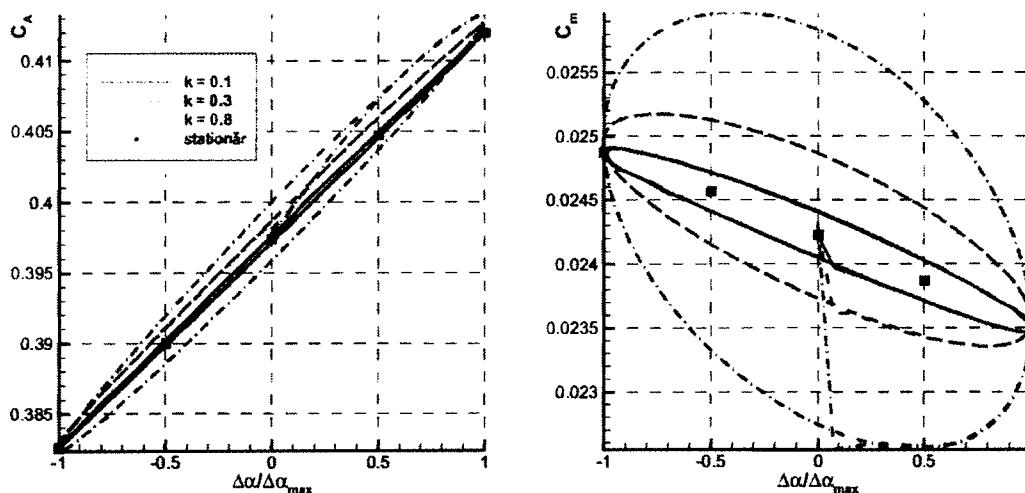


Abb. 2: Korrespondierender Auftrieb- und Momentenverlauf für unterschiedliche Frequenzen.

Ein entsprechendes Verhalten ist auch bei den Beiwerten zu erkennen. Vor allem das Moment zeigt auf Grund des beschriebenen Verhaltens ein relativ großen Hysterese-Effekt. Die instationären Derivativa haben dämpfenden Eigenschaften.

Literatur:

- [1] Decker, K: *Numerische Analyse der Längs- und Seitenbewegung im Hyperschall der X38/CRV – Konfiguration zur Bestimmung der instationärer Derivativa*, Tetra-Abschlußbericht

Datum: 15.03.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:**

Hyperschall

Ansprechpartner:

A. Dujardin, Dr J.M.A. Longo

Institution:

DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse:

Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

weitere Partner:**Thema:**

Validation of the DLR TAU-code for the computation of hypersonic turbulent flows.

Ausgangssituation:

As part of the IMENS project, the new unstructured flow solver TAU is being developed by DLR to fulfill the needs in numerical studies for complex geometries with high speed as well as subsonic flows. For such a range of applications, turbulence computations may be necessary and the influence on the flow behaviour, and especially heat fluxes in the case of re-entry vehicles have to be correctly predicted. Several turbulence models have been implemented in the code, and their effectiveness to tackle these issues should be shown.

Ziel:

For different configurations, the capacity of the solver to deal with 3D and 2D turbulent computations have to be evaluated and therefore validated justly for 2D most simple case. A comparison of the different available models will be effected
The code should also be able, at terms, to predict transition effects.

Vorgehensweise:

Three different turbulence models are being used in the study: a one equation model and two 2-equations models. The first test case consists in a 2D compression ramp with an angle of 34° . The computation have been performed with a $Ma = 9.22$ free stream assuming a perfect gas behaviour, to compare with existing experimental data[1]. The mesh dependency of the results has also been searched with a range of meshes going from 20000 cells up to 40000 cells with adapted solutions.

In addition to this simple case, 3D computations are being pursued on the X-38 geometry with 20° flap, at $Ma=10$.

The implementation of a free transition model, based on the Re_θ/M_{edge} criterion which is suitable for hypersonic flows[2], have been achieved and some tests are being carried out on the ramp and on a simplified 2d configuration of the X-38.

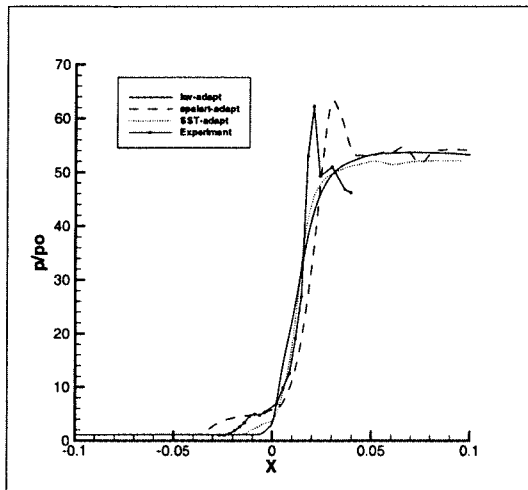


Fig1: Pressure distribution near the edge of the ramp.

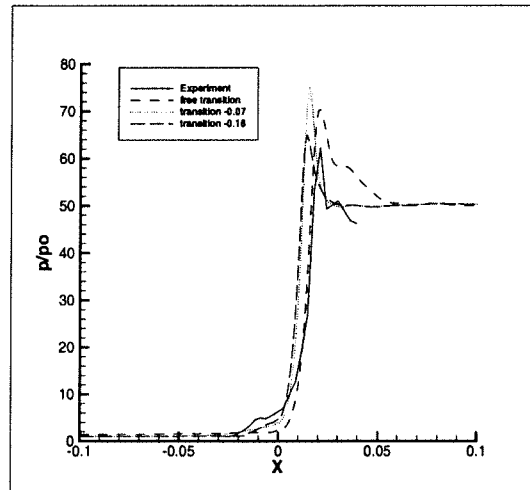


Fig2: Comparison of Pressure distribution with several transition settings.

Ergebnis

On **figure 1** is plotted the undimensionized pressure P/P_0 distribution along the surface. As we can see, the size of the separation zone varies from one model to another, as the spalart almaras overpredicts the beginning of the separation, and the 2-equations models underpredicts it. But globally, the three models give a relatively good estimation of the behaviour of the flow. Also the skin friction C_f along the flat plate follow the Van Driest distribution, almost perfectly for the SST model, and only with slight error for the others. As a link with the work on transition modelling, the effects of the transition on the heat flux and pressure have been studied with the SST turbulence model (see **figure 2**).

The first results concerning the transition detection achieved with the 2D X-38 configuration at $Ma = 6$ shows good prospects when compared with previous studies[3].

Literatur:

- [1] Coleman, GT., and Stollery, J.L., "Heat transfer from hypersonic turbulent flow at a wedge compression corner," *Journal of fluid mechanics*, Vol. 56, 1972, pp. 741-752.
- [2] C. Y. Cao, J. M. A Longo, R. Radespiel, "Numerical Evaluation of Boundary Layer Transition Effects on Heating of re-entry vehicles," DLR-IB 129-99/23, 1999.
- [3] R. Radespiel, "Prediction of transition effects on flap heating at hypersonic speeds", DLR-IB 129-2000/22, 2000.

Weiteres Vorgehen:

Further investigations and validation have to be performed with the turbulence model. Notably other computations, using the complete geometry of the X-38 and real flight flow conditions, will be realized.

An improvement of the transition model, using modern approach, will also be developed.

Date: 21/03/2000

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Th. Eggers

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2436
Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Ph. Novelli
ONERA, 29 Avenue de la Division Leclerc, 92322 Chatillon Cedex, France

Thema Aerodynamic Analysis of the Dual Mode Ramjet Vehicle JAPHAR

Ausgangspunkt

Within the DLR - ONERA cooperation JAPHAR (Joint Airbreathing Propulsion for Hypersonic Application Research) the feasibility of a dual mode ramjet engine combining subsonic and supersonic combustion is investigated and a methodology for on-ground and in-flight performance demonstration is developed. The studies are organised around the blue-print of the experimental vehicle JAPHAR (**Fig. 1**) which is considered to fly between $M=4$ and $M=8$ in order to cover both regimes, subsonic and supersonic combustion. Based on preliminary studies discussed in [1] this vehicle was defined as a wing-body configuration using a waverider- based forebody. This approach allowed to combine the excellent forebody characteristics of a waverider and the better volumetric efficiency and the smaller trim losses of a common wing-body concept. The vehicle provides a solid context and realistic specifications for the different components of the propulsion system. It also answers to one of the fundamental peculiarities of airbreathing propulsion, which is the high level of integration between vehicle and propulsion system requiring a strongly coupled design. This is important not only to establish the propulsive balance but also to obtain a realistic estimation of the component performances and, at last extent, for an operational vehicle, to optimise these components in accordance with the mission.

Ziel

Analysis of the main design drivers of the new JAPHAR vehicle which are the available thrust, longitudinal trim, longitudinal stability.

Lösungsweg

During the second iteration of the JAPHAR experimental vehicle definition, the performance of the new hybrid concept of the vehicle, marrying the high propulsive performance of the waverider forebody with a conventional fuselage design, have been performed using surface inclination methods for the aerodynamic coefficients and a preliminary design approach for the generation of the propulsion data. [2]

Ergebnis

A calibration of the surface inclination methods with the 2D Euler results of the DLR TAU-Code gave confidence in the evaluated aerodynamic coefficients (**Fig. 1**) as long as propulsive flight is considered and a bookkeeping method is applied. For the case without propulsion, the calibration results point out

that the aerodynamic coefficients of the vehicle may only be assessed by nose-to-tail calculations or force measurements because it is not possible to analyse the pressure distribution of the inner engine by application of a Shock-Expansion Method.

The aerodynamic parameter study showed that the new JAPHAR vehicle (Fig. 2) has promising performances on the whole flight domain considered in the project. In particular, its ratio between available and required thrust is always higher than 2, that provides an appreciable margin with view to the large uncertainties that affect the propulsion data at this step. These high performances are obtained with very small flap deflections of $\eta < 4^\circ$ if all the considered aerodynamic adaptations are combined (Fig. 3).

The main remaining problem of the vehicle is the small stability margin of $(x_N - x_S)/l \leq -0.05$. The results show that this problem cannot be corrected only by aerodynamic adaptations. It is felt that the only efficient way to increase the stability margin seems to be an adaptation of the center of gravity position. This requires more detailed studies of the vehicle arrangement and a detailed structural design. Studies are thus now performed in that direction, and with the same purpose of refining the performance analysis, 3D Navier-Stokes simulations of the complete vehicle have been engaged to improve the evaluation of its aerodynamic characteristics. Furthermore, a vehicle model is presently built to be tested in H2K wind-tunnel at DLR Cologne.

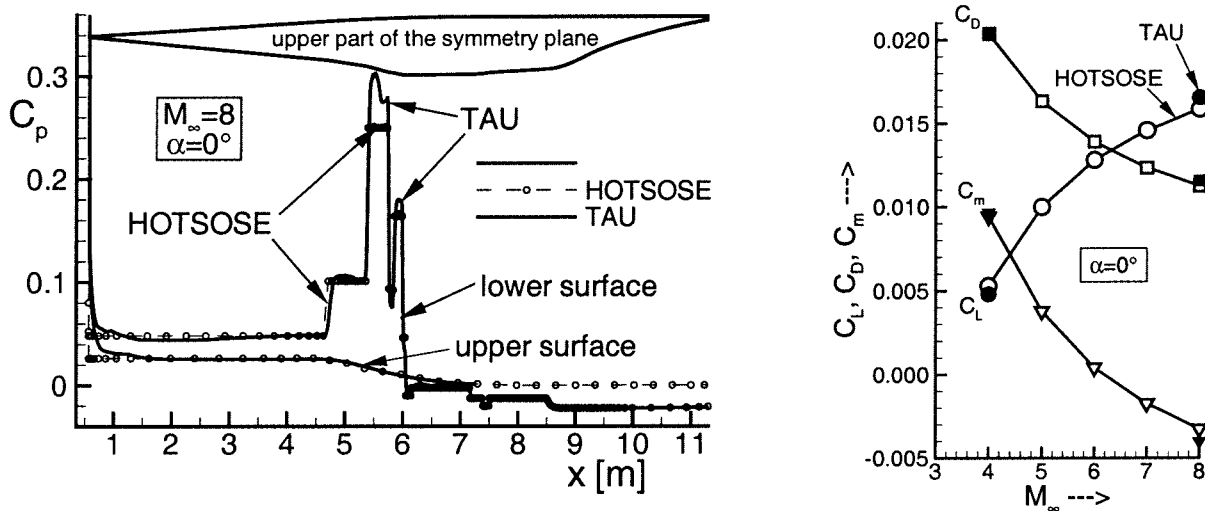


Fig. 1: Aerodynamic coefficients for the isolated upper part of the symmetry plane

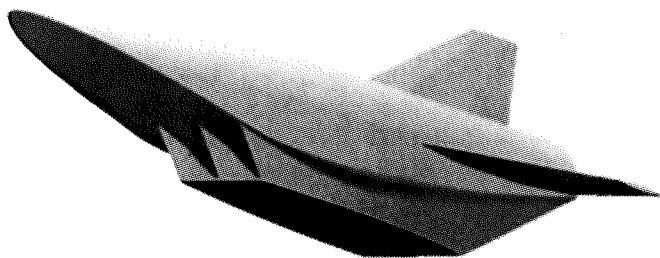


Fig. 2: The JAPHAR vehicle

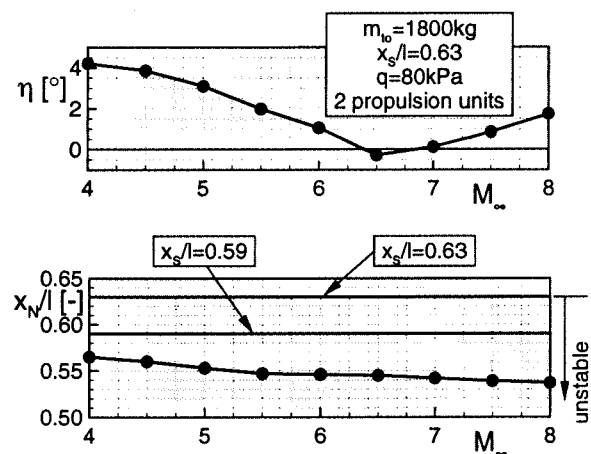


Fig. 3: Trim results for the JAPHAR vehicle

Literatur

- [1] Eggers, Th.; Novelli, Ph.: Design Studies for a Mach 8 Dual Mode Ramjet Flight Test Vehicle, AIAA Paper 99-4877, 1999.
- [2] Eggers, Th.; Novelli, Ph.; Haupt, M.: Design Studies of the JAPHAR Experimental Vehicle for Dual Mode Ramjet Demonstration, AIAA Paper 2001-1921, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Th. Eggers

Institution DLR / Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2436

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr.-Ing. M. Haupt
TU Braunschweig, IFL, Langer Kamp 19, 38106 Braunschweig

Thema Influence of the Fluid-Structure Coupling on the Heat Loads of a Forebody with Small Leading Edge Bluntness

Ausgangspunkt

The aerothermodynamic heating of critical components such as leading edges with small nose bluntness is a limiting design criterion of future hypersonic aircraft. Therefore, with view to the structural design of the vehicle the heating predictions have to be as accurate as possible. An accurate methodology to predict the heat loads of leading edges with small nose bluntness is the interdisciplinary analysis of fluid-structure interactions.

Ziel

Small leading edge bluntness do not allow the application of metallic materials. In this situation, where a hot structure and the use of ceramic materials is required anyway, also much smaller bluntnesses can be considered in order to increase the aerodynamic performance. For the dynamic pressures considered within JAPHAR ceramic materials are reusable up to $T_w \approx 1820\text{K}$. The application of these materials will be state of the art within the next 5 to 10 years. They offer high thermal resistance and their mechanical behaviour is nearly independent of temperature [1]. The goal of the study was to show the feasibility of these materials in the leading edge regions of hypersonic aircraft.

Lösungsweg

Here the thermal analysis of the JAPHAR forebody with a bluntness of $r_N = 6\text{mm}$ is attempted. The Finite-Element program FiPPS of Institute of Aircraft Design and Structure Mechanics of TU Braunschweig was linked with Navier-Stokes code CEVCATS-N of DLR in order to allow a time accurate simulation of the three-dimensional coupling problem [2]. The coupling of the nonlinear thermal and mechanical fluid-structure interactions is treated time-accurately with view to the structure and as steady state problem for the fluid. This interdisciplinary approach contains the complete interactions between structure and fluid and the results exceed the accuracy of the classical analysis with prescribed adiabatic or isothermal wall condition and using the assumption that the Stanton number is independent of temperature. Especially in regions with strong temperature gradients along the surface the classical analysis is inaccurate and the predicted temperature level is too high.

Ergebnis

Within the study the JAPHAR forebody was considered for $M=8$, $\alpha=0$, $q=80\text{kPa}$ and turbulent boundary layer was assumed. Perfect gas was considered as well as air in thermo-chemical equilibrium and

the comparison of the 2D result for the symmetry plane with the complete three-dimensional forebody allows to extract potential 3D effects. The thermal conductivity was chosen as $\lambda=15\text{W}/(\text{m}^2\text{K})$ which is comparable to Titanium and for calculations without coupling a radiation adiabatic wall condition ($\epsilon\approx 0.83$) was assumed. The temperature level along the leading edge is described in **Fig. 1**. In the case of perfect gas a direct comparison of 2D and 3D results is possible. It is obvious that the temperature level decreases drastically with increasing leading edge sweep. In the stagnation point region the three-dimensional effects are small. For further assessments of the maximum heat loads it will be much easier to solve the 2D case of an infinite swept wing with prescribed leading edge sweep. Under the assumption of air in equilibrium and with full fluid structure coupling the maximum temperature reduces from $T_W\approx 2130\text{K}$ to $T_W\approx 1835\text{K}$. Therefore, modern ceramic materials will allow a resistance of the leading edge. The effect of the fluid-structure-coupling is of the same size for perfect gas and equilibrium air. **Fig. 2** shows that the coupling effect is limited to the region of the leading edge radius. Here the temperature level is noticeably reduced and the heat transfer rate increases according to the temperature change. The heat is conducted away through the structure which results in a slightly increased surface temperature level in streamwise direction

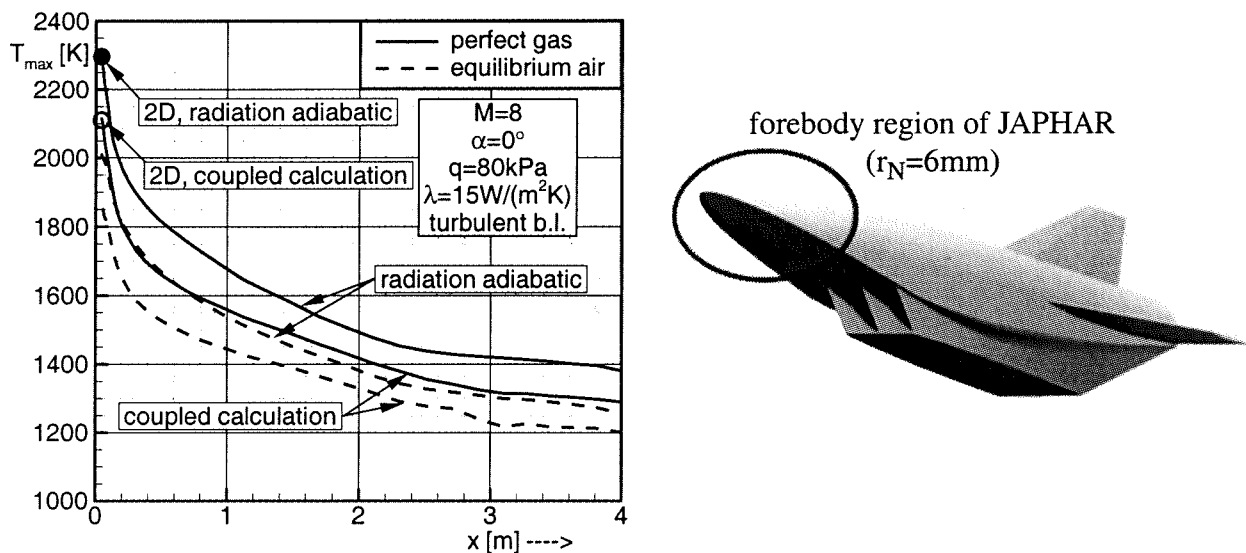


Fig. 1: Maximum surface temperatures along the leading edge of the JAPHAR forebody

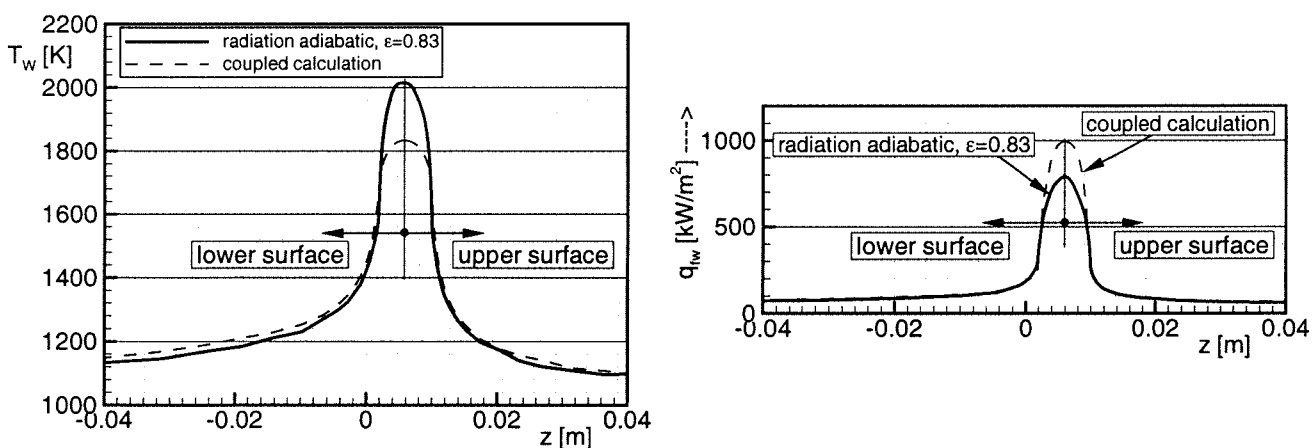


Fig. 2: Influence of fluid-structure-interactions on the wall temperature (symmetry plane of JAPHAR)

Literatur

- [1] DLR, Institute of Structures and Design: Hot Structures and Thermal Protection Systems, <http://www.st.dlr.de>.
- [2] Haupt, M.; Eggers, Th.; Horst, P.: Thermisch-mechanisch gekoppelte Analyse von Raumtransportern, DGLR Jahrbuch 1999, Paper DGLR-JT99-099.

Mitteilung

Projektgruppe/	Hyperschall	
Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Prof. R. Friedrich	e-mail: r.friedrich@lrz.tum.de
	Dr. J. Sesterhenn	e-mail: joern.sesterhenn@lrz.tum.de
Institution	TU München	
	Fachgebiet Strömungsmechanik	
Adresse	Boltzmannstr.15	Telephon 089-289-16144
	85747 Garching	Telefax 089-289-16145
weitere Partner	—	

Thema

Rezeptivitätsanalyse der Staulinieninstabilität eines stumpfen Körpers im Hyperschall

Ausgangssituation

Mit *Rezeptivität* bezeichnet man die Aufnahme äußerer Störungen durch die Grenzschicht. Dabei ist von besonderem Interesse, ob eine Störung, die eine Wellenlänge besitzt, welche *keiner* angefachten Wellenlänge der Grenzschicht entspricht, in eine angefachte Störung umgewandelt werden kann und zu einem Transitionsvorgang führt. Zur Umwandlung bedarf es eines Mechanismus', der mit der Vorderkante, der Krümmung oder der Oberflächenrauigkeit in Zusammenhang stehen kann. An der Vorderkante eines gepfeilten Tragflügels im Überschall ist die Stabilität der verallgemeinerten Hiemenz-Strömung von besonderem Interesse. Seit den frühen 50er Jahren ist die Bedeutung der Staulinieninstabilität bekannt und wurde unter anderen in den Artikeln [1], [2], [3] [4] und [5] untersucht. Bertolotti hat die Verbindung zwischen der Staulinieninstabilität und der Querströmungsinstabilität in der Arbeit [6] herstellen können, was die Bedeutung der Staulinieninstabilität für den Transitionsmechanismus betont.

Direkte numerische Simulationen der Staulinieninstabilität wurden zuerst von Spalart [7] unternommen. Diese bezogen sich auf den idealisierten Fall einer inkompressiblen Strömung, die schiebend auf eine ebene Platte prallt.

Ziel

Ziel ist, die Rezeptivität der Staulinienrenzschicht einer schiebenden Tragflügelvorderkante im Hyperschall zu untersuchen. Dabei wird die Reaktion der Grenzschicht auf kanonische Störungen, die durch Interaktion des abgehobenen Stoßes mit einer Entropiestörung erzeugt werden, untersucht. Die Rolle des Stoßes, der akustische Wellen reflektiert und dem Vorgang neue Zeitskalen aufzwingt, soll herausgearbeitet werden.

Lösungsweg

Im Fachgebiet für Strömungsmechanik wurde ein von Sesterhenn [8] entwickeltes Verfahren zur Integration der Navier-Stokes Gleichungen validiert [9]. Dieses Verfahren weist als Besonderheit eine Formulierung auf, die unmittelbar die Kompatibilitätsgleichungen der dreidimensionalen Eulergleichungen verwendet und eine sehr genaue Darstellung der Randbedingungen ermöglicht. Auch die Stoßfläche wird als Randbedingung formuliert und die Integration auf einem zeitabhängigen Gitter, das von Stoß- und Körperoberfläche aufgespannt wird, durchgeführt. Das verwendete numerische Verfahren ist 5ter Ordnung upwind bezüglich der Konvektionsterme und verwendet ein Runge-Kutta Verfahren 3ter Ordnung zur Zeitintegration.

Ergebnisse

Grundströmungsfelder und erste Störrechnungen für Zylinder und Parabelumströmungen liegen

vor. Das Bild 1 zeigt repräsentativ die Störprofile, aufgetragen über der Körnernormalen eines Zylinders in Zusammenschau mit der Körpergrenzschicht. Der Ort liegt bei einem Winkel von $\phi = 67.4^\circ$, gemessen vom Staupunkt. Die Grundströmung in diesem Fall schiebt nicht, und die gezeigte Störung verhält sich stabil.

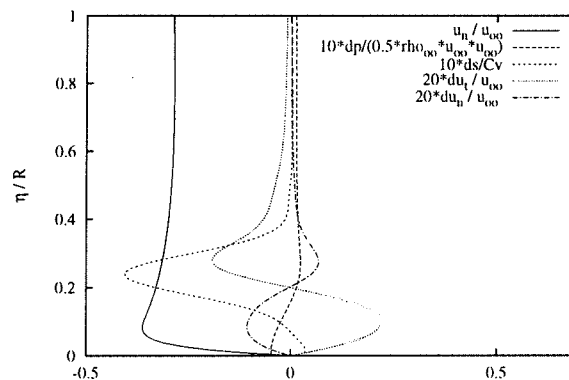


Abbildung 1: Störprofile aufgetragen über der Körnernormalen eines Zylinders bei einem Winkel von $\phi = 67.4^\circ$

Weiteres Vorgehen

In der laufenden Phase der Untersuchungen werden Produktionsläufe für den schiebenden Fall durchgeführt und die Ergebnisse ausgewertet.

Literatur

- [1] M. Gaster. On the flow along swept leading edges. *Aeronautical Quarterly*, 18:165–184, May 1967.
- [2] D. Poll. Transition in the infinite swept attachment line boundary layer. *Aero. Quarterly*, 30:607–629, 1979.
- [3] M.E. Goldstein. The evolution of Tollmien-Schlichting waves near a leading edge. *J. Fluid Mech.*, 127:59–81, 1983.
- [4] M.E. Goldstein, P.M. Sockol, and J. Sanz. The evolution of Tollmien-Schlichting waves near a leading edge. part 2 numerical determination of amplitudes. *J. Fluid Mech.*, 129, 1983.
- [5] P. Hall, M. Malik, and D.I. Poll. On the stability of an infinite swept attachment-line boundary layer. *Proc. R. Soc. Lond.*, A(395):229–245, 1984.
- [6] Fabio P. Bertolotti. On the connection between cross-flow vortices and attachment-line instabilities. In *IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition*, Sedona, USA, September 1999.
- [7] P.R. Spalart. Direct numerical study of leading edge contamination. Technical Report CP-438, Fluid Dyn. of 3D Turb. Shear Flows and Transition, AGARD, 1988.
- [8] Jörn Sesterhenn. A characteristic-type formulation of the Navier-Stokes equations for high order upwind schemes. *Computers & Fluids*, 30(1):37–67, 2001.
- [9] Richard Lechner, Jörn Sesterhenn, and Rainer Friedrich. Turbulent supersonic channel flow. *Journal of Turbulence*, 2:001, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. H.-H. Frühauf

Institution: Institut für Raumfahrtssysteme Pfaffenwaldring 31
Universität Stuttgart 70550 Stuttgart

Weitere Partner: Dipl.-Ing. M. Resch; Regionales Rechenzentrum der Universität
Stuttgart; Allmandring 30, 70550 Stuttgart

Thema: Numerische Wiedereintrittsaerothermodynamik

Ziel:

Hauptziele der Entwicklung des URANUS Navier-Stokes-Verfahrens sind die genaue Berechnung der komplexen thermophysikalischen Prozesse in der Gasphase und der Gas-Oberflächenwechselwirkung sowie die effiziente Lösung der Erhaltungsgleichungen mit einem Newton-Verfahren auf selbstadaptiven blockstrukturierten Netzen. Damit sollen die Gasphasen-Relaxationen, die lokalen oberflächennahen Verdünnungseffekte sowie die reaktiven Oberflächenprozesse bei der Nichtgleichgewichtsumströmung von Wiedereintrittsfahrzeugen genauer erfaßt werden.

Lösungsweg/Ergebnisse:

Gasphase: Keine neuen Entwicklungen in 2000

Gas-Oberflächen-Wechselwirkung: Die Gas-Oberflächenwechselwirkung hat mit den größten Einfluß auf die thermische Belastung eines Raumfahrzeugs in der heißen Phase des Wiedereintritts. Mit dem URANUS-Verfahren konnte die gemessenen Oberflächenwärmestromverteilungen der MIRKA-Kapsel entlang der Wiedereintrittstrajektorie in guter Näherung berechnet werden. Es wurden hierbei die von Stewart gemessenen Rekombinationskoeffizienten für SiC für die C/SiC-TPS-Oberfläche benutzt. Da sich das Verhalten von SiC-Oberflächen lokal zwischen schwach und stark katalytisch ändern kann, beeinflusst es, wie mit dem URANUS Code gezeigt wurde, signifikant die Oberflächentemperaturverteilung des Klappenexperiments für die X-38 im DLR L3K Plasmawindkanal. Mit dem URANUS-Verfahren wurden auch die X-38-Luvseiten-Oberflächentemperaturunsicherheiten in Bezug auf die vollkatalytische Entwurfsannahme ermittelt. Es wurden wiederum die Stewart'schen Rekombinationskoeffizienten für die SiC- bzw. SiO₂-beschichteten Hitzeschutzbauteile eingesetzt. Hierbei wurden auf der Klappe höhere Temperaturen als beim vollkatalytischen Entwurf berechnet. Die Entwicklung des Gas-Oberflächenwechselwirkungsmodell SURF-R für SiC-Oberflächen zur Erfassung von passiver und aktiver Oxidation und damit auch der Erosion wurde in 2000 fortgesetzt.

Selbstadaptives Parallel-Multiblock URANUS Programm

Die Implementierung und Validierung der erprobten Katalysemodelle in das sequentielle 3-D URANUS-Nichtgleichgewichts-Verfahren wurde in 2000 abgeschlossen. Hiermit wurden die Oberflächentemperaturunsicherheiten des X-38-Experimentalfahrzeugs in Bezug auf die vollkatalytische Entwurfsannahme berechnet. Das URANUS-Verfahren wurde in 2000 zum Parallel-Multiblock-Verfahren erweitert und zunächst zur Nachrechnung von Idealgasströmungen um die X-38 auf DLR-Multiblock-Netzen eingesetzt. Mit diesem Verfahren soll in 2001 die Nichtgleichgewichtsumströmung des X-38 Mannschaftsrettungsfahrzeugs entlang der Entwurfstrajektorie hochaufgelöst vorausberechnet werden, um in einem ersten Schritt zu überprüfen, ob mit den fortschrittlichen Gasphasen- und Gas-Oberflächenwechselwirkungsmodellen die im Freiflug 2002 zu messenden Oberflächengrößen mit hinreichender Übereinstimmung nachgerechnet werden können. Zur sachgemäßen Validierung des aerothermodynamischen Entwurfswerkzeugs URANUS muß dann noch eine Nachflugauswertung mit der realen Flugbahn und den realen Anströmbedingungen erfolgen. In Zusammenarbeit mit dem DLR soll in 2001 vor dem X-38 Flug überprüft werden, ob an den X-38 Steuerklappen mit aktiver Oxidation zu rechnen ist.

Details zur Weiterentwicklung des URANUS-Verfahrens und die neuesten Veröffentlichungen sind zu finden unter: <http://www.irs.uni-stuttgart.de/RESEARCH/AEROTHERM/aerotherm.html>

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. A. Henckels, Dipl.-Ing. P. Gruhn

Institution: DLR, Inst. für Strömungsmechanik, Abt. Windkanäle Köln

Adresse: Linder Höhe
D-51147 Köln

Telefon: 02203/601-2627

Telefax: 02203/601-2344

e-mail: andreas.henckels@dlr.de

weitere Partner: DFG-Sonderforschungsbereich 253 der RWTH-Aachen

Thema: Experimentelle Untersuchung einer Düsenströmung für Hyperschallantriebe

Ausgangssituation:

Für zukünftige Hyperschall-Raumflugzeuge wird meist eine asymmetrische Rampendüse (SERN) vorgesehen. Die geometrische Anpassung der Düse an den jeweiligen Flugbereich wird dabei durch eine verstellbare Heckklappe erreicht. Bisherige experimentelle und numerische Studien zeigten eine Grenzschicht-Ablösung im Bereich der Außenströmung an dieser Klappe, welche Einfluß auf die Richtung und Größe des Schubes hat. Für die untersuchte Konfiguration konnten Lage und Ausdehnung des Ablösegebietes jedoch weder experimentell noch durch Rechnungen hinreichend genau erfasst werden.

Ziel:

Ziel der Arbeit ist die aerodynamische Optimierung des Strömungsfeldes um ein Düsen-Heckmodell, wobei mögliche Ablöse- und Rückströmgebiete vermessen werden sollen. Besonderes Augenmerk soll dabei auf das Strömungsfeld um die Heckklappe gelegt werden. Auf Basis der durchgeführten Arbeiten sollen Empfehlungen zur Gestaltung der Düse eines Raumfahrzeugs abgeleitet werden.

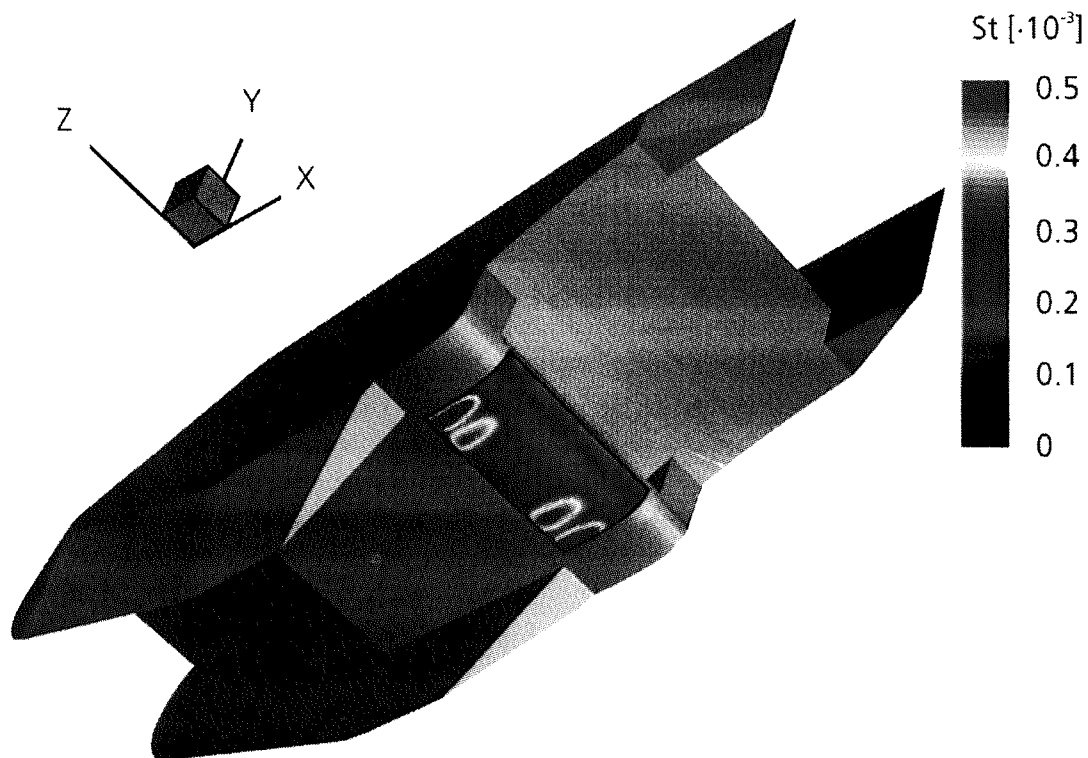
Lösungsweg:

Zur Untersuchung des Strömungsfeldes an der Düse wird auf ein bereits vorhandenes Düsen-/Heckmodell zurückgegriffen, welches im Rahmen des damaligen nationalen Hyperschalltechnologie-Programms beim DLR vermessen wurde [1]. Mittels numerischer und experimenteller Vorstudien an vereinfachten Modellen werden verschiedenen Heckklappen-Konturen auf ihre aerodynamische Eignung hin untersucht [2]. Dabei wird unter anderem die Lage der Ablösung in Abhängigkeit der Reynoldszahl ermittelt. Auf Basis dieser Untersuchungen werden neue Klappeneinsätze für das Düsen-/Heckmodell ausgelegt, welche bezüglich des Schubes und der Schubvektordrehung günstigere Werte erwarten lassen [2].

Das modifizierte Düsen-/Heckmodell wird dann genutzt, das Ablöseverhalten der Hyperschall-Grenzschicht an der Klappenaußenseite im Hyperschall-Windkanal H2K des DLR in Köln im Detail zu untersuchen. Die Lage der Ablösestelle wird in Abhängigkeit sowohl der Reynoldszahl als auch des Druckverhältnisses ermittelt. Neben der Koinzidenz-Schlierenoptik, dem Ölanstrichverfahren und der Messung statischer Wanddrücke wird auch ein Infrarot-Thermographie-Verfahren zur Diagnose des Strömungsfeldes verwendet.

Ergebnis:

Die numerischen Studien ergeben für eine optimierte Klappenkontur eine Verringerung des Widerstandes der Düse bei gleichzeitiger Verbesserung des Schubvektorwinkels über den untersuchten Machzahl-Bereich von $Ma_\infty = 1,2$ bis $Ma_\infty = 7$. Mit Hilfe von Windkanalexperimenten an einem modifizierten Düsen-/Heckmodell wurde die Ablöselage an der Klappenaußenseite in Abhängigkeit der Reynoldszahl und des Druckverhältnisses ermittelt.



Düsen-/Heckmodell in 3D-Ansicht mit durch IR-Thermographie ermittelter Stantonzahl-Verteilung im Bereich der Heckklappe.

Literatur:

- [1] Niezgodka, J.; *Druckverteilungsmessungen zur Simulation der Interferenz des Triebwerkstrahls auf das Heck der Sänger-Unterstufe (MTU-Modell)*. Interner DLR-Bericht IB-39113-93C15, Köln-Porz, 1993.
- [2] Gruhn, P.; Henckels, A.; Kirschstein S.; *Flap contour optimization for highly integrated SERN nozzles*. Aerospace Science and Technologies, Vol. 4, pp. 555-565, 2000.

weiteres Vorgehen:

Weitere Experimente sind an dem modifizierten Düsen-/Heckmodell geplant. Dabei wird der Sekundär-Luftstrahl aufgeheizt, um den Einfluss unterschiedlicher Temperaturen auf die Interferenz von Düsenstrahl und Außenströmung zu untersuchen. Abschließend wird eine geeignete Geometrie für die Heckklappe der Raumflugzeug-Konfiguration ELAC des SFB 253 vorgeschlagen.

Datum: 20. März 2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: A. Henckels

Institution: DLR, Inst. für Strömungsmechanik, Abt. Windkanäle Köln

Adresse: Linder Höhe
D-51147 Köln

Telefon: 02203/601-2627
Telefax: 02203/601-2344
e-mail: andreas.henckels@dlr.de

weitere Partner: DFG-Sonderforschungsbereich 253 der RWTH-Aachen

Thema: Experimentelle Optimierung eines Hyperschall-Einlaufs bei hohen unterschiedlichen Anström-Machzahlen

Ausgangssituation:

Die derzeit für den Transport in den erdnahen Raum eingesetzten Raketensysteme führen den zur Verbrennung benötigten Oxidator mit sich. Im Hinblick auf einen wirtschaftlichen Raumtransport sind jedoch auch alternative Systeme mit luftatmen- den Hyperschall-Antrieben denkbar, bei welchen der erforderliche Sauerstoff der Atmosphäre entnommen wird. Hier stellt der Triebwerkseinlauf in jeder Betriebspha- se den von der Brennkammer benötigten Massenstrom bei möglichst hohem Druck- rückgewinn bereit. Er muss darüber hinaus so gestaltet sein, dass das Triebwerk auch im Falle einer Störung an jedem Betriebspunkt wieder gestartet werden kann. Seiner aerodynamischen Güte kommt daher eine hohe Bedeutung zu, die aufwen- dige Entwicklungsarbeit hieran rechtfertigt.

Ziel:

Um einen Einlauf optimal auszulegen und an die Flugbahn anzupassen, muss der Aufbau seines inneren Strömungsfeldes bekannt sein, welches durch dreidimensio- nale Stoß/Stoß- und Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen gekennzeichnet ist. Zweck einer vorwiegend experimentell durchgeführten Untersuchung ist es daher, Einlaufströmungen zu vermessen, wobei eine gezielte Beeinflussung der Strömung durch Variation der Wandgeometrie sowie durch den Einsatz von Grenzschichtab- saugung vorgesehen ist. Hierbei steht insbesondere der Einfluss der viskosen Grenz- schicht auf die Strömungsqualität, den Massendurchsatz und den Druckrückgewinn im Vordergrund. Ziel ist es schließlich, Parameter für die optimierte Auslegung von Hyperschall-Einläufen aufzufinden.

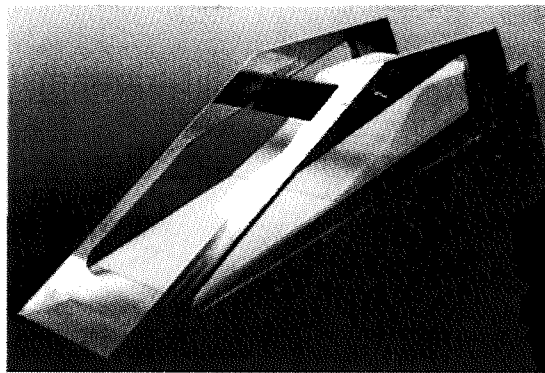
Lösungsweg:

Es werden Messungen an Einlaufmodellen im Hyperschallwindkanal H2K des DLR Köln bei einer Versuchsdauer von über 30 Sekunden vorgenommen, um auch bei Geometrieverstellung den Aufbau der Einlaufströmung zu garantieren. Die unter- suchten Einlaufgeometrien zielen in ihrer Auslegung auf die Referenzkonfiguration ELAC des Aachener Sonderforschungsbereichs 253 ab. Sie sind teilweise mit einer Turbulenztriggerung versehen, um die im Flugzustand turbulente Grenzschicht auch bei den Messungen im Windkanal zu realisieren.

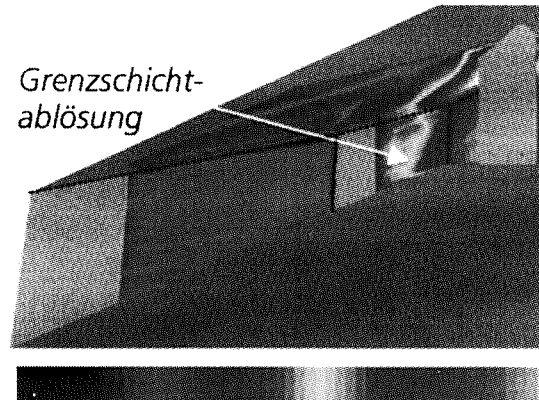
Zur Visualisierung der Stoßlagen steht eine Schlierenoptik zur Verfügung. Darüber hinaus werden Ölfilmvisualisierungen durchgeführt. Die Beurteilung der Gleichför-

migkeit und des Totaldruckrückgewinns erfolgt mittels Druckmessungen bzw. Messdrossel. Zur Ermittlung von Wärmelasten an den Einlaufwänden und zur Untersuchung des Grenzschichtzustandes wird die Infrarot-Thermografie eingesetzt. Parallel zu den experimentellen Untersuchungen werden numerische Strömungssimulationen mit unterschiedlichen Finite-Elemente-Verfahren durchgeführt. Diese Simulationen dienen zunächst einer optimierten Auslegung der Windkanalmodelle. Im weiteren stützen sie die Interpretation der experimentell gefundenen Ergebnisse.

Ergebnis:



Grenzschicht-
ablösung



Grenzschicht-
ablösung

Windkanalmodell zur Untersuchung der Außenverdichtung des Einlaufs von ELAC: Das Ölbild der wandnahen Strömung für die Flugmachzahl $M=7.5$ bei turbulenter Grenzschicht visualisiert Grenzschichtablösungen auf der dritten Rampe sowie auf der Seitenwand. Das IR-Bild zeigt dazu die Temperaturverteilung nach 14 Sekunden Strömungsdauer.

55 65 75 85 95 105 115 125 135 145 155 T[°C]

Literatur:

- [1] Schulte, D.; Henckels, A.; Wepler, U.: *Reduction of Shock Induced Boundary Layer Separation in Hypersonic Inlets*. Aerospace Science and Technology, Vol. 2 (1998), No. 4, S. 231-239.
- [2] Schulte, D.; Henckels, A.; Neubacher, R.: *Manipulation of Shock/Boundary Layer Interactions in Hypersonic Inlets*. ISABE-Paper 99-7038, presented on the 14th Int. Symp. on Airbreathing Engines, Florence, Italy, 1999.
- [3] Neubacher, R.; Henckels, A.; Gawehn, T. M.: *Experimental Investigation of a Hypersonic Inlet for the TSTO-Configuration ELAC*. Vortrag auf dem 12. AG STAB/DGLR Symp. in Stuttgart, 2000. Angenommene Veröffentlichung für Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vieweg Verlag, Braunschweig.

weiteres Vorgehen:

An einem Einlaufmodell mit Innenverdichtung werden Massenstrommessungen durchgeführt. Ziel ist unter anderem eine Untersuchung über das 'Restart-' bzw. 'Unstartverhalten' des Einlaufs.

Datum: 20. März 2001

Mitteilung

**Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis**

Ansprechpartner Dr.-Ing. A. Henze, Prof. Dr.-Ing. W. Schröder

Institution Aerodynamisches Institut Aachen

Adresse Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen

Telefon: (0241) 80 54 10
(0241) 80 48 20
Telefax: (0241) 8888 257

weitere Partner Mitglieder des SFB 253 'Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen', Mitglieder des Graduiertenkollegs 'Transportvorgänge in Hyperschallströmungen'

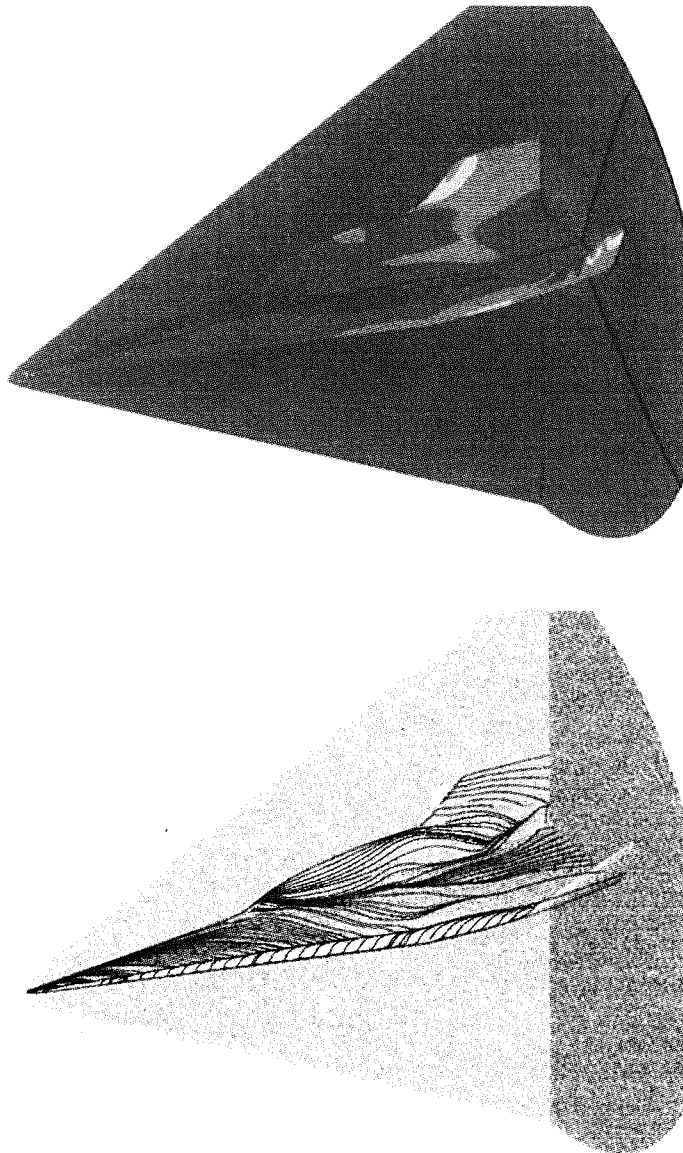
Thema Berechnung von Strömungsfeldern für Komponenten von Raumflugzeugen

Ausgangssituation Durch Integration der Erhaltungsgleichungen wird die Strömung um die Modellkonfiguration ELAC-1C in super- und hypersonischer Anströmung untersucht. Es werden sowohl die aerodynamischen und thermischen Belastungen der Oberfläche bestimmt als auch Aussagen über die innere Struktur der Strömung gemacht. Die Ergebnisse dienen der Ermittlung des Einflusses der Oberstufe (EOS) auf die Beiwerte im Vergleich zu früheren Untersuchungen der Unterstufe ELAC.

Ziel Der Entwurf eines Lösungsalgorithmus für die Navier–Stokes–Gleichungen ist das Ziel des Vorhabens. Es sollen dreidimensionale, laminare und turbulente Strömungen um Raumflugzeuge mit Realgaseffekten im chemischen Gleichgewicht berechnet werden.

Lösungsweg Die Erhaltungsgleichungen werden mit Hilfe eines "high-resolution-upwind" Schemas für die konvektiven Terme sowie mit einem zentralen Differenzenschema für die Reibungsterme approximiert. Es werden knotenzentrierte sowie angepasste Zelleckenschemata verwendet. Die Interpolation der Erhaltungsvariablen erfolgt mit TVD-Schemata zweiter Ordnung mit Flusslimitern zur Vermeidung von Oszillationen. Es werden explizite wie auch implizite Lösungsvarianten verwendet.

Ergebnis Es wurden bisher Strömungsfelder für unterschiedliche Anströmbedingungen ($Ma_\infty = 2, 2.5$) berechnet. Das Bild zeigt die Temperaturverteilung sowie die simulierten Wandstromlinien bei $Ma_\infty = 2.5$, $Re_\infty = 4 \times 10^6$ und einem Anstellwinkel von 5° bzw. 10° .



weiteres Vorgehen Es sollen weitere Rechnungen durchgeführt werden, die auch mit experimentellen Ergebnissen verglichen werden können. Die Experimente finden im supersonischen Bereich im Trisonic-Windkanal am Aerodynamischen Institut statt. Experimente bei höheren Machzahlen bis etwa $Ma_\infty = 6.0$ können am Institute of Theoretical and Applied Mechanics (ITAM) in Novosibirsk gemacht werden, während experimentelle Daten bis hin zu etwa $Ma_\infty = 7.5$ vom Stoßwellenlabor der RWTH Aachen zum Vergleich herangezogen werden.

Datum 19. Februar 2001

Mitteilung

Projektgruppe / Über- und Hyperschallaerodynamik

Fachkreis:

Ansprechpartner: Dr.-Ing. J. van Keuk, Dr.-Ing. B. Reinartz, Prof. Dr.-Ing. J. Ballmann

Institution: RWTH Aachen, Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik

Adresse: Templergraben 64

D-52064 Aachen

Telefon: (0241)-80-4632

Telefax: (0241)-8888-126

e-mail: birgit@lufmech.rwth-aachen.de

weitere Partner: SFB 253, SFB 401, DLR Braunschweig, DLR Köln

Thema:

Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $M > 1$

Ausgangssituation:

Im Sonderforschungsbereich 253 "Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen" dient das Raumtransportsystem ELAC1 als Forschungsobjekt, welches für operative Flughöhen bis 35km bei Flugmachzahlen bis etwa 7 konzipiert ist. Aufgabe des Teilprojektes C3 ist die numerische Simulation der Einlauf- / Diffusorströmung des luftatmenden Triebwerkes von ELAC1. Diese Strömung ist durch komplizierte Stoßinteraktionen und ausgedehnte Ablösegebiete charakterisiert.

Ziel:

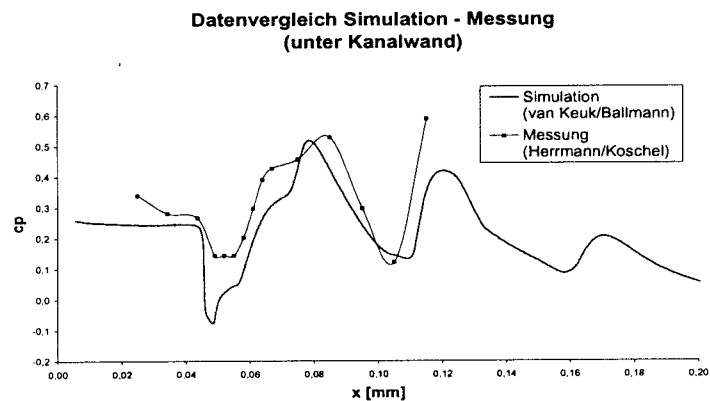
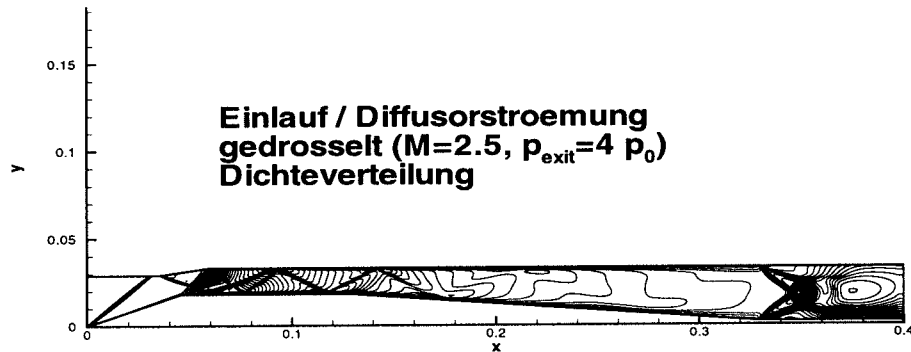
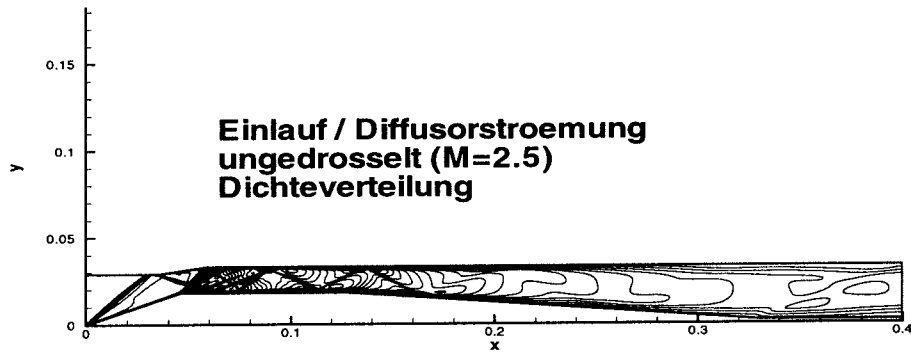
Zuverlässige Vorhersage von Druck- und Wärmelasten in Triebwerkseinläufen / Diffusoren zukünftiger Raumflugzeuge.

Lösungsweg:

Die numerische Methode, die verwendet wird, basiert auf dem DLR Navier-Stokes Solver FLOWer. Dieses zunächst für Umströmungsprobleme im Unter- und Transschallbereich konzipierte Programm wurde in den vergangenen Jahren um die zur Simulation von Durchströmungsproblemen im Über- und Hyperschallbereich notwendigen Verfahrenskomponenten erweitert. In diesem Zusammenhang wurden unterschiedliche Upwind-Diskretisierungen für den konvektiven Teil der Gleichungen implementiert [3] sowie detaillierte Verbesserungen der Turbulenzmodellierung eingebracht [1].

Ergebnis:

In Zusammenarbeit mit Teilprojekt C2 [2] des SFB 253 wurde die Einlauf- / Diffusorströmung von ELAC1 untersucht. Es wurden die folgenden Freistrombedingungen gewählt: $M = 2.5$, $Re/m = 3 \cdot 10^6$, $T = 135\text{K}$. Die für ELAC1 geplante Variante arbeitet mit gemischter Außen- und Innenverdichtung über ein System von Schrägstößen und der Verzögerung auf Unterschallgeschwindigkeit durch einen abschließenden senkrechten Verdichtungsstoß im Diffusorteil. Im Experiment wurde für diesen Fall die Strömung bei unterschiedlichen Drosselgraden untersucht. Diese Drosselung wird in der Berechnung zunächst vereinfacht durch Vorgabe eines Gegendruckes am Diffusoraustritt simuliert. In den beiden oberen Abbildungen sind die berechneten Dichteverteilungen für den ungedrosselten Fall und für einen Gegendruck von $p_{exit} = 4p_0$ dargestellt. Man erkennt ein System von Verdichtungsstößen im Einlauf und im zweiten Fall die Verzögerung der Strömung auf Unterschall durch einen lambda-förmigen, in der Mitte senkrechten Verdichtungsstoß. Schließlich ist ein erster Vergleich zwischen der berechneten und gemessenen Wanddruckverteilung für die Rampe dargestellt, wobei sich eine zufriedenstellende Übereinstimmung zeigt. Für den Wärmestrom erhält man in der Regel eine weniger gute Übereinstimmung.



Literatur:

- [1] Coratekin, T., "Numerical Simulation of Turbulent Shock / Boundary-Layer Interactions in Hypersonic Flows", Dissertation RWTH Aachen, 2000
- [2] Sonderforschungsbereich 253, "Arbeits- und Ergebnisbericht 2001" (Teilprojekt C2, Teilprojekt C3)
- [3] van Keuk, J., "Numerische Analyse und Bewertung von Upwind-Verfahren für die Anwendung auf mehrdimensionale Über- und Hyperschallströmungen von Gasen", Dissertation RWTH Aachen, 2000

Weiteres Vorgehen:

Zukünftig soll die Vorhersagequalität hinsichtlich des Wandwärmestromes verbessert werden. Hierzu sollen die bisher verwendeten einfachen Temperaturrandbedingungen durch die simultane Lösung der instationären Wärmeleitungsgleichung normal zur Wand ersetzt werden. In einem weiteren Schritt sollen Turbulenzmodelle implementiert werden, die anisotrope Turbulenz besser beschreiben.

23.03.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: T. Link, W. W. Koschel

Institution: Jet Propulsion Laboratory, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 55; 52062 Aachen

Telefon:

Telefax:

e-mail: link@bst.rwth-aachen.de

weitere Partner:

Thema: Computation of the expansion flow of a hypersonic propulsion system

Projektbeschreibung:

In the Collaborative Research Center on Hypersonics (SFB 253) at the Aachen University of Technology air breathing hypersonic vehicles are investigated. Due to a lack of ground based test facilities for high enthalpy flows, the design of air-breathing hypersonic spacecrafts requires efficient and accurate numerical methods. For this purpose the development of CFD codes is combined with experimental investigations of the flow phenomena on down scaled models.

The goal of the presented project is the numerical investigation of the expansion flow in a SERN-type nozzle of a hypersonic spacecraft. The air breathing engine is fueled by liquid hydrogen. Because of the strong expansion in the nozzle nonequilibrium effects must be taken into account. The experimental investigation in a complementary project by Weisgerber¹ turned out that besides chemical nonequilibrium also thermal nonequilibrium can occur in the flow of hydrogen/air throughout a SERN-type nozzle.

For the computation of the flow a Finite Element code on unstructured triangular/rectangular grids is used. A brief overview about the numerical method will be given in the paper. Flows in nonequilibrium are described by the Navier-Stokes/Euler equations and additional balance equations for the chemical species and the vibrational modes of polyatomic molecules. To solve this coupled set of equations, the Galerkin weighted residual formulation of this equations is integrated in time. This integration is performed by an explicit Runge-Kutta five-stage scheme. Due to the fast chemical reactions and energy transfer processes, the considered equation system is stiff. A solution method capable for stiff equation systems is the semi-implicit algorithm. Semi-implicit algorithm means that the source terms are computed implicitly while the flow terms are computed explicitly. To model the chemical nonequilibrium effects a finite rate chemistry model with 12 reactions amongst 9 species is used. The thermal nonequilibrium effects are calculated according to a model proposed by Pirumov.² Herein the vibrational degrees of freedom are considered for the molecules H_2O , N_2 , NO , and H_2 . The transfer of vibrational energy to translational energy and vice versa is computed following the Landau-Teller theory.

In a first step two test cases for nonequilibrium nozzle flows taken from literature were studied and compared to the computational results of the present work. In a second step the nonequilibrium flow of the SFB253's SERN nozzle experiment was numerically simulated and compared to the experimental data. Some of the results are presented in the following figures. Figure 1 shows the shape of the nozzle and a contour plot of the Mach number distribution. The inlet boundary conditions that were applied in this computation are a total pressure of 11 bar and a total temperature of 2376 K. The composition of the gas at the inflow boundary is a stoichiometric mixture of H_2 and air in chemical equilibrium. In figure 2 the measured and calculated temperature profiles of rotational/translational and vibrational temperature at the nozzle exit are shown. The difference between the rotational/translational and vibrational temperature at the exit is remarkable because of the high water content in the gas. Water is known as very effective for de-excitation of the excited N_2 molecules. The drop of the temperatures in the vicinity of the walls is a consequence of the cooling while the sharp rise of the

rotational/translational temperature at $y \approx 0.07m$ is a result of the shock in the flow field.

At the moment the computation of SERN nozzles of realistic length is performed in order to estimate the thrust-losses caused by thermal nonequilibrium. The results of these studies will be presented at the conference.

References

- [1] H. Weisgerber, E. Fischer, et al. Experimental analysis of the flow of exhaust gas in a hypersonic nozzle. AIAA-98-1600, 1998.
- [2] U. G. Pirumov and G. S. Roslyakov. *Gas Flow in Nozzles*. Springer-Verlag, 1986.

Figures

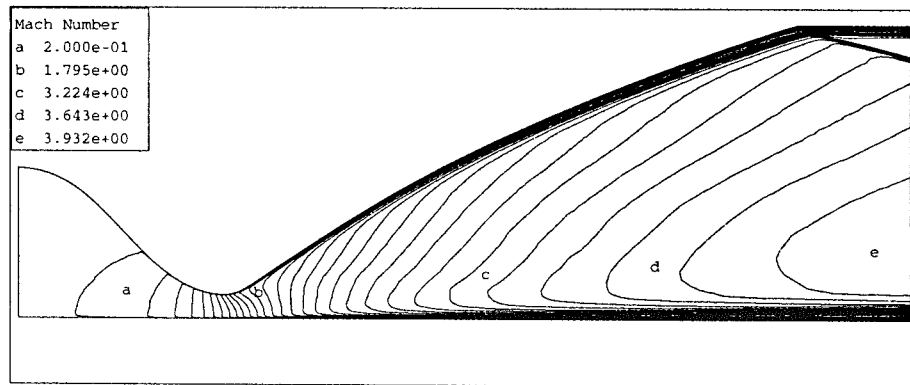


Figure 1: Computed Mach number distribution

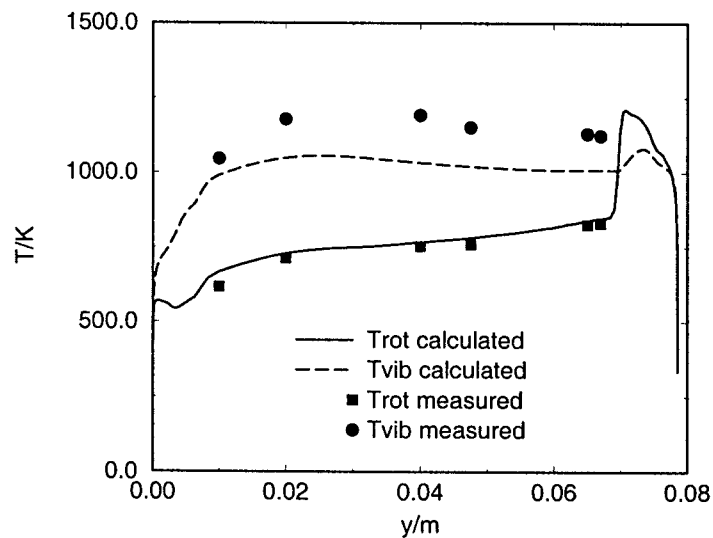


Figure 2: Computed and Measured Temperature Profiles of the N_2 Molecule at the Nozzle Exit

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: A. Mack

Institution: DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-3312
Telefax: 0531-295-2320
e-mail: andreas.mack@dlr.de

weitere Partner: Dr. A. Gülhan, DLR Köln, Dr. V. Hannemann, DLR Göttingen
J. Teßmer, DLR Braunschweig, R. Schäfer, DLR Stuttgart

Thema: Nutzung des unstrukturierten Tau-Codes zur Strömung-Struktur
Kopplung im Rahmen des DLR-Projektes IMENS

Ausgangssituation:

Bisher kann das thermomechanische Verhalten hochbelasteter Raumfahrtkomponenten wie Nasenkapen oder Steuerflächen in einer Hochtemperaturströmung mit chemischen Reaktionen nur unzureichend vorhergesagt werden. Numerische Simulationen für das Strömungsfeld benutzen die Randbedingung der strahlungsadiabaten Wand, ohne die Wärmeleitung innerhalb der Struktur zu berücksichtigen. Dementsprechend bleibt der Einfluss der sich dadurch ändernden Strömungsparameter der Grenzschicht unberücksichtigt. Eine zuverlässige Vorhersage des Strömungswärmetransports erfordert präzise Daten für die Abhängigkeit der Emissivität der Oberfläche von der Temperatur, die eine Funktion des konvektiven Wärmetransports und des Wärmeübergangskoeffizienten ist. Dies ist nur durch eine gekoppelte Berechnung der Strömungs- und Strukturseite zu realisieren.

Ziel:

Im Rahmen des Projektes IMENS (Integrierter Multidisziplinärer Entwurf heißer Strukturen von Raumtransportern) sollen thermisch hochbelastete Bauteile mit Fluid- Struktur-Wechselwirkung ausgelegt werden. Dafür sind Erweiterungen des Strömungsmoduls sowie die Entwicklung eines Kopplungsmoduls erforderlich. Die Validierung des Simulationssystems wird anhand von Experimenten in einem Hochenthalpiewindkanal realisiert. Die Nutzungsdemonstration umfasst die Berechnung einer komplexen 3d-Konfiguration (X-38) mit Spaltströmungen an der Steuerklappe.

Vorgehensweise:

Anhand eines ersten einfachen 2d-Testfalles (**Abb. 1**, $Ma=7.27$), von dem ebenfalls Windkanalexperimente verfügbar sind [1], wurden umfangreiche Untersuchungen zum Strömungsfeld einer Spaltströmung bei geschlossenem sowie geöffnetem Spalt durchgeführt (ohne Kopplung). Zur Demonstration einer ersten thermischen Kopplung wurde über jeweilige Coprozesse der Strömungs- und Strukturseite sowie unter Nutzung der Kommunikations- und Interpolationsroutine MPCCI (mesh based parallel code coupling interface, [2]) ein Datentransfer realisiert.

Ergebnis:

Die gewählte Modellgeometrie gibt die wesentlichen Strömungsphänomene einer Spaltströmung richtig wieder, wie **Abb. 2** für den offenen Spalt zeigt. Die Ablösungen sowie der lokale Staupunkt mit den dort auftreten den maximalen Wärmeübergängen an der vorderen Spaltwand werden gut vorhergesagt. Als erste Kopplung wurde der vordere Teil (Nasenbereich bis vordere Spaltwand) des Modells aus **Abb. 1** verwendet. Die Kopplungsgrößen sind dabei Wärmeübergang auf der Strömungs- sowie Wandtemperatur auf der Strukturseite.

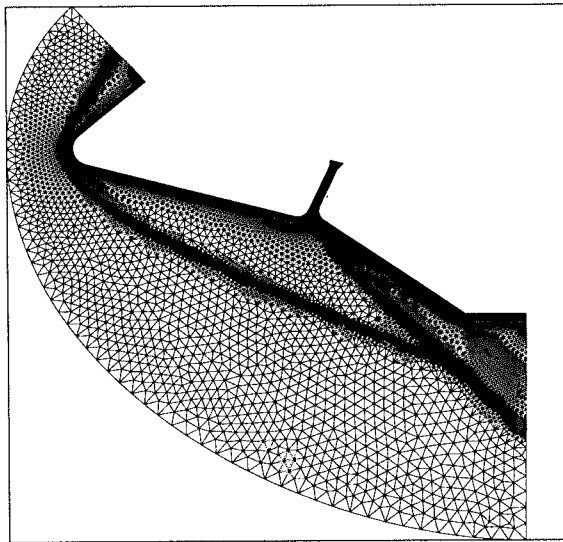


Abb. 1: Rechennetz nach Adaption

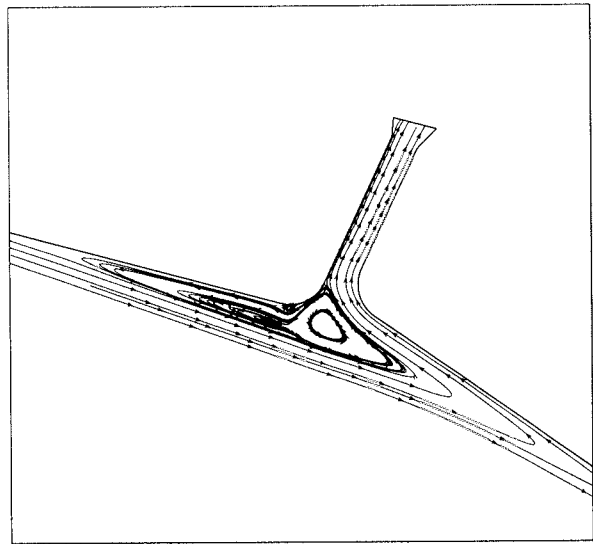


Abb. 2: Stromlinien geschlossener Spalt

Erste Test zum Datenaustausch verliefen erfolgversprechend, zeigten aber einen relativ hohen Zeitbedarf bei der Interpolation.

Literatur:

- [1] Gülhan, A., Esser, B., Koch, U.: Experimental Investigation of Gap Flows on a Flap Model in the Arc Heated Facility L3K
- [2] <http://www.mpcci.org>

weiteres Vorgehen:

Nach Untersuchungen zur Konservativität der Interpolationsbibliotheken soll als nächstes eine Kopplung mit dem Strukturlöser Nastran durchgeführt werden. Die Ergebnisse werden mit den bereits vorhandenen Experimenten validiert. Eine Kopplungsroutine, welche den Datentransfer steuert sowie die Kopplungslogik enthält wird entwickelt. Durch Verwendung von Schurkomplementen bei der Übertragung der Kopplungsgrößen soll eine Effizienzsteigerung des Kopplungsprozesses erzielt werden.

Datum: 13.03.2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: A. Mack

Institution: DLR, Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefon: 0531-295-3312
Telefax: 0531-295-2320
e-mail: andreas.mack@dlr.de

weitere Partner: Dr. V. Hannemann, DLR Göttingen

Thema: Erweiterung des DLR-Tau-Codes zur effizienten
Berechnung von Hyperschallströmungen

Ausgangssituation:

Alle wesentlichen am DLR durchgeführten Berechnungen hypersonischer Strömung werden zur Zeit mit dem CEVCATS-Code erzeugt. Trotz des hohen Entwicklungsstandes stösst dieser durch die Verwendung strukturierter Netze bei der in Zukunft geforderten Simulation von komplizierten Spaltströmungen, wie sie z.B. an der X-38/CRV-Konfiguration auftreten, an seine Grenzen. Die Generierung eines effizienten Rechnernetzes ist wenn überhaupt nur unter sehr hohem Zeitaufwand möglich. Auf der anderen Seite wurde in den letzten Jahren der auf unstrukturierten Netzen basierende Strömungslöser Tau entwickelt, welcher eine effiziente Netzgenerierung um beliebig komplizierte Konfigurationen verbunden mit kurzen Turnaround-Zeiten gewährleistet. Dieser Code wird bisher im wesentlichen nur für Unter- und Transschallanwendungen benutzt, zu Hyperschallanwendungen finden sich nur wenige Veröffentlichungen [1].

Ziel:

Ziel ist ein effizientes Berechnungsverfahren für Hyperschallströmungen mit Wärmeübergang unter Nutzung der Vorteile eines unstrukturierten Strömungslösers. Ausserdem sollen Strömungen um komplexe 3d-Konfigurationen validiert werden.

Vorgehensweise:

Zur Berechnung praxisrelevanter Konfigurationen wurden einige Hyperschallerweiterungen im Code vorgenommen. Dazu zählt unter anderem das Abfangen negativer Drücke und Dichten beim Startup, Modifikation der Limiter in Expansionsgebieten und Gebieten glatter Strömung, Verbesserung der Multigrid-Performance durch Einführung einer Stoß-CFL-Zahl sowie Modifikation von Restriktions- und Prolongationsoperatoren. Die Strömungen wurden unter anderem durch Referenzlösungen des Hyperboloid Flare (NSHYP und CEVCATS) sowohl auf strukturierten als auch auf hybriden Netzen validiert.

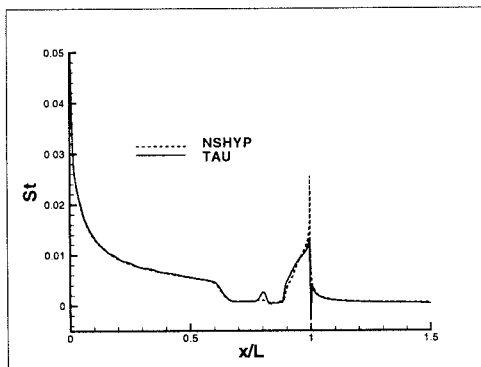


Abb. 1: Wärmeübergang Hyperboloid Flare

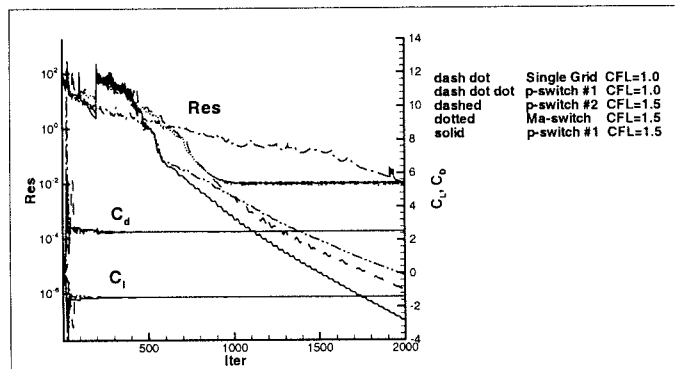


Abb. 2: Konvergenzverlauf Zylinder, Ma=30, Euler

Ergebnis:

Abb. 1 zeigt den Wärmeübergang der Lösung (Hyperboloid Flare) des unstrukturierten TAU-Codes verglichen mit der Referenzlösung nach [2] (Ma=6.73). Dabei zeigt sich eine sehr gute Übereinstimmung der Vergleichswerte sowie der Ablöselänge trotz unterschiedlicher Netzgeometrien. In **Abb. 2** ist der Konvergenzverlauf für einen Zylinder (Ma=30, Euler, Full Multigrid) bei Nutzung verschiedener Schalter zur Verringerung der Stoß-CFL-Zahl dargestellt. Der deutliche Vorteil einer effizienten Nutzung des Multigrid gegenüber der ursprünglichen Single-Grid-Lösung wird demonstriert.

Literatur:

- [1] Hein, S., Rosenboom, I.: Erste Untersuchungen zur Anwendbarkeit des DLR-TAU-Codes zur Grundströmungsberechnung für nachfolgende Instabilitätsanalysen mit NOLOT/PSE DLR-IB 223-99 A30
- [2] Brück, S., Hannemann, K.: The effect of nozzle-flow disturbances on shock-wave/boundary-layer interaction Paper 1610, 21st International Symposium on Shock Waves, Great Keppel Island, July 20-25, 1997

weiteres Vorgehen:

Zur Verbesserung der Performance wird im weiteren das Residuenglätten für den Einsatz im Hyperschall angepasst sowie die Möglichkeiten zur vereinfachten Erzeugung einer Startlösung untersucht. Ausserden sollen moderne Transitionsmodelle implementiert werden. Im Rahmen des DLR-Projektes IMENS wird der Tau-Code zur Strömung-Struktur Kopplung heisser Raumtransporter eingesetzt.

Datum: 13.03.2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis **Hyperschall/Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. Pagella, PD Dr.-Ing. U. Rist, 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

e-mail: pagella@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner A. Maslov, A. Kosinov, ITAM Novosibirsk
A. Henckels, DLR Köln
J. Ballmann, RWTH Aachen
G. Casalis, ONERA/CERT Toulouse

Thema **Direkte Numerische Simulation der Stoß-/Grenzschicht-Interaktion der ebenen Platte im Hyperschall**

Ausgangssituation Die Stoß-/Grenzschicht-Interaktion hat einen beträchtlichen Einfluß auf die Flugleistungen eines Hyperschallflugzeuges. Typischerweise führt die Wechselwirkung eines Stoßes mit einer Grenzschicht zu Widerstandsanstieg, Strömungsablösung, ungünstigen aerodynamischen Lasten, hoher lokaler aerodynamischer Aufheizung und zu Leistungsverlusten im Triebwerkeinlaufbereich. Eine genaue Vorhersage der im Einzelfall zu erwartenden Phänomene ist äußerst schwierig, da viele Strömungsvorgänge nicht ausreichend bekannt sind. Dies gilt insbesondere für instationäre Vorgänge und deren Auswirkungen auf das zeitlich gemittelte Strömungsfeld.

Ziel Beiträge zum Verständnis instationärer Vorgänge und deren Auswirkung auf das zeitlich mittlere Strömungsfeld in verschiedenen generischen Fällen mit Stoß-/Grenzschicht-Interaktion an der ebenen Platte.

Lösungsweg Im vorliegenden Projekt werden numerische Simulationen auf der Basis der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen durchgeführt. Dazu verwenden wir kompakte Finite-Differenzen/Fourier-Spektral-Verfahren von mindestens 4. Ordnung Genauigkeit. Kleinskalige, numerisch bedingte Oszillationen in Strömungsrichtung, verursacht durch die großen Gradienten der Strömungsvariablen beim Durchgang durch den Stoß, können ggf. mit einem impliziten Filter, ebenfalls 4. Ordnung, eliminiert werden. Durch die gezielte Anregung bestimmter Störungen und Störkombinationen lassen sich die Mechanismen, die in der zu erwartenden laminaren Ablöseblase sowie im übrigen Strömungsfeld ablaufen, sehr zuverlässig untersuchen. Hierzu ist ein Störstreifen an der Wand vorgesehen, welcher Störungen mit vorgegebener Frequenz und Amplitude einbringt. Es stehen ferner verschiedene Wandrandbedingungen für die Platte zur Verfügung: konstante, adiabate und strahlungsadiabate Wandtemperatur.

Ergebnis

Zweidimensionale Ergebnisse für einen Fall ohne Störungsanregung zeigt Abbildung 1 anhand des Dichtegradienten in wandnormaler Richtung. Die von links kommende Hyperschallströmung hat die Machzahl $Ma = 4.8$. Der Stoßwinkel bezüglich der Platte beträgt hier $\sigma = 14^\circ$, die Temperatur an der Platte $T_w = 270K = const.$ und die Anströmtemperatur $T_\infty = 55.4K$. Die Koordinate in Strömungsrichtung ist $R_x = \sqrt{x * \rho_\infty * u_\infty / \mu_\infty}$. In Abbildung 2 sind die maximalen, zeitlich fouriertransformierten Störgrößen der Temperatur für den Fall ohne Stoß und unter Einfluß eines Stoßes mit dem Stoßwinkel $\sigma = 14^\circ$ zusammen mit Ergebnissen der linearen Stabilitätstheorie für kompressible Strömungen beider Fälle abgebildet. Die Strömung wurde hierbei mit einer Störwelle (Schräglaufwinkel $\psi = 25^\circ$) kleiner Amplitude und bestimmter Frequenz gestört. Unter Berücksichtigung nicht-paralleler Effekte weisen die Werte der Simulation eine gute Übereinstimmung mit der Theorie auf.

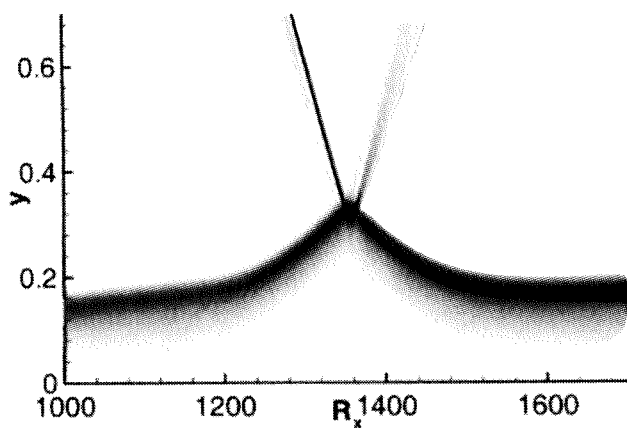


Abbildung 1: Dichtegradienten $|\frac{\partial \rho}{\partial y}|$. Ungestörte Grundströmung mit dem Stoßwinkel $\sigma = 14^\circ$. Dunkle Farbtöne weisen auf hohe Gradienten hin.

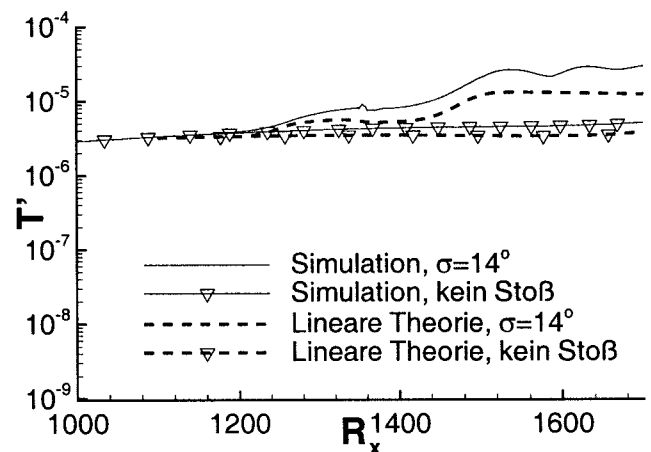


Abbildung 2: Maximale, zeitlich fouriertransformierte Störgrößen der Temperatur für den Fall ohne Stoß, sowie mit Stoß ($\sigma = 14^\circ$) zusammen mit entsprechenden Ergebnissen der linearen Stabilitätstheorie. Schräglaufwinkel der Störwelle $\psi = 25^\circ$.

Literatur

- EISSLER, W.: *Numerische Untersuchungen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag in Überschallgrenzschichten*, Dissertation, Universität Stuttgart (1995)
- DÉLERY, J., MARVIN, J.G.: *Shock-Wave Boundary Layer Interactions*, AGARDograph No.280 (1986)
- KREINS, A.F., HENCKELS, A., MAURER, F.: *Experimental studies of hypersonic shock induced boundary layer separation*, ZFW 20 (1996) S.80-88 Springer, Berlin, Heidelberg.
- DOMRÖSE, U., KRAUSE, E., MEINKE, M.: *Numerical simulation of laminar hypersonic shock-boundary layer interaction*, ZFW 20 (1996) S.89-94 Springer, Berlin, Heidelberg.

weiteres Vorgehen

Weitere Simulationen interessanter dreidimensionaler Fälle, sowohl stationärer, als auch instationärer Strömungen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Staudacher / AR Dr.-Ing. J. Müller

Institution Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** 089 / 6004 2384
D-85577 Neubiberg **Telefax:** 089 / 6004 4092
e-mail: werner.staudacher@unibw-muenchen.de

Thema Vergleich unterschiedlicher Meßtechniken bei stoßinduzierter Ablösung

Ausgangssituation

Zur Bestimmung der Position von Ablöse- und Anlegelinie der Stoß/Grenzschicht Interaktion an einer Anlaufstrecke/Rampe Konfiguration finden sich eine Reihe von in der Praxis angewandten Methoden. Häufig anzutreffen sind Druckmeßtechnik und im besonderen das Ölanstrichverfahren. Keine dieser Methoden liefert jedoch eine exakte Aussage über die mittlere Position dieser Singularitäten.

Ziel

Das Laser-Doppler-Anemometer (LDA) bietet aufgrund seines berührungslosen Meßprinzips und der exakten Positionierbarkeit des Meßvolumens die Möglichkeit zur Bestimmung der Strömungsgrößen in abgelösten Gebieten bis in unmittelbare Nähe der Modelloberfläche. Anhand der exemplarisch gewählten Versuchsparameter $M = 2.5$, $Re = 29 \cdot 10^6 m^{-1}$ sollen die mittels LDA gewonnenen Ergebnisse mit denen von Druckmessung und Ölanstrichverfahren verglichen und diskutiert werden. Schwerpunkt der Untersuchung sind die Detektion der Position von Ablöse- und Anlegelinie.

Lösungsweg

Die Aufgabenstellung bedingt zunächst ein für Laser-Doppler-Anemometrie geeignetes Kriterium. Hierzu nutzt man die Tatsache, daß bei Ablösung/Anlegen die Wandschubspannung $\tau = \mu \, du/dz$ einen Vorzeichenwechsel erfährt, siehe Abbildung 1.

Übertragen auf die Meßgrößen des LDAs muß der Punkt (im zweidimensionalen) gefunden werden, an welchem die Geschwindigkeit parallel zur Modelloberfläche ihr Vorzeichen wechselt. Voraussetzung ist, daß die Messung in unmittelbarer Wandnähe durchgeführt wird. In diesem Zusammenhang wurden umfangreiche Studien bezüglich der Genauigkeit der Positionierung des Meßvolumens, der Sensitivität der Meßgrößen sowie der Reproduzierbarkeit der Messungen durchgeführt. Als Testkörper dient eine Anlaufstrecke, deren Länge von der scharfen Vorderkante bis zum Rampenknicke 1265 mm beträgt. Der Winkel der 90 mm langen Rampe wurde zu 24 Grad gewählt.

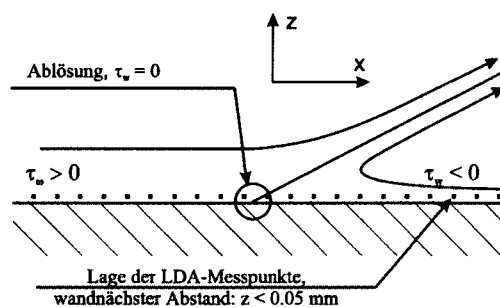


Abbildung 1: Ablösebedingung

Ergebnis

Die LDA-Messungen zur Bestimmung des Ablösepunktes fanden in einem Wandabstand zur Anlaufstrecke von $z < 0.1$ mm und an der Rampe von $z < 0.18$ mm (gemessen senkrecht zur Rampe) statt. Damit verbunden wurde eine Genauigkeit bei der Bestimmung der Ablöseposition von ± 0.4 mm und an der Anlegeposition von ± 0.8 mm erreicht.

Die Ergebnisse der durchgeführten Mach- und Reynoldszahlvariation sind in Abbildung 2 dargestellt. Dabei fällt zunächst die Verkleinerung des Ablösegebietes bei steigender Mach- und Reynoldszahl auf. Weiterhin wird deutlich, daß sich die Ablöseposition über einen deutlich größeren absoluten x-Bereich verändert als die Anlegeposition.

Der Vergleich der gewonnenen Ergebnisse mit Druckmessungen und Ölanstrichbild erfolgt mittels Abbildung 3. Deutlich ist der erste Indikator der Ablösung im Druckverlauf und verstärkt in der Auftragung des Druckgradienten sichtbar. Unmittelbar dahinter findet sich der durch einen Balken angedeutete erstmalige Einfluß auf die Strömung in den LDA-Daten. Durch Anlegen einer Tangente an den Wendepunkt 1 des Druckanstieges und Bestimmung des Schnittpunktes mit dem Druckniveau der ungestörten Anströmung wird die Position der sogenannten Upstream Influence gefunden. Diese Methode wurde durch Settles vorgeschlagen. Bei den durchgeführten Messungen liegt dieser

Schnittpunkt zwischen dem ersten Anstieg des statischen Druckes und dem ersten Rückgang der wandnah gemessenen Geschwindigkeiten durch LDA.

Die eigentliche Ablösung spiegelt sich nur in der LDA-Messung sowie im Ölanstrichverfahren wieder. Allerdings liegt das Ergebnis des Ölanstrichverfahrens zu weit stromauf, was durch die intrusive Natur dieser Methode zu erwarten ist. Die gleiche Diskrepanz findet sich an der Anlegeposition. Es zeigt sich in jedem Fall, daß die LDA-Messungen hier deutlich bessere Ergebnisse liefern als die klassischen Methoden.

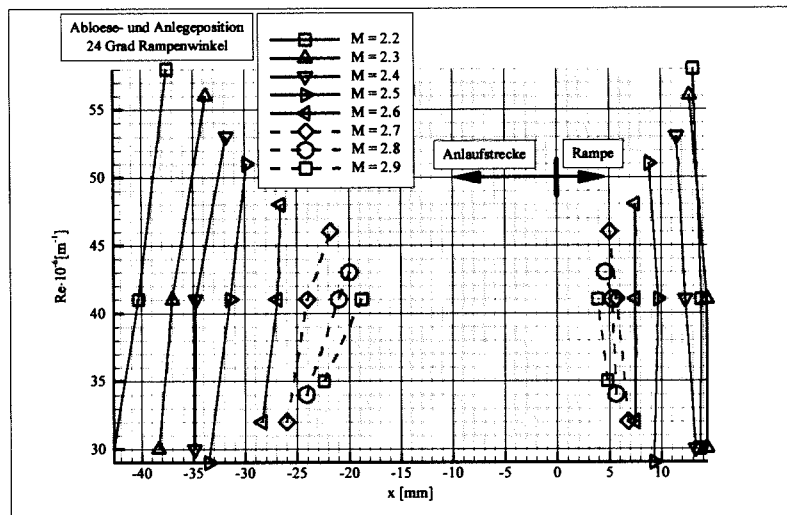


Abbildung 2: Ablöse- und Anlegekoordinaten als Funktion von Mach- und Reynoldszahl

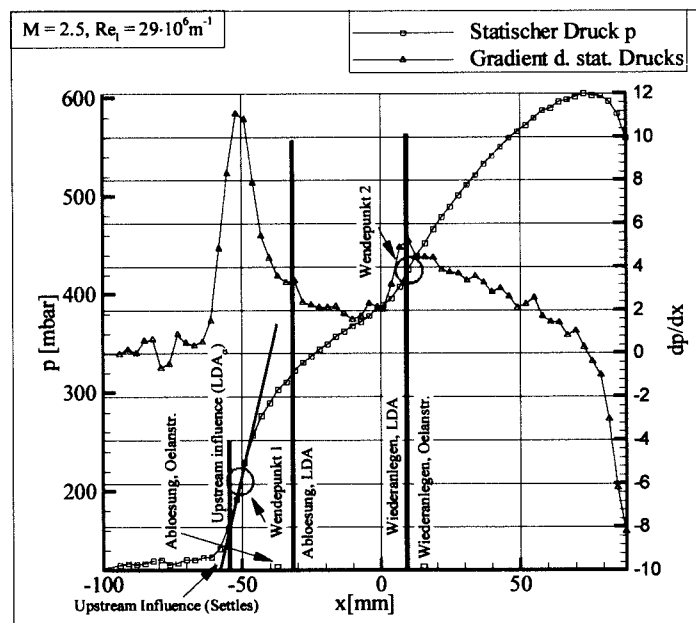


Abbildung 3: Vergleich unterschiedlicher Meßmethoden

Literatur

- [1] J. Müller, R. Mümmeler, W. Staudacher: Stoßinduzierte Ablösungen an Klappen im Überschall, DGLR Jahrestagung, 5. – 8. Oktober 1998
- [2] Settles G.S.: An Experimental Study of Compressible Turbulent Boundary Layer Separation at High Reynolds Numbers, PhD thesis, Dept. of Aerospace and Mechanical Sciences, Princeton University, 1975

Weiteres Vorgehen

Die bisherigen Untersuchungen zeigen den Einfluß der Reynoldszahlvariation über den Vorkammerdruck. Weitere Messungen sollen den Einfluß der Reynoldszahlvariation über die Länge von Anlaufstrecke und Rampe aufzeigen. Zusätzlich sind detaillierte LDA-Untersuchungen in mehreren Ebenen senkrecht zur Anlaufstrecke geplant, um die Dreidimensionalität der Strömung besonders im Seitenwandbereich des Kanals zu quantifizieren.

Datum

2.04.01

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall/
Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Chen-Ching Ting

Institution: RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen

Telefon: (0241)-80 4358

Telefax: (0241)-8888 257

Email: ting@aia.rwth-aachen.de

Weitere Partner: SFB 253

Thema: Experimentelle Analyse der Grenzschichtablösung am EOS im Überschall-Windkanal

Ausgangssituation: Nach den zahlreichen experimentellen sowie numerischen Präsentationen für ELAC 1a und 1b wird in den kommenden Jahren das zweistufige Modell ELAC 1c untersucht[1]. Die Oberstufe, das EOS Modell, ist ein Shuttle-ähnliches Modell mit Flügel-Rumpf-Kombination und zentralem Seitenleitwerk[2]. Es wird von der Unterstufe in eine Höhe von ca. 30km getragen. Anschließend findet bei $Ma \approx 7$ ein Trennvorgang statt. Nach vollendeter Mission im All kehrt EOS zur Erde zurück.

Ziel: In dieser Arbeit soll das Strömungsfeld analysiert und der Wärmeübergang auf der EOS Oberfläche in Überschallströmungen quantitativ ermittelt werden. Im Flug wird durch die Verzögerung der Gasmoleküle in Wandnähe die kinetische Energie des Gases in innere Energie umgewandelt und zum Modell übertragen. Diese Phänomene sind besonders ausgeprägt im Nasenbereich von EOS. Die hauptsächliche Gasenergie wird durch die Reibung und die erzwungene Konvektion zum Körper übertragen. Der Wärmeübergang wird wesentlich durch den Zustand der Grenzschicht (laminar oder turbulent) und deren Charakter (anliegend oder abgelöst) bestimmt.

Lösungsweg: Zur dreidimensionalen Analyse der wandnahen Strömung sind Ölanstrich und Vapor-Screen Verfahren besonders gut geeignet. Durch die Wandschubspannungslinien sind Ablöselinien und Anlegelinien gut erkennbar. Das Vapor-Screen Verfahren zeigt zweidimensionale Querschnittsebenen von Wirbelstrukturen bei großen Anstellwinkeln. Durch Vergleich mit den Wandschubspannungslinien werden dreidimensionale Wirbelstrukturen sowie die Umströmung rekonstruiert.

Ergebnis:

Strömungsablösung am Nasenbereich Die topologische Analyse der Wandschubspannungslinien an der EOS Rumpfunterseite im Nasenbereich zeigt einen Knoten und einen Sattelpunkt (Abb.1)[3]. Die Strömung breitet sich vom Knotenpunkt aus. Dieses Phänomen gilt für das EOS Modell bis zu positiven Anstellwinkel von ca. 6° . Mit Hilfe des Ölanstrichbildes wird nicht nur der Sattelpunkt infolge des deutlichen Farbunterschieds sichtbar gemacht, sondern darüber hinaus die gesamte Topologie des wandnahen Strömungsfeldes erfasst. Die Druckverteilung für 0° , 4° und 6° in Abb.1 verdeutlicht, dass die experimentellen Ergebnisse nahe des Sattelpunktes stärker abfallen als die numerischen Daten.

Strömungsablösung an der Vorderkante und die Wirbelstruktur Bei zunehmendem Anstellwinkel löst die Strömung zuerst an der Vorderkante ab. In Überschallströmung beginnt die Ablösung an der Vorderkante von ca. 3° an. Bei weiterer Erhöhung des Anstellwinkels bildet sich eine Wirbelstruktur entlang der Vorderkante aus. Die Anlegelinie des Wirbels wandet für größere Anstellwinkel zum EOS-Rumpf. Oberhalb von ungefähr 15° bildet sich ein zweites Wirbelsystem (Abb.2). Abb.2 zeigt einerseits die zwei Wirbelsysteme in verschiedenen Querschnittsebenen (Vapor-Screen Bilder bei $Ma=2.5$ und $\alpha=15^\circ$), andererseits im Ölanstrichbild ein einzelnes Wirbelsystem.

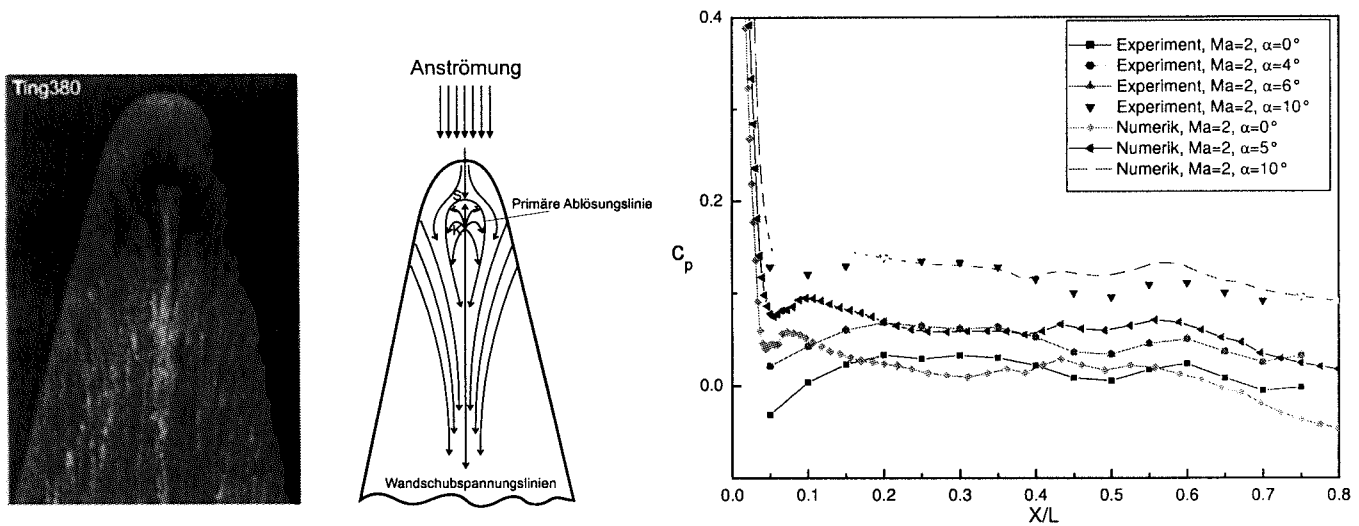


Abb. 1: Ölanstrichbild bei $Ma=2.0$ und Anstellwinkel $\alpha=0^\circ$. K: Knotenpunkt. S: Sattelpunkt. X ist die Länge entlang des Modells. L ist die gesamte Modelllänge. Numerische Daten von Henze, A. und experimentelle Daten von Steffen, H., Aerodynamisches Institut, RWTH-Aachen

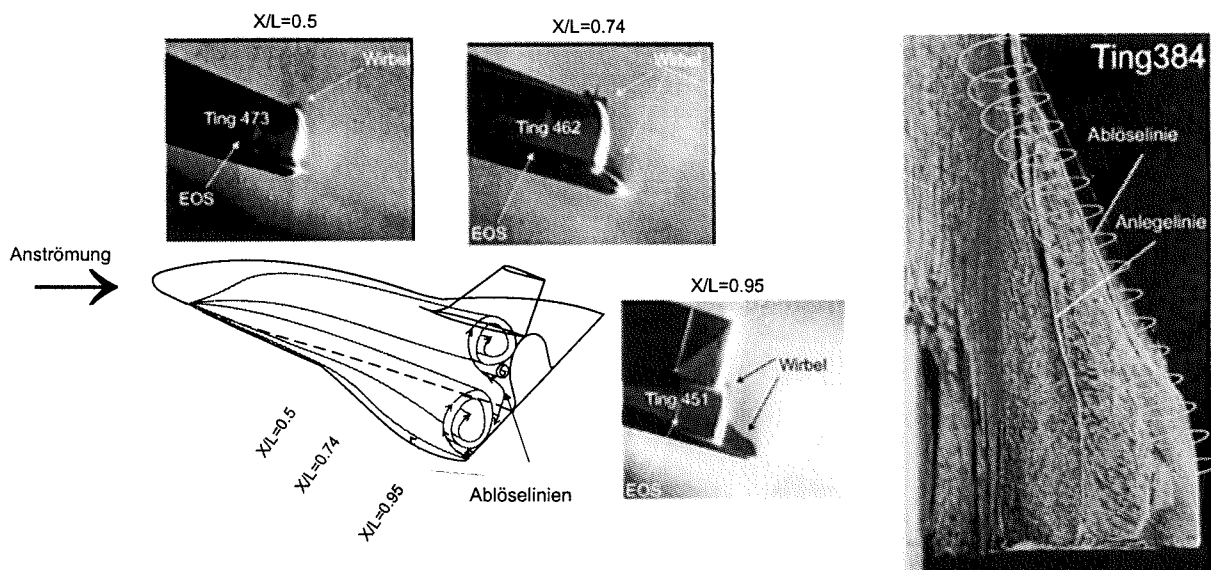


Abb. 2: Dreidimensionale Wirbeldarstellung anhand von Vapor-Screen Bildern bei $Ma=2.5$ und $\alpha = 15^\circ$ (links), Ölanstrichbild bei $Ma=2.0$ und $\alpha = 10^\circ$ (rechts).

Literatur

- [1] Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen. Sonderforschungsbereich 253, 1999. Arbeits- und Ergebnisbericht.
- [2] Engler, V. Geometrie der Oberstufenkonfiguration EOS und Integration in die Unterstufe ELAC 1. IB A-97-1 Institut für Luft und Raumfahrt RWTH-Aachen, März 1997.
- [3] Peake, D. J. and Tobak, M. Three-Dimensional Interactions and Vortical Flows with Emphasis on High Speeds. Tech. Report AGARD-AG-252, Advisory Group for Aerospace Research & Development, 1980.

Weiteres Vorgehen: Die Vorhersage des Wärmeübergangs gehört zu den wesentlichen Aufgaben bei der Entwicklung eines Raumtransportsystems. Um die Oberflächenbereiche von EOS und ELAC mit besonders starkem Wärmeeintrag ermitteln zu können, werden in Zukunft Wärmeübergangsmessungen anhand der Flüssigkristallanstrichtechnik durchgeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: K. Triesch

Institution: DLR, Inst. für Strömungsmechanik, Abt. Windkanäle Köln

Adresse: Linder Höhe **Telefon:** 02203/601-2410
D-51147 Köln **Telefax:** 02203/601-2344
 e-mail: Klaus.Triesch@dlr.de

weitere Partner: Ph. Duveau, ONERA, 92322 Chatillon Cedex, Frankreich

Thema: Windkanaluntersuchungen an Einläufen für Hyperschallantriebe

Ausgangssituation:

Ein Raumtransporter hat in der Regel ein sehr weites Einsatzspektrum zu bewältigen, das von Bodenbedingungen im niedrigen Unterschallbereich bis zu Höhen mit sehr geringer Luftdichte bei Hyperschallgeschwindigkeiten reicht. Wenn man in den Flughöhen, bei denen die Dichte ausreichend groß ist, den zur Verbrennung erforderlichen Sauerstoff aus der Umgebungsluft entnehmen will, sind Kombinationsantriebe mit einer luftatmenden Komponente erforderlich.

Ziel:

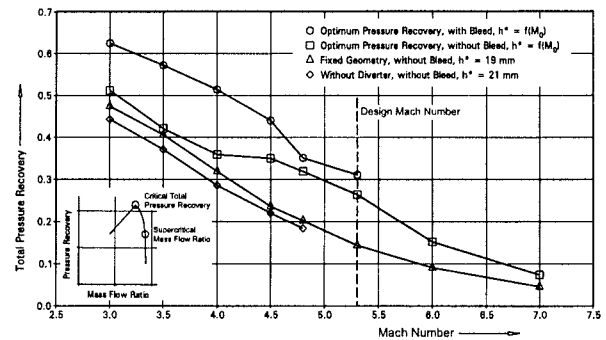
Aufbauend auf den nationalen Raumfahrtkonzepten PREPHA (Frankreich) und SAENGER (Deutschland) soll in Zusammenarbeit zwischen ONERA und DLR bilateral ein Raumfahrzeug JAPHAR (Joint Airbreathing Propulsion for Hypersonic Application Research) entworfen werden, das im Machzahlbereich von 4 bis 8 betrieben werden kann. Das weite Einsatzspektrum erfordert bei dem luftatmenden Antrieb eine Kombination zwischen Ramjet (Unterschallverbrennung) und SCRamjet (Überschallverbrennung).

Lösungsweg:

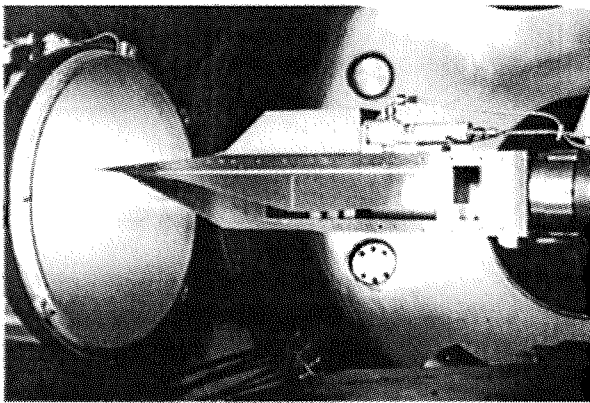
In dem Trisonischen Windkanal TMK ($M_0 = 3.0$ bis 4.8) und in dem Hyperschallwindkanal H2K ($M_0 = 4.8$ bis 7.0) des DLR in Köln kann der gesamte Machzahlbereich der JAPHAR-Einläufe untersucht werden, wenn man die Vorkompression durch den Vorkörper berücksichtigt. Mit dem Ramjeteinlauf S02A aus dem nationalen SAENGER-Konzept und dem neu konzipierten SCRamjet-Modell SCR1 können die einzelnen Baukomponenten des Kombinationsantriebs im Windkanal getestet werden. Durch Variation der Geometrie, die bei beiden Einlaufmodellen möglich ist, kann eine optimierte Innenkontur bei Vorgabe des Flugbereichs ermittelt werden. Ferner kann durch sogenannte Grenzschichtplatten die Grenzschicht des Flugkörpers und deren Einfluß auf das Einlaufverhalten untersucht werden.

Ergebnis:

Zur Erzielung eines guten Druckrückgewinns war das Ramjet-Einlaufmodell S02A, das für das nationale SAENGER-Konzept ausgelegt war, für eine hohe Innenverdichtung ausgelegt worden. Der Start der Innenströmung wird durch drehbare Rampen realisiert. Bei der Auslegungsmachzahl $M_A = 5.3$ wurde gezeigt, daß sich durch Optimierung der Halshöhe und durch Grenzschichtabsaugung der maximale Druckrückgewinn auf 31% steigern läßt. Wegen der hohen Druck- und Temperaturbelastung muß bei JAPHAR jedoch auf Absaugung und variable Geometrie verzichtet werden. Ein Selbststart bei $M_0 = 3.5$ oder 4.0 erfordert eine niedrigere Innenverdichtung und führt zu deutlichen Leistungseinbußen. Die in den Einlauf eintretenden Grenzschicht verschlechtert den Einlaufwirkungsgrad weiter, wobei allerdings mit geringen Abweiserhöhen diese Verluste reduziert werden können.



Einlauf S02A, kritischer Totaldruck-Rückgewinn als Funktion der Machzahl



Einlauf SCR1 (Seitenwand entfernt) im Hyperschallwindkanal H2K

In dem Hyperschallbereich $6 \leq M \leq 8$ nehmen durch die Geschwindigkeitsreduzierung der Innenströmung auf Unterschall die Totaldruckverluste und die Festigkeitsprobleme durch hohe Drücke und Temperaturen so zu, daß ein SCRamjet-Einlauf mit Überschallverbrennung erforderlich erscheint. Mit dem Prinzipmodell SCR1 mit der Auslegungsmachzahl $M_A = 6.0$, das mit axial verschiebbaren Rampen eine variable Innenverdichtung ermöglicht, wurden Startverhalten und Einfluß von Einspritzelementen untersucht. Zur Beurteilung des Strömungsverhaltens dienen die Messungen von Druckrückgewinn, Durchsatz, statischer Druckverteilung und Machzahlverteilung im Diffusor.

Literatur:

- [1] K. Triesch: Inlet investigations in the context of DLR/ONERA co-operation, interner DLR-Bericht IB 39113 - 2000 C 37, Köln, 2001

weiteres Vorgehen:

Aus den Ergebnissen der vorher beschriebenen Windkanaluntersuchungen mit dem SCRamjet-Einlauf SCR1 sind eine Fülle von Daten gewonnen worden, die die Grundlage geliefert haben zur Konstruktion eines weiteren SCRamjet-Einlaufs SCR2 mit fester Geometrie. Dieses Modell hat auch die Möglichkeit, Treibstoffeinspritzung durch Einblasung von Helium zu simulieren. Ferner ist ein Gesamtmodell des Raumfahrzeugs mit integriertem Triebwerk kurz vor der Fertigstellung. Mit diesem Windkanalmodell sollen die aerodynamischen Beiwerte ermittelt werden.

Datum: 26. März 2001

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Hyperschall**Ansprechpartner:** S.B.Verma, Humboldt Fellow

G.Koppenwallner

Institution: HTG, Hyperschall Technologie Göttingen**Adresse:** HTG, Hyperschall Technologie Göttingen

Max-Planck Strasse 19

37191 Katlenburg-Lindau

Telefon: (05556) 5025**Telefax:** (05556) 1885**e-mail :** HTG-Mail@t-online.de**Weitere Partner:****Thema:** Study of Shock-Wave Boundary Layer Interaction Flowfield on a 24° Ramp Model

Ausgangssituation: It has been known for quite sometime now that all shock-wave/boundary-layer interactions exhibit some degree of unsteadiness[1,2] that can generate severe surface pressure fluctuations, which under the influence of aerothermal effects, can pose significant problems to the structural integrity of the aircraft. Due to their inherent complexity, these interactions are only partially understood and hence, experimental studies are still necessary to gain better understanding of the flowfield physics. Most of the previous surface pressure studies reveal the external shock wave to be stationary while the shock foot in the viscous interaction region may undergo large-scale motion[3]. However, the structure of the interaction flowfield has been comparatively neglected or poorly understood. As such an attempt is made to study this behavior from the fluctuating density field using Laser Schlieren setup developed at HTG.

Ziel: The goal of this study is to further expand our knowledge of ramp-induced shock-wave/boundary-layer interactions and to be able to relate surface and flowfield features so as to gain insight of the interaction behaviour as a whole. Most of the previous investigators have focussed on surface pressure fluctuations to obtain voltage signals which puts a limit to flow analysis only on the model surface and not above the surface which may be crucial to gain insight of the various processes involved.

Lösungsweg: Figure 1 shows a schematic of the laser Schlieren system set up used in the present investigation. The parallel laser sheet is passed through the test section and made to fall on an array of 16 photodiodes placed on the other side of the test section. Since the response time of the photodiodes is extremely small(4nanosecs) very high frequency flowfield fluctuations can be detected using this optical technique. When the laser sheet touches an oscillatory shock, the defracted light appears periodically, and a time trace obtained from the array of photodiode shows unsteady voltage signals. The sensitivity of the Laser Schlieren system can be adjusted to permit measurement of much smaller fluctuations and the signals so obtained are more directly related to a property of the flow, i.e., density. All tests were made for a test-section Mach number of $8.94 \pm 4\%$ with air as test gas ($P_0=42.25$ bar; $T_0=285.9$ K; $Re/L=1.039 \times 10^5 \text{ m}^{-1}$).

Ergebnis: Figures 2(a)-(c) show the simultaneously acquired voltage signals near the reattachment point with the laser sheet perpendicular to freestream direction. The lowest photodiode is kept 0.6 mm above the model surface. It can be seen that the density signals from the photodiodes experiencing a fluctuating density gradient follow opposite trends almost to the extent of mirror imaging, Fig. 2(a)-(b). However, only small frequency oscillations behave in this manner; high frequency changes in density signal do not necessarily follow this trend. Since this location corresponds to a point ahead of reattachment, the fluctuating density signal seen is not because of the oscillating reattachment shock. Rather this is caused by the fluctuating density gradient across the shear layer oscillating in accordance with the expansion and contraction motion of the separation bubble. The photodiode away from the fluctuating density field, however, shows a very steady signal, Fig. 2(c), indicating an undisturbed flow away from the interaction field.

Figures 3(a)-(c) show the power spectrum obtained from the voltage signals shown above. It can be discerned from the plots that most of the flow unsteadiness is confined in the low frequency range. This is consistent with the view that the shock-wave boundary-layer interaction phenomena is associated with low frequency oscillations. Further, Schlieren pictures and the fluctuating density profiles of the interaction were also investigated.

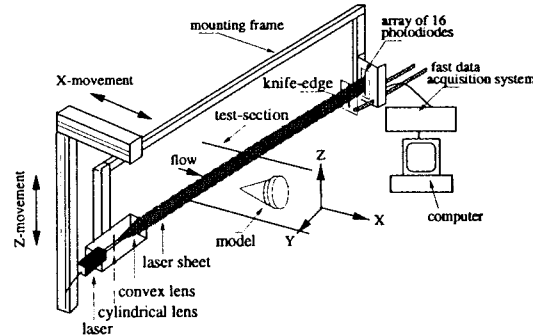


Figure 1: Schematic of the Laser Schlieren system set up

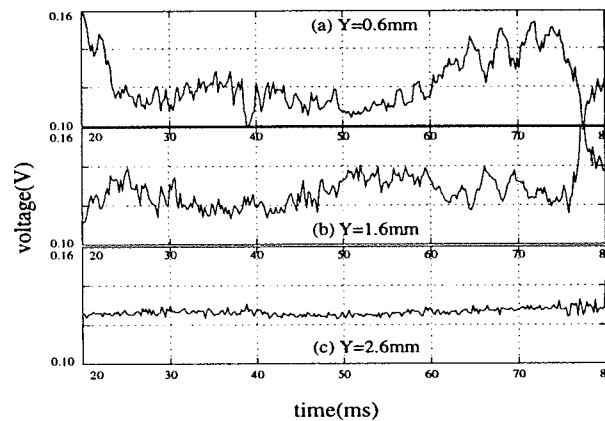


Figure 2: Simultaneous voltage signals from three photodiodes near reattachment point

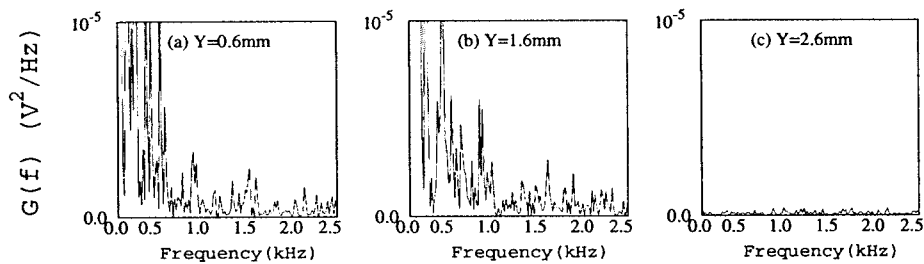


Figure 3: Power spectrum of voltage signals from three photodiodes near reattachment point

Literatur:

- [1] A.L. Kistler, "Fluctuating wall pressure under a separated supersonic flow", *Journal of Acoustical Society of America*, Vol. 36, No.3, pp. 543-550, 1964.
- [2] D.S. Dolling and M.T.Murphy, "Unsteadiness of the separation shock wave structure in a supersonic compression ramp field", *AIAA Journal*, Vol. 21, No.12, pp. 1628-1634, 1983.
- [3] Gibson, B.T. and Dolling, D.S., "Exploratory Study of Wall Pressure Fluctuations in a Mach 5 Sharp Fin-Induced Turbulent Interaction", *AIAA Journal*, Vol. 30, No. 9, pp. 2188-2195, 1992.

Weiteres Vorgehen: Tests will also be carried to study the effect of some low γ gas on the overall interaction.

Datum: May 25th, 2000

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr. Carlos Weber

Institution: Astrium GmbH

Adresse: Postfach 801168
81663 München

Telefon: +49 89 60726950
Telefax: +49 89 60728629
Email: carlos.weber@astrium-space.com

weitere Partner: -

Thema: Turbulenzmodellierung für Wiedereintrittskörper

Ausgangssituation:

Windkanalexperimente von Hyperschallströmungen um Wiedereintrittskörper sind sehr zeitaufwendig und teuer, und für bestimmte Strömungsbedingungen ist es sogar unmöglich alle Ähnlichkeitsparameter einzuhalten. Numerische Simulationen (Computational Fluid Mechanics, CFD) werden daher immer mehr für den aerodynamischen Entwurf und die Entwicklung von Strukturkomponenten verwendet. Da Direkte Numerische Simulationen (DNS) und Grobstruktursimulationen (Large Eddy Simulation, LES) von komplexen technischen Strömungen auf Grund der enorm hohen Rechenzeiten und Speicherplatzanforderungen noch nicht möglich sind, werden die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen gelöst. Die Lösung obiger Gleichungen erfordert Turbulenzmodelle, die die durch den Mittelungsprozess entstehenden Unbekannten modellieren.

Ziel:

Ziel der Studie ist es, hypersonische turbulente Strömungen um Wiedereintrittskörper zu simulieren. Als Anwendungsbeispiel dient hierzu das von der NASA entwickelte Wiedereintrittsvehikel (Crew Return Vehicle, CRV) X-38. Die X-38 ist ein Technologiedemonstrator für ein Rettungsraumfahrzeug für die International Raumstation ISS. Insbesondere interessieren hier die mechanischen und thermischen Lasten an der Ruderklappe. Die Strömung ist dort ähnlich der an einer Kompressionsrampe, mit Strömungsablösung, Stoss/Grenzschicht-Wechselwirkung und sehr hohen Drücken und Wärmeströmen an der Wiederanlegestelle.

Lösungsweg:

Für die Simulation dieser Strömungsphänomene spielen Turbulenzmodelle eine entscheidende Rolle. Die Untersuchten Turbulenzmodelle basieren auf dem Wilcox [1] $k-\omega$ Zweigleichungsmodell, das einen für technische Anwendungen vernünftigen Kompromiss darstellt zwischen den sehr komplexen Reynoldsspannungsmodellen und den einfachen algebraischen Turbulenzmodellen. Das $k-\omega$ Modell zeigt ausserdem ein besseres Verhalten als das klassische $k-\epsilon$ Modell bei Grenzschichten mit Druckgradient oder kompressiblen

Strömungen. Zusätzlich zum standard $k-\omega$ Modell wurden drei weitere Varianten untersucht, nämlich ein „low Reynolds number“ $k-\omega$ Modell [2], die Menter [3] Shear Stress Transport (SST) Korrektur und eine „realizable“ Variante. Da bei sehr hohen Machzahlen Kompressibilitätseffekte nicht mehr vernachlässigbar sind, wurden ausserdem verschiedene explizite Kompressibilitätskorrekturen untersucht (Modelle für die Kompressible Dissipation und Druckdilataion, Begrenzung des turbulenten Längenmasses etc.). Die verschiedenen Modellevarianten wurden zunächst an einer Plattengrenzschicht und einer hypersonischen Kompressionsrampe getestet und validiert, um dann an der X-38 angewendet zu werden.

Ergebnis:

Der Wärmestrom in der Nähe der Körperklappe und Wandschubspannungslinien werden in Abb. 1 (links) gezeigt. Das SST Modell ergibt eine etwas grössere Ablöseblase als das standard $k-\omega$ Modell.

Der mit dem Menter SST Modell simulierte Wandwärmestrom auf der Unterseite des Vehikles wird verglichen mit Windkanaldaten vom NASA Langley Research Center in Abb. 1 (rechts). Sehr gute Übereinstimmung kann gesehen werden, insbesondere in der Nähe der Körperklappe. Die Machzahl ist $M=6$, bei einem Anstellwinkel von 40° und einem Klappenwinkel von 20° .

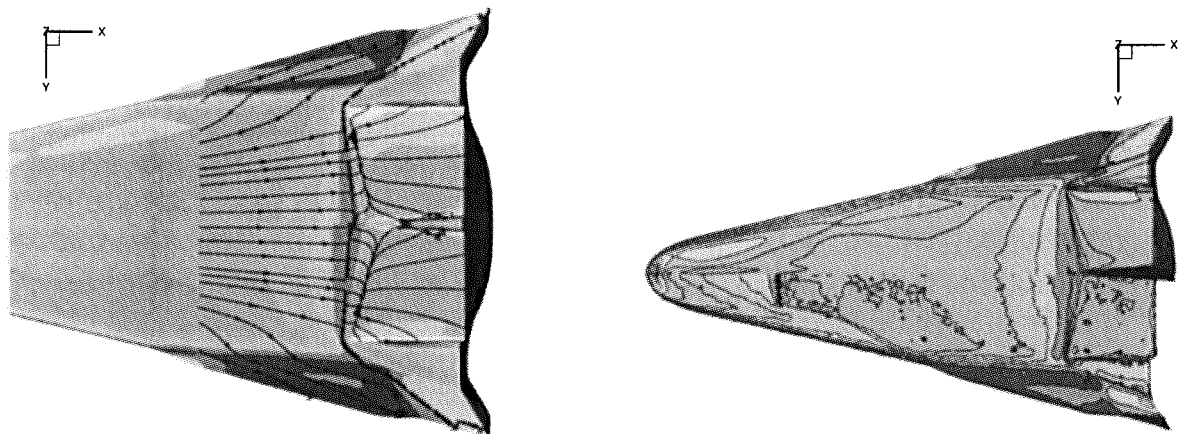


Abb 1.: Links: Wandwärmestrom und Wandschubspannungslinien; obere Hälfte: $k-\omega$, untere Hälfte: SST. Rechts: Vergleich des mit dem SST Modell (obere Hälfte) simulierten Wandwärmestroms mit Windkanaldaten (untere Hälfte).

Literatur:

- [1] Wilcox, D.C., Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models, AIAA Journal, Vol. 26, No. 11, 1988, pp. 1299-1310.
- [2] Wilcox, D.C. Simulation of Transition with a Two-Equation Turbulence Model, AIAA Journal, Vol. 32, No. 2, 1994, pp. 247-255.
- [3] Menter, F.R., Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, AIAA Journal, Vol. 32, 1994, pp. 1598-1605.

weiteres Vorgehen:

Simulationen werden durchgeführt für $M=10, 15$ und 17.5 mit strahlungsadiabater Wandrandbedingung um realistische Wandtemperaturen im Freiflug vorherzusagen. Weiterhin wird eine Behinderung der Abstrahlung durch Sichtfaktoren berücksichtigt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: M. Brede, A. Leder

Institution: Institut für Maritime Systeme und Strömungstechnik, Universität Rostock

Adresse: Albert-Einstein-Strasse 2; 18051 Rostock

Telefon:

Telefax:

e-mail: martin.brede@mbst.uni-rostock.de

weitere Partner:

Thema: Turbulenzstrukturen im Zylindernachlauf in der Transition

Projektbeschreibung:

Im Nachlauf eines quer angeströmten Kreiszylinders bildet sich aufgrund der primären Instabilität der Strömung ab einer Reynoldszahl von etwa 50 eine Reihe gerader Stabwirbel, die sogenannte „Kármánsche Wirbelstraße“ (die Reynoldszahl wird hier mit der Anströmgeschwindigkeit U_∞ , dem Zylinderdurchmesser d und der kinematischen Viskosität ν gebildete Reynoldszahl $Re = U_\infty d / \nu$). Diese gehen beim Auftreten von sekundären Instabilitäten ab einer Reynoldszahl von etwa 160 in dreidimensionale Wirbel über. Ab $Re = 450$ tritt zusätzlich eine Kelvin-Helmholtz-Instabilität der abgelösten Scherschicht des Zylinders hinzu, die ab $Re = 1.000$ die Ausbildung eines zweiten Wirbelsystems in der abgelösten Scherschicht bewirkt. Diese Wirbel werden in einem noch unbekannten Prozeß in die primären Wirbel eingerollt. Das kombinierte System zerfällt stromab und trägt dabei wesentlich zur Turbulenzentstehung bei.

Die Turbulenzentstehung in Nachlaufströmungen hinter stumpfen Körpern ist aufgrund der weiten Verbreitung in technischen Anwendungen und wegen ihrer Bedeutung beim grundlegenden Verständnis der Transition eines der herausragenden Probleme der Strömungsmechanik. Besonders die bei der Transition von Nachlaufströmungen auftretenden komplexen, dreidimensionalen Wirbelstrukturen, die oft das Ergebnis mehrerer gleichzeitig wirkender Instabilitätsmechanismen sind, können experimentell nur schwer erfaßt werden und bereiten große Probleme in der Turbulenzmodellierung. Der laminar-turbulente Umschlag läßt sich auch nicht mit hinreichender Genauigkeit numerisch simulieren.

In einer experimentellen Untersuchung des Zylindernachlaufs lassen sich die charakteristischen Transitionsstrukturen beispielhaft untersuchen. In dieser Arbeit werden Ergebnisse vorgestellt, die durch LDA-Messungen im nahen Nachlauf gewonnen wurden. Bei vier verschiedenen Reynoldszahlen zwischen $Re = 5.000$ und $Re = 50.000$ erfolgte eine Bestimmung der Reynoldsschen Schub- und Normalspannungsterme auf einem hochauflösenden Meßgitter.

In der Abbildung ist als Beispiel die Bestimmung von Geschwindigkeitsvektoren und Reynoldsspannungen bei einer Reynoldszahl von 20.000 dargestellt. Im Vektorfeld u, v ist die Rezirkulationszone, die durch den hinteren freien Staupunkt und die abgelösten freien Scherschichten begrenzt wird, gut zu erkennen. Anhand der Intensitätsverteilung der Reynoldsspannungen läßt sich der Beitrag der verschiedenen Wirbelstrukturen zur Turbulenzentstehung ermessen. Während in $\overline{u^2}$ die abgelösten Scherschichten hinter dem Zylinder deutlich hervortreten, findet sich das Maximum in $\overline{v^2}$ in der Primärwirbelbildungszone. In dem Term der Reynoldsschen Schubspannung in $\overline{uv}$ treten insbesondere periodische kohärente Strukturen im Nachlauf hervor: Die Extrema von $\overline{uv}$ zeigen hier zum einen die zum Primärwirbel aufrollenden abgelösten Scherschichten und zum anderen die Rezirkulationswirbel im nahen Nachlauf. Als dritte Struktur ist in $\overline{uv}$ deutlich die abgelöste Scherschicht zu erkennen, die in den Primärwirbel aufgerollt wird.

Im weiteren Verlauf der Untersuchung werden phasengetriggerte Messungen zur Ermittlung der Scherschichtinstabilität in verschiedenen Stadien der Ablösung folgen. Aus den gemessenen Reynoldsspannungen kann dann der Beitrag der Wirbelstruktur in der abgelösten Scherschicht zur Turbulenzproduktion ermittelt werden.

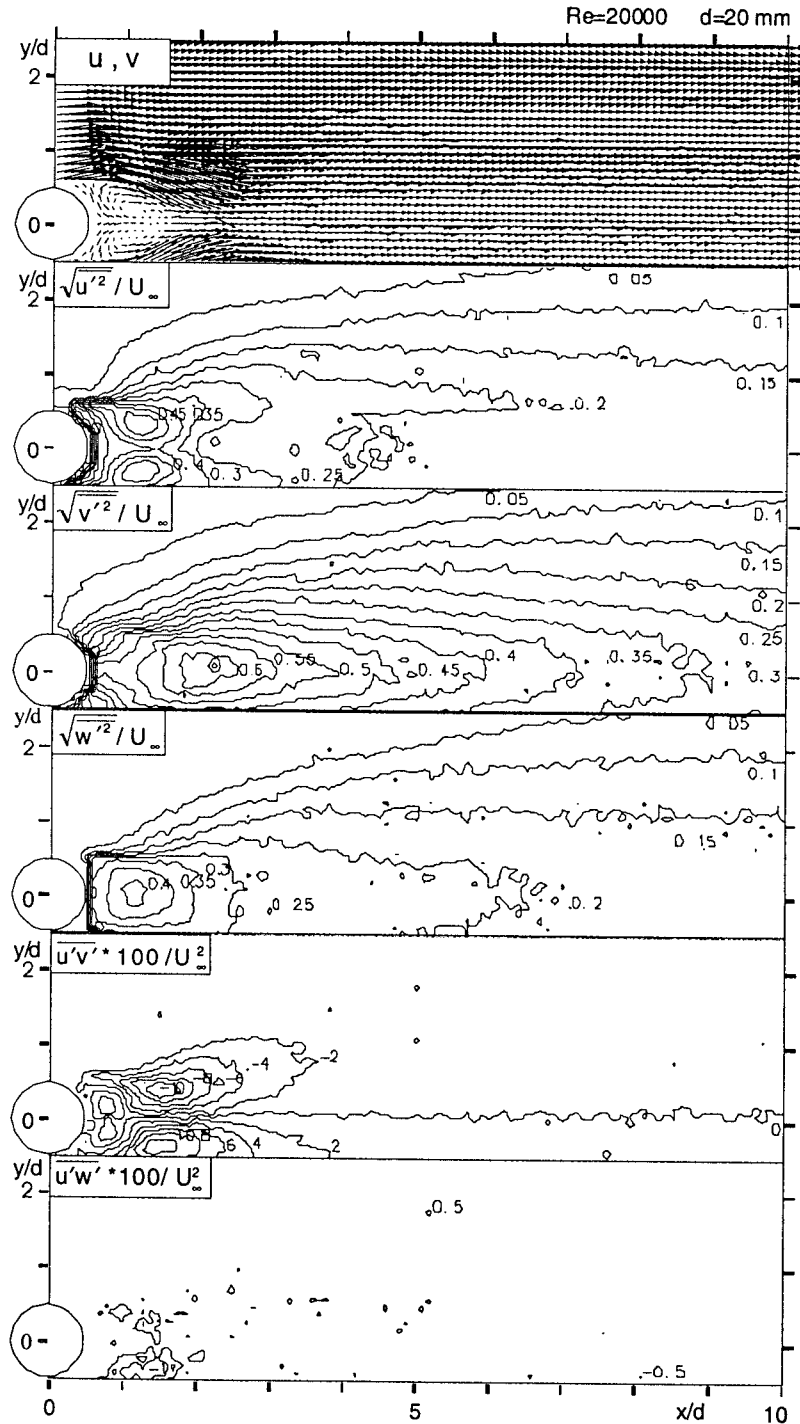


Abbildung: Geschwindigkeitsfeld u, v und Reynoldsspannungsterme aus der zeitgemittelten Messung von $u'^2, v'^2, w'^2, u'v'$ und $u'w'$ im Nachlauf eines quer angeströmten Kreiszylinders in der Transition bei $Re=20.000$

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Phsikalische Grundlagen

Ansprechpartner: R. Grundmann, R. Buckisch, J. Frey, L. Müller

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, TU Dresden

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0351 / 463 8086

Telefax: 0351 / 463 8087

e-mail: grundmann@tfd.mw.tu-dresden.de

weitere Partner:

Thema: Experimentelle Untersuchungen zum Verhalten punktförmig emittierter Störungen in einer laminaren Plattengrenzschicht

Projektbeschreibung:

Seit 1995 finden am Windkanal (NWK) der TU Dresden Versuche zur aktiven Beeinflussung laminarer Plattengrenzschichten im Rahmen des DFG-Programms „Transition“ statt. Bisher stand dabei die Anregung und Dämpfung schräglauferender Tollmien-Schlichtingscher Wellen (TSW) im Vordergrund. Dafür ist ein spezieller Versuchsstand geschaffen worden. Die Emission der Störungen erfolgt auf akustischem Wege über Lautsprecher und eine variable Schlitzkonfiguration an der Plattenoberfläche. Als Meßmethode dient die Hitzdrahtanemometrie.

Gegenstand der aktuellen Untersuchungen war das Verhalten periodischer Störungen aus punktförmigen Quellen zu untersuchen. Der Versuchsstand wurde entsprechend modifiziert. Mit Hitzdrahtmessungen wurden sowohl die Entwicklung der Störungen im Strömungsfeld beobachtet als auch erste Aussagen zur Möglichkeit ihrer Dämpfung gewonnen.

Im Laufe der bisherigen Messungen wurden zwei verschiedene Varianten einer Punktquelle behandelt:

- Ein oberflächenbündig eingepaßtes Keramikröhrchen mit 6 Kanülen bei $x/l=0.17$ ($Re_{\delta^*}=560$) (Störquelle 1),
- Ein 5 mm langer Schlitz bei $x/l=0.2$ ($Re_{\delta^*}=610$) – eine Abwandlung der bereits vorhandenen Schlitzkonfiguration (Störquelle 2).

Die Positionen und Reynoldszahlen folgen aus den Plattenabmessungen (1x1 m) sowie der verwendeten Anströmgeschwindigkeit von 10 m/s. Die dimensionslose Frequenz der Anregung lag bei $F=132$, ($F=2\pi f v/u_{\infty}^2 \times 10^6$). Die Schalldruckpegel der Störsignale bewegten sich zwischen 62 und 88 dB (Quelle 1) bzw. 68 und 86 dB (Quelle 2).

Zur Messung kamen Normaldraht- und V-Draht-Sonden im Konstanttemperaturbetrieb zum Einsatz, letztere zur Bestimmung der lateralen Komponenten. Beide Quellen wurden nacheinander sowohl ohne als auch mit einer Grundströmung vermessen. Nach der Untersuchung des Verhaltens der Störung stromab entlang der Zentrumslinie hinter der Quelle wurde die spannweitige Ausbreitung der Störung betrachtet.

Ergebnisse

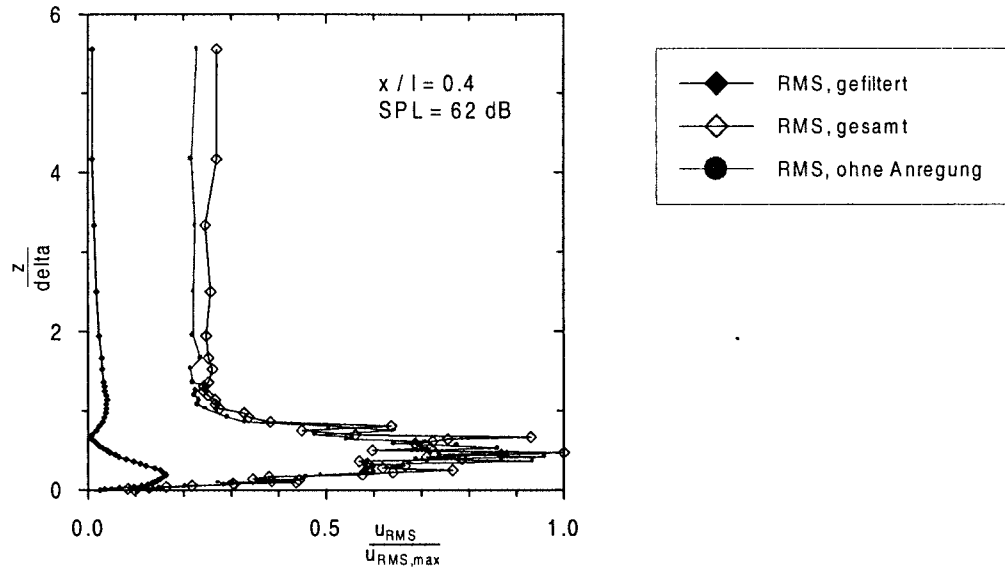
Mit der hier verwendeten Konfiguration der Störquelle 1 ist es nicht gelungen, eine allmähliche Anfachung der Instabilität zu erzielen. Statt dessen klingt die Störung wieder ab, oder es kommt (etwa ab $SPL=81$ dB) sehr schnell zur Transition.

Im Falle der Störquelle 2 kam es direkt hinter der Quelle zu einem Amplitudenabfall, weiter stromab zu einem erneuten Anstieg und schließlich zur Transition.

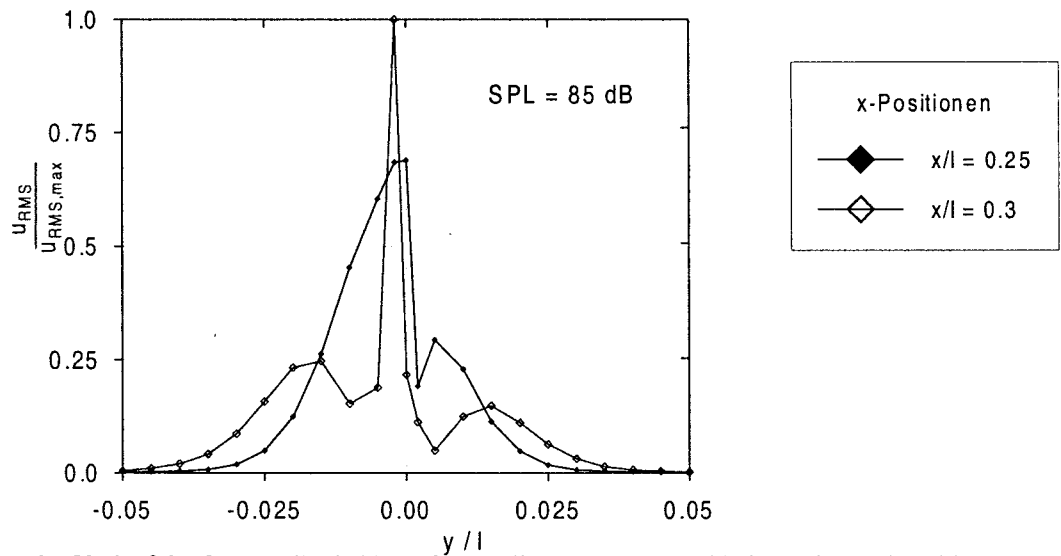
Der laterale Verlauf der Störamplitude hinter der Störquelle 1 ($SPL=85$ dB) läßt auf die Anfachung einer 3-D-Instabilität schließen. Im Gegensatz dazu ist beim Schlitz ein „Breitlaufen“ der Störung zu beobachten, was den Amplitudenabfall hinter der Quelle als spannweitige Verteilung der Energie erklärt. Die Phasenverläufe über der Spannweite sind in beiden Fällen äquivalent. Flächenhafte Vermessungen des Strömungsfeldes hinter der schlitzförmigen Quelle decken sich zudem mit numerischen Rechnungen und bestätigen eine keilförmige Ausbreitung der Störung.

Bei ersten Veruchen zur Dämpfung durch Überlagerung mit einem spannweitig konstanten, in der Mitte genau gegenphasigen Signal brachten bisher nicht den gewünschten Erfolg.

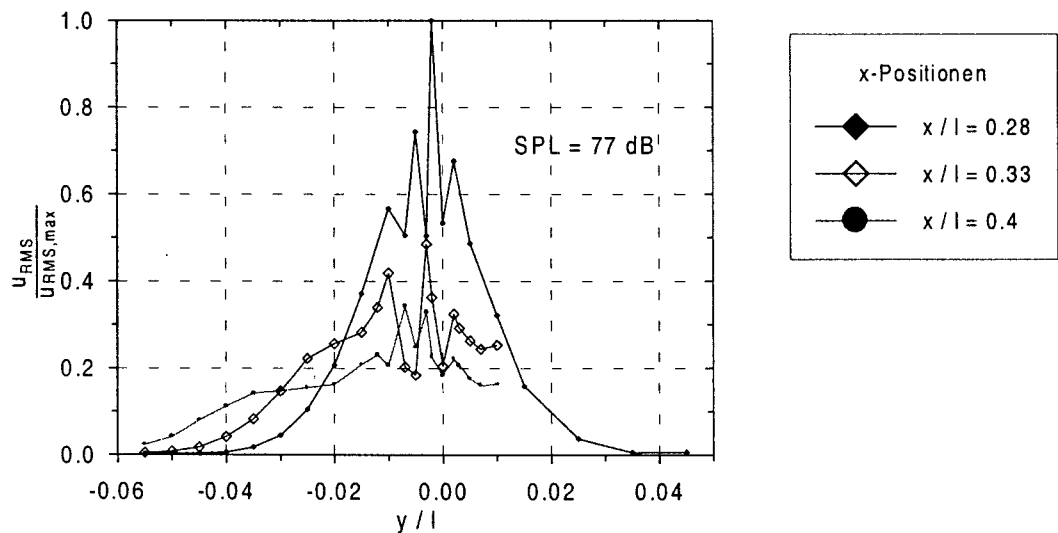
Weitere Aufgaben bestehen in der Strömungsvisualisierung, hierfür wurde eine leistungsfähige CCD-Kamera beschafft, sowie in der Dämpfung der Störung mit schrägstehenden Schlitzen.



Verlauf der Amplitude des Störsignals hinter Störquelle 1 über der Grenzschichtdicke im Vergleich zum Gesamt-RMS mit und ohne Anregung



Lateraler Verlauf der Störampitude hinter Störquelle 1 an zwei verschiedenen Stromabpositionen



Lateraler Verlauf der Störampitude hinter Störquelle 2 an drei verschiedenen Stromabpositionen

Mitteilung

Fachkreis	Physikalische Grundlagen (Transition)	
Ansprechpartner	Dr. Werner Koch	
Institution	DLR, Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr. 10 37073 Göttingen	Telefon (0551)709-2263 Telefax (0551)709-2404 email werner.koch@dlr.de
Weitere Partner	DLR - SK (S. Hein) DFG Schwerpunktprogramm 'Transition' Graduiertenkolleg Göttingen P. Huerre, J.-M. Chomaz, Ecole Polytechnique, Palaiseau M. Gaster, London	
Thema	Kausale Stabilitätsanalyse primärer und sekundärer Querströmungswirbel in der dreidimensionalen Grenzschicht des DLR Prinzipexperiments	

Ausgangssituation

Die Klärung des physikalischen Mechanismus, der den nichtlinearen Zusammenbruch bei der laminar-turbulenten Transition verursacht, ist Voraussetzung für eine nichtempirische Transitionsvorhersage bzw. Transitionsbeeinflussung. In zahlreichen Experimenten werden kurz vor der Transition hochfrequente Störwellen beobachtet. Dabei spielen in Strömungsrichtung ausgerichtete Längswirbel eine entscheidende Rolle, wie z.B. sog. 'low-speed streaks' in by-pass Transition, Görtlerwirbel an konkav gekrümmten Wänden, oder Querströmungswirbel in dreidimensionalen Grenzschichten, die gegenüber hochfrequenten Störwellen instabil werden [1],[2]. Der konvektive oder absolute Charakter dieser Instabilitäten ist von zentraler Bedeutung für ein in Grenzschichten allgemein gültiges Transitionskriterium.

Ziel

Durch Untersuchung der späten Transitionsstadien, insbesondere der hochfrequenten sekundären Instabilitäten, sollen Kriterien für den bevorstehenden Zusammenbruch und damit Voraussetzungen für die Entwicklung eines nichtempirischen Transitionskriteriums erarbeitet werden.

Lösungsweg

Die von Dauchot und Manneville geäußerte Hypothese, daß die laminar-turbulente Transition einer globalen Verzweigung der Reynoldszahl-abhängigen Lösungsmannigfaltigkeiten entspricht, konnte bisher nur an Modellgleichungen demonstriert werden. Eine lokale Untersuchung auf absolutes/konvektives Instabilitätsverhalten (kausale Stabilitätsanalyse) kann jedoch benutzt werden, um dies indirekt für realistische Grenzschichten zu beweisen oder zu widerlegen. In der vorliegenden Untersuchung werden primäre und sekundäre Instabilitäten in einer dreidimensionalen Grenzschicht auf absolutes bzw. konvektives Stabilitätsverhalten untersucht.

Ergebnis

Für das in [2] untersuchte Modellproblem der schiebenden Platte mit aufgeprägtem Druckgradienten (DLR Prinzipexperiment) wurden primäre und sekundäre Wellenpakete einer kausalen Stabilitätsanalyse unterzogen. Gegenüber den vorläufigen Ergebnissen in [4] wurden die Rechnungen bis zum Plattenende $x_c/c = 1.0$ weitergeführt [5]. Dazu wurde eine in [3] beschriebene Methode verwendet. Zunächst wurden primäre Wellenpakete für das DLR Prinzipexperiment bis $x_c/c = 1.0$ untersucht. Wie aus bereits in der Literatur vorhandenen Ergebnissen zu erwarten war, sind alle für das DLR Prinzipexperiment untersuchten Fälle primärer Instabilität konvektiv instabil.

Für ein Transitionskriterium wesentlich interessanter ist die Frage, ob bei sekundären Instabilitäten ein Wechsel von konvektiver zu absoluter Instabilität stattfinden kann. Sekundärere Instabilitäten sind um

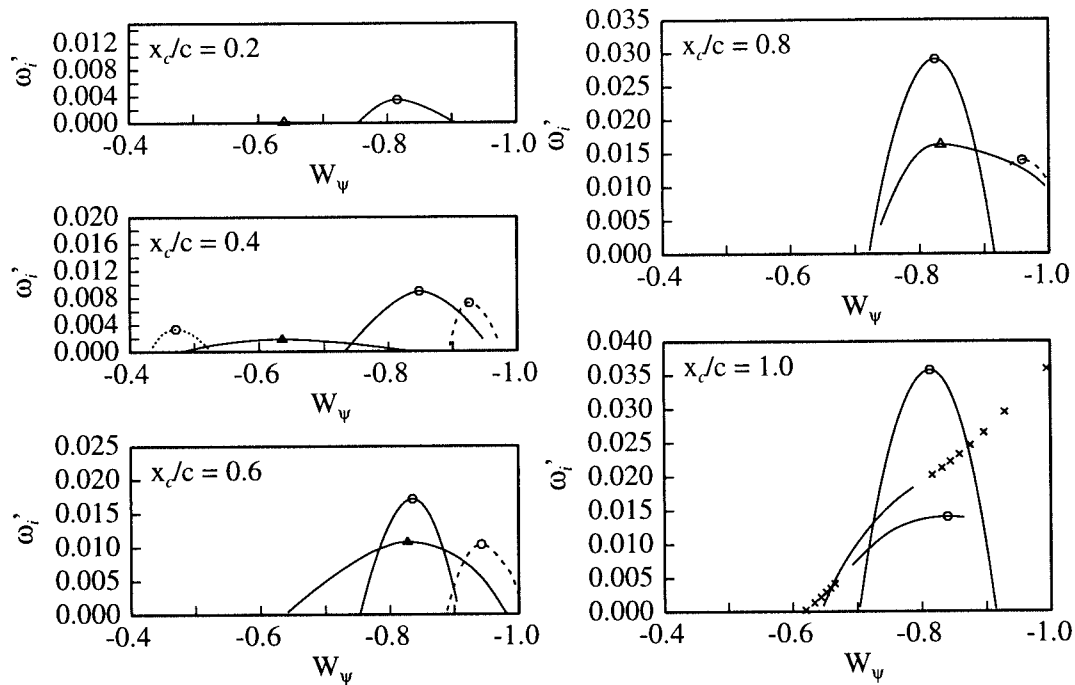


Abbildung 1: Zweidimensionale, sekundäre Wellenpakete entlang der Wirbelachse der stationären Querströmungswirbel im DLR Prinzipexperiment: Anfachungsrate $\omega_i'(W_\psi)$ verschiedener hochfrequenter Moden im mit W_ψ bewegten Koordinatensystem für $x_c/c = 0.2 - 1.0$. Der angefachte Bereich ist außerhalb $W_\psi = 0$, d.h. die hochfrequenten Instabilitäten sind konvektiv instabil.

Größenordnungen aufwendiger zu berechnen und dementsprechend wurden nur zweidimensionale Wellenpakete in Richtung Wirbelachse untersucht. Entgegen unseren Erwartungen erwiesen sich jedoch alle bis zu einer Profiltiefe von $x_c/c = 1.0$ berechneten sekundären Instabilitäten als rein konvektiv instabil (siehe [5]). Die DNS Untersuchungen von Wassermann und Kloker [6] bestätigen dies für einen ähnlichen Fall. Das heißt, Transition wird zwar durch hochfrequente, sekundäre Instabilitäten eingeleitet, die eigentliche Transition findet aber erst im nichtlinearen sekundären Bereich statt.

Literatur

- [1] A.Stolte: Investigation of transition scenarios in boundary-layer flows. Dissertation, Georg-August-Universität Göttingen (1999).
- [2] W.Koch, F.P.Bertolotti, A.Stolte and S.Hein: Nonlinear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability. *J. Fluid Mech.* **406**(2000),131-174.
- [3] H.Oertel,Jr. und J.Delfs: Mathematische Analyse der Bereiche reibungsbehafteter Strömungen. *Z.angew.Math.Mech.(ZAMM)* **75**(1995),491-505.
- [4] W.Koch: Absolute/convective instability analysis of secondary cross-flow vortices in a three-dimensional boundary layer. In H.F.Fasel and W.S.Saric eds., *Laminar-Turbulent Transition*, IUTAM Symposium, Sedona/AZ, September 13-17,1999, pp. 601-606, Springer 2000.
- [5] W.Koch: On the spatio-temporal stability of primary and secondary crossflow vortices in a three-dimensional boundary layer. Submitted to *J. Fluid Mech.*(2001)
- [6] P.Wassermann und M.Kloker: DNS of laminar-turbulent transition in a 3-d aerodynamics boundary-layer flow. In E.Krause and W.Jäger eds., *High Performance Computing in Science and Engineering 2000*, Springer 2001.

Weiteres Vorgehen

Infolge des konvektiv instabilen Charakters sekundärer Instabilitäten müßte es möglich sein, deren nicht-linearen Verlauf mittels PSE zu berechnen. Eine dementsprechende Erweiterung der PSE Methode in Zusammenarbeit mit S.Hein ist geplant.

Datum: 1.2.2001

STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Physikalische Grundlagen (Transition)

Ansprechpartner

Holger Opfer, Friedrich-Reinhard Grosche, Dirk Ronneberger

Institution

DLR – Institut für Strömungsmechanik

Adresse

Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2455

Telefax 0551 / 709-2829

E-mail holger.opfer@dlr.de

weitere Partner

Uwe Ch. Dallmann, DFG-SPP(Transitionsbeeinflussung)

Thema

Aktive Beeinflussung 3-dimensionaler Grenzschichtstörungen durch Methoden der adaptiven Signalverarbeitung

Ausgangssituation

Der Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit liegt in der aktiven, adaptiven Beeinflussung bzw. Steuerung von Strömungen, hier angewandt auf die Auslöschung von Tollmien-Schlichting-Wellen in einer ebenen Plattengrenzschicht mittels gegenphasiger Störungen. In der Strömung über Tragflächen werden Störungen in gewissen Frequenzbereichen durch die TS-Instabilität angefacht und führen zur Transition. Da sich diese TS-Wellen nicht nur in Strömungsrichtung ausbreiten, müssen auch diese 3-dimensionalen Anteile gedämpft werden, um die Transition zu verzögern. Um dies durch aktive Methoden zu gewährleisten, bedarf es eines Steuerungssystems, welches die physikalischen Ausbreitungsmechanismen sehr genau nachbildet.

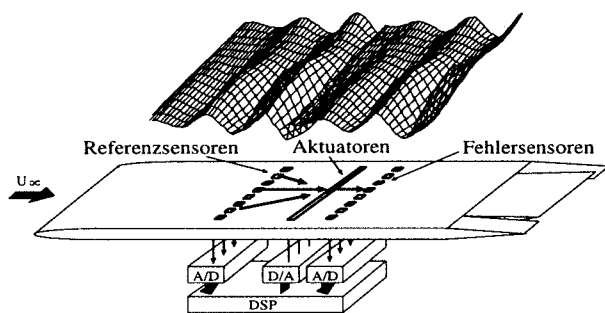
Ziel

Ziel dieser Arbeit ist es, die Entstehung und Ausbreitung von 2- und 3-dimensionalen Störungen basierend auf der Tollmien-Schlichting-Instabilität zu untersuchen und diese durch ein effektives, flexibles und robustes Steuerungssystem zu dämpfen. Theoretische Betrachtungen zur Steuerbarkeit dieser Störungen sollen mit experimentellen Ergebnissen verglichen werden, um Kriterien der Steuerbarkeit auszuarbeiten und mit Hilfe des Experiments zu validieren. Desweiteren sollen insbesondere die Grenzen eines solchen Stabilisierungssystems untersucht werden, zum Beispiel im Hinblick auf die komplizierte Wechselwirkung zwischen Schall und Tollmien-Schlichting-Wellen sowie deren Berücksichtigung im Systemmodell.

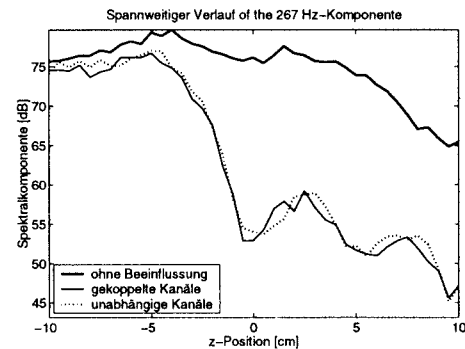
Lösungsweg

Das hier verwendete adaptive, aktive Dämpfungssystem, bestehend aus Sensoren, Aktuatoren und Signalverarbeitungshard- und software, muß neben gewissen Ansprüchen an die Kausalität sowohl die Beobachtbarkeit als auch die Steuerbarkeit des Systemzustandes ermöglichen und sich einem zeitlich veränderlichen Systemzustand ausreichend schnell anpassen können. Da die Anfachung von Störungen durch die TS-Instabilität in weiten Bereichen linear verläuft, aber frequenzabhängig ist, bieten sich zunächst Methoden der linearen Systemtheorie an, die durch digitale Signalverarbeitung in Echtzeit realisiert werden müssen. Da es sich um ein Grundlagenexperiment handelt, werden die Untersuchungen an einem nicht unnötig komplexen Modell durchgeführt. Das bedeutet hier, daß als Modell eine ebene Platte gewählt wurde, deren Anstellwinkel variiert werden kann. Die Experimente werden im turbulenzarmen Windkanal im DLR Göttingen (TUG) durchgeführt. Durch spannwitig in die Platte eingelassene Schlitze, die durch Druckkammerlautsprecher angesteuert werden, können definierte Störungen in die Grenzschicht eingebracht werden. Bei entsprechender Wahl des Anstellwinkels und der Anströmgeschwindigkeit können auch natürliche TS-Wellen untersucht und beeinflußt werden. Die zu unterdrückenden Störungen werden stromab durch ein Feld von acht spannwitig angeordneten Wandhitzdrähten aufgenommen (Abb. (a)). Die Hitzdrahtsignale dienen als Eingangssignal für ein komplexes Systemmodell, das sowohl die Rezeptivität als auch die frequenzabhängige Anfachung und Ausbreitung der Störungen nachbildet. Um eine entsprechende Dämpfung der Störungen durch den mit Hilfe von acht Lautsprechern angesteuerten Aktuatorschlitz zu gewährleisten, muß die Signalverarbeitung ausreichend schnell stattfinden und die elektrische Signallaufzeit muß kleiner als die physikalische Laufzeit der TS-Wellen

sein. Acht weitere Wandhitzdrahtsensoren direkt hinter den Aktuatoren liefern der Signalverarbeitung acht Fehlersignale, mittels derer ein Algorithmus die Parameter des Systemmodells anpaßt. Diese zu adaptierenden Parameter können in einer Matrix $\mathbf{W}$ zusammengefasst werden, deren Diagonalelemente die komplexen Übertragungsfunktionen zwischen den Referenzsensoren und den jeweils stromab liegenden Aktuatoren bilden. Die nicht-Diagonalelemente beschreiben die komplexen Übertragungsfunktionen zu den jeweils benachbarten Aktuatoren. Eine analoge Notation kann man für die Übertragungsmatrix $\mathbf{S}$ zwischen den Referenz- und Fehlersensoren und für die Übertragungsmatrix $\mathbf{P}$ zwischen den Referenz- und Fehlersensoren einführen. Die Korrelationen zwischen den Eingangssignalen können in der Autokorrelationsmatrix $\mathbf{R}$ zusammengefasst werden. Mit Hilfe der Wiener-Theorie kann man die optimale Übertragungsmatrix $\mathbf{W}$ wie folgt berechnen $\mathbf{W} = \mathbf{S}^{-1}\mathbf{P}\mathbf{R}^{-1}$. Die Konditionierung dieser Matrizen gibt Aufschluß darüber, inwieweit die Berücksichtigung spannweitiger Korrelationen zu einer größeren Dämpfung führen.



(a) Prinzipische Skizze des Modells, der spannweite Abstand zwischen den Sensoren beträgt 5 cm, der Abstand zwischen Referenzsensoren und Aktuatoren 11 cm.



(b) Spannweite Dämpfung natürlicher TS-Wellen für die am stärksten angefachene Frequenzkomponente bei $U_\infty = 19 \text{ m/s}$. Die Fehlersensoren befinden sich bei $z=0, 5, 10 \text{ cm}$.

Ergebnis

Um die Erzeugung von Störungen zu hoher Querwellenzahlen zu unterdrücken, wurden die Aktuatoren entsprechend abgeändert, so dass sie eine spannweitig glattere Druckverteilung erzeugen. Das sich herausstellte, daß diese Glättung noch nicht ausreichend war, wurde eine zusätzliche Raumfrequenzfilterung mittels der benachbarten Aktuatoren eingeführt, die allerdings noch nicht bei Steuerungsexperimenten eingesetzt wurde. Aktive Steuerungsexperimente mit einem vollständig gekoppelten vierkanaligen Systemmodell in der Plattengrenzschicht wurden für natürlichen TS-Wellen durchgeführt und mit entsprechenden Experimenten ohne spannweitige Kopplung verglichen. In beiden Experimenten konnte eine Senkung der Fehlersignalpegel, d.h. der Geschwindigkeitsschwankungen, um bis zu 22 dB beobachtet werden, es konnten allerdings keine signifikanten Unterschiede gemessen werden (Abb. (b)). Weiterhin wurden bei akustischen Messungen Kohärenzen von bis zu 0.7 zwischen Wandhitzdraht- und Mikrofonsignalen gemessen, was in der Impulsantwort zu mehreren Echos führte, von denen einige auch vor dem TS-Impuls lagen, was sich negativ auf die geforderte Kausalität des Steuerungssystems auswirkt.

weiteres Vorgehen:

Zunächst werden Experimente zur Bestimmung der Stromabentwicklung der Dispersion durchgeführt, um die Ergebnisse aus den Dämpfungsexperimenten besser zu verstehen, insbesondere die Frage, warum die zusätzliche Berücksichtigung lateraler Korrelationen in diesem Fall nicht zu einem besseren Dämpfungserfolg führte. Hierzu wird auch eine Auswertung der trotz aktiver Dämpfung verbleibenden Reststörungen durchgeführt. In Bezug auf die akustischen Einflüsse müssen noch weitere Überlegungen angestellt werden, insbesondere inwieweit man solche Einflüsse in einem Systemmodell berücksichtigen sollte.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: D. Sturzebecher, W. Nitsche

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin

Adresse: Marchstrasse 14; Sekr. F2; 10587 Berlin

Telefon: 030 / 314 -25438

Telefax: 030 / 314 - 22955

e-mail: dirk.sturzebecher@ilr.tu-berlin.de

Thema: Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten durch die kaskadierte Anordnung von Sensor-Aktuatorsystemen

Projektbeschreibung:

Die Bemühungen der heutigen Aerodynamik-Forschung zielen auf eine Steigerung der Wirtschaftlichkeit moderner Verkehrsflugzeuge ab, wobei der adaptive Tragflügel das größte Potential verspricht. Neben einer kontinuierlichen Anpassung des Flügels an den jeweiligen Flugzustand sollen widerstandsminimierende Maßnahmen den Kraftstoffverbrauch erheblich reduzieren. Ein beträchtlicher Anteil am Widerstand eines Flugzeuges respektive des Tragflügels wird durch den Reibungswiderstand bestimmt. Verschiedene passive und aktive Beeinflussungskonzepte zielen auf eine Verschiebung der laminar-turbulenten Transition in Richtung Flügelhinterkante und somit auf eine Senkung der Reibungsverluste ab. Ein Ansatz zur Verlängerung der laminaren Lauflänge besteht darin, die transitionsverursachenden Tollmien-Schlichting(TS)-Instabilitäten durch künstlich in die Grenzschicht eingebrachte Gegenstörungen zu minimieren. Infolge der relativ stochastischen Verteilung von instabilen TS-Wellenpaketen ist eine hochwirksame Störungsdämpfung nur mit einer leistungsfähigen aktiven Regelung möglich. Ein adaptiver Regelalgorithmus, der auf einem Signalprozessor ausgeführt wird, wird seit Jahren an der TU-Berlin erfolgreich zur Dämpfung von natürlichen TS-Instabilitäten an einem ungepfeilten Tragflügel verwendet. Zur Erfassung der Störungen bzw. zur Einkopplung der Gegenwelle werden Sensoren und Aktuatoren benötigt, die störungsarm in die Flügeloberfläche integriert sind. Der Grundgedanke des verwendeten Algorithmus läßt sich folgendermaßen umschreiben: An einem Referenzsensor stromauf des Aktuators wird die Störung erfaßt und daraus ein Aktuator-signal derart berechnet, daß am Fehlersensor stromab des Aktuators nur noch minimale Störungen verbleiben. Die zur Berechnung der Gegenstörung erforderliche Übertragungsfunktion basiert auf FIR-Filtern und wird mit Hilfe des filtered-x-LMS-Algorithmus (LMS, least mean square) kontinuierlich nachgebildet.

Am Tragflügel eines Verkehrsflugzeuges kann ein nennenswerter Gewinn an laminarer Lauflänge erst durch eine mehrfach stromab kaskadierte Dämpfung erreicht werden. Andererseits ist in Spannweite mit einer Variation der Phase und Amplitude der TS-Wellen zu rechnen, so daß hier die TS-Störungen individuell gedämpft werden müssen. Daher wurde dazu übergegangen, in Anlehnung an die bereits gemachten Erfahrungen am Einzel-Sensor-Aktuatorsystem, mehrkanalige Regelsysteme sowie entsprechende Sensor-Aktuatoranordnungen einzusetzen. Hierzu wurde ein Signalprozessor SHARC ADSP-21060 mit einem Interface erweitert, das den Zugriff auf einen 16-Kanal A/D-Wandler sowie auf einen 16-Kanal D/A-Wandler ermöglicht. In dieser Konfiguration können somit bis zu 8 Sensor-Aktuatorsysteme mit autonomen Übertragungsfunktionen simultan betrieben werden.

Die Untersuchungen zum Einsatz von Mehrfachsystemen werden am ungepfeilten Versuchsflügel NACA 0008 bei $U_\infty = 17$ m/s mit natürlichen TS-Instabilitäten durchgeführt. Durch zusätzliche Störquellen stromauf der Sensor-Aktuatoranordnung können auch künstlich 2D-Wellen, schräglaufende Wellen sowie „punktförmige“ Instabilitäten eingekoppelt werden. Der prinzipielle Aufbau der untersuchten Mehrfach-Regelsysteme ist in Abbildung 1 dargestellt.

In ersten Experimenten wurde zunächst der Einsatz von stromab kaskadierten Sensor-Aktuatorsystemen untersucht. Basierend auf den Erfahrungen am Einzelsystem werden als Sensoren Oberflächenheizdrähte und als Aktuatoren Schlitzaktuatoren verwendet. In einem Abstand von ca. 5 TS-Wellenlängen sind 2 autonome Sensor-Aktuatorsysteme stromab hintereinander angeordnet. Die Regelstrecke stromauf (AWC I) muß erst hinreichend große Dämpfungen erreichen, um mit der Adaption der Regelstrecke stromab (AWC II) beginnen zu können. Ein Vergleich der Anfachungsverläufe stromab der Sensor-Aktuatorsysteme ohne sowie mit einfacher und zweifacher Dämpfung wird in Abbildung 2 gezeigt. Der Gewinn an laminarer Lauflänge bei zusätzlichem Einsatz einer 2. Regelung wird deutlich. Die resultierende Steigung der logarithmisch aufgetragenen u' -Amplituden nimmt bei aktiver Dämpfung ab. Dies wird als Indiz dafür gewertet, daß lediglich der 2D-Anteil der Instabilitäten gedämpft wird, während der 3D-Anteil in der Grenzschicht verbleibt und so die Anfachungsrate geringer wird.

In den Untersuchungen zur spannweiten Kaskadierung werden Oberflächenheizdrähte als Sensoren verwendet. Diese sind als Referenz- sowie Fehlersensor-Arrays mit jeweils 8 spannweitig verteilten Sensoren und einem lateralen Abstand von $\Delta z = 14 \text{ mm}$ ($\approx \frac{3}{4} \cdot \lambda_{TS}$) angeordnet. Ein 3D-Schlitzakuator mit spannweitig separierten Druckkammern ($\Delta z = 14 \text{ mm}$) unterhalb des Schlitzes sorgt für die Einkopplung der wandnormal periodisch saugenden und ausblasenden Gegenstörung. Der Einsatz dieser Anordnung bei natürlichen TS-Wellen verbesserte die Dämpfung um ca. Faktor 1.5 gegenüber einer reinen Einzelanordnung, was durch die 2D-dominierte Transition am ungepfeilten Flügel begründet ist. Hohe Dämpfungen lassen sich jedoch bei schräglaufenden Wellen oder bei punktförmig eingebrachten Störungen erzielen. In Abbildung 3 wird dies am Beispiel einer künstlich eingebrachten schräglaufenden Welle ($\lambda_z = 5 \cdot \lambda_{TS}$) anhand der 8 Fehlersensorsignale gezeigt. Hier versagt ein 2D-Regelsystem zwangsläufig auf Grund seiner spannweitig integrierenden Wirkung. Im geplanten Vortrag werden aktuelle Ergebnisse der laufenden Untersuchungen an Mehrfachanordnungen in Strömungs- und Spannweitenrichtung präsentiert.

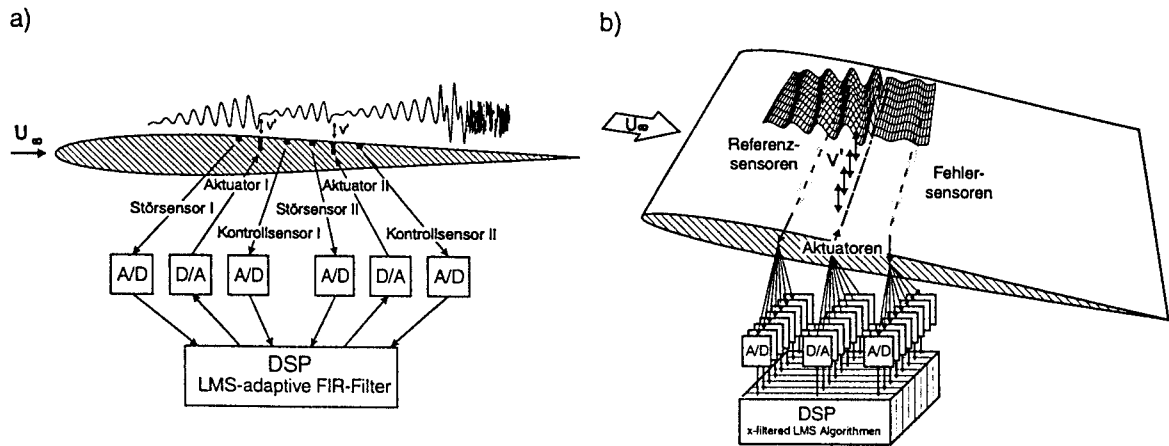


Abbildung 1: Prinzip der Mehrfach-Anordnung für Sensor-Aktuatorssysteme a) Kaskadierte Anordnung stromab b) Spannweite Anordnung

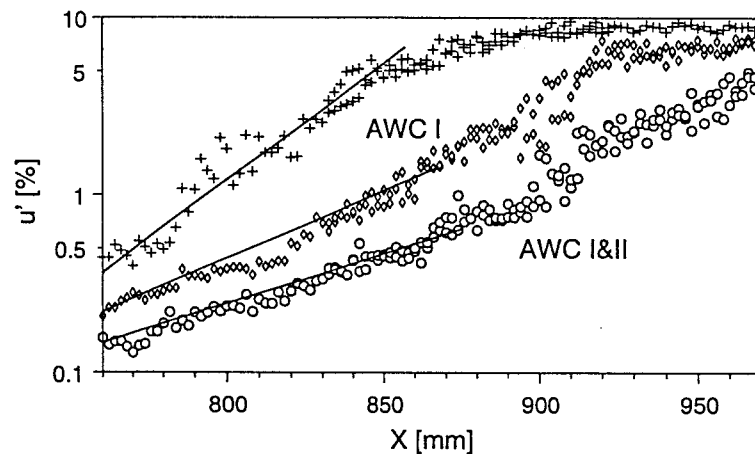


Abbildung 2: Anfuchungsverlauf ohne sowie bei einfacher und mehrfacher Dämpfung stromab

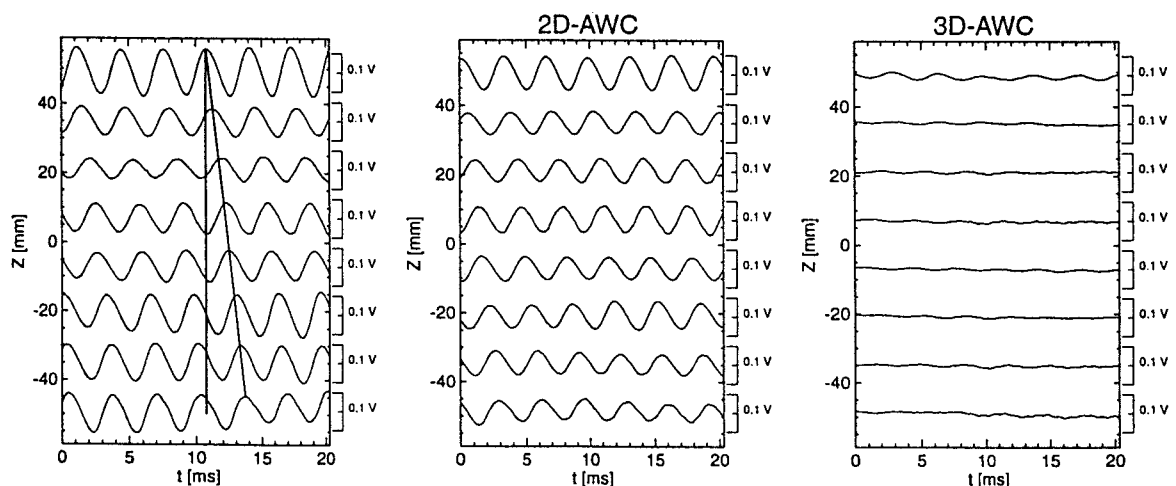


Abbildung 3: Zeitschriebe des Fehlersensor-Arrays bei einer künstlich eingebrachten schräglaufenden Welle

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: U. Bunge, T. Rungg, F. Thiele

Institution: HFI für Strömungsforschung, TU Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Strasse 8; 10623 Berlin

Telefon: 030 / 314 26306

Telefax: 030 / 314 21101

e-mail: ulf.bunge@tu-berlin.de

Thema: Turbulente Strömungen um ein zweidimensionales Segel

Projektbeschreibung:

Die Gleichungen zur Beschreibung turbulenter und reibungsbehafteter Strömung sind erst kürzlich als Modell in der Membran-Profil Theorie zur Anwendung gekommen. Die erste Studie der Aerodynamik einer flexiblen und masselosen Membran unter Anwendung der RANS-Gleichungen wird in [1] durchgeführt. Anders als bei einem Profil, welches im Allgemeinen als starr angenommen wird, ist die Form des Segels eine Funktion des Anstellwinkels und der Reynoldszahl, wobei sich Form und Druckverteilung auf komplexe Weise gegenseitig beeinflussen.

Es gibt mehrere Quellen mit experimentellen Daten, z.B. [2], die zum Vergleich der Ergebnisse herangezogen werden können, sowie eine Reihe von theoretischen Untersuchungen, wie z.B. [3, 4, 5, 6]. Auf dieser Grundlage kann das Simulationsverfahren ausreichend validiert werden.

Die zweidimensionale Strömung um eine Membran unterschiedlicher Streckung ε (siehe Abb.1, links) wird mathematisch durch die inkompressiblen, Reynolds-gemittelten Navier-Stokesschen Gleichungen beschrieben, die auf Gittern, die sich nach Vorgabe der Segelbewegung verformen, gelöst werden. In dem verwendeten blockstrukturierten Gitter ist eine Blockgrenze als "Wand" der Dicke 0 definiert, die das Segel repräsentiert. Dabei ergibt sich die Punkteverteilung für die Segelemente aus der Gitterpunkteverteilung für das Fluid an der Wand.

Die Form des Segels wird mit einem iterativen Verfahren berechnet, welches die Luftkräfte $\underline{a}$ und resultierende Bewegung elementweise auswertet (s. Abb.1, rechts) [4].

Ein Finite-Volumen Verfahren wird benutzt, um das turbulente Strömungsfeld und die Gitterverformung zu berechnen, letzteres wird mit einer strukturmechanischen Analogie erreicht. Es werden Ergebnisse für unterschiedliche Ein- und Zwei-Gleichungs-Turbulenzmodelle unterschiedlicher Komplexität mit Experimenten aus den angegebenen Quellen verglichen. Der Einfluß einer Gitterverfeinerung wird dabei mit untersucht.

Bei kleinen Anstellwinkeln kann eine sehr gute Übereinstimmung sowohl mit einer linearen Abschätzung als auch mit den experimentellen Daten gefunden werden (Abb.3). Nähert man sich jedoch Anstellwinkeln, bei denen Ablösung auftritt, dann hat die Güte der Turbulenzmodellierung einen immer stärkeren Einfluß auf die numerischen Ergebnisse. Die Turbulenzmodelle, die zur Anwendung kommen, sind das Standard (SA) und ein verändertes (SALSA) Spalart-Allmaras Ein-Gleichungsmodell, das Standard $k - \varepsilon$ Modell und zwei unterschiedliche $k - \omega$ Zwei-Gleichungs-Modelle. Die Untersuchungen belegen, daß die verwendeten Ein-Gleichungs-Modelle die meisten der experimentellen Ergebnisse wiedergeben, aber bei der Simulation der Strömung mit massiver Ablösung versagen. Die untersuchten Zwei-Gleichungs-Modelle tendieren dazu, stärkere Ablösung vorherzusagen. Keines der berücksichtigten Turbulenzmodelle kann das Auftriebsmaximum für $\varepsilon = 0.21\%$ korrekt wiedergeben.

Schlußfolgerungen und Ausblick

Alle untersuchten Turbulenzmodelle können die experimentellen Ergebnisse für kleine Anstellwinkel gut wiedergeben. Bei massiver Ablösung treten jedoch Unterschiede zwischen den einzelnen Turbulenzmodellen und Abweichungen zu den Experimenten auf. Deswegen wird die weitere Arbeit darauf konzentriert sein, bislang unberücksichtigte Effekte in die Untersuchungen mit einzubeziehen, wie z.B. die Dehnbarkeit des Segels und Dreidimensionalität. Darüberhinaus werden Schließungsansätze höherer Ordnung zur Modellierung des turbulenten Strömungsfeldes mit aufgenommen.

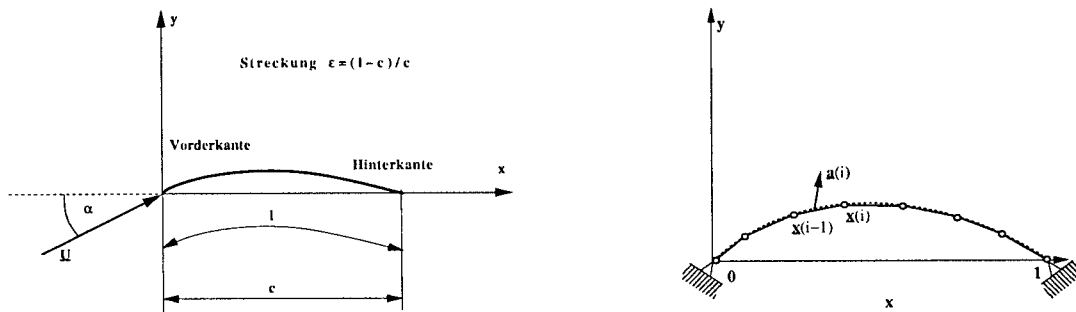


Abb. 1: Zweidimensionales Segel (links) und strukturelles Modell (rechts)

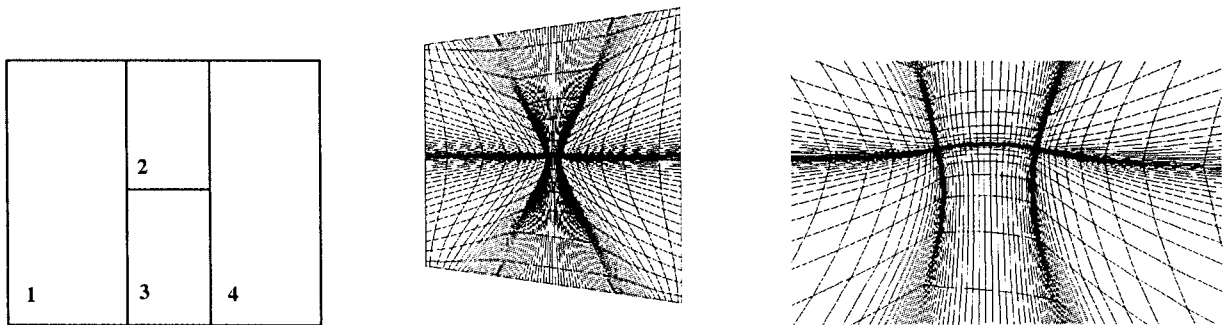


Abb. 2: Blockstruktur des Gitters (links), ein grobes Gitter (mitte) und Punkteverteilung in der Nähe des Segels (rechts)

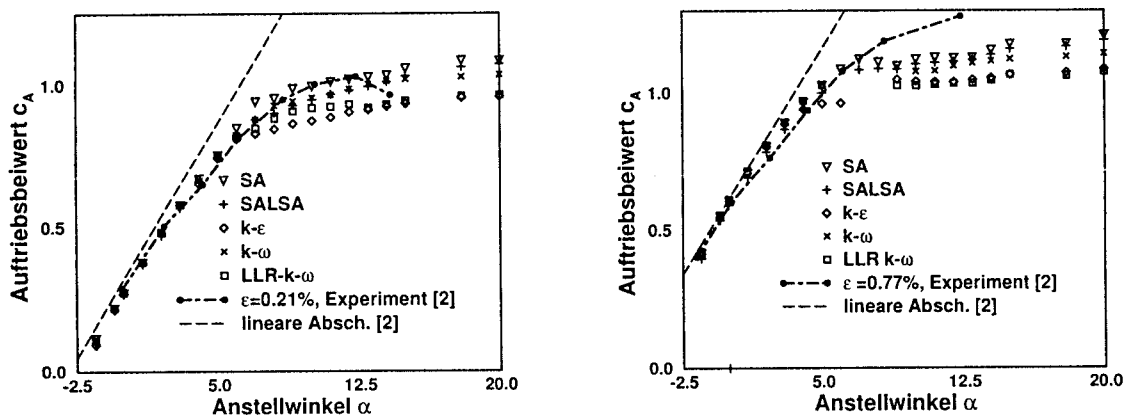


Abb. 3: Auftriebsbeiwerte über Anstellwinkel für die Streckungen $\epsilon = 0.21\%$ (links), 0.77% (rechts), unterschiedliche Turbulenzmodelle

Literatur:

- [1] Smith, R; Shyy, W. Computation of aerodynamic coefficients for a flexible membrane airfoil in turbulent flow: A comparison with classical theory. *The Physics of Fluids*, 8(12):3346 – 3353, December 1996. University of Florida.
- [2] Greenhalgh, S.; Curtiss, H. C.; Smith, B. Aerodynamic Properties of a Two-Dimensional Inextensible Flexible Airfoil. *AIAA-journal*, 22(7):865–870, July 1984.
- [3] Sugimoto, T.; Sato, J. Aerodynamic Characteristics of Two-dimensional Membrane Airfoils. *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci.*, 34(104):88–100, August 1991.
- [4] de Matteis, G; de Socio, L. Nonlinear Aerodynamics of a Two-Dimensional Membrane Airfoil with Separation. *J. Aircraft*, 23(11):831–836, November 1986.
- [5] Jackson, P. S. A Simple Model for Elastic Two-Dimensional Sails. *AIAA journal*, 21(1):153–155, January 1983. Technical Notes.
- [6] Vanden-Broeck, J.-M.; Keller, J. B. Shape of a sail in a flow. *The Physics of Fluids*, 24(3):552–553, March 1981.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: V. Carstens; S. Schmitt

**Institution: Institut für Aeroelastik, DLR – Göttingen; Institut für Antriebstechnik,
Köln-Porz**

Adresse: Bunsenstrasse 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 - 2347

Telefax: 0551 / 709 - 2862

e-mail: volker.carstens@dlr.de

weitere Partner:

**Thema: Investigation of Fluid-Structure Interaction in Vibrating Cascades Using a Time
Domain Method**

Projektbeschreibung:

The development of modern aircraft engine compressors with increased pressure ratio and reduced weight has led to highly loaded stages with transonic inflow. As a result, the design engineers of completed engines have often encountered severe aeroelastic problems, the solution of which could be difficult and costly. Therefore, tools are needed which already in the design process are able to correctly predict the aeroelastic behaviour of the blading.

In the classical linearized approach the aeroelastic problem is divided into separate steps of aerodynamic and structural computations. Assuming a linear dependence of the structural and aerodynamic forces on the local deflections, the mode shapes of the structural dynamic model are used to generate harmonic motions for the calculation of airloads. In a second step the aeroelastic problem is handled by using these airloads in the governing structural equations, which are solved in the frequency domain. This requires, e.g., the solution of an eigenvalue problem, if the aeroelastic stability boundary has to be determined.

However, nonlinear fluid-structure interaction caused by oscillating shocks or strong flow separation may significantly influence the aerodynamic damping and hence effect a shift of flutter boundaries. In order to investigate such aeroelastic phenomena, the governing equations of structural and fluid motion have to be simultaneously integrated in time. The various techniques for integrating the structural together with the flow equations can be roughly divided into two methods:

Time-staggered algorithms advance the structural and fluid system at subsequent time steps leading to a small time lag between the integration of structure and fluid. In contrast to this, fully coupled algorithms make use of iterative solvers to update both the structural and fluid system at the same time level. Although staggered algorithms are always leading to small errors in energy conservation, their greatest advantage is their ability to use well established discretizations and solution methods in each of the two disciplines.

In this paper a technique is presented which analyzes the aeroelastic behaviour of an oscillating compressor cascade by a time-staggered method. The structural part of the governing aeroelastic equations is time-integrated according to the algorithm of Newmark, while the unsteady airloads are computed at every time step by an Euler code. The link between the two time integrations is an automatic grid generation in which the used mesh is dynamically deformed as such that it conforms with the deflected blades at every time step.

The capability of this method to predict aeroelastic stability is demonstrated for subsonic and transonic flow. In order to concentrate the investigations on the principal physical effects which dominate the fluid-structure interaction in sub- and transonic flow, a very simple structural model was taken as a basis for the computations. This model consists of an assembly of twenty compressor blades performing torsional vibrations around midchord. The structural dynamic properties of each of the blades were simulated by a mass-spring-damper system performing a one-degree-of freedom vibration under the influence of an aerodynamic moment which in general is a nonlinear function of the torsional deflection.

Time series were computed for tuned and mistuned blade assemblies operating in subsonic and transonic flow. It was found that for subsonic flow the differences between time domain and frequency domain results are of negligible order.

For transonic flow, however, where vibrating shocks and a temporarily choked flow in the blade channel dominate the unsteady flow, the energy transfer between fluid and structure is no longer comparable to that of a linear system. This is demonstrated by Fig. 1 showing the Iso-Machlines in adjacent blade channels 70 milliseconds after the start of the computation. The time series of the blade deflections resulting from the unsteady flow of Fig. 1 are depicted in Fig. 2 showing the pitching angles of four adjacent blades. A salient feature of this figure is the vibration of blades with odd and even numbers around different equilibrium positions and the lack of a clearly discernible traveling wave flutter mode.

The results of the transonic flutter case depicted in Figures 1 and 2 clearly demonstrate that here the application of the time domain method leads to a significantly different aeroelastic behaviour of the blade assembly including a shift of the stability boundary.

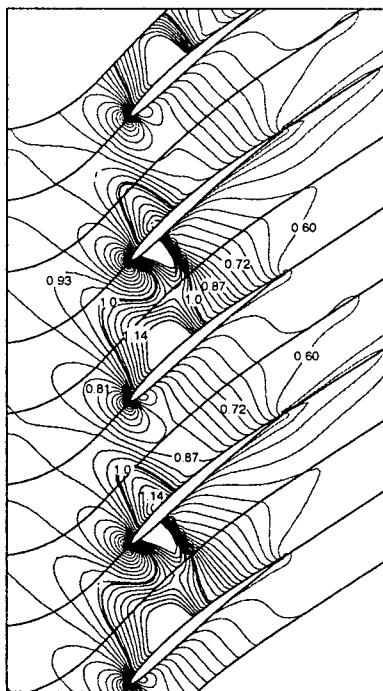


Figure 1: Iso-Machlines for choked blade channels, $t = 70$ ms, $Ma_1 = 0.9$

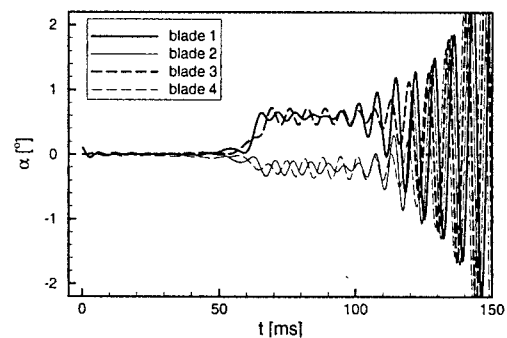


Figure 2: Free blade vibrations in transonic flow, 20 tuned blades, $Ma_1 = 0.9$

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: F. Deister, E. H. Hirschel

Institution: Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart

Telefon:

Telefax:

e-mail: deister@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Selbstorganisierende hybrid-kartesische Netzgenerierung und Strömungsberechnung

Projektbeschreibung:

Das selbstorganisierende hybrid-kartesische Netzgenerierungs-/ Berechnungsverfahren, [1], reduziert drastisch die heutigen langen Netzgenerierungszeiten für komplizierte Konfigurationen. Dies trifft insbesondere auf reibungsbehaftete Strömungssimulationen zu. Es werden die kompressiblen Euler-Gleichungen und die Reynoldsgemittelten Navier-Stokes'schen Gleichungen gelöst.

Die gesamte hybrid-kartesische Generierung des Startnetzes und der sich anschließende Zyklus, bestehend aus Strömungsberechnung und Netzadaption, geschehen vollkommen automatisch ohne Eingriffe des Benutzers. Als Eingabe benötigt das Programm ein Oberflächen-Dreiecksnetz und die CAD-Beschreibung des Objektes, um den die Strömung berechnet werden soll. Außerdem ist eine Eingabedatei mit Steuerungsparametern notwendig. Die Geometrie des Objektes ist beliebig, darüber hinaus kann es aus mehreren Einzelkörpern bestehen, wie zum Beispiel ein Flügel mit Hochauftriebssystem. Das Oberflächennetz muß nur eine Restriktion erfüllen: Es muß „wasserdicht“ sein, das heißt, es darf weder Löcher noch Überschneidungen aufweisen.

Für die Lösung der kompressiblen Euler-Gleichungen wird nur das kartesische Netz verwendet: Es besitzt eine hierarchische Oktaalbaum-Datenstruktur. Das Objekt wird nun aus dem kartesischen Hintergrundnetz „herausgeschnitten“, so daß es von Schnitzzellen mit beliebigen Formen umgeben ist. Die Zellen bzw. der Anteil von Zellen, die im Inneren des Objektes liegen, werden für die Strömungsberechnung nicht berücksichtigt. Für die Berechnung von viskosen Strömungen werden die Grenzschichten und die Scherschichten im nahen Nachlauf hinter scharfen Hinterkanten mit dem quasi-prismatischen Netz diskretisiert. Es besteht aus quasi-prismatischen Zellen, die durch das Verschieben der Oberflächendreiecke nach außen in Normalenrichtung entstehen. Die äußere Berandung des quasi-prismatischen Netzes wird wiederum aus dem kartesischen Hintergrundnetz herausgeschnitten. Am Übergang zwischen beiden Netzen wird die Konservativitätsbedingung vollständig erfüllt.

Für die Strömungsberechnung wird eine einheitliche „zellflächenorientierte“ Datenstruktur erzeugt, wie sie Rechenverfahren auf klassischen unstrukturierten Netzen verwenden. Durch die Wahl dieser Datenstruktur ist der Strömungslöser vollständig vektorisierbar. Der Strömungslöser basiert auf einem Jameson-Verfahren, das Filterterme von zweiter und vierter Ordnung zur Stabilisierung benötigt. Die zeitliche Integration geschieht mittels eines Fünf-Stufen Runge-Kutta Verfahrens. Zur Beschleunigung der Konvergenz werden ein lokales Zeitschritt-Schema, implizite Residuen-Glättung und Enthalpie-Dämpfung angewandt. Der Einfluß der Turbulenz wird mit Hilfe des Turbulenzmodelles nach Spalart und Allmaras berechnet.

Nachdem die Strömungsberechnung auf einem Netz abgeschlossen wurde, wird sowohl das hybrid-kartesische Volumennetz als auch das Oberflächen-Dreiecksnetz anhand der berechneten Strömungslösung adaptiv verfeinert bzw. vergrößert. Als Adaptionssensor zur Lokalisierung von Stößen wird die Divergenz des Geschwindigkeitsvektors verwendet. Das Aufspüren von Scherschichten geschieht mittels eines Sensors, der auf der Rotation des Geschwindigkeitsvektors basiert. Der Zyklus aus Strömungsberechnung und Netzadaption endet, sobald alle Charakteristika der Strömung ausreichend aufgelöst sind.

Das erste Beispiel zeigt die reibungsfreie Strömung um den Gulfstream Jet bei einer transsonischen Anström-Machzahl von 0.85 und einem Anstellwinkel von 3 Grad. Zu Beginn der Rechnung wird die Oberfläche des Flugzeuges mit 55249 Dreiecken diskretisiert. Das kartesische Anfangsnetz besteht aus 1191740 kartesischen Zellen, von denen 88961 Zellen von der Flugzeugoberfläche geschnitten werden. Die Generierung des kartesischen Startnetzes dauert auf einer Workstation mit R10000 Prozessor nur 199 Sekunden. Im Laufe von drei Adaptionstufen werden die kartesischen Zellen und Oberflächendreiecke entlang von Stößen und Scherschichten stark verfeinert. Am Ende umfaßt das Oberflächen-Dreiecksnetz 235448 Dreiecke und das kartesische Netz 4982050 Zellen. Das Bild 1 stellt das kartesische Netz nach drei Adaptionstufen dar.

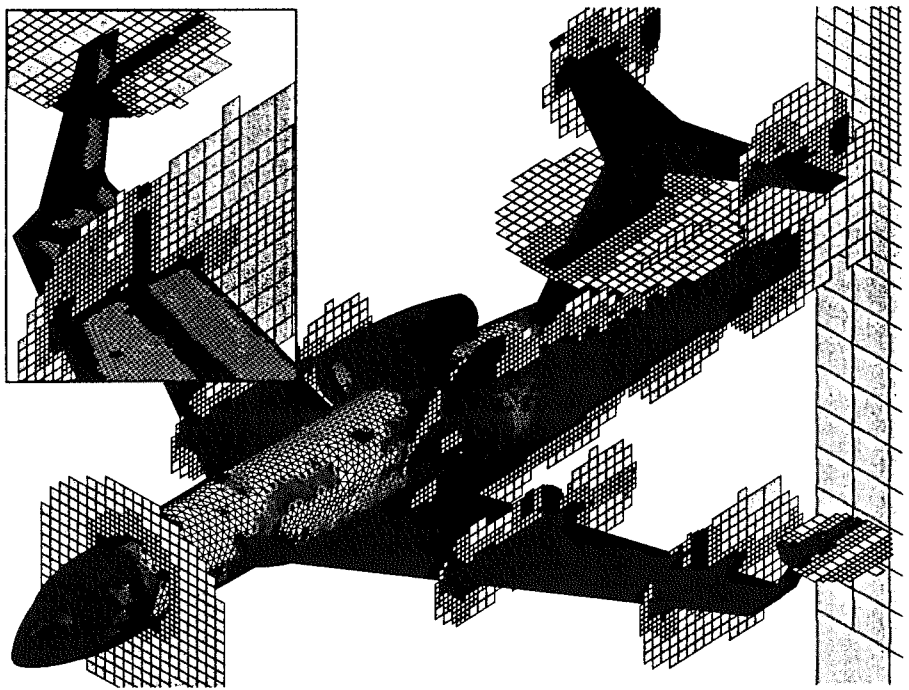


Bild 1: Kartesisches Netz für den Gulfstream Jet nach 3 Adaptionstufen ($M_\infty = 0.85$, $\alpha = 3.0^\circ$).

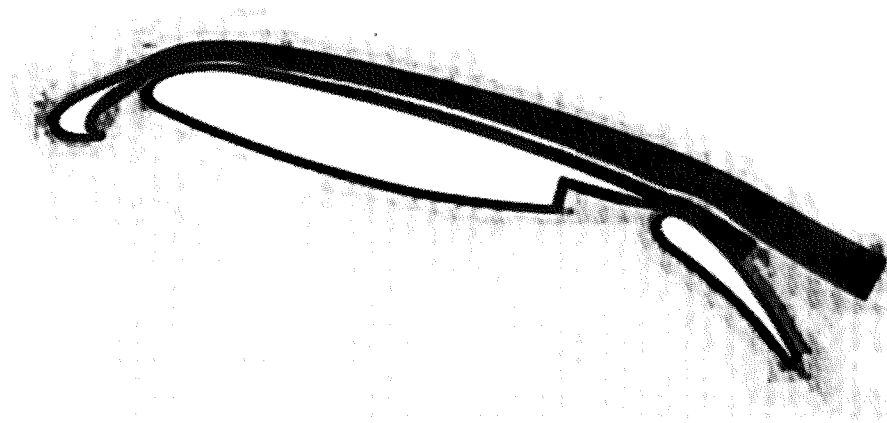


Bild 2: Kartesisches Netz für das Drei-Element-Profil nach 3 Adaptionstufen ($M_\infty = 0.2$, $\alpha = 16.0^\circ$, $Re = 9.0 \times 10^6$).

Das Bild 2 zeigt einen Ausschnitt aus dem hybrid-kartesischen Netz nach drei Adaptionstufen. Es besteht aus 37858 kartesischen und 83720 quasi-prismatischen Zellen. Das Anfangsnetz umfaßt 13102 kartesische und 55580 quasi-prismatische Zellen. In normaler Richtung besitzt das quasi-prismatische Netz 35 Schichten.

Abschließend wird die turbulente Strömung um das Drei-Element-Profil betrachtet. Die Scherschichten in den Nachläufen hinter dem Vorflügel und dem Hauptprofil werden analog zu den Grenzschichten mit Hilfe des quasi-prismatischen Netzes diskretisiert. Hierzu wird jeweils die Mittellinie des quasi-prismatischen Netzes an die Stromlinie adaptiert, die von der jeweiligen Hinterkante abgeht. Die lokale Höhe des quasi-prismatischen Netzes wird an die berechnete Grenzschichtdicke angepaßt. Zudem findet in tangentialer Richtung eine Verfeinerung der Quasi-Prismen statt.

Literatur

- [1] F. DEISTER AND E.H. HIRSCHL. «Self-Organizing Hybrid Cartesian Grid/Solution System for Arbitrary Geometries». AIAA-paper 2000-4406, 2000.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: A. Djugum, I. Haddzic^{b)}, S. Jarkirlic, C. Tropea

Institution: Fachgebiet für Strömungsmechanik, TU Darmstadt

Adresse: Petersenstrasse 30; 64287 Darmstadt

Telefon:

Telefax:

e-mail: jsuad@hrzpub.tu-darmstadt.de

weitere Partner:

Thema: Reynolds-Spannungsmodellierung von Hinterkantenablösung

Projektbeschreibung:

Die vorliegende Arbeit befaßt sich mit den numerischen Untersuchungen zur Aerodynamik der inkompressiblen Aeroprofil-Umströmung. Besondere Aufmerksamkeit wird dabei der bei einem höheren Anstellwinkel erscheinenden Ablösung an der Profilhinterkante gewidmet. Die Entstehung des für die Start- und Landekonfiguration charakteristischen, stromabwärts positionierten Gebietes mit anhaltendem adversen Druckgradienten führt zur Grenzschichtablösung. Die Anwesenheit einer Rezirkulationszone kann zu erheblichen Beeinträchtigungen der Leistungsfähigkeiten einer Hochauftriebskonfiguration (Widerstandszunahme und Liftverminderung) führen, was die Wichtigkeit deren Erforschung unterstreicht.

Eine systematische Untersuchung des Ablösevorgangs an einer horizontalen (Abb. 1, DNS einer Ablöseblase; Spalart und Strelets, 1997; Na und Moin, 1998) bzw. geneigten (Abb. 2, Strömung in einem ebenen Diffusor; Exp.: Obi et al., 1993 und Buice und Eaton, 1996; LES: Fatica et al., 1997) ebenen Platte, sowie an einer gekrümmten Oberfläche mit Hinterkante (Strömung über die *suction side* einer Modellaerofolie, Exp.: Thompson und Whitelaw, 1985) wurde durchgeführt, bevor mit der eigentlichen Profilmströmung angefangen wurde. Im Hinblick auf die Hinterkantenablösung an einem Tragflügelprofil wurde die Umströmung eines NACA 4412 Profils ebenso berechnet (Abb. 3), die experimentell von Coles und Wadcock (1979) untersucht wurde. Bei der Berechnung wurde die experimentell ermittelte Transitionslage nicht festgelegt, sondern die Berechnungen wurden in *By-pass transition*-Weise mit einer gewissen Intensität der freien Turbulenz durchgeführt. Die Intensitäten wurden auf 1.5% und 5% festgesetzt, allerdings ließ sich kein entscheidender Unterschied in den gewonnenen Ergebnissen erkennen. Es ist geplant (bis zum Symposiumsbeginn) ein am FG SLA experimentell zu untersuchenden Mehrelementen-Tragflügelprofil zusätzlich zu berechnen. In all den Fällen handelt es sich um die Ablösung an einer kontinuierlichen Fläche (im Gegensatz zum festen Ablösepunkt im Fall der Strömung über eine scharfe Kante). Demnach stellt die Vorhersage der Position des Ablösepunktes eine erste Herausforderung für die Turbulenzmodelle dar. Weitere wichtige Merkmale einer Ablöseblase sind deren Größe und Form, sowie die Position deren Wiederaanlegung bzw. *free stagnation* Punktes im Fall der Profilmströmung.

Für die Erfassung der Turbulenz wurde im Rahmen des nach Reynolds gemittelten Navier-Stokes'schen Berechnungsverfahrens ein *low-Re* Reynolds-Spannungsmodell herangezogen, Jakirlić (1997)². Neben der Befriedigung des asymptotischen Verhaltens aller turbulenten Größen bei Annäherung an die (wandnahen) Bereiche verschwindender-, sowie Bereiche hoher Reynoldszahlen und des korrekten Erreichens des Zweikomponentenlimits an der Wand, wurde das Modell in einem breiten Spektrum unterschiedlicher Strömungskonfigurationen getestet, z.B. Hanjalić et al. (1999)³.

Eine Auswahl der Ergebnisse ist in folgenden Abbildungen dargestellt.

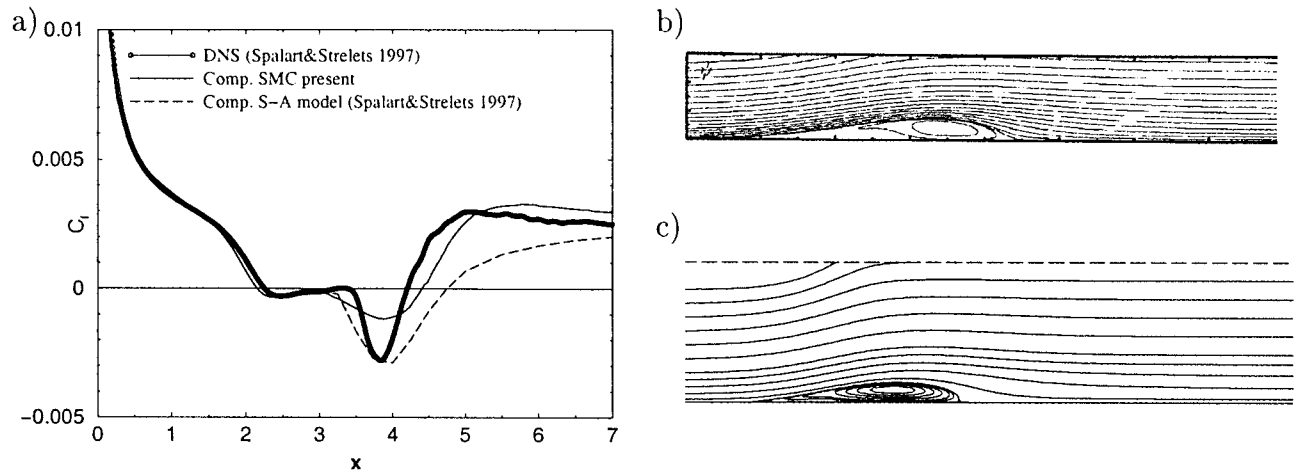


Abbildung 1: a) Reibungsbeiwert entlang der Wand in der Strömung mit Ablöseblase, b) mittels DNS- und c) des *low-Re* Reynolds-Spannungsmodells gewonnene Stromlinien

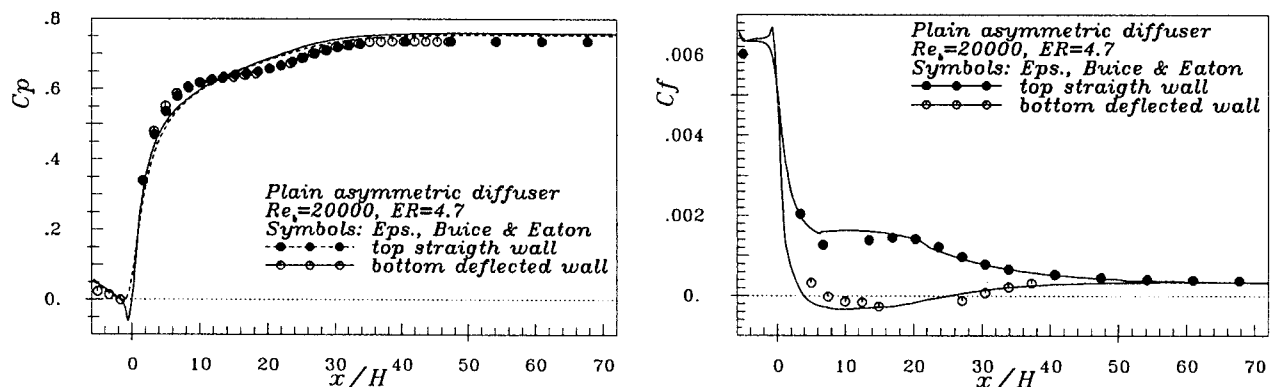


Abbildung 2: Vergleich der experimentell und numerisch ermittelten Druck- und Reibungsbeiwerte bei der Strömung in einem ebenen, unsymmetrischen Difusor

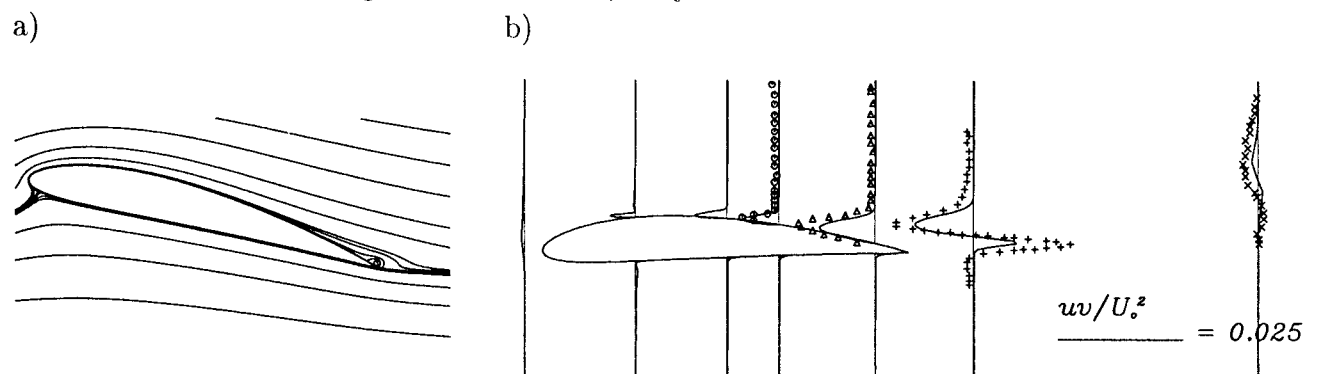


Abbildung 3: a) Mit Einsatz des *low-Re* Reynolds-Spannungsmodells gewonnene Stromlinien und b) Profile der Scherspannungen bei der Umströmung eines NACA 4412 Tragflügelprofils

Literatur:

²Jakirlić S. (1997): Reynolds-Spannungs-Modellierung komplexer turbulenter Strömungen. *Doktorarbeit*, Friedrich-Alexander Universität Erlangen-Nürnberg

³Hanjalić, K., Hadžić, I., Jakirlić, S. (1999): Modelling the turbulent wall flows subjected to strong pressure variations. *ASME J. of Fluids Engineering*, Vol. 121, No. 1, pp 57-64

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	St. Hein, PD Dr. U. Dallmann	
Institution	DLR – Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2687 Telefax 0551 / 709-2404 e-mail Stefan.Hein@dlr.de
weitere Partner	Dr. W. Koch, DLR Göttingen alle Partner im EU-Projekt ALTTA, Task 3.1	

Thema

Untersuchung der nichtlinearen Stadien des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags mittels nicht-linearer nichtlokaler Transitionsanalysen und sekundärer Instabilitätstheorie für das Fokker 100 Freiflugexperiment im Rahmen des EU-Projekts ALTTA.

Ausgangssituation

Erste im Rahmen des EU-Projekts EUROTRANS (EUROpean program on TRANSition prediction) durchgeführte Untersuchungen haben bestätigt, daß nichtlineare nichtlokale Transitionsanalyseverfahren mittlerweile einen Reifegrad bzgl. Robustheit und Geschwindigkeit erreicht haben, der systematische Untersuchungen der nichtlinearen Stadien des laminar-turbulenten Umschlags transsonischer Grenzschichtströmungen auch für aus Freiflugexperimenten gewonnenen Eingabedaten erlaubt. Dadurch wurde die Möglichkeit einer Überprüfung geschaffen, ob und unter welchen Bedingungen nichtlineare Effekte ursächlich für häufiges Versagen linearer Transitionsvorhersagemethoden sind.

Ziel

Im Nachfolgeprojekt ALTTA (Application of hybrid Laminar flow Technology on Transport Aircraft) sollen weitere Erfahrungen bei der nichtlinearen nichtlokalen Transitionsanalyse von Freiflug- und Windkanalexperimenten gesammelt werden, die dann in einen Leitfaden für zukünftige Anwender dieser Transitionsanalyseverfahren einfließen sollen. Neben der Sammlung von Erfahrungswerten bzgl. geeigneter numerischer Parameter muß eine Liste der wichtigsten zu untersuchenden Transitionsszenarien erstellt werden. Außerdem sollen Hinweise zur Wahl sinnvoller Anfangsbedingungen zur Verfügung gestellt werden. Zu überprüfen ist in diesem Zusammenhang eine mögliche Existenz von für den jeweiligen Windkanal bzw. das Freiflugexperiment typischen Anfangsbedingungen. Auf aufwendige Rezeptivitätsanalysen zur Bestimmung der Anfangsbedingungen könnte dann verzichtet werden. Außerdem soll erstmalig die Anwendbarkeit sekundärer Instabilitätsanalyseverfahren auf Tragflügelströmungen unter Freiflugbedingungen nachgewiesen werden.

Lösungsweg

Aus den Fokker 100 Freiflugexperimenten ist nur die Transitionslage selbst bekannt. Zusätzliche Informationen, wie z.B. Frequenzspektren, die Anhaltspunkte liefern könnten, welche nichtlinearen Störungswechselwirkungen letztlich den Grenzschichtumschlag auslösen, fehlen leider. Daher muß eine Vielzahl von Wechselwirkungsszenarien verschiedener Grenzschichtinstabilitäten untersucht werden. Der vollturbulente Strömungszustand wird in nichtlinearen nichtlokalen Transitionsanalysen generell nicht erreicht. Trotzdem liefern diese Analysen in vielen Fällen deutliche Hinweise auf einen bevorstehenden Zusammenbruch der laminaren Strömung. Die berechnete Transitionslage wird dann durch Variation der Anfangsamplituden an die gemessene Transitionslage angepaßt. Über die Größe der Anfangsamplituden läßt sich so die Bedeutung des betrachteten Transitionsszenariums abschätzen. Bei querströmungsdominierten Fällen wird dagegen eine Tendenz zur nichtlinearen Amplitudensättigung der angefachten Querströmungsinstabilitäten beobachtet (z.B. Abb. 1a), ohne daß den Ergebnisdaten direkte Hinweise auf einen bevorstehenden Zusammenbruch der laminaren Strömung zu entnehmen sind. Aus Laborexperimenten wie dem DLR-Prinzipexperiment der schiebenden ebenen Platte ist jedoch bekannt, daß in diesen Fällen vor dem Zusammenbruch der laminaren Strömung hochfrequente sekundäre Instabilitäten auftreten. Daher kommen im Rahmen eines EU-Projekts erstmals auch sekundäre Instabilitätsanalyseverfahren zum Einsatz. Das DLR-Prinzipexperiment dient dabei als erster Testfall zur Beurteilung des Entwicklungsstandes der verschiedenen von den Partnern eingesetzten Verfahren.

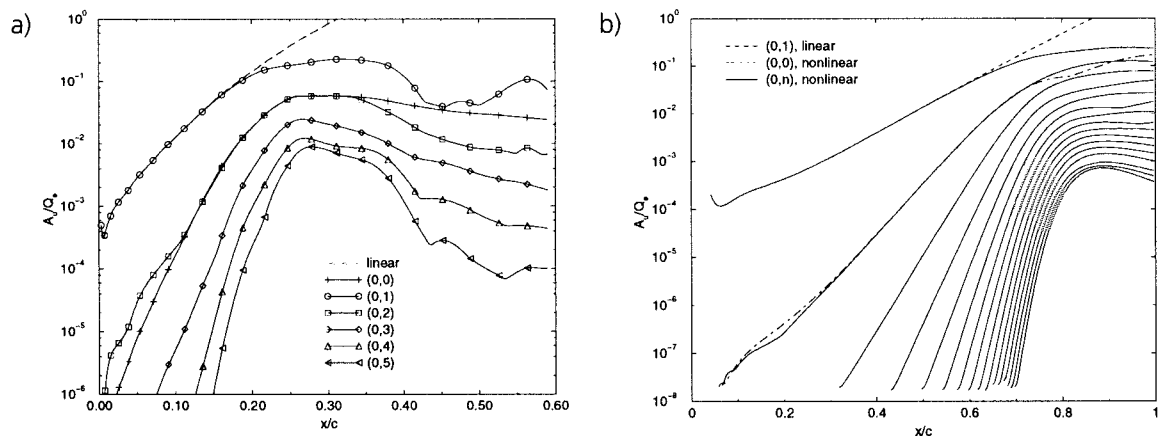


Abbildung 1: Vergleich der nichtlinearen Amplitudensättigung stationärer Querströmungswirbel für das Fokker 100 Freiflugexperiment, (a), und das DLR-Prinzipexperiment der schiebenden ebenen Platte, (b), berechnet mit nichtlinearer nichtlokaler Instabilitätstheorie.

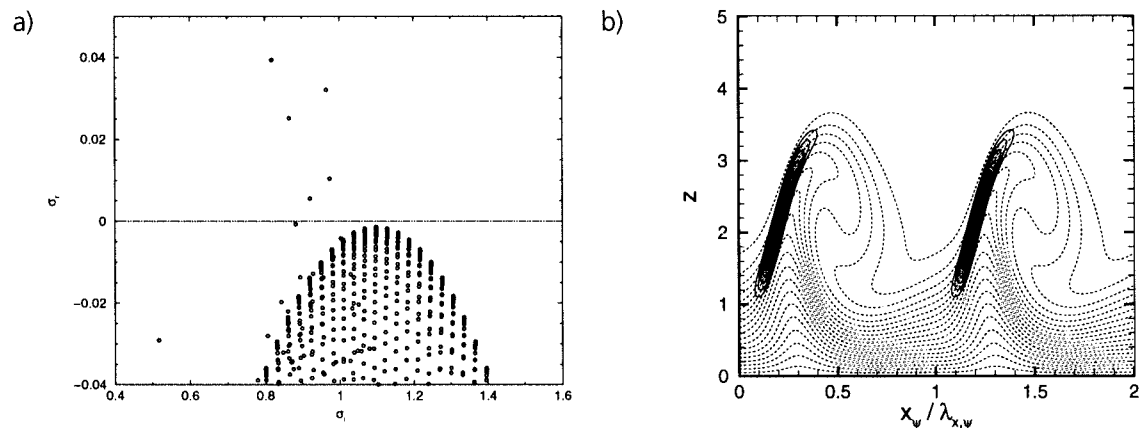


Abbildung 2: Ein zeitliches sekundäres Eigenwertspektrum für das DLR-Prinzipexperiment an der Profiltiefenposition $x/c=0.80$, (a), zusammen mit der Isoliniendarstellung der Geschwindigkeitsfluktuationen, (b), der angefachtesten hochfrequenten sekundären Störung (Graustufen) in der Schnittebene senkrecht zur Achse der stationären Querströmungswirbel, die gestrichelt dargestellt sind.

Ergebnis

Aus Abb. 1 wird die Ähnlichkeit im nichtlinearen Sättigungsverhalten stationärer Querströmungswirbel zwischen Fokker 100 Freiflug- und DLR-Prinzipexperiment deutlich. Dargestellt ist die mit nichtlinearer nichtlokaler Theorie berechnete Entwicklung der Störungsamplitude A_u über der Profiltiefe x/c . Die Präsenz stationärer Querströmungswirbel großer Amplitude verändert die Instabilitätseigenschaften der Grenzschicht wesentlich. Diese nichtlinear gestörte Grenzschichtströmung wird in einem nachfolgenden Schritt mit sekundärer Instabilitätstheorie analysiert. Abb. 2a zeigt ein Eigenwertspektrum nach zeitlicher inkompressibler sekundärer Theorie für das DLR-Prinzipexperiment bei 80 % Profiltiefe. Deutlich zu erkennen ist die Existenz mehrerer angefachter Moden ($\sigma_r > 0$). Anfachungsraten und Frequenzen dieser sekundären Moden liegen etwa eine Größenordnung über denen primärer Instabilitäten. Sekundäre Instabilitäten zeichnen sich im allg. durch räumlich eng begrenzte Regionen hoher RMS-Amplituden aus. Die Lage dieser Regionen hoher Aktivität relativ zu den nichtlinear verformten stationären Querströmungswirbeln ist in Abb. 2b am Beispiel der angefachtesten Mode aus Abb. 2a dargestellt.

Literatur

Hein, S. ; Hanifi, A. ; Casalis, G. :

Nonlinear transition prediction. Proc. ECCOMAS 2000, Barcelona, Spain, Sept. 11-14, 2000.

Koch, W. ; Bertolotti, F. P. ; Stolte, A. ; Hein, S. :

Nonlinear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability. Journal of Fluid Mechanics, vol 406, pp. 131-174, 2000.

Weiteres Vorgehen

Die Partner arbeiten zur Zeit an der Nachrechnung der in Abb. 2 dargestellten Ergebnisse. Nach Abschluß dieser Validierungsphase ist eine erste Anwendung sekundärer Instabilitätstheorie auf das Fokker 100 Freiflugexperiment geplant. Parallel dazu werden die nichtlinearen nichtlokalen Transitionsanalysen fortgeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung

Ansprechpartner: Ralf Heinrich

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2833

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: Ralf.Heinrich@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Simulation von Wirbelbegegnungen unter Verwendung der „Chimären-Technik“

Projektbeschreibung:

Das Problem der Wirbelschleppe hat angesichts einer erwarteten Verdoppelung des Luftverkehrs bis zum Jahre 2010 eine weltweite Dimension erreicht. Als Folge der Gefährdung durch Wirbelschleppen wurden in den siebziger Jahren durch die internationale Zivilluftfahrtbehörde ICAO Sicherheitsabstände eingeführt, die anfliegende Flugzeuge zueinander einhalten müssen. Danach gilt das Flugzeuggewicht als wesentlicher Parameter, der die Sicherheitsabstände bestimmt. Mit der Einführung übergroßer Transportflugzeuge, deren Kapazität bei 600 Passagieren und mehr liegt, erreicht das Problem der Nachlaufgefährdung eine neue Dimension. Schon jetzt ist die Leistungsgrenze stark frequentierter Flughäfen wie Frankfurt zu Spitzenzeiten erreicht. Flugzeughersteller und Flughäfen sind daher gezwungen, den wirtschaftlichen Anforderungen des steigenden Luftverkehrs mit technischen Lösungen zu begegnen. Angestrebt wird eine Reduzierung der bisher sehr empirisch bestimmten Sicherheitsabstände. Dies ist allerdings nur vertretbar, wenn die Vorgänge bei der Wirbelentstehung, -weiterentwicklung unter atmosphärischen Bedingungen und bei der eigentlichen Wirbelbegegnung besser verstanden und vorhergesagt werden können. Daher wurden neben vielen anderen nationalen und internationalen Projekten im EU-Projekt WAVENC - Wake vortex encounter and wake vortex evolution[1] - sowohl experimentelle als auch numerische Arbeiten zu diesen Themengebieten durchgeführt. Auch die in diesem Abstract vorgestellten Arbeiten sind im Rahmen des Projektes WAVENC erzielt worden. Ziel der Arbeiten war die numerische Simulation von Wirbelbegegnung eines generischen Flugzeuges (SWIM-Geometrie, siehe auch Bild 1) durch die Lösung der Euler-Gleichungen. Dabei kam der DLR-FLOWer Code zum Einsatz [2].

Für verschiedene Positionen des Modells im wirbelbehafteten Strömungsfeld sind Kraft- und Momentenbeiwerte sowie Druckverteilungen in Flügelschnitten berechnet worden. Zur Validierung der Rechnungen ist ein Experiment durchgeführt worden [3]. Im Rahmen des Experimentes wurde ebenfalls das wirbelbehaftete Strömungsfeld ohne Modell vermessen. Die dabei gemessene Geschwindigkeitsverteilung sollte in die Fernfeld-Randbedingung am Eintritt des diskretisierten Rechengebietes eingehen. Diese Vorgehensweise ist sinnvoll, da so eine wechselseitige Beeinflussung von Wirbeln und Flugzeug erfaßt werden kann. Als großes Problem stellte sich jedoch der Transport der einströmenden Wirbel zum Flugzeug, ohne zu große numerische Verluste, heraus. Dies liegt in der den Wirbeln zu Grunde liegenden charakteristischen Länge begründet. Der im Experiment gemessene Wirbelkernradius betrug in etwa 5 mm, was 10% der Flügeltiefe entspricht. Netzkonvergenzstudien unter Verwendung „gutartiger“ Kartesischer Netze ergaben, daß 8 bis 10 Zellen innerhalb des Wirbelkernradiuses erforderlich sind, um die Wirbel möglichst unverfälscht zum Flugzeug zu transportieren. Herkömmliche blockstrukturierte Netze sind dafür wenig geeignet. Zum einen wird der Aufwand bei der Gittergenerierung sehr groß, zum anderen wäre die Gesamtzahl der Netzknoten mit den zur Verfügung stehenden Rechenanlagen nicht mehr zu bewältigen.

Eine Lösung wurde durch eine konsequente Anwendung der Chimera-Technik [4][5] erzielt, die eine Verwendung von überlappenden Netzen erlaubt. Dadurch lassen sich körperangepaßte Komponenten-gitter um einzelne „Bauteile“ wie Flügel, Rumpf, Leitwerke und Sting separat voneinander generieren (siehe Bild). Wie in einem Baukasten werden diese dann zum körperangepaßten Netz um das Modell zusammengesetzt, welches dann in ein Kartesisches Hintergrundgitter eingebettet wird. Die Kommunikation der Gitter untereinander wird durch Interpolationen realisiert. Zusätzlich wurden in das Hintergrundgitter zwei weitere, sehr fein aufgelöste Kartesische Gitter entlang der Trajektorie der einströmenden Wirbel eingebettet, sogenannte Wirbeltransportgitter (siehe Bild), die einen möglichst verlustfreien Transport der Wirbel zum Flugzeug ermöglichen. Durch diese Vorgehensweise ist ohne erneute Netzgenerierung auch eine Parameterstudie bezüglich der Position des Flugzeuges relativ zu den einströmenden Wirbeln möglich. Es ist lediglich eine entsprechende Verschiebung der Wirbeltransportgitter erforderlich.

Im Rahmen des Papers und des Vortrages werden Vergleiche der numerisch erzielten Resultate für verschiedene Positionen des Modells im wirbelbehafteten Strömungsfeld sowohl mit dem Experiment, als auch mit Resultaten anderer Verfahren [6] (Euler- und Panelverfahren) durchgeführt. Wie im Bild ersichtlich, ergibt sich für den aus Pilotensicht besonders kritischen Rollmomentenbeiwert eine sehr gute Übereinstimmung zwischen Experiment und Euler-Simulation. Ähnliches gilt ebenfalls für die an einem Profilschnitt gemessene Druckverteilung.

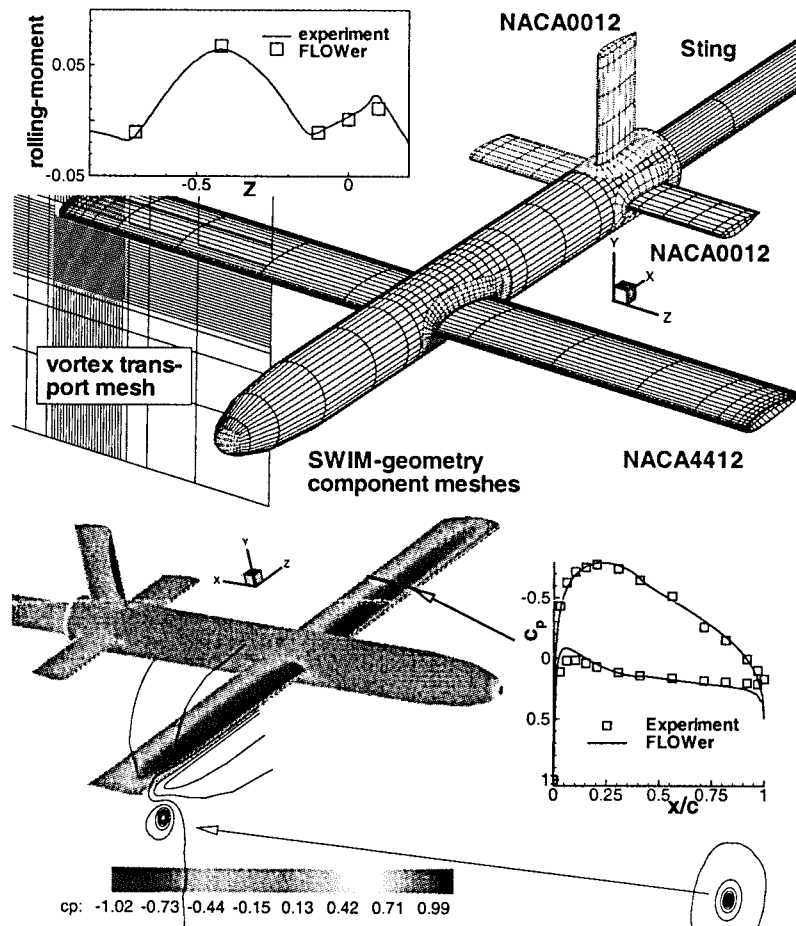


Bild 1 Übersicht der Komponenten und Wirbeltransportgitter um die SWIM - Geometrie sowie experimentelle Daten im Vergleich zur numerischen Lösung

Literatur

- [1] de Bruin, A. C., *WAVENC, Wake Vortex Evolution and Wake Vortex Encounter, Publishable Synthesis Report*, NLR-TR-2000-079 and WAVENC Report No R6
- [2] Kroll, N., *National CFD-Project MEGAFLOW - Status-Report -*, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 60, edited by H. Körner and R. Hilbig, Vieweg Verlag Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- [3] Hegen, G. H. *Wake encounter test in DNW wind tunnel - test number 98-1116*, NLR-CR-98291 and WAVENC-TN10, 1998
- [4] Steger, J. L.; Dougherty, F. C.; Benek, J. A. *A Chimera Grid Scheme*, ASME Mini-Symposium on Advances in Grid Generation, Houston, Texas, June 1982
- [5] Heinrich, R.; Kalitzin, N., *Numerical Simulation of Three-Dimensional Flows using the Chimera-Technique*, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 72, edited by Wolfgang Nitsche, Hans-Joachim Heinemann and Reinhard Hilbig, Vieweg Verlag Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- [6] Struijs, R.; Jonville, G.; Darraq, D., *Inviscid computation of the effect of wake vortices on a model airplane*, WAVENC-TN16, 1999

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: M. Hesse, G. Britten, J. Ballmann

Institution: Lehr- u. Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64; 52062 Aachen

Telefon: 0241 / 804636

Telefax: 0241 / 8888126

e-mail:

weitere Partner:

Thema: Gitterdeformation für aeroelastische Untersuchungen

Projektbeschreibung:

Im Teilprojekt B1, "Berechnungsverfahren für die Aerostrukturmechanik von Tragflügeln", des SFB 401, "Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln", wird ein numerisches Verfahren zur Vorhersage aeroelastischer Phänomene mittels direkter aeroelastischer Simulation – die strömungsmechanischen und strukturdynamischen Differentialgleichungen sind vollständig gekoppelt und werden zeitlich konsistent integriert – angewendet und weiterentwickelt. Die Kopplung der einzelnen Löser erfolgt iterativ: Der Löser für die strukturdynamischen Gleichungen liefert mit den aerodynamischen Kräften als Eingabegrößen die Deformationsgeschwindigkeiten und die aktuelle Konfiguration. Mit Hilfe eines Deformationsalgorithmus wird das numerische Rechengitter an die veränderte Strukturgeometrie angepaßt. Schließlich liefert der Löser der strömungsmechanischen Gleichungen mit dem Geschwindigkeitsfeld und der Lage der Flügeloberfläche als Eingabegrößen die instationären, aerodynamischen Lasten, die im Iterationszyklus dann wieder Eingabedaten für die Strukturdynamik sind.

Gegenstand dieser Arbeit ist die Entwicklung eines Deformationsalgorithmus für blockstrukturierte Rechengitter.

Die in aeroelastischen Anwendungen meistbenutzte Gittergenerierungstechnik ist die Transfinite Interpolation (TFI), mit der in jedem Zeitschritt ein neues, der Kontur angepasstes Gitter konstruiert wird. Nachteil ist jedoch, daß das resultierende Rechengitter nur für kleine Strukturverformungen verwendet werden kann, da für moderate oder gar große Deformationen die Gitterqualität, z.B. im Hinblick auf Orthogonalität, verlorengeht. Das ist Ausgangspunkt für die Entwicklung eines robusten und effizienten Algorithmus zur Gitternachführung. Die vorgestellte Strategie ist ein Kompromiss zwischen algebraischer Gitterdeformation und elliptischen Gittergenerierungstechniken: Die algebraische Methode zur Gitterdeformation wird mit einem elliptischen Glättungsalgorithmus gekoppelt. Dabei bleibt die Qualität des Startgitters erhalten und der Arbeitsaufwand, das nachgeführte Gitter zu glätten, wird erheblich reduziert, da die Gittergenerierung mit Hilfe von elliptischen Differentialgleichungen vereinfacht ist, wenn das gegebene Startgitter bereits nahe am gewünschten Endgitter liegt.

Der eigentliche Deformationsalgorithmus läßt sich in zwei wesentliche Arbeitspunkte gliedern: Ausgehend von einem Startgitter, dessen krummlinige Koordinatenlinien annähernd senkrecht auf der Oberfläche der Struktur stehen, und einer Oberflächen deformation, die repräsentiert wird durch eine Translations- und eine Rotationsmatrix, wird jede Gitterlinie, die in das Strömungsfeld hineinzeigt, starr bewegt (Bild 1, Links und Mitte). Anschliessend werden die Gitterlinien unter Benutzung einer adäquaten Blendfunktion deformiert. Diese Blendfunktion ist so konstruiert, daß sich das nachgeführte Gitter in Strukturnähe dem starr mitgedrehten Gitter und im Bereich des Fernfeldrandes dem Ausgangsgitter anschmiegt (Bild 1, rechtes Bild). Erst bei großen Deformationen der Struktur ist es notwendig, eine Glättung des Gitters mit Hilfe elliptischer Differentialgleichungen durchzuführen.

Zur Validierung des Algorithmus wurden Strömungssimulationen mit dem Strömungslöser FLOWer durchgeführt. Präsentiert werden Ergebnisse von numerischen Berechnungen um die Reiseflugkonfiguration des SFB 401 in zwei Raumdimensionen (Abbildung 2).

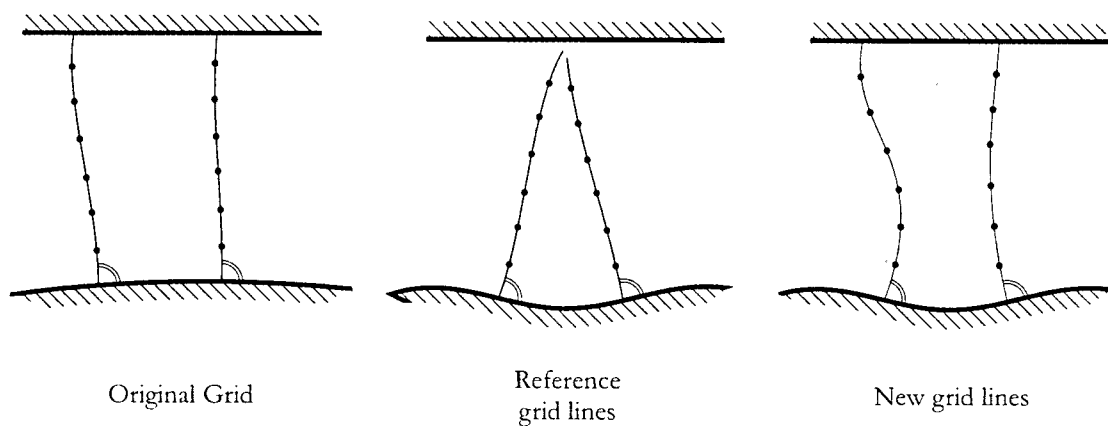


Abbildung 1: Algebraische Gitterdeformation

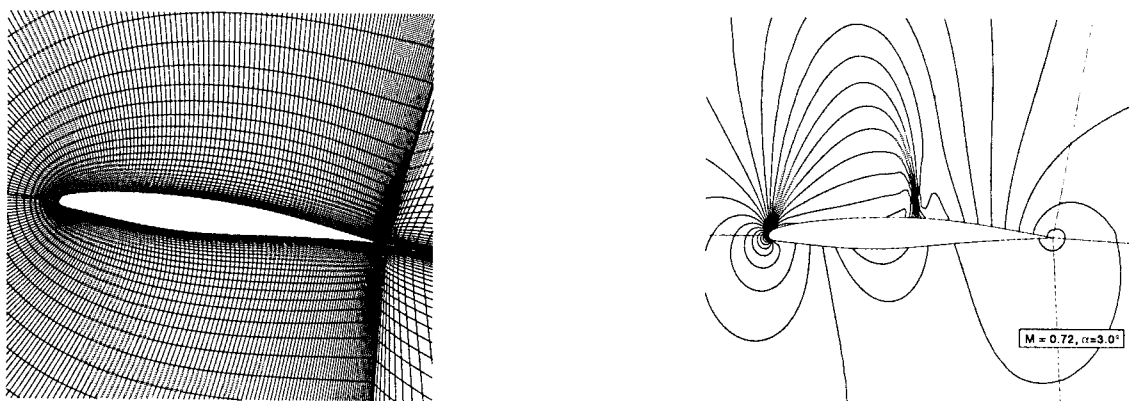


Abbildung 2: Deformiertes Gitter (links) und Ergebnis der Strömungssimulation (rechts)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: I. Klioutchnikov, J. Ballmann

Institution: Lehr- u. Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64; 52062 Aachen

Telefon: 0241 / 804636

Telefax: 0241 / 8888126

e-mail:

weitere Partner:

Thema: Differenzenverfahren hoher Ordnung für die DNS turbulenter kompressibler Strömungen

Projektbeschreibung:

Dissipationsprozesse in kompressiblen Strömungen mit Transition und voll entwickelter Turbulenz spielen eine wichtige Rolle für die Evolution der Wirbelstruktur und der Verteilung der statistischen Parameter in verschiedenen Anwendungen, z.B. Kanal-, Rampen- und Profilströmungen. An Lösungsverfahren für solche Strömungen werden hohe Anforderungen gestellt: niedrige numerische Dissipation, hohe numerische Stabilität und hohe Genauigkeitsordnung. Zur Lösung der instationären 3D Navier-Stokes Gleichungen wurde eine Klasse von Differenzenverfahren hoher Ordnung ($N=4, 6, 8, 10$ usw.) entwickelt [1]. Mit diesen Verfahren wurde der Einfluß der räumlichen und zeitlichen Genauigkeitsordnung des Verfahrens für DNS kompressibler Strömungen in Kanälen bei Reynoldszahlen 10^2 - 10^5 und Machzahlen 0.2- 0.8 untersucht [2],[3].

DNS kompressibler Strömungen mit Transition und turbulenter Strömungen in geraden und gestuften Kanälen wurde im Vergleich mit verschiedenen experimentellen, analytischen und numerischen Daten getestet [3].

In den numerischen Resultaten wurden in symmetrischen Kanälen mit 2 rückspringenden Stufen bei Mach 0.6 und $Re > 150$ nichtsymmetrische turbulente Kaskadenprozesse beobachtet. Das Beispiel Abb.1 zeigt die zeitliche Evolution turbulenter Strömungen für $Re=10^4$, $M=0.6$ (DNS mit Differenzenverfahren 8. Ordnung) und die nichtsymmetrische Wirbelentstehung und Wirbelablösung hinter den Stufen, die Wechselwirkung der Wirbel in den Scher- und Mischungsschichten, die Wiederangelegpunkte und Relaxationszonen mit pulsierender Strömung. Die Druck-Zeit Verläufe in der Relaxationszone haben einen breiten Frequenzbereich, der für voll entwickelte Turbulenz typisch ist (Abb. 2). Fluktuations-Prozesse wurden mit Hilfe Fourier-Leistungsspektrum-Analyse untersucht.

Das Differenzenverfahren hoher Ordnung wurde weiterentwickelt für Randbedingungen bei Unter- und Überschallströmungen (Rampen-, Zylinder-, Profilströmungen). Ein Ergebnis für die Rampenströmung bei $Re=10^7$, $M=2.84$, $\alpha=24^\circ$ zeigen Abb.3a)(Machzahl) und 3b)(Druck). Ein weiteres Beispiel, die Zylinderumströmung bei $M=0.7$, $Re=350$ zeigt Abb.4. Wie erwartet, ist die Bildung einer Wirbelstraße auch im hohen Unterschall Re-Zahl-abhängig.

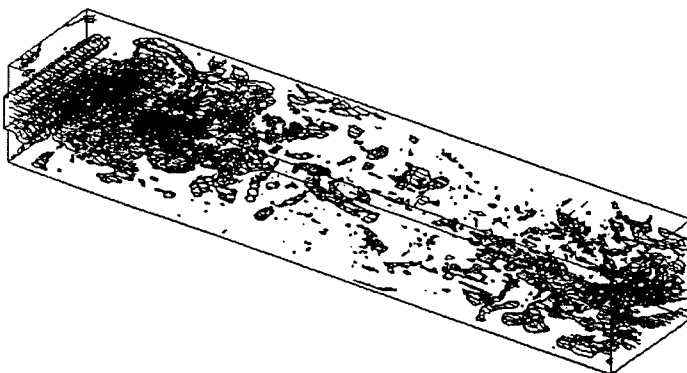
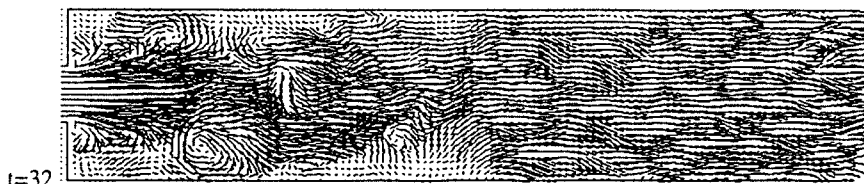


Abb. 1. DNS 3D turbulenter Strömung für $Re=10^4$, $M=0.6$ in Kanal mit 2 Stufen mit Verfahren 8 Ordnung.

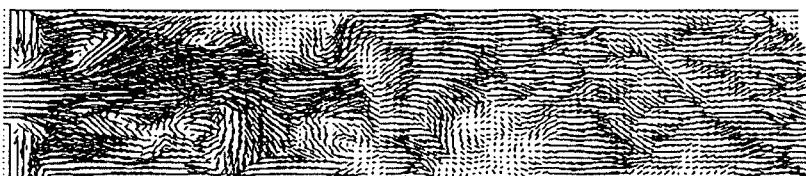
- a) Isoflächen $|\omega| = \text{konst}$
- b) Geschwindigkeitsvektorfeld, Momentaufnahmen

a)



t=32

b) t=37



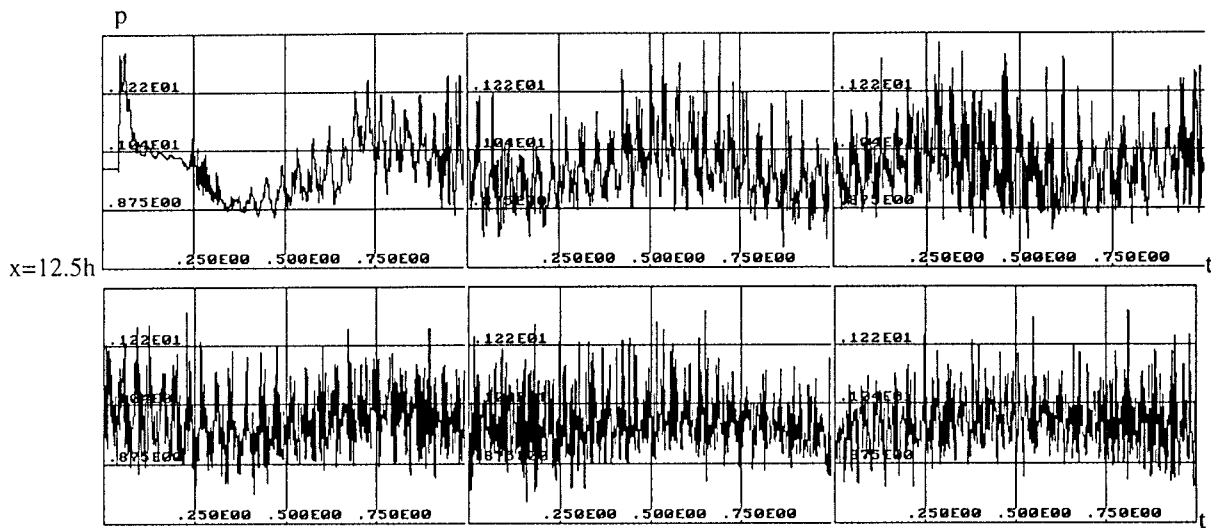


Abb.2. DNS 3D turbulenter Strömungen in Kanälen mit 2 Stufen, $N=8$
Druckfluktuationen an Station $x=12.5h$ für $z=1.5h$, $y=2h$

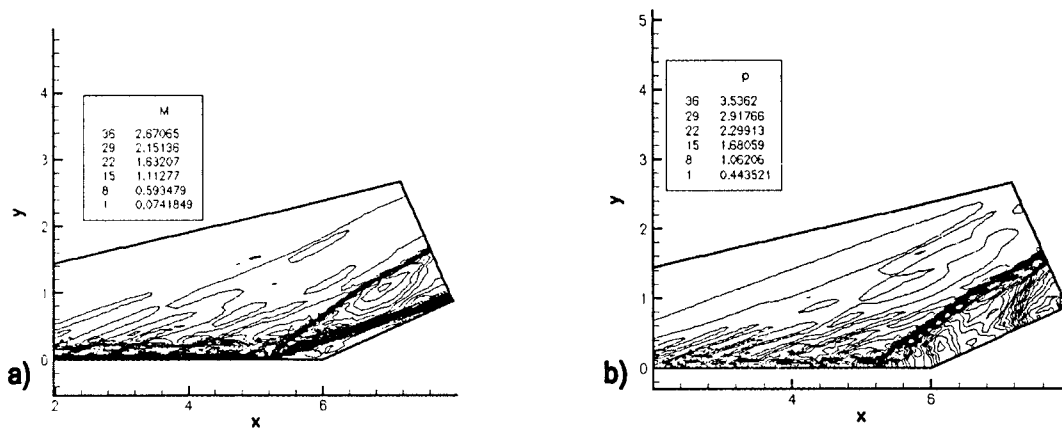


Abb.3

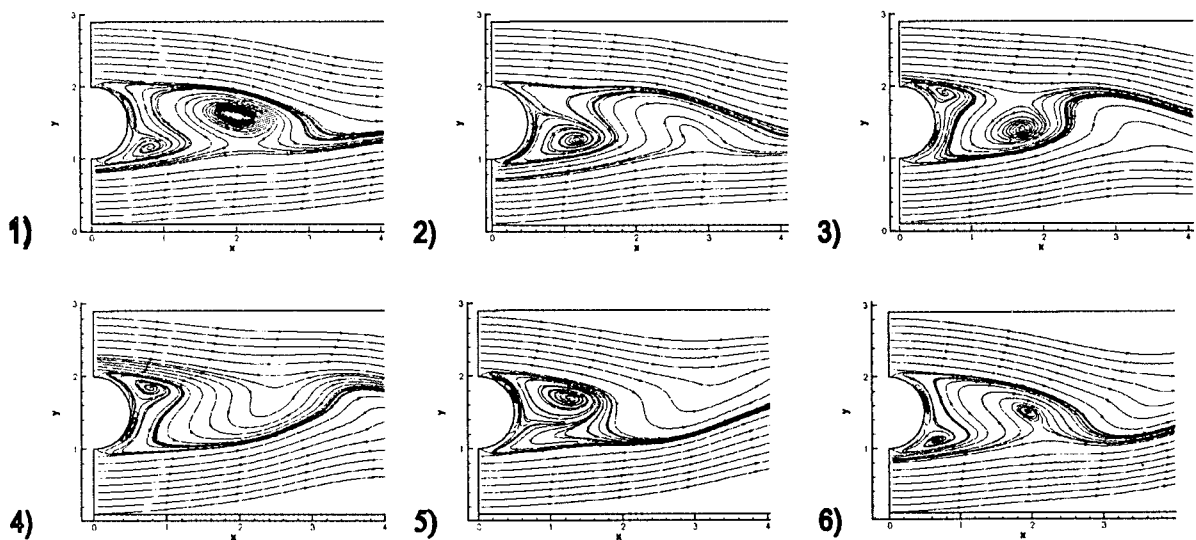


Abb.4. 1)-6) Momentaufnahmen $t=15-20$

Literatur:

- 1 KLIOUTCHNIKOV, I.: Direkte numerische Simulation turbulenter kompressibler Strömungen.- Habilitation, Russ. Akad. der Wiss., Moskau, Rußland (1998)
- 2 LIPANOV, A., KISSAROV, J., KLIOUTCHNIKOV, I.: Numerische Simulation viskoser Unterschallströmungen bei einer Reynoldszahl von 10^4 .- Verlag Russ. Akad. der Wiss., Mathematische Simulation, Band 9, N3, pp.3-12 (1997)
- 3 LIPANOV, A., KISSAROV, J., KLIOUTCHNIKOV, I.: Eine Klasse von Differenzenverfahren höherer Genauigkeitsordnung für die direkte numerische Simulation turbulenter Strömungen bei einer Reynoldszahl 10^5 .- Beitrag im Buch: „Verwendung der mathematischen Simulation für die Lösung von Problemen in Wissenschaft und Technik“, Rußland, pp.81-102 (1997)

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution DLR - Institut für Entwurfsaerodynamik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295-2429
Telefax: 0531 / 295-2320

weitere Partner

Thema **Kopplung des DLR Navier-Stokes-Lösers FLOWer mit einer e^N -Datenbankmethode zur laminar-turbulenten Transitionsvorhersage an Tragflügelprofilen**

Die Modellierung der laminar-turbulenten Transition in Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Lösern (RANS) ist eine notwendige Anforderung für die Berechnung von Profilen und Flügeln in der Luftfahrtindustrie. In vielen Fällen ist es nicht möglich, quantitativ richtige Ergebnisse zu erzielen, z.B. den Flugzeugwiderstand, oder sogar qualitativ richtige Ergebnisse, wie z.B. Saugspitzen an der Flügelvorderkante im Fall hoher Anstellwinkel (Start-/Landefall) oder durch Flügeloszillationen ausgelöste Hinterkanten-ablösung, wenn die laminar-turbulente Transition nicht berücksichtigt wird. Konsequenterweise muß ein RANS Strömungslöser für die Anwendung in der Industrie die Möglichkeit zur Transitionsvorgabe anbieten sowie eine Transitionsvorhersage-Methode, die mit dem Strömungslöser gekoppelt ist.

Eine Technik zur Transitionsvorgabe, [1], teilt das Berechnungsgebiet in laminare und turbulente Strömungsgebiete ein, die bei 2-dimensionalen Konfigurationen wie Profilen durch Transitionsunkte auf der Ober- und Unterseite jeder Konfigurationskomponente festgelegt sind. Im Berechnungsnetz approximiert ein laminares Gebiet, dessen wandnormale Ausdehnung durch den Anwender des Strömungslösers gesteuert werden kann, die laminare Grenzschicht an einem Profil. An Netzpunkten in laminaren Bereichen wird bei Verwendung algebraischer Turbulenzmodelle die Wirbelviskosität μ_t in geeigneter Weise behandelt, bei Transportgleichungsmodellen der Produktionsterm für die turbulente kinetische Energie, [2]. Die Lagen der Transitionsunkte müssen als Eingabeparameter der Transitionsvorgabetechnik mitgeteilt werden und demnach a priori bekannt und z.B. durch Experimente oder separate Rechnungen bestimmt worden sein.

Zur eigenständigen, automatischen Bestimmung der Transitionslagen während der Iteration der Navier-Stokes-Gleichungen wurde FLOWer mit einer Methode zur Transitionsvorhersage gekoppelt. Zahlreiche Transitionsvorhersagemethoden sind verfügbar und bewegen sich hinsichtlich Komplexität und Rechenzeit von einfachen, empirischen Transitionskriterien über lokale lineare, nichtlokale lineare und nichtlokale nichtlineare Stabilitätsmethoden bis hin zur Direkten Numerischen Simulation. Für industrielle Anwendungen bietet sich der Einsatz einer e^N -Methode, die auf der lokalen linearen Stabilitätstheorie und der Parallelströmungsannahme basiert, [3-4].

Die Kopplung zwischen Navier-Stokes-Löser und Vorhersagemethode wurde durch ein Modul realisiert, das nach einer bestimmten Anzahl von Navier-Stokes-Zyklen - den Strömungslöser unterbrechend - aufgerufen wird um die aktuelle laminare Grenzschicht zu analysieren und für den momentanen Strömungszustand Transitionslagen zu bestimmen. Auf diese Weise wird aus der Berechnung der Transitionslagen selbst ein Iterationsprozess. Das Modul besteht im wesentlichen aus einem kompressiblen, la-

minaren Grenzschichtverfahren für gepfeilte, zugespitzte Flügel, [5], und ingenieurmässigen Transitionsvorhersagemethoden, Abb. 1. Zum Aufbau einer grundlegenden algorithmischen Infrastruktur wurde das Modul zunächst mit zwei algebraischen, empirischen Transitionskriterien versehen, [6]. Für eine schnelle Vorhersage

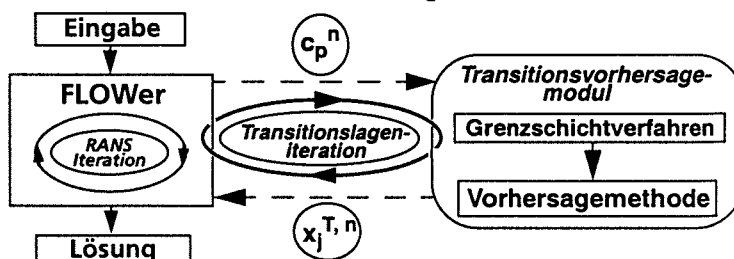


Abb.1: Kopplungsstruktur

hoher Genauigkeit kommt eine e^N -Datenbank-Methode für Tollmien-Schlichting-Wellen, [7], zum Einsatz, wodurch ein Programmsystem entsteht, das die Transitionsvorhersage automatisch durchführen kann. Bei jedem Iterationsschritt der Transitionsvorhersage wird die momentane Druckverteilung als Eingabe für die Grenzschichtberechnung verwendet. Die viskosen Daten werden dann entlang dem Profil analysiert.

Vorgestellt werden Ergebnisse aus Berechnungen des natürlichen Laminarprofils von Somers, [8]. Die $c_a(\alpha)$ - und $c_a(c_w)$ -Polaren sind mit FLOWer unter der Annahme voll turbulenter Strömung mit dem algebraischen Baldwin-Lomax Turbulenzmodell und mit dem 2-Gleichungs-Transportmodell $k-\omega$ nach Wilcox berechnet worden. Diese werden den Polaren, die unter Verwendung der Kopplungsstruktur zur Transitionsvorhersage berechnet worden sind, gegenübergestellt und mit den experimentell bestimmten Polaren für freie Transition verglichen; einen Teil der Ergebnisse zeigen die Abb. 2 und 3. Die Güte der Vorhersageprozedur wird anhand eines Vergleichs der berechneten und experimentell bestimmten Transitionslagen für beide Turbulenzmodelle und durch eine Gegenüberstellung der Polaren mit Transition unter Einsatz der Datenbank und unter Verwendung der empirischen Kriterien gezeigt. Der Algorithmus der Transitionslageniteration, Abb. 4, wird erklärt und das Verhalten der gekoppelten Methoden beschrieben. Erste Ergebnisse, die durch Einsatz der Kopplungsstruktur erzielt werden konnten, werden schon bei ECCOMAS2000 in Barcelona gezeigt, [1]. Darüberhinaus wird im vorliegenden Bericht auf die wichtige zu klärende Frage eingegangen, inwieweit sich das gekoppelte System sensitiv gegenüber Änderungen der aerodynamischen Parameter (z.B. Einfluss versch. Ma-Zahlen bei gleichen Anstellwinkeln oder versch. Anstellwinkel bei gleicher Ma-Zahl beim gleichen Profil) und der Kopplungsparameter (Einfluss versch. Anzahlen von Iterationszyklen des Navier-Stokes-Lösers während eines Iterationsschritts der Transitionslageniteration, Einfluss versch. Startwerte der Transitionslagen auf das Endergebnis) verhält. Auf die Konvergenz der Transitionslageniteration und die Automatisierung des gekoppelten Verfahrens wird eingegangen, [2].

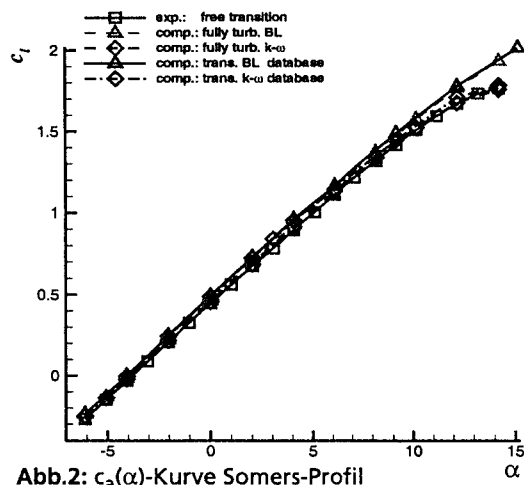


Abb.2: $c_a(\alpha)$ -Kurve Somers-Profil

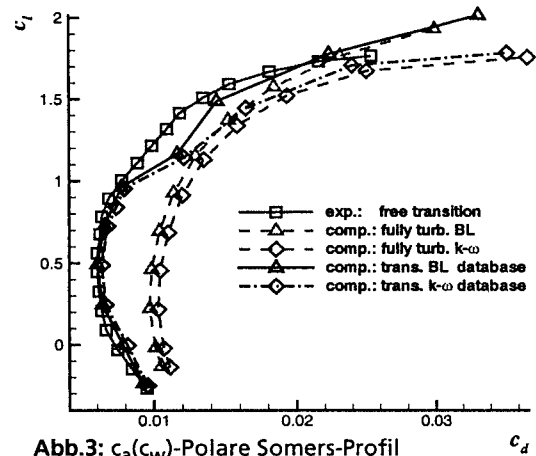


Abb.3: $c_a(c_w)$ -Polare Somers-Profil

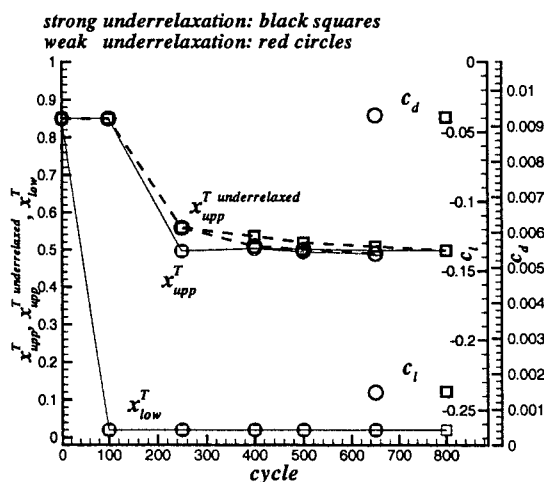


Abb.4: Einfluss der Unterrelaxation

Referenzen:

- [1] Krumbein, A.; Stock, H. W.: Laminar-turbulent Transition Modeling in Navier-Stokes Flow Solvers Using Engineering Methods, ECCOMAS 2000, Barcelona, 11-14 Sep. 2000
- [2] Krumbein, A.: Coupling of the DLR Navier-Stokes Solver FLOWer with an e^N -Database Method for laminar-turbulent Transition Prediction on Airfoils, 12. DGLR / AG STAB - Symposium, accepted for publication 9 March 2001
- [3] Radespiel, R.; Graage, K.; Brodersen, O.: Transition Predictions Using Reynolds-Averaged Navier-Stokes and Linear Stability Analysis Methods, AIAA 91-1641, 1991
- [4] Stock, H. W.; Haase, W.: A Feasibility Study of e^N Transition Prediction in Navier-Stokes Methods for Airfoils, AIAA J., Vol.37, pp.1187-1196, 1999
- [5] Horton, H. P.; Stock, H. W.: Computation of Compressible, Laminar Boundary Layers on Swept, Tapered Wings, J. Aircraft, Vol.32, pp.1402-1405, 1995
- [6] Arnal, D.: Description and Prediction of Transition in Two-Dimensional, Incompressible Flow; in Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow, AGARD Report No.709, Pages 2-1 - 2-71, 1984

[7] Stock, H. W.; Degenhardt, E.: A simplified e^N method for transition prediction in two-dimensional, incompressible boundary layers, Z. Flugwiss. Weltraumforsch., Vol.13, pp.16-30, 1989

[8] Somers, D. A.: Design and Experimental Results for a Natural-Laminar Flow Airfoil for General Aviation Applications, NASA Technical Paper 1861, Scientific and Technical Information Branch, 1981

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ernst v. Lavante, St. Perpéet

Institution: Fachbereich 12; Maschinentechnik, Universität GH Essen

Adresse: 45127 Essen

Telefon: 0201 / 183-2285/2909

Telefax: 0241 / 183-2285

e-mail:

weitere Partner:

Thema: Numerische Simulation der gestörten Anströmung in Wirbelz  hlern

Projektbeschreibung:

Wirbelzähler sind konstruktiv einfache und genaue Durchflu  me   ger  te bei ungestörter Anströmung. Das Meßprinzip in diesen Zählern beruht auf einem festen Zusammenhang zwischen der Frequenz der sich an einem Störkörper ablösenden Wirbel und dem Volumenstrom. Die Detektierung dieser Wirbelstrukturen erfolgt auf unterschiedliche Weise, z. B. mittels Drucksensoren oder durch die Modulation eines Ultraschallsignals. Probleme entstehen in der Praxis durch Störungen der Anströmung, z. B. durch Drall oder Pulsationen. In der vorliegenden Arbeit sind einige dieser Störungen numerisch untersucht worden, mit dem Ziel, die grundsätzliche Funktionsweise von Wirbelz  hlern unter diesen Bedingungen zu überprüfen. Die sich hierbei abspielenden strömungstechnischen Vorgänge sind mit dem Navier-Stokes Programm ACHIEVE, das im Fachgebiet Strömungsmaschinen der Universität GH Essen entwickelt worden ist, durchgeführt worden. Der Wirbelzähler ist im vorliegenden Fall ein Durchdringungsk  rper mit einem von uns optimierten Profil (Abbildung 1, rechts) [1].

Dieser Wirbelzähler ist für die folgenden Störungen untersucht worden:

- reiner Drall,
- 90  -Krümmer in horizontaler und vertikaler Ausrichtung,
- Raumkrümmer.

Der reine Drall ist durch eine Starrk  rperdrehung, die der Anströmung überlagert ist, erzeugt worden. Die beiden Einfachkr  mmer und der Doppelkr  mmer sind direkt vor den Wirbelzähler geschaltet, Abbildung 1. Zum Vergleich ist ein gerades Rohr mit 4 D Länge in gleicher Gitterauflösung simuliert worden. Die Ergebnisse der Berechnungen sind in Tabelle 1 zusammengefaßt. Wie aus Abbildung 1 zu erkennen ist, bildet sich trotz der starken Störung der Anströmung durch den Raumkrümmer eine regelmäßige Wirbelstraße im Nachlauf des Zählers aus. Dieses zeigt sich auch in den Resultaten für die Strouhalzahl; sie bleibt für die drei simulierten, vorgeschalteten Krümmer nahezu konstant. Größere Abweichungen ergeben sich bei Vorgabe des Dralls. Hierbei ist zu beachten, daß die Tangentialgeschwindigkeit der Drallvorgabe in Wandnähe ungefähr gleich der mittleren Durchflußgeschwindigkeit, die Störung somit massiv ist.

Als Meßgröße für die Strouhalzahl ist der Verlauf der Quergeschwindigkeit im Nachlauf des Störkörperprofils gewählt worden. Die zeitliche Entwicklung dieser Größe liefert ein robustes Signal zur Detektierung der Wirbelfrequenz. Die beschriebenen Simulationen zeigen, daß Wirbelzähler auch bei starken Störungen im Zulauf zufriedenstellende Ergebnisse liefern können [2].

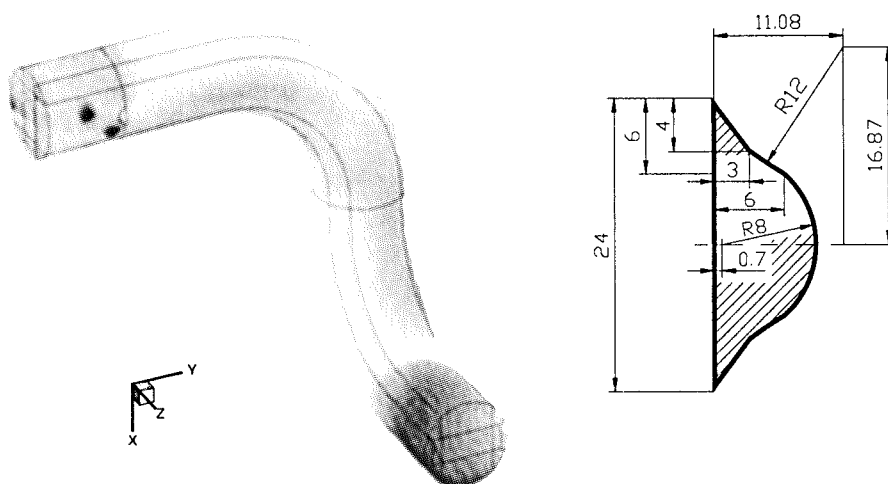


Abbildung 1: Raumkrümmer mit Wirbelzähler und optimiertes Störkörperprofil.

	Drall	90°-Krümmer		Raumkrümmer	Gerades Rohr
		horizontal	vertikal		
Gitterpunkte	414300	621400	621400	621400	606100
Blöcke	22	33	33	33	22
Reynoldszahl	183000	180000	173000	213000	168000
Frequenz [Hz]	287	300	295	348	285
v [m/s]	27.7	27.29	26.18	32.18	25.4
Strouhalzahl	0.249	0.264	0.27	0.26	0.269

Tabelle 1: Vergleich der Ergebnisse für die untersuchten Störungen.

Literatur:

- [1] S. Perpéet, Numerische Simulation von Strömungsfeldern um Durchfluß-Meßanordnungen, Shaker-Verlag, 2000.
- [2] E. von Lavante, J. Yao and S. Perpeet, Effects of Disturbed Inflow on Vortex-Shedding from a Bluff Body, AIAA 2000-2220, Fluids 2000, Denver, CO.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Mark Rakowitz

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2415

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: mark.rakowitz@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Netzverfeinerungsstudie mit einer UHCA Flügel-Rumpf Konfiguration mittels Richardsonextrapolation und Grid Convergence Index GCI

Projektbeschreibung:

Die Vorhersage von aerodynamischem Widerstand ist von entscheidender Bedeutung bei der Entwicklung von neuen Flugzeugen. Um CFD in einem industriellen Umfeld zu benutzen, muss die Verlässlichkeit der numerischen Ergebnisse etabliert werden. Eine der Hauptfehlerquellen bei der numerischen Berechnung von partiellen Differentialgleichungssystemen ist der Diskretisierungsfehler, der in starkem Masse von der Netzqualität und Netzauflösung beeinflusst wird. Das Ziel ist es, diesen Fehler idealerweise zu Null zu reduzieren, d.h. netzunabhängige Lösungen zu erreichen. Die direkte Berechnung von netzunabhängigen Lösungen erfordert extrem feine Diskretisierungen im Falle nichtadaptierter Netze (ca. 1,5 Milliarden Zellen) [1]. Für ein qualitativ hochwertiges, an die Lösung adaptiertes Netz sind etwa 30 Millionen Zellen erforderlich [1]. Diese Anforderungen sind weit über den Möglichkeiten derzeitiger Rechnerressourcen, bzw. nicht von praktischer Bedeutung in einem industriellen Umfeld. Für die Extrapolation netzunabhängiger aerodynamischer Beiwerte bietet sich die Verwendung von sukzessiv verfeinerten Netzsequenzen an.

In [2] wurden für die vorliegende Flügel-Rumpfkonfiguration ($Ma: 0,85$, $CA: 0,5$, $Re: 2,68e6$) drei Netzverfeinerungskonzepte mit strukturierten Netzsequenzen verfolgt. Die Navier-Stokes Rechnungen wurden mit dem Baldwin-Lomax Turbulenzmodell durchgeführt. Dabei wurden 6 Netze ($A1: 16.85e6$, $A2: 2,1e6$, $A3: 0,26e6$, $B1: 7,8e6$, $B2: 2,4e6$, $B3: 0,98e6$ Zellen) generiert und zu 3 Sequenzen (Sequenz1: $A1, A2, A3$, Sequenz 2: $B1, B2, B3$, Sequenz3: $A1, B1, A2$) zusammengefasst. Für alle 3 Netzgruppen wurde eine Richardsonextrapolation [3] auf netzunabhängige aerodynamische Beiwerte durchgeführt, ebenso wurde der GCI [3], eine Art empirische Fehlerbandbreite, für das feinste Netz jeder Gruppe angegeben. Weiterhin wurde eine quadratische Extrapolation nach [1] für die Sequenzen 2 und 3 und eine lineare Extrapolation für Sequenz 1 ausgeführt. Es zeigte sich, dass die Beiwerte bis auf 1-2% zum netzabhängigen Wert extrapoliert werden können und Fehlerbandbreiten von unter 5% für den Gesamtwiderstand erreicht werden können. Es zeigte sich jedoch auch, dass für eine exakte Extrapolation die Auflösung des Strömungsfeldes über alle Netzgrößen hohen Anforderungen genügen muss. Dies wurde durch die jeweils größten Netze der Sequenzen 1 und 2 nicht erfüllt. In fig.1 erkennt man, dass die Widerstandsanteile nicht auf Geraden liegen, dies sollte jedoch bei einer sukzessiven Netzverfeinerung (Auslassung jeder 2. Netzlinie in jeder Koordinatenrichtung) bei einer Methode von 2. Ordnung theoretisch der Fall sein. Deshalb wurde für die lineare Extrapolation der Beiwerte nur das mittlere und das feine Netz herangezogen. Dies führte zum gleichen Ergebnis wie die Richardsonextrapolation. In fig. 2 wird deutlich, dass für die Netzsequenz 2 ein unrealistisch niedriger Gesamtwiderstand extrapoliert wird. Für eine parabolische Extrapolation ist eine hohe Genauigkeit aller 3 Punkte erforderlich, da für die Sequenz 3 eine plausible Extrapolation erreicht wird, ist die Schlussfolgerung, dass bei Sequenz 2 durch ungenügende Auflösung auf dem größten Netz keine verlässliche Aussage

über den extrapolierten Widerstand gemacht werden kann. In fig 3. Werden die GCI's für die Netzsequenz 1 dargestellt, die grössten Fehlerbandbreiten ergeben sich für die Widerstandsanteile des Rumpfes.

Die vorliegende Arbeit basiert auf den Ergebnissen von [2], dazu wird ein Ansatz von Roache [3] verwendet, bei dem 3 Netze mit einem Verfeinerungsverhältnis von ca. 1,1 erzeugt wurden (3,37e6, 4,80e6, 6,59e6 Zellen). Insbesondere die Auflösung des Rumpfströmungsfeldes (grösste Fehlerbandbreite, s.o.) wurde verbessert. Das Ziel ist es, noch genauere Extrapolationen aerodynamischer Beiwerte zu erzielen, in dem eine Netzsequenz verwendet wird, bei der alle drei Netze eine hochwertige Auflösung der Strömung liefern. Dabei soll es noch möglich sein, „incore“ zu rechnen, um extrem lange Rechenzeiten und somit hohe Kosten wie beim Netz A1 mit fast 17e6 Zellen zu vermeiden. Weiterhin kann aus einer Sequenz mit 3 Netzen, bei der alle drei Lösungen im asymptotischen Bereich liegen, die beobachtete Ordnung der Rechnung ermittelt und für die Extrapolationen verwendet werden. Weiterhin kann der im GCI enthaltene Sicherheitsfaktor, der für Extrapolationen mit zwei Netzen [2] drei beträgt, auf 1,25 [3] herabgesetzt werden. Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, eine Methodik zur Extrapolation netzunabhängiger aerodynamischer Beiwerte durchzuführen, die auch in einem industriellen Umfeld mit vertretbarem Aufwand und Kosten durchgeführt werden kann.

[1] B. Oskam and J.W. Sloof: "Recent Advances in Computational Aerodynamics at NLR", AIAA 98-0138, (1998).

[2] M.E. Rakowitz: "Grid Refinement Study with a Megaliner Wing-Body Configuration", wird veröffentlicht in ECCOMAS 2000, Barcelona 11-14 September, (2000).

[3] P.J. Roache: *Verification and Validation in Computational Science and Engineering*, Hermosa Publishers, P.O. Box 9229, Albuquerque, New Mexico 87119, USA, (1998).

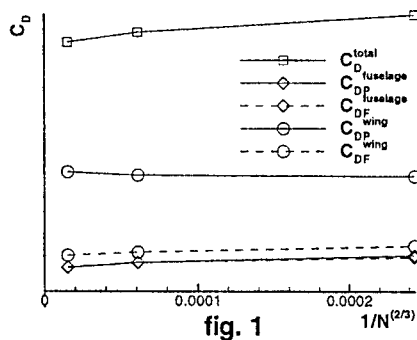


fig. 1

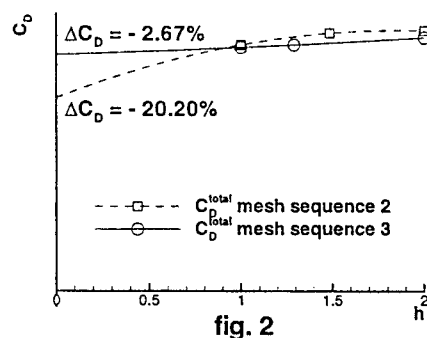


fig. 2

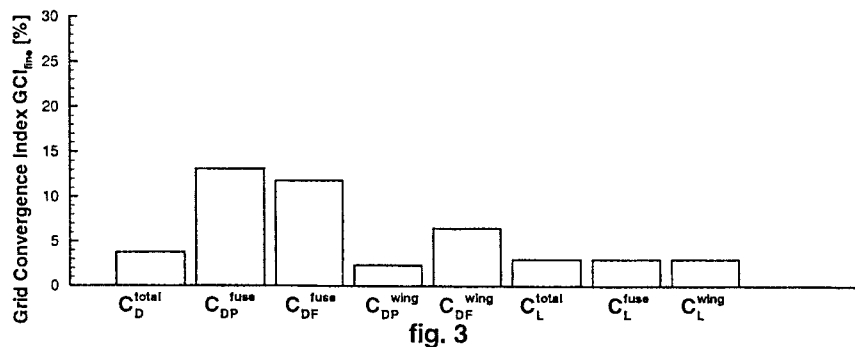


fig. 3

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: C.-C. Rossow

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2410

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: cord.rossow@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Convergence Acceleration on unstructured meshes

Projektbeschreibung:

In recent years, considerable progress has been achieved in the numerical simulation of compressible flows. One of the main drivers towards more efficient flow solution codes was the use of multigrid schemes [1] to drive the solution to steady state. Especially in combination with explicit Runge-Kutta time stepping schemes, good convergence rates could be achieved without requiring substantial memory resources. The efficiency of such codes was further enhanced by augmenting the explicit time stepping scheme through the use of implicit residual smoothing techniques: on the one hand, implicit residual smoothing allows to extend the stability region of the basic time stepping scheme, and the admissible CFL-number may be increased by a factor of 2-3; on the other hand, a properly formulated implicit residual smoothing allows to reduce the stiffness of the discrete system of equations resulting from high aspect ratio cells [2]. Traditionally, implicit residual smoothing was developed for structured meshes [3], and the implicit smoothing is successively applied for each curvilinear coordinate direction. In order to deal with high aspect ratio cells, the cell aspect ratio has to be taken into account to locally evaluate the smoothing coefficients [2], and efficient methods for the solution of viscous flows on structured meshes were developed [4].

For unstructured meshes, up to now the use of implicit residual smoothing had only limited success. In the case of inviscid flows, where usually no cell anisotropies occur, the technique of [3] with constant coefficients was successfully implemented on unstructured meshes [5]. For viscous flows, where so called hybrid meshes are used to resolve the boundary layers, the implementation is not as straightforward as for the constant coefficient case. The reason is that the local information about the aspect ratio is not directly available on unstructured meshes, and the process of determining the varying smoothing coefficients by comparing the cell metrics of different curvilinear coordinate directions has no direct counterpart on unstructured meshes. Therefore, most unstructured methods with Runge-Kutta time integration solving for the Navier-Stokes equations are employed without any means to increase the CFL-number, and typical CFL numbers are in the range of 1.5 – 2.0 [6, 7]; in contrast to structured meshes, where CFL numbers of 6.0 – 7.5 are frequently used [4].

In the proposed paper, a recently developed technique for implicit residual smoothing to be employed on unstructured meshes will be presented. The technique was derived on the basis of the MAPS (Mach number based Advection Pressure Splitting) flux splitting scheme [8]. The new implicit residual smoothing technique is a consequent simplification of a fully implicit formulation for the MAPS discretization. The cell aspect ratio is not explicitly required, but the cell metrics enter the smoothing coefficients in a way analogously to an implicit scheme. The numerical effort for the new smoothing is comparable to the standard smoothing following [2], and CFL numbers of 6.0 were obtained for a 5-stage Runge-Kutta time integration. On unstructured meshes, the scalar implicit equations for the residuals are solved using about 3 jacobi iterations, and similar improvements as on structured meshes are achieved. Figure 1 shows the convergence history of the transonic viscous flow around the RAE 2822 airfoil. The residual is decreased by 5 orders of magnitude in less than 400 multigrid cycles. Total forces are converged after 100 MG cycles. This convergence behaviour compares well with the efficiency obtained on structured meshes. Fig. 2 gives a view of the field pressure distribution with the underlying hybrid mesh. Fig. 3 shows a comparison of the convergence of the present method (NOUGAT: Node Oriented Unstructured Generic Algorithm Testing) and the DLR τ -code [7] on the identical mesh: the speed-up, especially for the total forces, is clearly visible.

Another important issue for numerical methods in flow simulation is the extension of the Mach number regime. Basically, the methods used in aerospace applications are solving the compressible equations. It however becomes more and more attractive to solve also for incompressible flow fields, and preconditioning techniques offer a way to extend compressible codes to the incompressible flow regime [9]. Thus, acceleration techniques such as implicit smoothing must be able to deal with the preconditioned equations. In the residual smoothing technique proposed here, this is easily achieved, as can be seen in Fig. 4, where the convergence history for the viscous flow around the RAE 2822 airfoil at $M_\infty = 0.001$ and $\alpha = 8.0$ is given. Note that no reduction of CFL-number was necessary in comparison to the compressible case, and total forces converge also as rapidly.

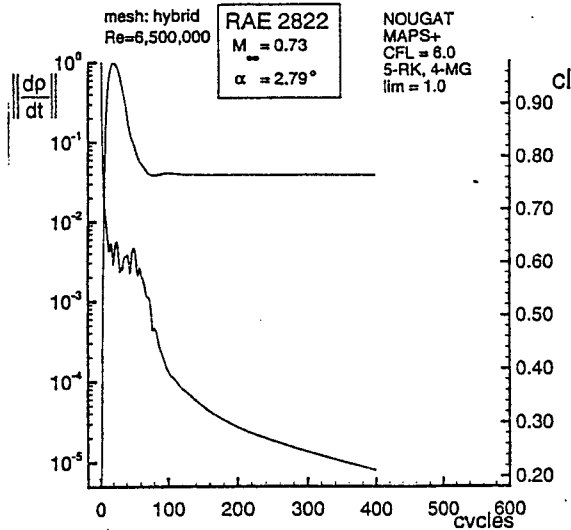


Fig. 1: Convergence for transonic flow

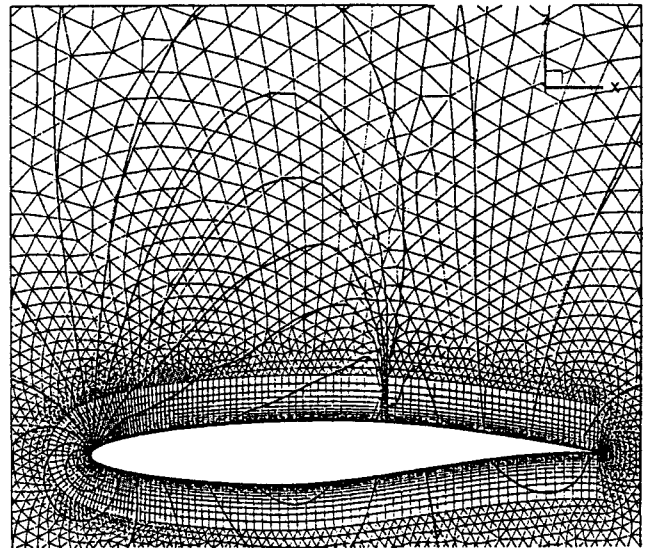


Fig. 2: Pressure distribution on hybrid mesh

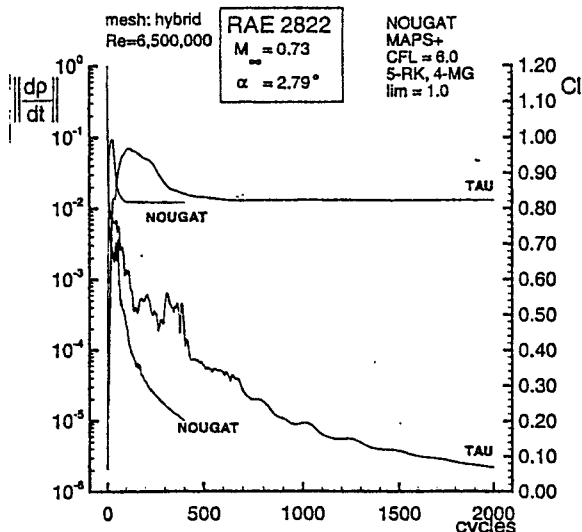


Fig. 3: Convergence of NOUGAT and TAU code

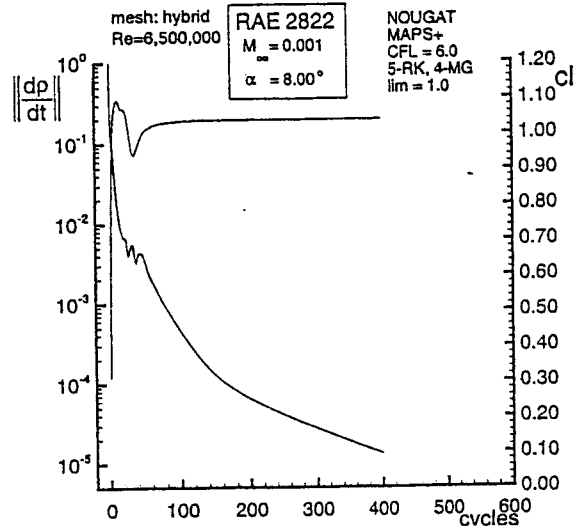


Fig. 4: Convergence for incompressible flow

Literatur:

- [1] Jameson, A.: *Multigrid Algorithms for Compressible Flow Calculations*, MAE Report 1743, Princeton University, Text of Lecture given at 2nd European Conference on Multigrid Methods, Cologne, October 1985.
- [2] Martinelli, L.: *Calculations of Viscous Flows with a Multigrid Method*, Ph.-D. Dissertation, MAE Department, Princeton University, October 1987.
- [3] Jameson, A.; Schmidt, W.; Turkel, E.: *Numerical Solution of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes*, AIAA Paper 81-1259, June 1981.
- [4] Radespiel, R.; Rossow, C.-C.; Swanson, R.C.: *Efficient Cell-Vertex Multigrid Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Equations*, AIAA Journal, Vol. 28, No. 8, pp. 1464-1472, 1990.
- [5] Jameson, A.; Baker, T.J.; Weatherhill, N.P.: *Calculation of Inviscid Transonic Flow over a Complete Aircraft*, AIAA Paper 86-0103, January 1986.
- [6] Mavriplis, D.: *Parallel Performance Investigations of an Unstructured Mesh Navier-Stokes Solver*, NASA/CR-2000-210088, ICASE Report No. 2000-13, March 2000.
- [7] Gerhold, T.; Friedrich O.; Evans, J.; Galle, M.: *Calculation of Complex Three-Dimensional Configurations Employing the DLR- τ -Code*, AIAA-Paper 97-0167, January 1997.
- [8] Rossow, C.-C.: *A Flux Splitting Scheme for Compressible and Incompressible Flows*, AIAA Paper 99-3346, June 1999.
- [9] Turkel, E.: *Preconditioning Techniques in Computational Fluid Dynamics*, Annual Reviews in Fluid Mechanics, Vol. 31, pp. 385-416, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: St. Schmidt, F. Thiele

Institution: HFI für Strömungsforschung, TU Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Strasse 8; 10623 Berlin

Telefon:

Telefax:

e-mail:

Thema: Untersuchungen zum Einfluss der LES Feinstrukturmodellierung auf Strömungen mit Ablösung

Projektbeschreibung:

In der Vergangenheit konzentrierte sich die Large-Eddy Simulation (LES) fast ausschließlich auf niedrige Reynoldszahlen und einfache Geometrien. Durch verbesserte numerische Verfahren und eine Steigerung der Computerleistung wurden in jüngster Zeit mehrfach Versuche unternommen, die LES auf komplexere Geometrien und höhere Reynoldszahlen zu erweitern. Während die Komplexität der Strömungskonfiguration kein prinzipielles Problem für die LES darstellt, ist der Einfluß der Feinstrukturmodellierung bei Erhöhung der Reynoldszahl noch relativ unerforscht. Mit Zunahme der Reynoldszahlen reduziert sich die Größe der turbulenten Strukturen gemäß $Re_L^{-3/4}$, dem durch eine Erhöhung der räumlichen Auflösung Rechnung getragen werden kann. Die Feinstrukturmodelle vermögen aber trotz hinreichender Auflösung nicht alle auftretenden Strömungsphänomene ausreichend zu erfassen.

Am Beispiel verschiedener Strömungen mit Ablösung soll das unterschiedliche Verhalten von Smagorinsky-Modell (SM) und dynamischem Eingleichungsmodell (DEM) untersucht werden. Während das SM aufgrund einfacher Implementation und guter Ergebnisse sehr häufig eingesetzt wird, ermöglicht das DEM, ähnlich wie das dynamische Smagorinsky-Modell (DSM), eine Anpassung des Modellparameters an die lokale Turbulenzstruktur. Gegenüber dem DSM ist das dynamische Eingleichungsmodell jedoch numerisch bedingungslos stabil und bewahrt die positiven Eigenschaften des Originalmodells und ist daher gut für komplexe Geometrien geeignet.

Auf der Basis dieser Modelle werden Zylinder- und Profilmströmungen bei unterschiedlichen Reynoldszahlen mit LES untersucht. Dies sind zum einen der quadratische Zylinder ($Re = 22.000$), bei dem eine geometrie-induzierte Ablösung auftritt und der Kreiszylinder ($Re = 3.900$) mit einer druck-induzierten Ablösung. Die Gestalt des Ablösegebietes ist stark von dem verwendeten Modell und anderen numerischen Einflüssen abhängig. Der Reynoldszahl-Einfluß wird durch eine weitere Vergleichsrechnung des Kreiszylinders bei $Re = 140.000$ abgeschätzt. Im Hinblick auf eine ingenieurmäßige Anwendung soll die Simulation des NACA 4412-Tragflügelprofils ($Re = 1.64 \times 10^6$) bei $\alpha = 12^\circ$ weitere Modellunterschiede und daraus resultierendes Lösungsverhalten aufdecken.

Die Simulationen wurden auf Basis eines 3d-Finite-Volumen-Verfahrens mit zell-zentrierter Variablenanordnung durchgeführt, welches anhand von Innen- und Außenströmungen validiert wurde. Als Besonderheit bietet es die Möglichkeit zonaler bzw. semi-strukturierter Gitter mit hängenden Knoten, die eine flexible Gitterpunktverteilung in physikalisch besonders wichtigen Gebieten erlaubt, aber dennoch aufgrund der logischen Blockstruktur eine hohe Leistung auf Parallelrechnern erreicht. Ziel dieser Untersuchungen ist das Aufdecken der Schwächen gegenwärtiger Feinstrukturmodelle und die Diskussion hinsichtlich ihrer Anwendbarkeit für hohe Reynoldszahlen.

Aus den Ergebnissen der Zylinderumströmungen ist erkennbar, daß die Fixierung der Ablösung beim quadratischen Zylinder Modellunterschiede trotz der relativ großen Re-

Zahl unterdrückt. Die Kreiszyklinderumströmung bei $Re = 3.900$ zeigt eine starke Modellabhängigkeit, die sich in erster Line in Abweichungen der Rezirkulationszone äußert (Abb. 1, a+b). Diese wird durch Unterschiede des Ablösewinkels (DEM $< 90^\circ$, SM $> 90^\circ$) hervorgerufen. Im Fall der hohen Re-Zahl verstärken sich diese Modellunterschiede (Abb. 2, c). Die Größe des Rechenggebietes spielt bei der kleinen Re-Zahl eine untergeordnete Rolle. Bei hoher Re-Zahl sind diese Effekte dagegen nicht vernachlässigbar. Diese und andere Auswirkungen werden untersucht und im Vortrag ausführlich diskutiert. Bei der Tragflügelumströmung wirken sich diese Unterschiede in der Feinstrukturmodellierung sehr stark auf die Vorhersage der Ablöseblase aus, wie aus der Druckverteilung im Bereich der Hinterkante ersichtlich ist (Abb. 2, d).

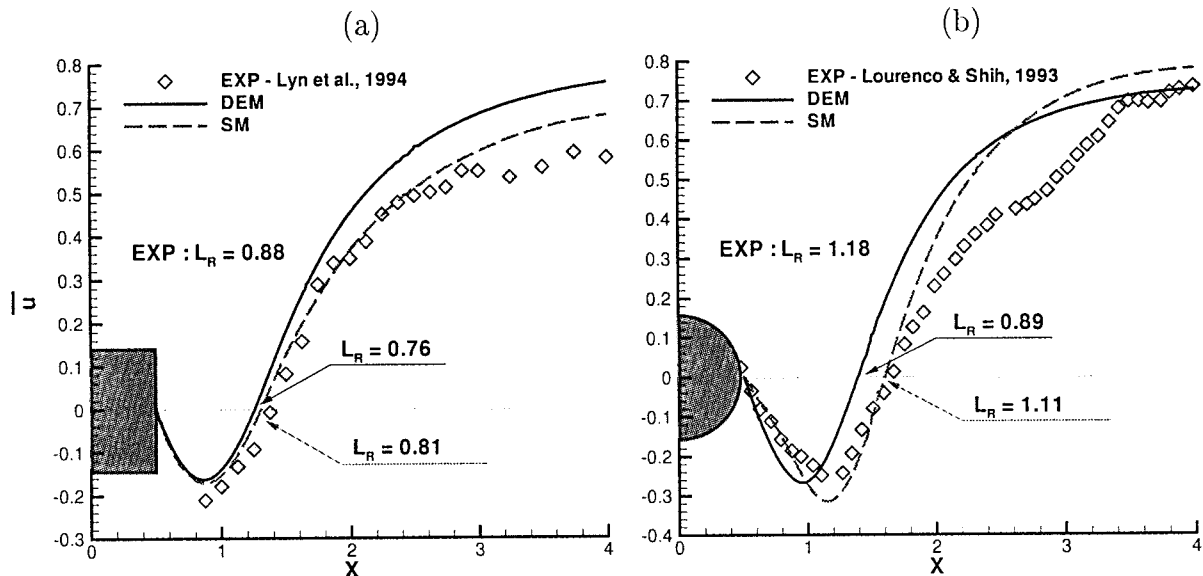


Abbildung 1: Modellvergleich: Nachlaufgeschwindigkeit des quadratischen Zylinders (a) und Kreiszylinders (b)

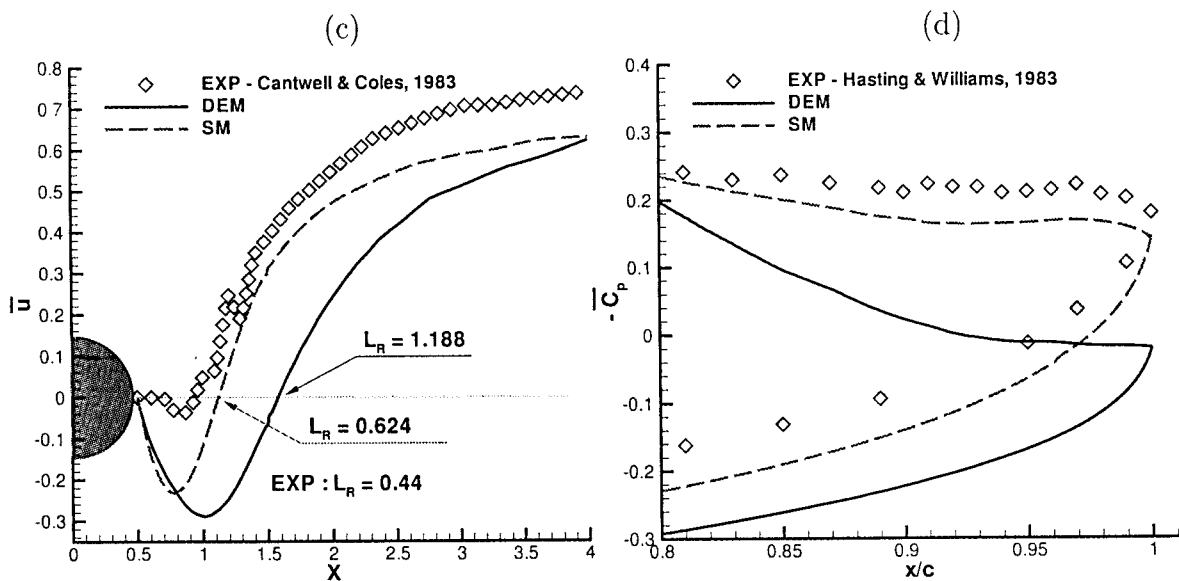


Abbildung 2: Modellvergleich: Nachlaufgeschwindigkeit bei 140k-Kreiszylinders (c) und Druckverlauf an Profilhinterkante (d)

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Britta Schöning, Andreas Schütte

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3307

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: britta.schoening@dlr.de

weitere Partner

Thema Instationäre Navier-Stokes-Rechnung um einen nickenden Deltaflügel auf einem unstrukturierten Netz

Einleitung

Im Rahmen des DLR-Projektes AeroSUM „Numerische Simulation manövrierender Kampfflugzeuge“ wurden Navier-Stokes-Rechnungen um einen nickenden Deltaflügel zur Validierung des unstrukturierten DLR-Strömungslösers TAU durchgeführt. Als Ausgangskonfiguration wurde der Deltaflügel mit scharfer Vorderkante der Hochdecker-Konfiguration WEAG-TA 15 WB gewählt. Für dieses Modell existieren Daten aus dem Windkanalexperiment [1] und Vergleichsrechnungen mit dem strukturierten DLR-Strömungslöser FLOWer [2].

Vorgehensweise

Das hybride Netz ($0.7 \cdot 10^6$ Punkte, 30 Prismenschichten) wurde mit dem Netzgenerator CentaurSoft erzeugt und einmal stationär adaptiert (40 % mehr Punkte), um die Auflösung des Sekundärwirbels zu verbessern (Bild 1).

Die stationäre Rechnung (Startlösung) wurde für den Niedergeschwindigkeitsfall bei $Ma\ 0.4$ bei einem Anstellwinkel von 9° durchgeführt. Die instationäre sinusförmige Nickbewegung besitzt eine Oszillationsamplitude von 6° bei einem mittleren Anstellwinkel von 9° . Die Reynoldszahl von $3.1 \cdot 10^6$ und die reduzierte Frequenz $\omega^* = 0.56$ wurden aus dem Experiment übernommen.

Als Turbulenzmodell wurde das in TAU integrierte Eingleichungs-Turbulenzmodell nach Spalart-Allmaras verwendet. Die Rechnung lief auf einer NEC/SX5 mit einer Performance von 840 MFLOPS. Dabei braucht eine Periode mit 24 physikalischen Zeitschritten für die zeitliche Auflösung und 150 inneren Iterationen ungefähr 22 Stunden.

Ergebnisse

Die stationären Ergebnisse stimmen gut mit den Experimenten überein (Bild 2). Der Sekundärwirbel ist aufgrund des verwendeten Eingleichungs-Turbulenzmodells überrepräsentiert. Bild 3 zeigt die drei Hysteresekurven des Auftriebs- und Widerstandsbeiwertes und des Nickmoments der instationären Lösung. Bei niedrigeren Anstellwinkeln stimmen die TAU-Lösung und die experimentellen Ergebnisse weniger gut überein, was auf die schlechtere Auflösung der Grenzschicht zurückzuführen ist ($y^+ > 1$). Die Verschiebung der gesamten Hysterese in Richtung höheren Auftriebsbeiwertes gegenüber dem Experiment ist möglicherweise im fehlenden Rumpf begründet. Die zeitliche Konvergenz ist gut: Schon nach einer Schwingung sind periodische Verhältnisse klar erkennbar.

Literatur

- [1] Th. Löser: Dynamic Force and Pressure Measurements on an Oscillating Delta Wing at Low Speeds. DLR Report IB 129-96/9 1996.
- [2] W. Fritz: Unsteady Navier-Stokes Calculations for a Delta Wing Oscillating in Pitch.

Weiteres Vorgehen

- Implementierung der instationären Adaption in den TAU-Code zur Verbesserung der Auflösung der Strömungsverhältnisse.
- Es muß gezeigt werden, daß die Lösung unabhängig von der Anzahl der physikalischen Zeitschritte ist.
- Instationäre Navier-Stokes-Rechnungen um rollende Deltaflügel-Konfigurationen.

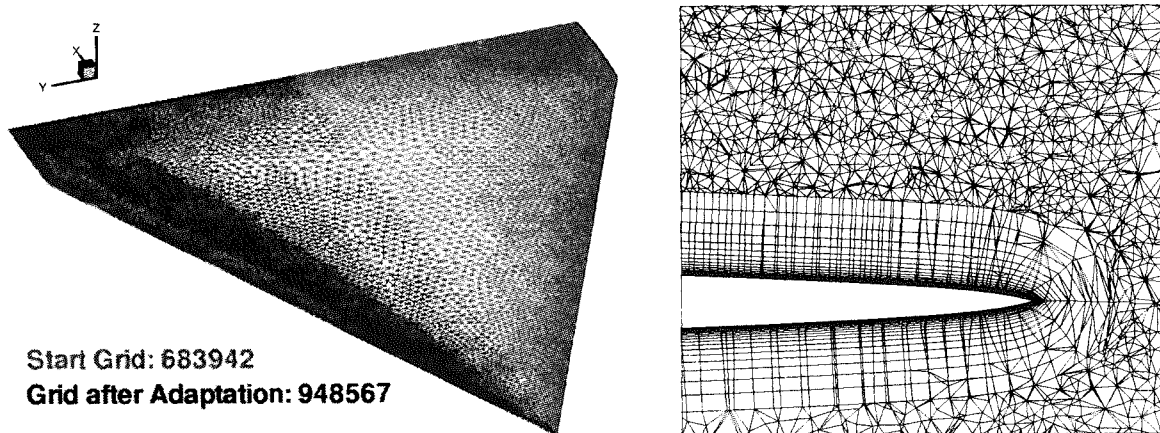


Bild 1 Hybrides Netz: Vergleich Startnetz - adaptiertes Netz; Detail bei $x/c = 0.8$.

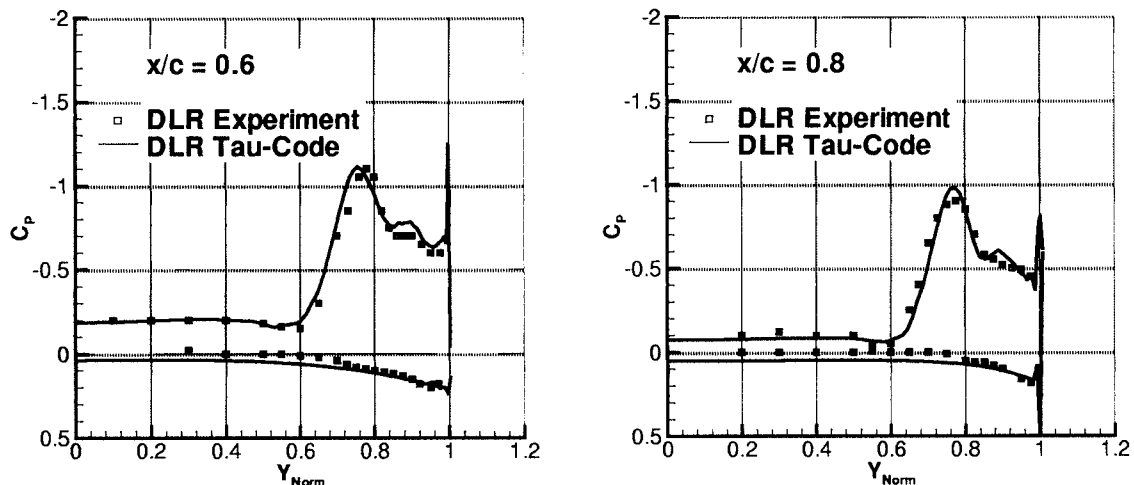


Bild 2 Stationäre Lösung in den Schnitten $x/c = 0.6$ und $x/c = 0.8$.

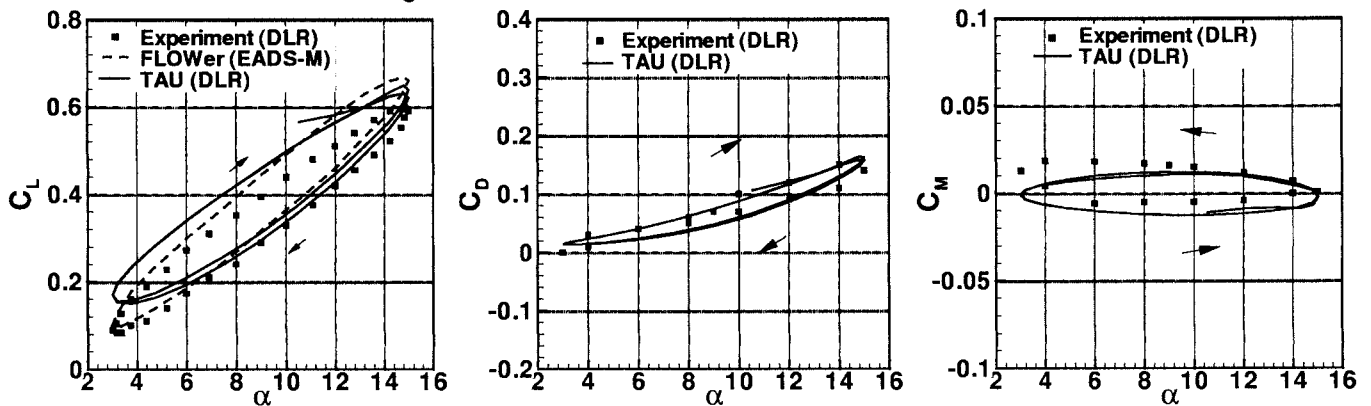


Bild 3 Instationäre Lösung: C_A -, C_W - und C_M -Hysterese-Kurven.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: T. Schwarz

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2887

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: thorsten.schwarz@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Erweiterung eines Navier-Stokes-Verfahrens auf nicht kontinuierlich verlaufenden Netzlinien an Blockrändern

Projektbeschreibung:

Das Generieren von strukturierten Mehrblocknetzen um komplexe Geometrien ist ein zeitaufwendiger Vorgang. Er würde deutlich vereinfacht werden, wenn die Netzlinien zwischen benachbarten Netzblöcken nicht kontinuierlich von einem Block in den nächsten verlaufen müßten, sondern auch an Blockgrenzen enden könnten. Dann könnte jeder Netzblock unabhängig von den benachbarten Blöcken generiert werden.

Um die Nutzung solcher Netze zu ermöglichen, wurde eine spezielle Randbehandlung für unstetige Blockübergänge in den Finite-Volumen Navier-Stokes Strömungslöser FLOWer [1] implementiert. Die Randbedingung kann für beliebige dreidimensionale Netze verwendet werden.

In dem endgültigen Beitrag wird diese Randbedingung detailliert dargestellt werden, im folgenden wird das Vorgehen nur kurz beschrieben:

Zur Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen müssen bei jedem Rechenschritt die Strömungsdaten zwischen benachbarten Netzblöcken ausgetauscht werden. Im Falle der nicht kontinuierlich verlaufenden Netzlinien wird dies durch bilineare Interpolation realisiert. Dies macht zunächst die Bestimmung der Interpolationskoeffizienten erforderlich, die in der vorliegenden Arbeit analytisch berechnet werden. Mit Hilfe der Interpolationskoeffizienten werden anschließend weitere für den Transfer der Strömungsdaten erforderliche Daten ermittelt. Nun können die Strömungsdaten im Verlauf der Rechnung ausgetauscht werden.

Als Beispiel ist in Bild 1 das Ergebnis einer Rechnung auf einem unterschiedlich vergrößerten 2D-Netz um ein NACA 0012 Profil dargestellt. Gezeigt sind die Iso-Machlinien bei einer Anströmmachzahl von 0.8 und einem Anstellwinkel von 1.25° .

Weitergehende Berechnungen für 3D Konfigurationen mit reibungsbehafteter Strömung zeigen jedoch, daß Probleme bei der Berechnung der örtlichen Schubspannung auftreten. Als Beispiel ist in Bild 2 ein Netz um einen unendlichen NACA0012 Flügel dargestellt und in Bild 3, links die Verteilung der lokalen Schubspannung.

Es ist deutlich die Störung im Bereich des diskontinuierlichen Blockrandes zu erkennen. Die Ursache besteht darin, daß wegen der unterschiedlichen Diskretisierung der Flügeloberfläche die innerhalb der Grenzschicht liegenden Punkte mit den Such- und Interpolationsalgorithmen nicht richtig einander zugeordnet wurden und somit die falschen Strömungsdaten interpoliert werden.

Um diese Problem zu beheben, muß die Berechnung der Interpolationskoeffizienten verbessert werden: Im Bereich des Blockübergangs werden aus beiden Netzblöcken die Koordinaten des Flügels extrahiert. Mit Hilfe der Koordinaten wird ein genaueres Abbild des Flügels rekonstruiert, als es mit den Daten nur aus einem Netzblock möglich wäre. Auf Basis der ver-

besserten Geometriedaten können die Interpolationskoeffizienten nun so bestimmt werden, daß die Strömung genauer interpoliert wird und somit die Schubspannungen im Bereich des Blockübergangs nicht mehr gestört werden, siehe Bild 3, rechts.

Die beschriebene Randbedingung wird bereits erfolgreich für Strömungsberechnungen eingesetzt. Zur weiteren Verbesserung der Methode wird derzeit an einer massen-konservativen Implementierung der Randbedingung gearbeitet.

Ein Anwendungsbeispiel der neuen Randbedingung ist in Bild 4 gezeigt: Mit einem konventionellen Blockübergang wären die Netzzellen zwischen den Propellerblättern sehr stark verzerrt. Der diskontinuierliche Blockübergang ermöglicht dagegen ein glattes Netz.

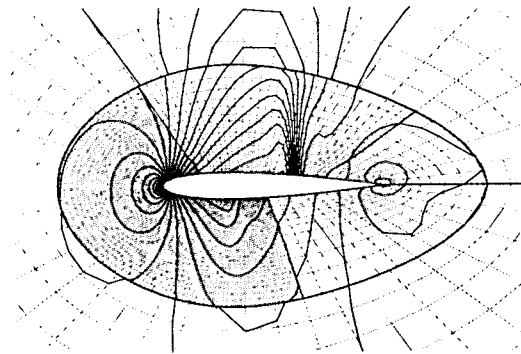


Bild 1: Netz um NACA 0012 Profil mit Netzvergrößerungen

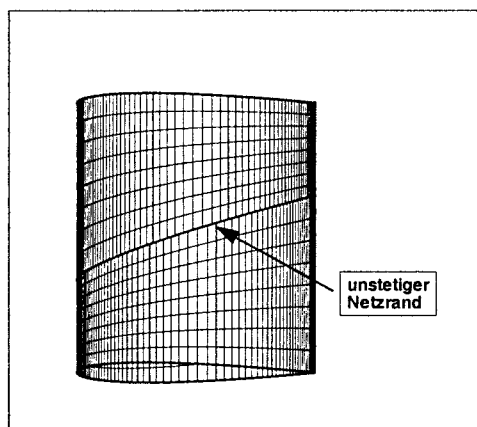


Bild 2: Netz um NACA0012 Flügel mit unstetigen Netzlinien

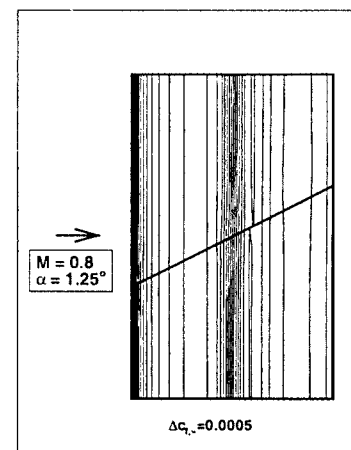
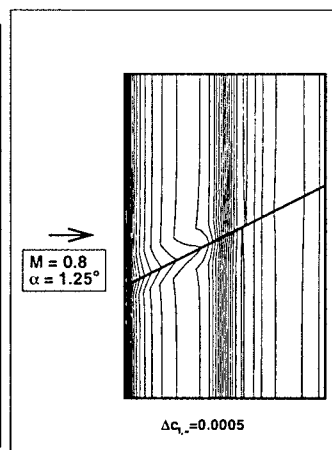


Bild 3: Verbesserung der Vorhersage des örtlichen Schubspannungsbeiwertes auf der Flügeloberseite des in Bild 2 dargestellten Flügels, links: alte Methode, rechts: verbesserte Methode

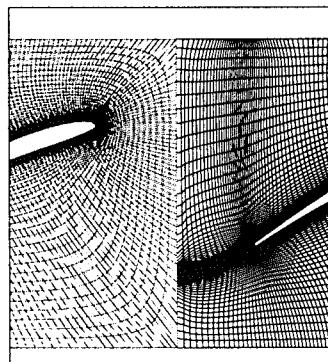
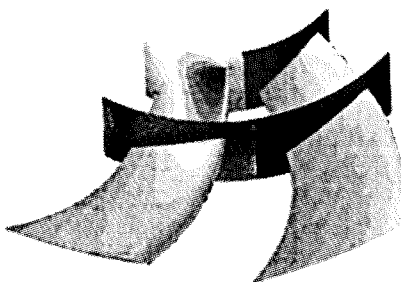


Bild 4: Anwendung des diskontinuierlichen Blockübergangs für Propeller

Literatur:

- [1] Kroll, N.; Rossow, C.C.; Becker, K.; Thiele, F. : ,MEGAFLOW - A Numerical Flow Simulation System', ICAS-Kongress, 13.- 18. September 1998, Melbourne, Australien

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen, Numerische Simulation

Ansprechpartner: F.Tremblay, R.Friedrich

Institution: Fachgebiet Strömungsmechanik,
Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstr. 15, D-85748 Garching, Germany
Telefon: 28916142
Telefax: 28916145

Email: fred@flm.mw.tu-muenchen.de, r.friedrich@lrz.tu-muenchen.de

Thema: An Algorithm to Treat Incompressible Flows Bounded by
Arbitrarily Shaped Surfaces with Cartesian Meshes

Ausgangssituation

The feasibility to compute flows over arbitrarily shaped bodies with cartesian grids is very attractive and of great practical importance since typically a cartesian code is anywhere between 10 and 50 times more economical in terms of both CPU time and memory requirements than a code solving the Navier-Stokes equations in curvilinear coordinates [3]. One can thus afford to do a computation with more grid points and still achieve appreciable savings in computational resources. Another important aspect is the complete elimination of the need to produce a body-fitted grid, a task that is not trivial and can consume an important amount of time.

Ziel

Development and validation of a method to represent curved surfaces within cartesian grids.

Lösungsweg

In the present approach we apply Dirichlet velocity boundary conditions on each cell located in the immediate vicinity of the body surface. The boundary conditions are applied in such a way that the physical location of the surface and its velocity are best represented. The cells beyond the body surface are excluded from the computation by using a masking array.

Ergebnis

Cylindrical Couette flow

This test case was performed in order to evaluate if the method preserves the second order accuracy of MGLET, a finite volume incompressible Navier-Stokes code, involving second order central schemes [2].

Circular cylinder between parallel plates

A steady and an unsteady 2D test case have been computed. The configuration chosen is a cylinder with a circular cross-section between 2 parallel plates with no-slip conditions. The cylinder is not exactly centered between the plates, so lift is produced. This configuration was studied by Schäfer et al. [4]. For the steady case, the Reynolds number is 20, and for the unsteady case, the Reynolds number is 100. Our results are in good agreement with computations done with other codes, whose results were scattered between the lower and upper bounds. The following table presents the results for the unsteady case. The quantities computed were: the maximum lift and drag coefficient, Strouhal number and maximum pressure difference between the front and the back of the cylinder.

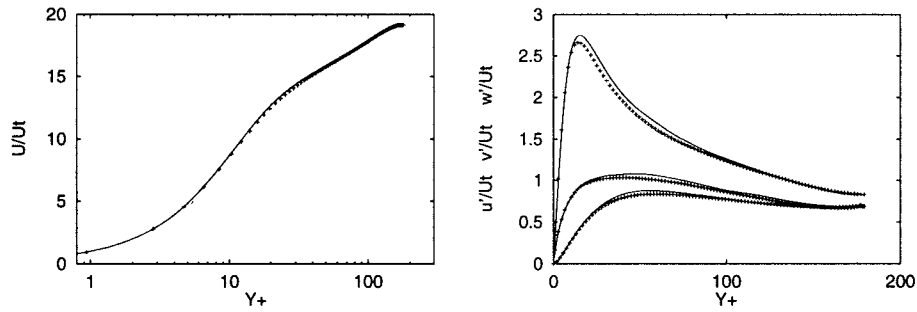


Figure 1: Turbulent pipe flow: Mean axial velocity profile (left) and RMS of the velocity fluctuations (right). Lines: cartesian method, Symbols: cylindrical code.

Dimensions	Cells	C_{Dmax}	C_{Lmax}	St	ΔP_{max}
440x82	36 080	3.27	0.8820	0.299	2.426
880x164	144 320	3.23	0.987	0.302	2.486
700x200	140 000	3.22	1.000	0.302	2.496
	lower bound	3.220	0.9900	0.2950	2.460
	upper bound	3.240	1.0100	0.3050	2.500

Turbulent pipe flow

In order to demonstrate the applicability of the method to turbulent flows, we computed the fully developed flow in a circular pipe at $Re_\tau = 180$ directly, resolving all turbulent scales. We compare our results with the results obtained using a code [1] for helical and cylindrical coordinates. We must confess that the method works more efficiently in flow situations around bodies since there is less overhead of blocked cells (e.g. flow around a circular cylinder or an airfoil). On fig.1 we note that the DNS results obtained with the present method are in good agreement with previous DNS data, which confirms the suitability of the present technique for DNS of turbulent flows.

Weiteres Vorgehen

In the test cases computed, we have demonstrated the capability of the cartesian method to provide reliable solutions in an efficient way for flows around bodies of arbitrary shape. Although the test cases presented here are geometrically simple, the present method can handle much more complicated surfaces which are of industrial relevance. Such computations are now underway.

Literatur

- [1] T.J. Hüttl. *Direkte Numerische Simulation turbulenter Strömungen in gekrümmten und tordierten Rohren*. PhD thesis, TU München, 1999.
- [2] M. Manhart. Direct numerical simulation of turbulent boundary layers on high performance computers. In *High performance Computing in Science and Engineering 1998*. Springer Verlag, to appear.
- [3] M. Manhart, G.B. Deng, T.J. Hüttl, F. Tremblay, A. Segal, R. Friedrich, J. Piquet, and P. Wesseling. The minimal turbulent flow unit as a test case for three different computer codes. In E.H. Hirschel, editor, *Vol. 66, Notes on numerical fluid mechanics*, pages 365–381. Vieweg-Verlag, Braunschweig, 1998.
- [4] M. Schäfer and S. Turek. Benchmark computations of laminar flow around a cylinder. In E.H. Hirschel, editor, *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, pages 547–566. Vieweg-Verlag, 1996.

Datum: 4-04-01

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Markus Widhalm

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3316

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Untersuchungen zum Einfluß von Rekonstruktionsmethoden und zur Auswirkung von Limitern im unstrukturierten TAU-Code.

Die räumliche Ordnung von Upwindverfahren hängt von der verwendeten Rekonstruktionsmethode der Gradienten ab. Durch die Forderung der Monotonie der Strömungsvariablen an Stößen kommen Limiter hinzu. Diese Limiter stören die Konvergenz einer Lösung, auch in rein subsonischen Strömungen, beträchtlich. Die Wahl der richtigen Limiter spielt eine wesentliche Rolle in der Entwicklung von Upwindverfahren höherer Ordnung. Erfahrungen zeigten auch, daß für einen breiten Anwendungsbe- reich eine große Anzahl von verschiedenen Limitern notwendig ist, um konvergierende Rechnungen zu erhalten.

Im TAU-Code steht die Rekonstruktionsmethode nach Green-Gauß mit den Limitern von van Albada, van Leer und Venkatakrishnan zur Verfügung. In vielen reibungsfreien Rechnungen zeigte sich nur bei den wenigsten Kombination ein gutes Konvergenzverhalten. Bei Rechnungen mit reibungsbehafteter und rein subsonischer Strömung ist beim Weglassen der Limiter stets ein Divergieren der Rechnung zu beobachten.

Den starken Einfluß von Limitern auf die Lösungsqualität zeigt Bild 1. Zu sehen ist der Totaldruckver-

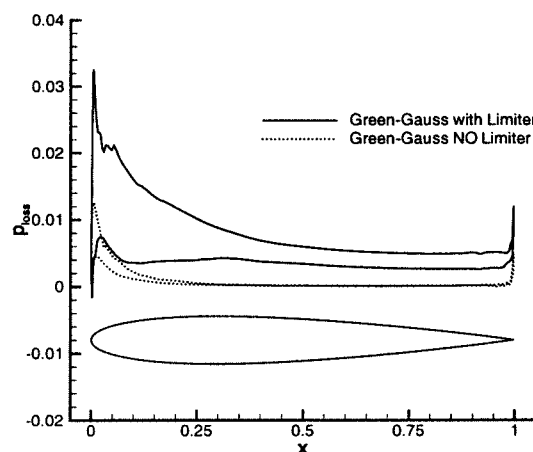


Bild 1: Totaldruckverlust ploss

lust um ein NACA0012 Profil in einer reibungsfreien subsonischen Strömung mit der Green-Gauß

Rekonstruktion. Für reibungsfreie subsonische Strömungen ergeben sich aus den Eulergleichungen keine Totaldruckverluste. Die Abweichung von Null ist somit ein Maß für die Genauigkeit der numerischen Lösung. Die Rechnung mit Limitern hat deutlich höhere numerische „Verluste“ gegenüber den Resultaten ohne Verwendung von Limitern.

Als Abhilfe dieses Problems wurde zu der bisher im Tau-Code vorhandenen Rekonstruktion ein least-square Verfahren implementiert, welches Anderson und Bonhaus [1] sowie Haselbacher und Blazek [2] vorstellten. Anhand zahlreicher Beispiele wurde verbesserte Robustheit und Konvergenz nachgewiesen.

Als Ausgang dient ein linearer Taylorreihenansatz. Mit Einbezug aller umgebenden Punkte eines zentralen Knotens entsteht ein überbestimmtes lineares Gleichungssystem, $Ax = b$, mit A als Geometrie-matrix, x die Gradienten und b die Differenz der Variablen. Das Gleichungssystem wird mit einer QR Zerlegung der Matrix A und mit einem Gram-Schmidtschen Orthogonalisierungsverfahren gelöst. Der least-square Algorithmus ist zwar numerisch aufwendiger als der auf Basis von Green-Gauß, hat jedoch durch seinen Aufbau den Vorteil guter Parallelisierbarkeit. Die vorhandene kantenbasierte Datenstruktur im TAU-Code ermöglicht ein schnelles Einbinden dieser Methode.

Die Bilder 2 und 3 zeigen das durch die least-square Rekonstruktion verbesserte Konvergenzverhalten bei reibungsbehafteter Strömung im Unterschall als auch im Transschall. Eine Lösung mit Green-Gauß

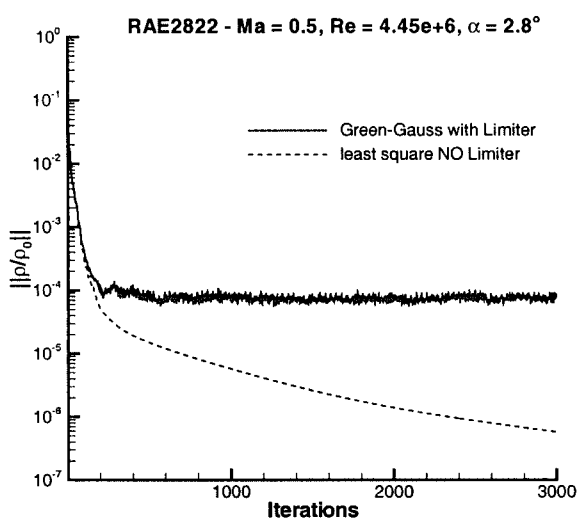


Bild 1: Konvergenz - subsonische Strömung

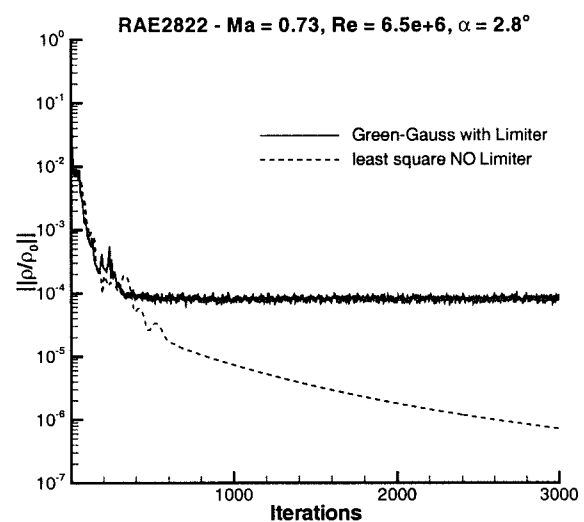


Bild 2: Konvergenz - transsonische Strömung

war nur unter Verwendung von Limitern möglich, während bei der least-square Rekonstruktion auf Limiter verzichtet werden kann.

Als weitere Untersuchungen folgen der Vergleich beider Rekonstruktionsverfahren in Bezug auf Genauigkeit anhand einfacher analytisch berechenbarer Strömungen. Geeignete Testfälle sind die Blasius Lösung der ebenen Platte sowie eine Überschall-expansion an einer gekrümmten Wand. Eine Konvergenzstudie soll das Verhalten der Gradienten und die effektiv erreichbare Ordnung an festen Wänden klären.

[1] Anderson und Bonhaus, „An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids“, Computers Fluids Vol. 23, 1994

[2] Haselbacher und Blazek, „On the Accurate and Efficient Discretization of the Navier-Stokes Equations on Mixed Grids“, AIAA paper, 1999

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung

Ansprechpartner: Thorsten Wienberg; Ulrich Herrmann

Institution: Institut für Entwurfsaerodynamik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2835

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail: ulrich.herrmann@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Netzkonvergenzstudie und aerodynamische Optimierung einer Flügel-Rumpf Konfiguration im Überschall

Ausgangssituation:

Im Rahmen des DLR Projektes MEGAFLOW [1] wurde am Institut für Entwurfsaerodynamik und in Kooperation mit der TU Braunschweig und der DASA Bremen das Optimierungssystem MEPO entwickelt und anhand eines Deltaflügels hinreichend für aerodynamische Anwendungen validiert. Jeweils mit einem Differenzenverfahren und mit einem genetischen Optimierungs-Algorithmus wurde eine Verbesserung der Gleitzahl von 10.5% erreicht [2]. Ferner konnte durch die Verwendung des blockstrukturierten Strömungslöser FLOWer und durch die Optimierungsstrategie PAROS, eine Parallelisierung auf Prozessorebene bzw. auf Rechnerebene realisiert werden. Durch diese Vorgehensweise wurde erfolgreich gezeigt, daß sich bei gleichbleibender CPU-Rechenzeit, die für den Anwender benötigte User-Zeit drastisch reduzieren läßt.

Ziel:

In dem Beitrag wird das Ergebniss bzw. die Parametrisierung für das Optimierungssystem MEPO anhand einer komplexen Flügel-Rumpf Konfigurationen im Überschall bei $Ma = 2.0$ dargestellt. Die Konfiguration ist in Abb. [1] abgebildet. Hierbei soll die Verbesserung der Gleitzahl, durch den Einfluß des Wurzelschnitts bzw. des Rumpfquerschnitts erreicht werden.

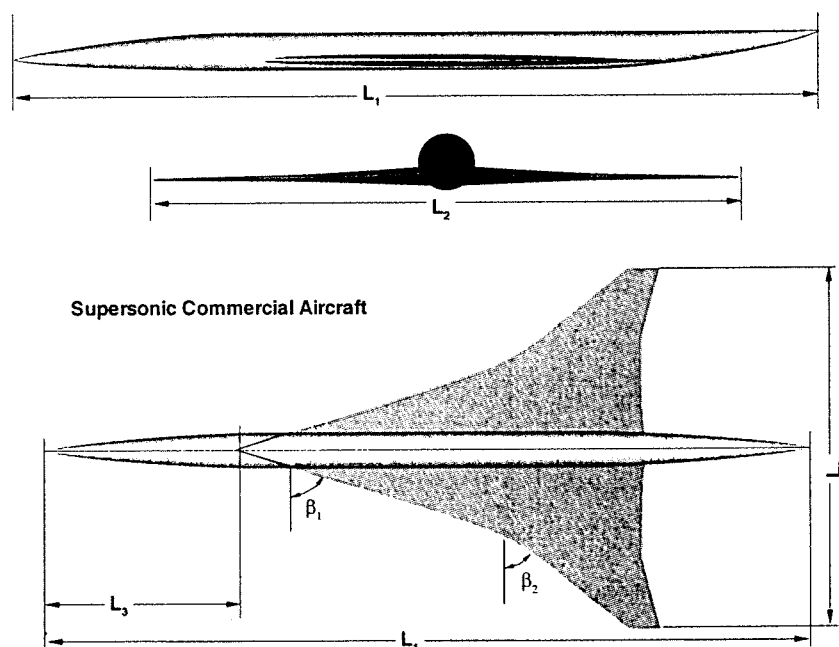


Abb. 1: 3-Seitenansicht der Flügel-Rumpf Konfiguration

Zur Realisierung der o.g. Aufgabenstellung wurde ein Ausgangsnetz mit 5 Blöcken und 1.6 Millionen Punkten generiert. Hierbei wurde eine C-Topologie in Strömungs- und in Spannweitenrichtung gewählt. Eine graphische Darstellung dieser Topologie findet sich in der Abb. 2. Ausgehend von diesem Raumnetz, wurde im Rahmen einer Netzkonzervenzstudie die Anzahl der Gitterpunkte bzw. deren Verteilung auf dem Oberflächennetz bezüglich der Vorhersage der aerodynamischen Beiwerte physikalisch untersucht und verbessert. Am Ende der Studie wurden die mit dem verbesserten Raumnetz erzielten numerischen Ergebnisse mit experimentellen Daten verglichen. Hierbei ergab sich eine sehr gute Übereinstimmung zwischen numerisch berechneten und den gemessenen Druckverteilungen. Ferner wurde im Optimierungssystem MEPO für die Oberflächenmodellierung des Rumpfes, der Netzgenerator MegaCads verwendet. Mit den hier beschriebenen Voruntersuchungen und Parametrisierungstechniken, konnte die Gleitzahl in der abschliessenden Euler basierenden Optimierung von 14.66 auf 15.17 gesteigert werden, siehe Abb. 3.

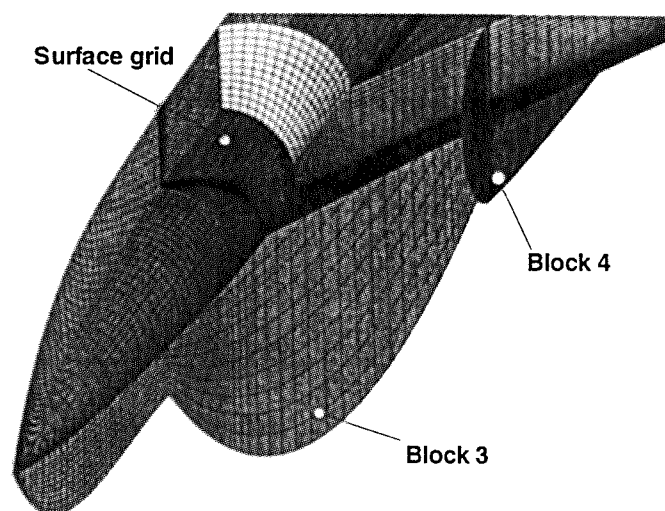


Abb. 2: C-Topologie in Strömungs- und Spannweitenrichtung

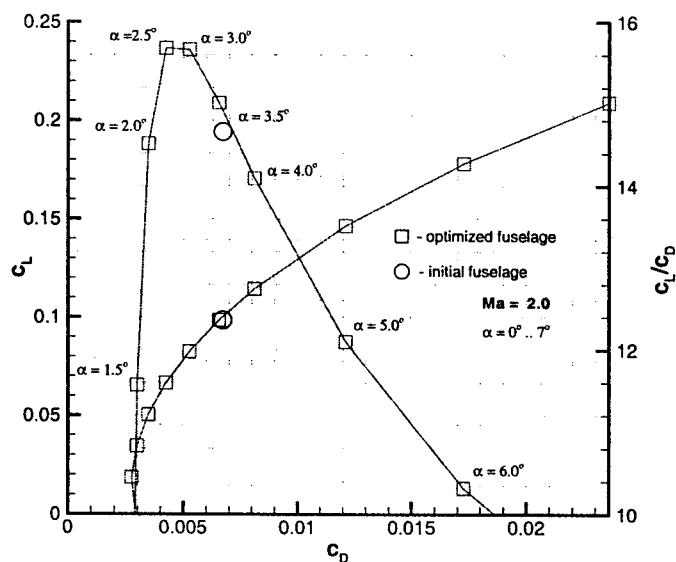


Abb. 3: Widerstandspolare und Gleitzahl

Literatur:

- [1] Kroll N., "National CFD Project MEGAFLOW-Status Report", Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60, pp 15-23, Vieweg Verlag, Braunschweig, 1997.
- [2] Wienberg T., "Validierung bzw. Anwendung des Optimierungssystems MEPO für komplexe 3D-Konfigurationen im Überschall", AG STAB Jahresbericht 1998, Seite 82.

Mitteilung

Projektgruppe/
Fachkreis: Meßtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. O. Burkhardt, Ir. U. Dinata, M.T., Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Sekr. F2, Marchstraße 14 Telefon: +49 (0) 30 314 – 23093
10587 Berlin Telefax: +49 (0) 30 314 – 22955
e-mail: Sekr.F2@ILR.TU-Berlin.de

Thema: Erfassung statischer und dynamischer Wandschubspannungen
mit einem piezoresistiven Oberflächenzaun

Ausgangssituation:

Die Erfassung der Wandschubspannung kann durch die Einbringung eines kleinen wandbündigen Oberflächenhindernisses (Zaun, Draht) in die Grenzschichtströmung realisiert werden. Dabei wird die Druckdifferenz vor und hinter dem Hindernis über das Wandgesetz der viskosen Unterschicht mit der Wandschubspannung korreliert [2]. Während das herkömmliche Sensorprinzip [1,2] bisher nur zur Erfassung des statischen Wandschubspannungsanteils geeignet ist, erlaubt der hier zur Anwendung gebrachte Oberflächenzaun mit einem integrierten piezoresistiven Drucksensor (Abb. 1(a)) erstmalig auch die Erfassung des Fluktuationsanteils. Ferner besteht die Möglichkeit, die Richtung der Wandschubspannung zu messen (vorwärts/rückwärts). Damit eignet sich der Sensor insbesondere auch für die Untersuchung von instationären Strömungszuständen, beispielsweise in abgelösten Strömungen mit stark schwankenden Wandschubspannungen und/oder Richtungswechseln.

Ziel der vorliegenden Untersuchung ist es anhand von praktischen Anwendungen zu zeigen, daß der modifizierte Oberflächenzaun mit integrierter MEMS-Technologie insbesondere zur Messung von stationären und instationären Wandschubspannungen geeignet ist. Dazu werden Windkanaltests für Strömungsgeschwindigkeiten von 0 bis 300m/s zur Charakterisierung der Sensoreigenschaften durchgeführt.

Lösungsweg:

Zur Erweiterung des Einsatzspektrums eines herkömmlichen Oberflächenzauns wurde ein auf MEMS Technologie basierender Oberflächenzaunsensor entwickelt. Ein piezoresistiver Differenzdrucksensor ist hierbei direkt unterhalb des Strömungshindernisses (Zaun) implementiert. Das Sensorelement (Honeywell [26pc type]) wird durch vier piezoresistive Widerstände gebildet, die in einer Widerstandsbrücke zusammengeschaltet und auf einer dünnen Silizium-Membran eingebettet sind (Abb. 1b). Eine aufgeprägte Druckdifferenz führt zu einer Dehnung der Membran und resultiert in einer Widerstandsänderung ΔR .

Ergebnisse:

Um die Eigenschaften des Oberflächenzauns über einen Machzahlbereich von 0 bis 0.9 zu charakterisieren, wurden Kalibrations-, Sensitivitäts- und Leistungsdichtespektren-Untersuchungen durchgeführt. Abb. 2 a) vergleicht dazu die Kalibrationskurven in dimensionsloser Darstellung des MEMS-Oberflächenzauns und eines herkömmlichen Oberflächendrahtes.

Die normierte Sensitivität des Oberflächenzauns und eines Oberflächen-Heißfilms sind in Abb. 2b) gegenübergestellt. Der Anstieg der Sensitivität des Oberflächenzauns verdeutlicht mit steigender Machzahl eine zunehmende Empfindlichkeit des Sensors, resultierend aus einer steigenden Dehnung der Siliziummembran. Dagegen nimmt die Sensitivität des Heißfilms mit steigender Machzahl ab.

Abb. 3 zeigt mit dem neuen Sensor erfaßte Zeitschriebe und Leistungsdichtespektren der Wandschubspannungsfuktuation für verschiedene Anströmungsgeschwindigkeiten über einen Frequenzbereich bis 40kHz. Die deutlich angehobenen Amplitudensignale für Anströmungsgeschwindigkeiten ungleich null deuten auf ein gutes Signal-Rausch-Verhalten (SNR) des Sensors hin.

Abb. 4 zeigt weitere Meßergebnisse mit dem MEMS-Oberflächenzaun aus einer Nachlaufmessung hinter einem Keil. Die Ergebnisse wurden im Transschallkanal des ILR bei einer Anströmmachzahl von 0.4 ermittelt und mit denen eines Oberflächendrahtes herkömmlicher Bauweise verglichen. Der mittlere Wandschubspannungsanteil im Gebiet der Strömungsablösung und im Bereich der Wiederanlegung ist graphisch über der Laufkoordinate dargestellt. Der Verlauf zeigt im Bereich des Wiederanlegepunktes einen Nulldurchgang der Wandschubspannung. Der Richtungswechsel der Wandschubspannung ist dabei durch einen Vorzeichenwechsel in der gemessenen Druckdifferenz gekennzeichnet.

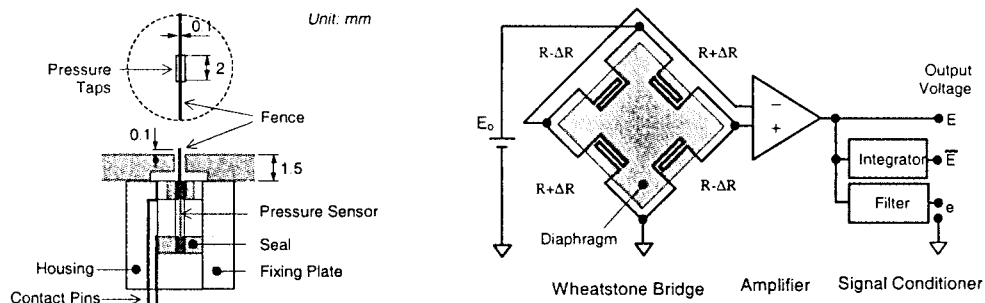


Abb. 1: (a) Oberflächenzaun mit piezoresistivem Drucksensor, (b) Widerstandsbrücke auf der Silizium-Membran des Drucksensors

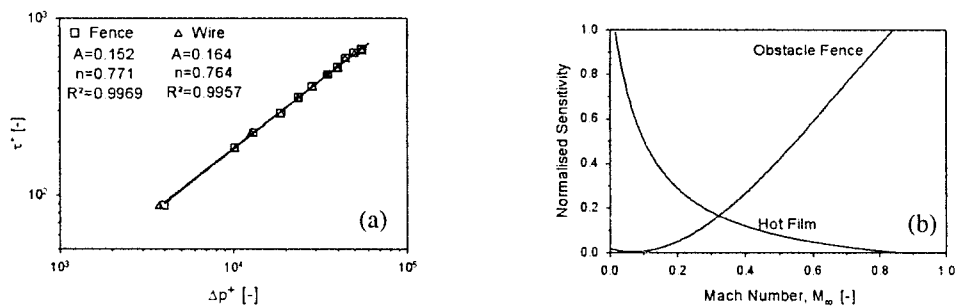


Abb. 2: Kalibration (a) und Sensitivität (b) des piezoresistiven Oberflächenzaun

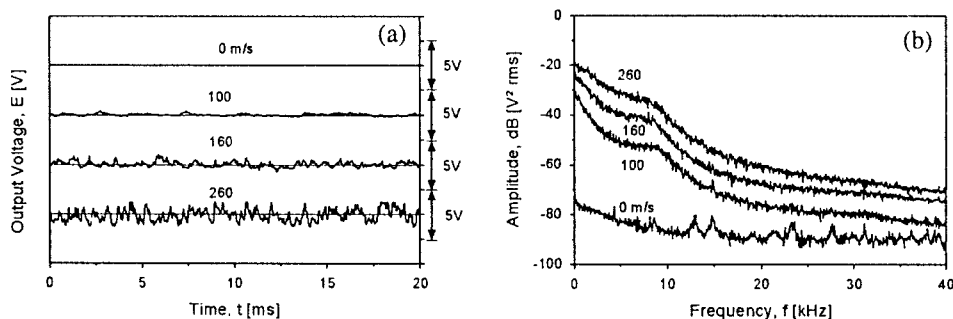


Abb. 3: Zeitschriebe (a) und Leistungsdichtespektren (b) der Wandschubspannungsfuktuation

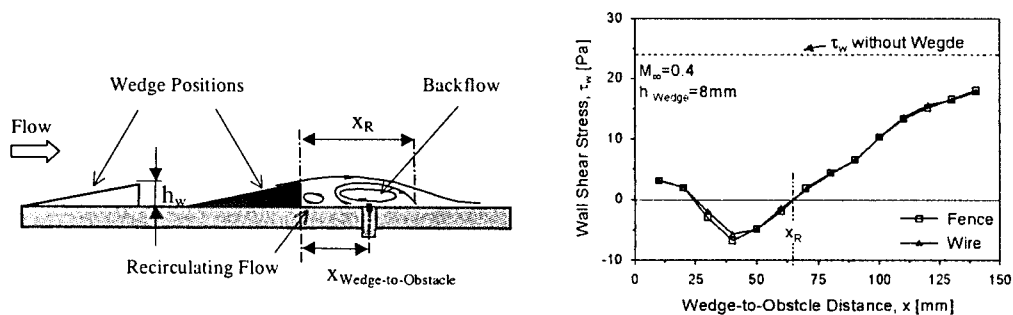


Abb. 4: Detektion des Wiederanlegepunktes; (a) Meßaufbau und (b) Ergebnis

Literaturquellen:

1. Fernholz, H. H., G. Janke, M. Schober, P. M. Wagner, D. Warnack, New developments and applications of skin-friction measuring techniques, *Measurement, Science and Technology* 7, 1396-1409, 1996
2. Weiser, N., W. Nitsche, F. Renken, Wall Shear Stress Determination by Means of Obstacle Wires, 8th *Proceeding of Symposium on Turbulent Shear Flows*, TU-Munich, September 9-11.1991

Datum: Berlin, Juni 2000

Mitteilung

Projektgruppe	Meßtechnik	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. M. Buschmann	
Institut	Institut für Strömungsmechanik	
Adresse	Technische Universität Dresden	Tel.: (0351) 463 6649 Fax : (0351) 463 5246 Email : hanno@ism.mw.tu-dresden.de
weitere Partner	M. Gad-el-Hak Department of Aerospace and Mechanical Engineering University of Notre Dame, Notre Dame, IN 46556-5637, U.S.A.	
Thema	A new calibration curve for Preston tube measurements	

Ausgangssituation

For the prediction of the skin friction very often the existence of a universal velocity profile is assumed. The Preston tube, the fence probe and the well known Clauser plot are based on that idea. Traditionally all of these methods use the classical logarithmic law. Alternative power laws have been proposed. A most recent analysis by M. Buschmann, M. Gad-el-Hak (2000) has demonstrated that the available data (e. g. J. Österlund 1999) do not show any statistically significant preference to either law.

Ziel In this work the power law (1) is applied to derive a new calibration curve for the Preston tube method. Here α denotes the power and C_{Pow} the coefficient of the power law, both dependent on the momentum-thickness Reynolds number Re_{δ_2} .

$$u^+ = C_{Pow}(Re_{\delta_2}) * y^{+\alpha(Re_{\delta_2})} \quad (1)$$

Lösungsweg

To derive the preston tube calibration curve a velocity profile is needed which covers the region between the wall $y = 0$ and $y = D$ where D is the diameter of the Preston tube. The power law itself covers only a certain region of the profile. Additionally it is known that in the viscous sublayer for $y^+ < 3$ the relation $u^+ = y^+$ is valid. The gap between both regions is covered by a velocity profile which follows from a mixing length approach or an approach for the turbulent viscosity. For the logarithmic law such a mixing length approach was firstly derived by van Driest. An improved velocity profile using the turbulent viscosity approach was proposed by P. S. Granville (1990). Due to mathematical reasons the Granville-approach was selected and adapted to the power law. From an analyses of the experiments by J. Österlund (1999) it is found that the power m is 1.4 and the damping constant λ_{Pow} is 35.

$$v_{\text{pow}}^+ = \frac{y^{+(1-\alpha(\text{Re}_{\delta_2}))}}{\alpha(\text{Re}_{\delta_2}) * C_{\text{Pow}}(\text{Re}_{\delta_2})} * \left[1 - \text{Exp} \left(- \left(\frac{y^+}{\lambda_{\text{Pow}}^+} \right)^m \right) \right] \quad (2)$$

Results

Equations (1, 2) ist used to calculate velocity profiles (fig. 1) and the calibration curve (fig.2). For the latter the method proposed by I. Rechenberg (1964) was used. It has to be mentioned that the shown calibration curve is valid only for a certain Re_{δ_2} .

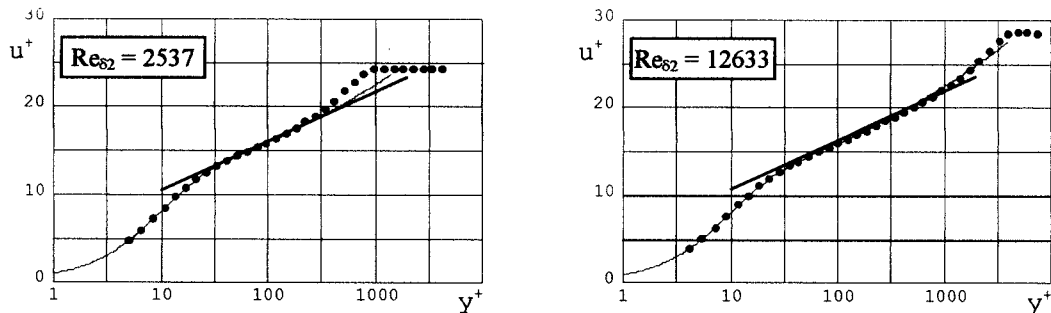


Figure 1 : Measured (J. Österlund, 1999, symbols) and calculated velocity profiles (curve) using equations (1, 2) (straight line : logarithmic law with $\kappa = 0.41$, $C_{\log} = 5.1$)

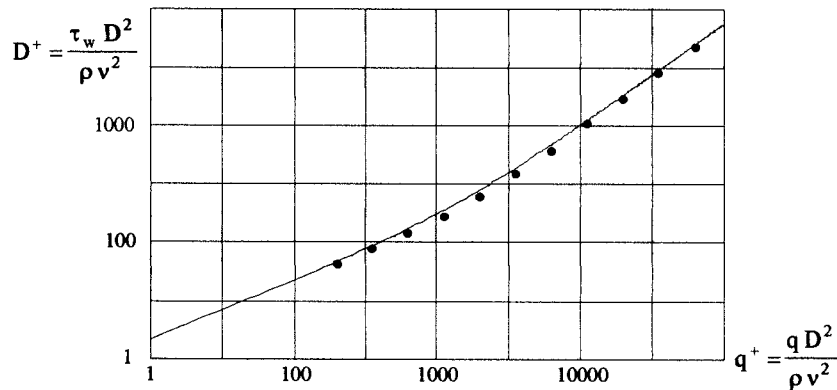


Figure 2 : Calibration curve for the Preston tube for $\text{Re}_{\delta_2} = 2537$ (full line)
Symbols : data by W. Wüst (1969)

Literatur

- M. Buschmann, M. Gad-el-Hak : Power Law or Log Law for the Turbulent Boundary Layer ?, „53nd Annual Meeting of the APS's Division of Fluid Dynamics“, Washington DC, 2000
P. S. Granville : A near-wall eddy viscosity formulation for turbulent boundary layers in pressure gradients suitable for momentum, heat, or mass transfer, JFE, vol. 112, 1990
J. M. Österlund : Experimental studies of zero pressure gradient turbulent boundary layer, PhD-Thesis, Stockholm, 1999
I. Rechenberg : Messung der turbulenten Wandschubspannung, Zeitschrift für Flugw., 1963
W. Wüst : Strömungsmeßtechnik, Verlag Vieweg-Braunschweig, 1969

Weiteres Vorgehen

Extension for turbulent boundary layers with pressure gradient

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Meßtechnik		
Ansprechpartner	Cornelia Hillenherms		
Institution	RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut		
Adresse	Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 52062 Aachen	Telefon	(0241)-80 4358
		Telefax	(0241)-8888 257
		Email	conny@aia.rwth-aachen.de

Thema: Experimenteller Aufbau für instationäre Druck- und Kraftmessungen an einem schwingenden Profilmodell in transsonischer Anströmung

Ausgangssituation

Im Rahmen des Teilprojekts B6 des Sonderforschungsbereichs 401 wird die Wechselwirkung zwischen schwingenden, überkritischen Tragflügeln und dem umgebenden Strömungsmedium untersucht. Bei den experimentellen Untersuchungen am Aerodynamischen Institut Aachen (AIA) werden gleichzeitig die instationäre Druckverteilung, die Auflagerkräfte und das Torsionsmoment sowie der momentane Anstellwinkel eines beidseitig elastisch aufgehängten Profilmodells erfaßt. Die Ergebnisse dienen auch zur Validierung von Verfahren der aeroelastischen Direktsimulation.

Ziel

Ziel der Messungen ist die Bestimmung der instationären aerodynamischen Derivativa für den transsonischen Geschwindigkeitsbereich. Dafür wurde ein Versuchsstand zur Untersuchung von Drehschwingungen an beidseitig elastisch aufgehängten starren Flügelmodellen konstruiert und aufgebaut.

Lösungsweg

Die Untersuchung der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung erfolgt an zunächst starren Flügelmodellen mit elastischer Aufhängung im $40 \times 40 \text{ cm}^2$ -Trisonik-Windkanal des AIA. Anfangs werden Nickschwingungen untersucht, d.h. die beidseitige, elastische Lagerung des Flügels erlaubt ausschließlich Änderungen des Anstellwinkels (Abbildung 1). Das verwendete Rechteckflügelmodell besitzt die Profilierung der SFB-Referenzkonfiguration (BAC-3-11/RES/30/21), hat eine Tiefe von 150 mm und füllt mit 400 mm Spannweite die gesamte Breite der Meßstrecke aus.

Die elastische Aufhängung erlaubt ausschließlich Anstellwinkeländerungen. Nach stationären Untersuchungen am Rechteckflügel zur Bestimmung der grundlegenden Profileigenschaften werden Versuche zum Abklingverhalten durchgeführt. Dabei wird das Modell ausgelenkt und bei stationärer Anströmung plötzlich freigegeben. Die gleichzeitige Erfassung der instationären Druckverteilung, der Kräfte und Momente sowie des momentanen Anstellwinkels ermöglicht die Berechnung der aerodynamischen Derivativa, d.h. die durch die Luftkräfte hervorgerufene zusätzliche Steifigkeit und Dämpfung.

Zur simultanen Erfassung der Signale von Druckaufnehmern, Dehnungsmeßstreifen und Lasertriangulatoren wurde ein Meßsystem mit insgesamt 24 Kanälen zur hochfrequenten und simultanen Datenerfassung aufgebaut.

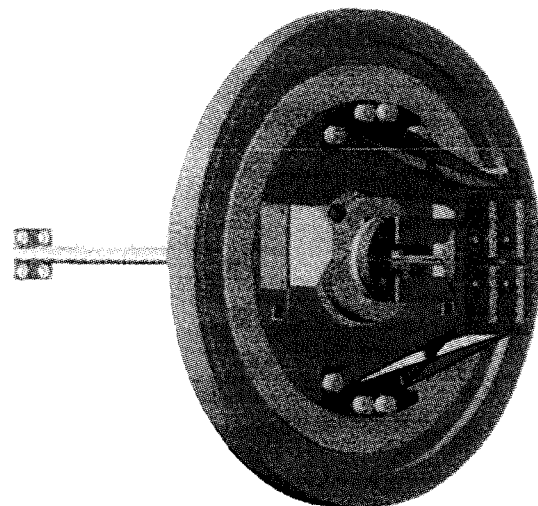


Abbildung 1: Aufhängung (eine Seite) des Profilmodells im Windkanal mit Torsionsfeder und DMS-Waage

ein Meßsystem mit insgesamt 24 Kanälen zur hochfrequenten und simultanen Datenerfassung aufgebaut.

Die Messung der Kräfte, die sich aus Trägheits- und Luftkräften zusammensetzen, geschieht durch eine beidseitig wandmontierte, symmetrisch aufgebaute DMS-Waage. Sie besteht aus jeweils zwei miteinander verschraubten Ringen mit Normal- bzw. Tangentialkraftmeßstellen in Form von Doppelbiegebalken. Die elastische Lagerung in Form je einer Torsionsfeder besteht aus je einem zentralen Rundstab, der das Torsionsmoment aufnimmt, und dem einteiligen "Blattfederkäfig" mit vier radial angeordneten Stegen zur Aufnahme der Biegung (Abbildung 2). Durch Anbringen von Dehnungsmeßstreifen am Torsionsstab dient diese zugleich als Torsions- bzw. Nickmomentenwaage.

Entwurfsdaten der Torsionsfeder:

Stab:		
Durchmesser	d	10 mm
Länge	l	100 mm
Torsionssteifigkeit	$G I_p$	78.7 Nm ²
Blattfedern:		
Stegbreite	b	24 mm
Stegdicke	t	2 mm
Torsionssteifigkeit	$G I_T$	20.1 Nm ²
Torsionssteifigkeit	M_t/φ	1106 Nm/rad

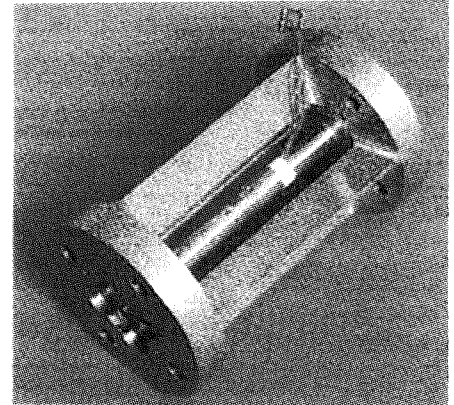


Abbildung 2: Zweiteilige Torsionsfeder mit DMS

Die Hauptnormalspannungen treten unter $\pm 45^\circ$ auf und rufen Dehnungen hervor, die sich mit DMS messen lassen. Es eignen sich daher besonders Dehnungsmeßstreifen, bei denen jeweils zwei Meßgitter unter $\pm 45^\circ$ zur Symmetrieachse angeordnet sind. Der Beitrag der Blattfedern zur Torsionssteifigkeit ergibt sich mit Hilfe der Bredtschen Formeln für dünnwandige Querschnitte und beträgt hier etwa 20 % der Gesamtsteifigkeit.

Damit bilden die elastische Lagerung und die Zwei-Komponenten-Waage eine Einheit sowohl zur Lagerung des Modells als auch zur Erfassung sämtlicher für zweidimensionale Profilumströmungen maßgeblichen Kräfte und Momente.

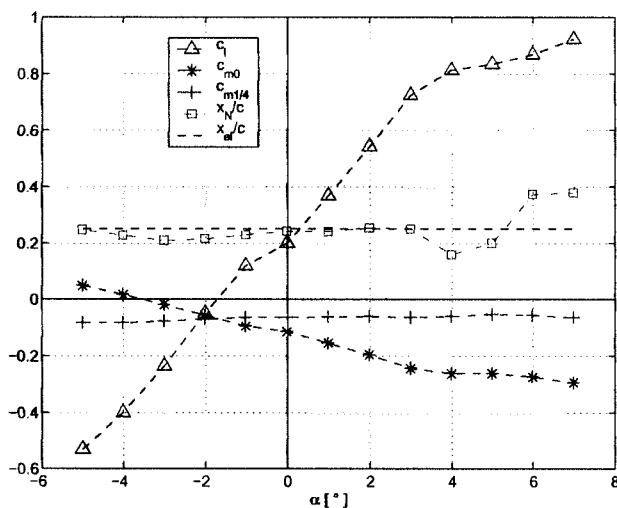


Abbildung 3: Auftriebs- und Momentenbeiwerte für den stationären Fall, $Ma = 0.70$

Abbildung 3 zeigt die im Vorfeld gemessenen Beiwerte, die aus den stationären Druckverteilungen ermittelt wurden, für eine Machzahl von 0.70 bei fixierter Transition. Der Vergleich der Momentenbeiwerte für die unterschiedlichen Bezugspunkte Profilverderrante (C_{m0} *) bzw. 1/4-Punkt ($C_{m1/4}$ +) zeigt, daß der Betrag des Moments sich bei 1/4 nahezu auf den auftriebsunabhängigen Nullmomentenbeiwert reduziert. Die Lage des Neutralpunktes (x_N/l □) verändert sich demzufolge kaum für Anstellwinkel zwischen -5° und 3° und liegt nahezu auf der elastischen Achse bei 1/4, die durch die gestrichelte Linie angedeutet ist. Für höhere Anstellwinkel schwankt die Lage des Neutralpunktes aufgrund des zunächst geringeren und im weiteren Verlauf wieder zunehmenden Auftriebsanstiegs, was jedoch auch auf zunehmende Wandinterferenzen bzw. Versperrung in der hier verwendeten Messstrecke mit festen Wänden zurückzuführen ist.

Weiteres Vorgehen

Erweiterung des Aufbaus für erzwungene Schwingungen und den zweiten Freiheitsgrad der Schlagbewegung.

Datum Dezember 2000

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: A. Schröder, J. Kompenhans

Institution: Institut für Strömungsmechanik, DLR - Göttingen

Adresse: Bunsenstrasse 10; 37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 - 2813

Telefax: 0551 / 709 - 2830

e-mail: andreas.schroeder@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Investigation of structures of K- and oblique-type of transition in a flat plate boundary layer flow using stereo PIV

Projektbeschreibung:

Stereoscopic (SPIV) measurements on an acoustically excited transitional boundary layer flow along a flat plate with zero pressure gradient (Blasius) will be presented. The experimental results are focused on the structures of the late stages of K- and oblique type of transition. Quantitative, phase-locked visualizations of transitional flow structures with a variety of different acoustical disturbance amplitudes containing all three velocity components in a plane parallel to the wall will be shown.

Instantaneous velocity fields consisting of over 12000 vectors for each measurement volume are examined in order to quantify the local and global dynamics of the structures and velocity distributions leading into breakdown (see also Fig a)-d)). Moreover the experimental results are in a quality and form to enable comparisons with spatial DNS and previous investigations.

The experimental set up has been realized in the low turbulence wind tunnel (TUG) at DLR Göttingen. The vertically mounted flat plate had an elliptic leading edge and spanwise embedded slots, a 420 mm long slot at $x = 194$ mm for 2D excitation and 40 10mm wide slots at $x = 206$ mm for oblique waves excitation. The slots are connected to pressure chamber loudspeakers in order to introduce controlled acoustic sinusoidal wave disturbances into the boundary layer flow. The turbulence level for the used free stream velocity of 12 m/s was at 0.065 %.

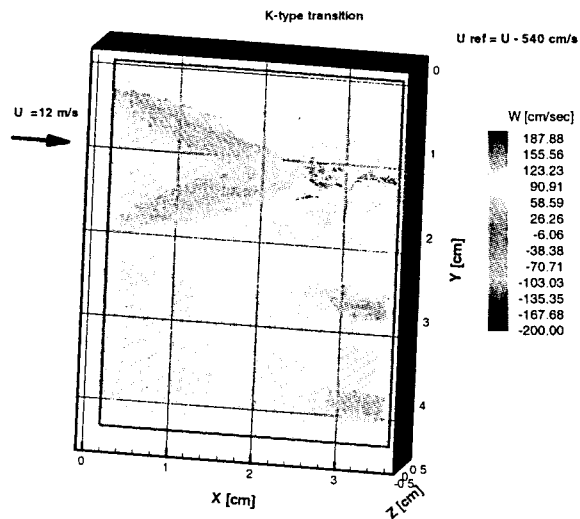
The K-type of transition was initially disturbed by a dominating 150 Hz sinusoidal 2D wave with two weak 60° phase shifted oblique waves, which fixed the spanwise positions of the Λ -vortices in a distance of $\lambda_y \approx 32$ mm. The Oblique-type of transition was performed through two 90Hz 60° phase shifted oblique waves, equal to $(1, \pm 1)$ -modes in the frequency-spanwise wave numbering. The measurement volume was situated between 570 and 640 mm downstream the real leading edge and varies between a field of view of 42x36 mm and 80x62 mm. The laser light sheet position was adjusted at about 0.9 and 1.2 mm wall distance, at a boundary layer region with the highest u_{rms} - values during the transitional process.

For the fundamental or K-type of transition the location, multi-spike characteristics and wall normal motion on top of the Λ -vortices as one of the first sources for shear stress decomposing the transitional structures towards turbulence agree quite well with former investigations and similar spatial DNS results. Also a good correspondence is found for the oblique type of transition, where non-linear generated high- and low-speed streaks, equal to $(0, 2)$ modes in the frequency-spanwise wave numbering, cause shear stress due to large velocity gradients at their crossings. On the other hand the SPIV results exclude the presence of frequently predicted streamwise vortices at these crossing positions.

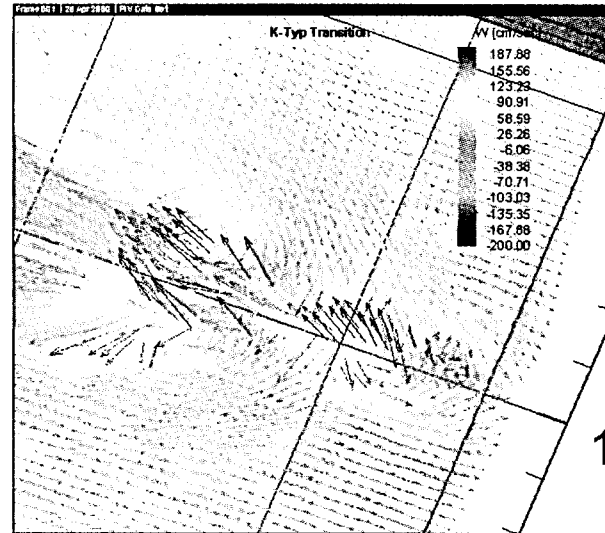
Although every transitional flow structure has a singular history of development (in the given experimental frame) while it is transported downstream a generic forming process can be assumed for the main part of the non-linear stage where mostly 3D disturbances interact with deformed Tollmein-Schlichting (TS)-waves to Λ -shaped and streaky structures. This thesis can be confirmed, since important local processes measured with SPIV are in correspondence with former flow visualizations and DNS results even for this late stage of transition.

But every interpretation of the transitional process require a careful proof of the principle comparability of different experiments and the DNS results, especially for the non-linear stage of transition, where causes and effects are not simply connected. The whole problem of receptivity, the influence of not known boundary conditions on the (late) transitional regime in the experimental realization, undermines clear conclusions and generalizations. The insight into the non-linearity of this process still opens questions for further experimental and numerical investigations, especially towards an understanding of "free" transition and turbulence.

a)



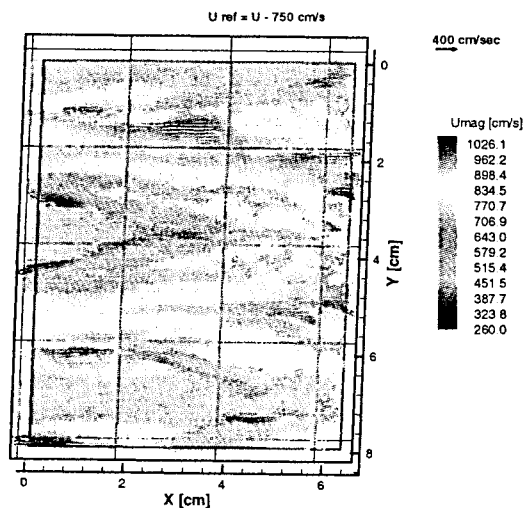
b)



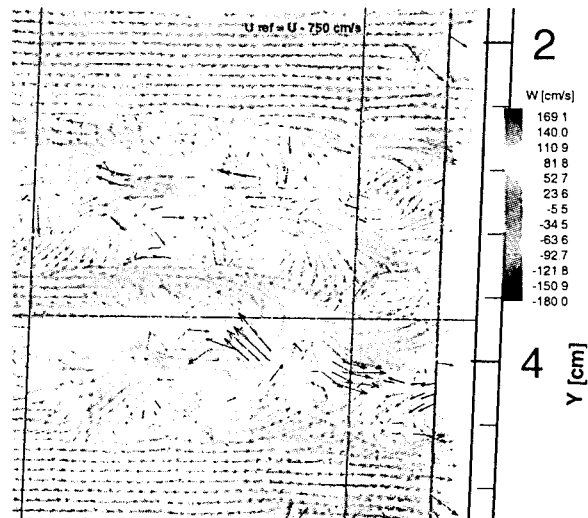
a) K-type transition at a flat plate boundary layer flow at a two-spike stadium

b) Zoom into the two-spike top of the Λ -vortex with a wall-normal component up to 35% of U_∞ .

c)



d)



c) Oblique type transition at a late stage wherein streaky structures starting to decay and high-frequency processes begin to dominate, which leads into breakdown (magnitude of velocity color coded, $U_\infty = 12$ m/s).

d) Local start of turbulent breakdown with a chaotic 3D-flow at the shear layers located at the borders of the high speed streaks evolving inside the low speed region at its smallest extension (Zoom of Fig c), w-comp. color coded)

In the near future Multiplane Stereo PIV (MPIV) measurements are planned on the development of *turbulent spots* in a Blasius boundary layer. The spots will be generated through a local white-noise excitation and through a non intrusive laser focus point. The results of these extensive measurements might be an additional part of the conference presentation.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Anlagen
Ansprechpartner	Dipl.-Phys. Stefan Koch, Dr.-Ing. Henning Rosemann
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen
Adresse	37073 Göttingen, Bunsenstr. 10 Telefon: 0551/709-2887 Telefax: 0551/709-2811 Email: Stefan.Koch@dlr.de
weitere Partner	DNW Zentrum für Funktionswerkstoffe, Göttingen
Thema	Zeitliche und räumliche Turbulenzentwicklung in einem Rohrwindkanal und deren Einfluss auf die Transition an Profilmodellen

Ausgangssituation

Für die nächste Generation von Transportflugzeugen kommt der Laminarhaltung eine bedeutende Rolle in Bezug auf Widerstands- und damit Treibstoffersparung zu. Entwürfe für Laminarprofile müssen im Windkanalversuch möglichst unter Freiflugbedingungen überprüft werden. Dazu gehört neben der vollständigen Reynolds-Zahl-Simulation auch, dass die Turbulenz in der Anströmung im Windkanal mit dem Freiflug vergleichbar ist oder zumindest mit dem Freiflug vergleichbare Bedingungen für die Transition vorhanden sind. Zur Interpretation von Messergebnissen sind daher Informationen über die Windkanalturbulenz hinsichtlich ihrer Höhe und Wirkung auf die Transition am Profilmodell erforderlich.

Ziel

Im Kryo-Rohrwindkanal Göttingen (KRG) soll die Turbulenz in der Messstrecke bezüglich ihrer Zusammensetzung und ihrer zeitlichen und räumlichen Verteilung sowie ihre Entstehung und Ursachen genauer bestimmt werden. Außerdem soll überprüft werden, ob ein Einfluss der Fluidtemperatur auf die Windkanalturbulenz existiert. Der Einfluss der Störgrößen auf die Transition an einem 2D-Profilmodell soll bestimmt werden.

Lösungsweg

Im Jahr 2000 wurden abschließend zum Themenbereich Turbulenzentwicklung im KRG Druckschwankungsmessungen in der Mitte der Messstrecke bei tiefen Temperaturen durchgeführt. Parallel dazu war eine Einzelsonde am düsenseitigen Speicherrohrende, ebenfalls zur Messung von Druckschwankungen, montiert. Auf diese Weise sollte ein möglicher Temperatureinfluss auf den Turbulenzgrad im Windkanal quantifiziert werden. Bei Ladetemperaturen von bis zu $T_L \approx 133$ K, Ladedrücken bis $p_L \approx 6$ bar und Messstreckenmachzahlen bis $Ma \approx 0,8$ konnten so Messungen bei Reynoldszahlen bis $Re \approx 227 \cdot 10^6$ 1/m durchgeführt werden. Nachdem ein 2D-Laminarprofil erfolgreich mit einem kryotauglichen Heißfilmmarray beschichtet werden konnte, wurden im KRG Transitionsmessungen an diesem Modell durchgeführt. Die Messungen an dem Profil konnten bei Ladetemperaturen von bis zu $T_L \approx 133$ K und Ladedrücken bis $p_L \approx 8$ bar mit einer hieraus resultierenden maximalen Profilreynoldszahl von $Re \approx 37 \cdot 10^6$ durchgeführt werden.

Ergebnis

Durch Variieren von Ladedruck und Ladetemperatur kann im KRG die gleiche Versuchsreynoldszahl mit unterschiedlichen Kanalparameterkombinationen eingestellt werden. Vergleiche zwischen den bei tieferen Ladetemperaturen durchgeführten Versuchen mit vorangegangenen Messungen zeigten, dass der Gesamtdruckschwankungspegel bei konstanter Mach- und Reynoldszahl unabhängig von der Wahl dieser Kanalparameterkombination ist.

Abbildung 1 zeigt mit Blick stromauf in das Speicherrohr des Kanals das in der Messstrecke eingebaute Profil. In der spannweiten Mitte des Modells befindet sich auf der Oberseite der quer verlaufende Heißfilmmarray. Insgesamt waren 16 funktionsfähige Heißfilmsensoren über der Profiltiefe auf dem Modell verteilt, anhand deren Spannungssignale man eine Aussage über den Strömungszustand am Profil machen konnte. In Abbildung 2 ist ein wichtiges Ergebnis aus den Transitionsmessungen am Laminarprofil dargestellt. Hier sind für zwei Versuche mit gleicher Mach- und Reynoldszahl sowie Anstellwinkel die rms-Werte der Brückenspannungssignale der einzelnen Heißfilmsensoren über deren Profiltiefenposition aufgetragen.

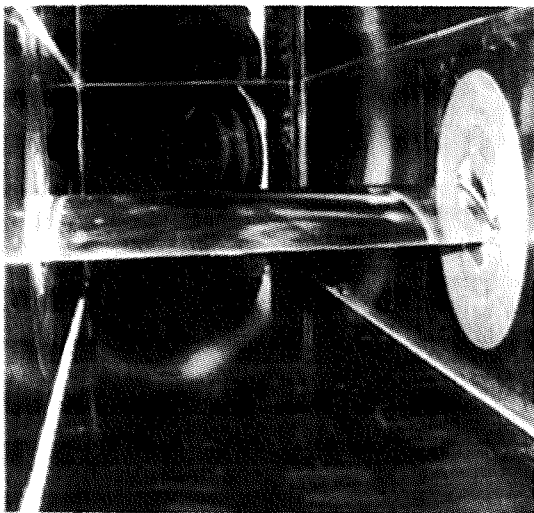


Abb. 1: 2D-Laminarprofil mit Heißfilmmarray in der Messstrecke des KRG (Blick stromauf)

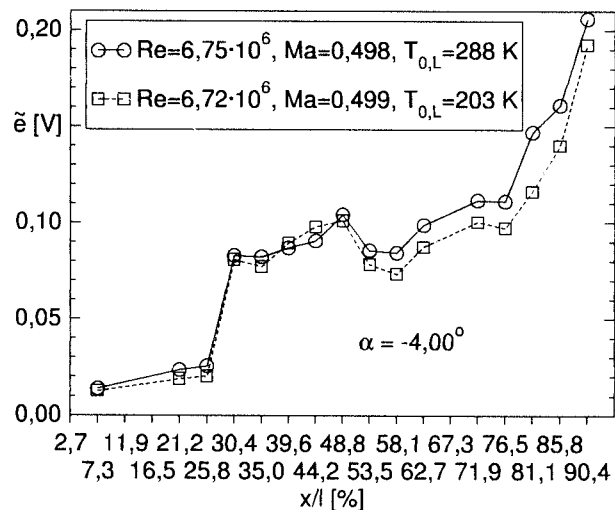


Abb. 2: Effektivwert der Brückenspannung einzelner Heißfilme auf der Profiloberseite

Die beiden Versuche in Abb. 2 unterscheiden sich durch die Kombination von Ladedruck und -temperatur, die zu einer Reynoldszahl von $Re \approx 6,7 \cdot 10^6$ führt. Trotzdem wird der Transitionspunkt – erkennbar durch den plötzlichen Anstieg des Effektivwertes der Spannung – in beiden Messungen im gleichen Bereich von 26 - 30 % Profiltiefe angegeben. Die Wahl der Kanalparameter zur Einstellung eines bestimmten Versuchszustandes scheinen demnach keinen Einfluss auf die Transition am Modell zu haben.

weiteres Vorgehen

Die Auswertung der letzten Versuche wird durchgeführt. Sämtliche Ergebnisse werden abschließend zusammengefasst und innerhalb eines Forschungsberichtes schriftlich festgehalten.

Literatur

- [1] Hauptmeier, V.: Hitzdrahtmessungen in kompressiblen Strömungen zur Bestimmung der Strömungsqualität des Kryo-Rohrwindkanals Göttingen, Diplomarbeit angefertigt am Institut für Angewandte Mechanik und Strömungsphysik der Georg-August-Universität zu Göttingen, 1994
- [2] Koch, S.: Wandschubspannungsmessungen unter kryogenen Bedingungen, Diplomarbeit angefertigt am Institut für Angewandte Mechanik und Strömungsphysik der Georg-August-Universität zu Göttingen, 1995
- [3] Rosemann, H.: The Cryogenic Ludwig-Tube at Göttingen, Special Course on Advances in Cryogenic Wind Tunnel Technology, AGARD-R-812, Cologne, Germany, 1996

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

Ballmann 68, 123, 165, 167

Bergmann 42

Bieler 88

Bleilebens 96

Bock 58

Bozic 98

Brandl 100

Brede 143

Britten 165

Brodbeck 102

Bruse 58

Buckisch 145

Bunge 153

Burkhardt 189

Buschmann 191

Carstens 155

Cvrlje 104

Dallmann 161

Decker 106

Deister 157

Dinata 189

Djugum 159

Dujardin 108

Eggers 110, 112

Esch 76

Evans 30

Faßbender 32

Frey 145

Friedrich 30, 114, 183

Frühauf 116

Gauger 34

Gritzki 36

Grosche 149

Gruhn 117

Grundmann 145

Haddzic 159

Heddergott 62

Hein 161

Heinrich 163

Henckels 117, 119

Henze 121

Herr 90

Herrmann 60, 187

Hesse 165

Hillenherms 193

Hirschel 157

Hofmann 68

Höhler 62

Hübner 38

Hummel 44

Jacob 50

Jacobs 58

Janke 92

Jarkirlic 159

Keuk van 123

Klioutchnikov 167

Koch, St. 197

Koch, W. 147

Kompenhans 195

Koppenwallner 139

Koschel 125

Kreplin 40

Krumbein 169

Lavante 171

Leder 143

Link 125

Longo 108

Löser 38

Lüdeke 98

Mack 127, 129

Möller 42

Müller, J. 133

Müller, L. 145

Nastase 80, 82

Nebel 44

Nitsche 151, 189

Nöding 78

Olivier 96

Opfer 149

Otter 62

Özger 50

Pagella 131

Pahlke 70

Pechloff 66

Perpéet 171

Psolla-Bress 62

Raffel 72
Rakowitz 173
Reckzeh 46, 48
Reinartz 123
Reisch 84
Reynier 84
Richard 72
Rist 90, 131
Ronneberger 149
Rosemann 197
Rossow 175
Rungg 153

Schell 50
Schmidt 177
Schmitt 155
Schöning 179
Schröder, A. 195
Schröder, W. 121
Schütte 179
Schwarz 181
Seidler 64
Seiler 86
Sesterhenn 114
Sickmüller 66
Srulijes 86
Staudacher 133
Stern 78
Stumpf 52
Sturzebecher 151

Thiele 153, 177
Tinapp 54
Ting 135
Traore 94
Tremblay 183
Trenker 74
Triesch 137
Tropea 159
Tusche 58

Verma 139

Wagner 90, 131
Weber 141
Weinand 78
Weishäupl 66
Widhalm 185
Wienberg 187
Wild 56
Wörner 90
Würz 90