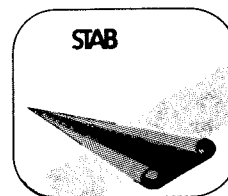


STAB



JAHRESBERICHT

2001

Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunkthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Information über den Tagungsband des 12. DGLR/STAB-Symposium	17
Bericht über den 10. STAB-Workshop im November 2001	18
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	19
13. STAB-Symposium 2002: „Call for Papers“	22
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	23
Statistik zu den „Mitteilungen“	24
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	25
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	163

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 69 "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 28), 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 24 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Auf Seite 163 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Die Materialsammlung für die Jahresberichte (**Achtung:** der Zyklus ist im Jahre 2001 umgestellt worden) 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 **2002**, 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 170 Exemplaren. Einige Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Informationen über STAB finden Sie auch über: www.dlr.de/agstab

Göttingen, im Januar 2002

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

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2002"

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 zukünftige nationale 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
- 10. 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
 Göttingen, 14.-16.11.2001

- 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:

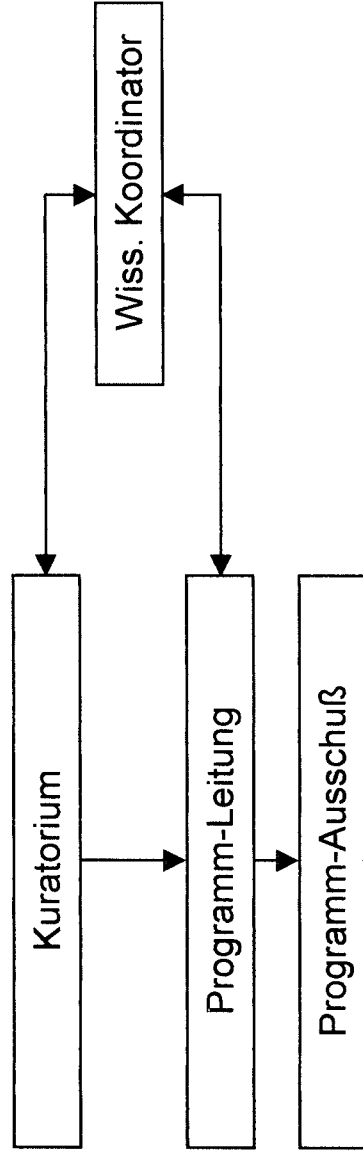
- 13. STAB-Symposium

München, 13.-15.11.2002
 (Informationen stehen ab ca.
 Ende Februar 2002 unter:
www.dlr.de/agstab)

- Kurs "PIV"

Göttingen, 04.-08.03.2002

Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", STAB Organigramm



Projektgruppen Fachkreise	Flügel großer Streckung	Flügel kleiner Streckung	Drehflügler	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)
NN	(Sprecher)	(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	(Stellv. Sprecher)	(EADS Aerospace Airbus, Hamburg)
Prof. Dr. Weyer		(DLR, Köln)
NN		(DLH, Hamburg)

Programm-Leitung

Prof. Dr. Ballmann		(RWTH, Aachen)
ballmann@lufmech.rwth-aachen.de		Tel.: 0241 / 8094636; Fax: 0241 / 8092126
Dr. Eitelberg		(DNW, Emmeloord)
dnw@nlr.nl		Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Dipl.-Ing. Henke		(EADS Airbus, Bremen)
rolf.henke@airbus.dasa.de		Tel.: 0421 / 538-3913; Fax: 0421 / 538-4064
Dr. Hennig		(LFK, Unterschleißheim)
paul.hennig@otn.lfk.dasa.de		Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904
Dipl.-Ing. Hilbig	(Sprecher)	(EADS Airbus, Bremen)
reinhard.hilbig@airbus.dasa.de		Tel.: 0421 / 538-2751; Fax: 0421 / 538-4064
Prof. Dr. Hönlinger		(DLR, Göttingen)
heinz.hoenlinger@dlr.de		Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862
	(Stellv. Sprecher)	
Prof. Dr. Körner		(DLR, Braunschweig)
horst.koerner@dlr.de		Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Dr. Krämer		(EADS Aerospace, München)
ewald.kraemer@m.dasa.de		Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766
Prof. Dr. G.E.A. Meier		(DLR, Göttingen)
g.e.a.meier@dlr.de		Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Prof. Dr. Nitsche		(Technische Universität Berlin)
w.nitsche@ilr.tu-berlin.de		Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955
Dipl.-Ing. Polz		(Eurocopter Deutschland, München)
guenther.polz@eurocopter.de		Tel.: 089 / 6000-3658; Fax: 089 / 6000-6888
NN		(Fairchild-Dornier, Weßling)
Dr. Weiland		(Astrium-Space, München)
claus.weiland@astrium-space.com		Tel.: 089 / 607-28473; Fax: 089 / 607-28629

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. Meyer (EADS Aerospace, München)
Tel.: 089 / 607-33183; Fax: 089 / 607-29766
e-mail: edgar.meyer@m.eads.net

Drehflügler

Dr. Pahlke (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2630; Fax: 0531 / 295-2914
e-mail: klausdieter.pahlke@dlr.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. Rist (Universität Stuttgart)
Tel.: 0711 / 685-3432; Fax: 0711 / 685-3438
e-mail: rist@iag.uni-stuttgart.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

Dr. Schwamborn (DLR Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2271; Fax: 0551 / 709-2416
e-mail: dieter.schwamborn@dlr.de

Messtechnik

Dr. Raffel (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2817; Fax: 0551 / 709-2404
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-Schwerpunktt Themen

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

Prof. Dr. Thiede
NN
Prof. Dr. Friedrich
(EADS Aerospace Airbus, Bremen)
(DLR Göttingen)
(TU München)

DFG-SP-Programme/-Forschergruppe

- Transition
- Kolloidale magnetische Flüssigkeiten: Grundlagen, Entwicklung und Anwendung neuartiger Ferrofluide
- Magnetofluidynamik: Strömungsbeeinflussung und Strömungsmessung in elektrisch leitfähigen Flüssigkeiten

Prof. Dr. S. Wagner
Dr. Odenbach
Prof. Thess
(Universität Stuttgart)
(Universität Bremen)
(TU Ilmenau)

DFG-Sonderforschungsbereiche

- Transatmosphärische Flugsysteme
- Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen
- Hochtemperaturprobleme rückkehrfähiger Raumtransportsysteme
- Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen
- Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln
- Elektromagnetische Strömungen in Metallurgie, Kristallzüchtung und Elektrochemie

Prof. Dr. Sachs
Prof. Krause, Ph.D.
Prof. Dr. Messerschmid
Prof. Dr. Fernholz
Prof. Dr. Ballmann
Prof. Grundmann
(TU München)
(RWTH Aachen)
(Universität Stuttgart)
(TU Berlin)
(RWTH Aachen)
(TU Dresden)

DFG-Gemeinschaftsprojekt

- Transferprojekt Blattspitzenwirbel-Kanalstoßinteraktion in transsonischen Verdichtertoren und ihr Einfluss auf die Stabilitätsgrenze in Verdichtern
- Interdisziplinäre Turbulenzinitiative
- Numerische Aeroakustik (SWING)
- Periodisch instationäre Strömung in Turbomaschinen

Prof. Dr. Ballmann
Prof. Oberlack, Prof. Peinke
Prof. Költzsch, Prof. Körner
Prof. Hourmouziadis
(RWTH Aachen)
(TU Darmstadt, Universität Oldenburg)
(TU Dresden, DLR Braunschweig)
(TU Berlin)

Stand: Februar 2002

(Dieses ist lediglich eine Auswahl. Weitere Aktivitäten finden in den diversen Forschungsverbünden des BMWi, 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,

allerspätestens aber bis zum Jahresende 2002.

(Der Erscheinungszyklus der Jahresberichte ist ab 2001 umgestellt worden!! 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

FOREWORD

zum Tagungsband des 12. DGLR/STAB Symposiums 2000 **Springer-Verlag, Heidelberg, 2002**

This volume contains the papers presented at the 12th DGLR/STAB-Symposium held at the University Stuttgart, November, 15 to 17, 2000. STAB is the German Aerospace Aerodynamics Association, founded towards the end of the 70's, whereas DGLR is the German Society for Aeronautics and Astronautics (Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt - Lilienthal Oberth e.V.).

The mission of STAB is to foster development and acceptance of the discipline "Aerodynamics" in Germany. One of its general guidelines is to concentrate resources and know-how in the involved institutions and to avoid duplication in research work as much as possible. Nowadays, this is more necessary than ever. The experience made in the past makes it easier now, to obtain new knowledge for solving today's and tomorrow's problems.

STAB unites German scientists and engineers from universities, research-establishments and industry doing research and project work in numerical and experimental fluid mechanics and aerodynamics for aerospace and other applications. This has always been the basis of numerous common research activities sponsored by different funding agencies.

Since 1986 the symposium has taken place at different locations in Germany every two years. In between STAB workshops regularly take place at the DLR in Göttingen. The changing meeting places were established as focal points in Germany's Aerospace Fluid Mechanics Community for a continuous exchange of scientific results and their discussion. Moreover, they are a forum where new research activities can be presented, often resulting in new commonly organised research- and technology projects.

It is the third time now that the contributions to the Symposium are published after being subjected to a peer review. Many of the contributions present results from the "Luftfahrtforschungsprogramm der Bundesregierung (German Aeronautical Research Programme) 1995-1998". Some of the papers report on work sponsored by the Deutsche Forschungsgemeinschaft (German Research Council), DFG. Therefore, this volume gives an almost complete review of the ongoing work in Germany. The present Symposium has focused on "Laminar/Turbulent Boundary-Layer Transition" and "Hypersonic Flows", two programmes sponsored by the DFG in a Priority Program (Verbundschwerpunkt-Programm) and in three Collaborative Research Centres (Sonderforschungsbereiche).

The order of the papers in this book corresponds nearly to that of the sessions of the Symposium.

The Review-Board, partly identical with the Program-Committee, consisted of J. Ballmann (Aachen), K.-A. Bütefisch (Göttingen), U. Ch. Dallmann (Göttingen), H.-J. Dietrichs (München), G. Eitelberg (Emmeloord), R. Friedrich (München), R. Grundmann (Dresden), P. Hakenesch (München), St. Hein (Göttingen), D. K. Hennecke (Darmstadt), P. Hennig (Unterschleißheim), H. Hönliger (Göttingen), D. Jacob (Aachen), E. Janke (Göttingen), M. Kloker (Stuttgart), H. Körner (Braunschweig), W. Kordulla (Noordwijk), D. Kröner (Freiburg), G. E. A. Meier (Göttingen), W. Nitsche (Berlin), H. Olivier (Aachen), R. Radespiel (Braunschweig), M. Raffel (Göttingen), G. Redeker (Braunschweig), U. Rist (Stuttgart), W. Rodi (Karlsruhe), G. Schrauf (Bremen), W. Schröder (Aachen), J. Schumacher (Hamburg), J. Szodruch (Hamburg), P. Thiede (Bremen), C. Tropea (Darmstadt), C. Wagner (Göttingen), S. Wagner (Stuttgart) - Chairman - and C. Weiland (München). Nevertheless, the authors sign responsible for the contents of their contributions.

The editors are grateful to Prof. Dr. E. H. Hirschel as the General Editor of the "Notes on Numerical Fluid Mechanics" and to the Springer-Verlag for the opportunity to publish the results of the Symposium.

Editors: S. Wagner, Stuttgart; U. Rist, Stuttgart; H.-J. Heinemann, Göttingen; R. Hilbig, Bremen

10. Workshop der Strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft, STAB

Seit mehr als 25 Jahren führt diese Arbeitsgemeinschaft die "Strömungsmechanik" - und hier insbesondere die, der Luft- und Raumfahrt - in Deutschland zusammen. Ziel war und ist es, die Ressourcen aus Universitäten, des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt, DLR, und der Industrie zu bündeln und Forschungsaufgaben abgestimmt und gemeinsam anzugehen. In Zeiten knapper werdender Kassen bei gleichzeitig massiv erhöhtem weltweitem Wettbewerbsdruck sind diese Ansätze notwendiger denn je.

Alle zwei Jahre findet im November in Göttingen ein Workshop statt, bei dem aus laufenden Arbeiten berichtet wird. Bei dieser Gelegenheit wird insbesondere dem wissenschaftlichen Nachwuchs die Möglichkeit gegeben, seine Arbeiten einem größeren Fachpublikum vorzustellen. Mit 70 Vorträgen von den Hochschulen (41 %), aus der Industrie (12 %) und dem DLR (47 %) und etwa 100 Teilnehmern hatte diese Veranstaltung wieder einmal einen sehr erfreulichen Zuspruch. Einigkeit bestand unter den Fachleuten auch über die sehr gute Qualität der Beiträge. Diese betreffen Arbeiten aus sowohl mehr grundlagenorientierten als auch projektbezogenen Themen, z.B. zum Airbus-Großflugzeug A380, einer Rückkehrkapsel von der Internationalen Raumstation, ISS, oder zur Turbinentechnologie.

Die Lösung von Aufgaben wie diesen bedingen mehr denn je ausgeprägte interdisziplinäre Zusammenarbeit. Die entscheidenden Schlüsseltechnologien sind die Aerodynamik und die Aeroelastik, die den Einfluss der Luftkräfte auf die Werkstoffe und Strukturen untersucht. Diese beiden fundamentalen Wissenschaften werden im Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR, im gemeinsamen Standort Göttingen/Braunschweig betrieben.

Die Begrüßung erfolgte durch den Geschäftsführer des Standortes, Herrn Dipl.-Ing. Josef Thomas, Herrn Professor Dr. Heinz Hönlinger, dem Leiter des DLR-Instituts für Aeroelastik und dem Sprecher von STAB, Herrn Dipl.-Ing. Reinhard Hilbig, EADS Airbus, Bremen. Die Organisation führt ein Team von Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern des Standortes unter Leitung des Wissenschaftlichen Koordinators der STAB durch.

Es war die erste Großveranstaltung im DLR_School_Lab, dem Experimental-Labor für Schüler und Lehrer (www.schoollab.dlr.de) nach seinem Umbau. Das Ambiente wurde mit sehr viel spontaner Zustimmung aufgenommen. Der Standort hat sich damit zusätzlich zum zentralen Nutzen als Experimentiersaal endlich das lange entbehrete Kommunikations-Forum geschaffen. In den Pausen und beim Gemütlichen Beisammensein gab es reichlich Gelegenheit zum fachlichen Austausch.

In Kurz-Form werden die Beiträge demnächst im STAB-Jahresbericht 2001 erscheinen, der unter hajo.heinemann@dlr.de angefordert werden kann.

Dr. Hans-Joachim Heinemann
- Wissenschaftlicher Koordinator der STAB -

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

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

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.

PLEASE

☐ enter my subscription for 2000 to **Aerospace Science and Technology**

☐ find enclosed my cheque payable to EDITIONS ELSEVIER

☐ debit my credit card (CB, EUROCARD, MASTERCARD, VISA)

n°

--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--

 expires

--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--	--

Total amount of order

SIGNATURE

--

☐ 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°



**Aerospace
Science
and
Technology**

January 2000
Volume 4 - 8 issues
ISSN 1270-9638

SUBSCRIPTION INFORMATION

Aerospace Science and Technology 2000 - Vol 4 - 8 issues - ISSN 1270-9638

France: FF 1460 / € 222.58

EU*: FF 1477 / € 225.17

North, Central and South America: US\$ 302

Rest of the world: FF 1747 / € 266.33

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.

for faster service, subscribe today!

by fax: +33 1 45 58 94 24

by e-mail: abi2@elsevier.fr

please send to:

EDITIONS ELSEVIER

23, rue Linols - 75724 Paris cedex 15 - France

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

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

75724 Paris cedex 15, France

in North, Central and South America:
Please send your order to:
Elsevier Inc., 655 River Street
Riverside, NJ 07070-2397, USA
Tel: +1 973 750 8400 Fax: +1 973 750 4746
Please make check payable to Elsevier Inc.



**EDITIONS
ELSEVIER**

A member of Elsevier Science
<http://www.elsevier.fr>

Editeur scientifique et responsable
SAS au capital de 80 200 000 € - RCS 13 871 803 7000

Editorial Board

- Prof. F. Abbink (NLR)
 Dr. J. Cousteix (ONERA)
 Dr. H.L. Dadek (Karo Tekematik, Ulm)
 Mr. A. Galasso (CIRA)
 Prof. Dr. D.K. Hamecki (TU Darmstadt)
 Dr. P. Kuentzmann (ONERA)
 Dr. A.-M. Malinguy (ONERA)
 Ing. Gén. Dr. J.-P. Marec (ONERA)
 Dr. J.M. Pintado (INTA)
 Dr. G. Radtke (DLR)
 Dr. P. Sindelar (EPA)
 Prof. Dr. Em. H. Telle (TU Darmstadt)

■ 25 free reprints
 ■ no page charges*

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

*All reprints in excess of 100 are 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. Castellan
- 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. Deletombe, 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 CO_2 (m,n,p) in a CO_2 - N_2 mixture.
Part 1: Survey of available data
V. Joly, A. Roblin
- Vibrational relaxation of CO_2 (m,n,p) in a CO_2 - N_2 mixture.
Part 2: Application to a one-dimensional problem
V. Joly, C. Marmignon, P. Jaquet
- 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. Döll, 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

Full access to the journal's content is available online at www.elsevier.com/locate/jaero

NEW

For more information, visit our website at www.elsevier.com/locate/jaero



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

abf2@elsevier.fr

CALL FOR PAPERS

13. DGLR-Fach-Symposium der STAB

vom 12. - 14. November 2002
an der Technischen Universität München

Bevorzugt berücksichtigt werden **strömungsmechanische Beiträge** zu den Themenstellungen der STAB-Projektgruppen und Fachkreise, insbesondere auch solche zu den Themen aus nationalen und internationalen Verbundprojekten:

- o Starrflüglertechnologien einschl. Triebwerksintegration
- o Numerische Simulation
- o Experimentelle Simulation und Versuchstechniken
 - o Laminarhaltung und Transition
 - o Turbulenzforschung
 - o Drehflügleraerodynamik
 - o Hyperschallaerothermodynamik

Richten Sie bitte Ihre Vortragsanmeldungen ausschließlich auf dem 2-seitigen „STAB-Mitteilung“-Raster (inkl. Bilder) bis zum

21. Juni 2002

an:

Prof. Dr. Boris Laschka; Dr. Christian Breitsamter
Lehrstuhl für Fluidmechanik, FLM
Technische Universität München
Boltzmannstrasse 15
D – 85748 Garching
Tel.: 089 / 289 – 16137 od. 16150; Fax : -16139
e-mail: STAB2002@flm.mw.tum.de
Siehe auch: www.dlr.de/agstab

Die begutachteten Beiträge werden in einem zitierbaren Tagungsband veröffentlicht.

Das Manuskript schicken Sie bitte an die Geschäftsstelle der STAB *),

die Ihnen auch für Rückfragen gerne zur Verfügung steht.

Das Manuskript ist allerspätestens 3 Wochen vor der Tagung vorzulegen. Einzelheiten zur Anfertigung erscheinen ab ca. Mitte März im Internet unter www.dlr.de/agstab .

*) Geschäftsstelle der STAB. c/o DLR, Bunsenstraße 10. D - 37073 Göttingen.
Tel.: +49 / 551/709-2108; Fax.: -2135. e-mail: Hajo.Heinemann@dlr.de



Was ist die DGLR



Die Gesellschaft

Gliederung

Ehrungen

News

Veranstaltungen

Literatur

Forum

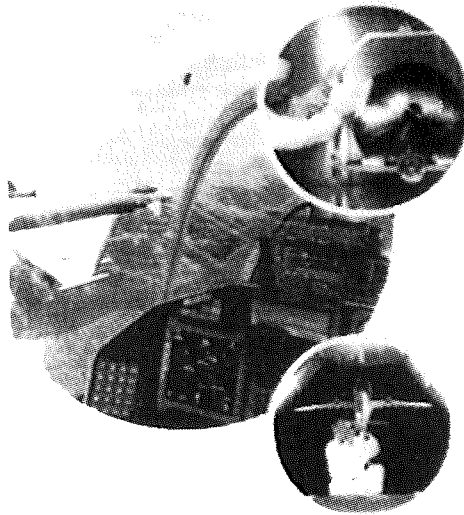
Links

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.

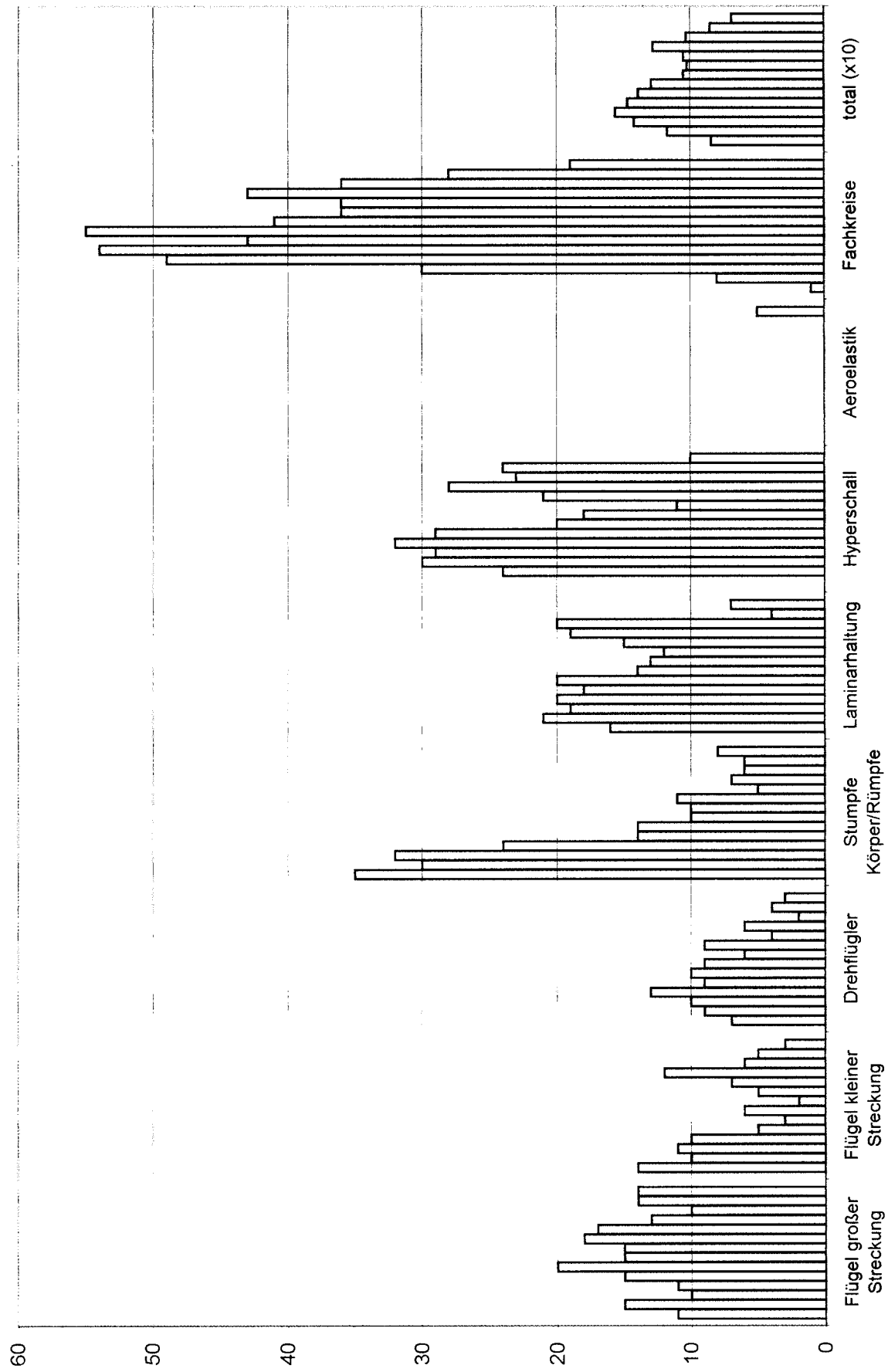
Sie fördert technische und wissenschaftliche Arbeiten in der Luft- und Raumfahrt und setzt sich für die Anwendung der in diesen Arbeiten gewonnenen Erkenntnisse ein. Mit wissenschaftlich-technischen Veröffentlichungen schafft sie ein weitreichendes Informationsforum für die Fachwelt und den interessierten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



Statistik ' Anzahl der "Mitteilungen" ' von 1988 bis 2001



Projektgruppe "Flügel großer Streckung"		Seite
Abstiens / Huppertz	Experimentelle Untersuchungen der Nachlaufstruktur eines Rechteckflügels mit Triebwerksmodellen	29
Bellastrada / Breitsamter	Analysis of turbulent wake vortex behind a large transport aircraft in landing configuration	31
Bieler	Industrielle Studien zum Potential der Ablösekontrolle mit Hilfe von MEMS	33
Hein / Theofilis	Instability analysis of three-dimensional vortical flows	34
Hepperle	Untersuchung und Bewertung des Flugzeugprojekts „Sonic Cruiser“	36
Kalitzin / Zeibig	Aeroakustische Untersuchungen zum Hinterkantenlärm	38
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächenheißfilmmarrays an Hochauftriebsflügeln	40
Petz / Tinapp / Nitsche	Voruntersuchungen zur aktiven Ablösebeeinflussung an einem generischen Windkanalmodell	42
Reckzeh	Die Bedeutung Hochreynoldszahlmessungen für den Entwurf von Airbus-Hochauftriebskonfigurationen	44
Richter / Rosemann	Experimenteller Einsatz von Mini-Klappen am Profil VC-Opt bei transsonischen Geschwindigkeiten	46
Ronzheimer	Post-Parametrisierung von Flugzeug Geometrien mit Hilfe von Freiform-Deformation und Netzgenerierungstechniken	48
Stahl	Experimentelle Untersuchungen an einem Halbmodell mit Gurney und Split Falps	50
Streit / Wichmann / Kreuzer	Aerodynamische Analyse von Flügelspitzen-Erweiterungen der Envoy 7 im Reiseflug	52
Wild	Validierung der numerischen Optimierung für Mehr-Elemente-Profile	54
Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"		Seite
Höhler / Heddergott/ Otter / Psolla-Bress	Kraft- und Druckverteilungsmessungen am rollenden Deltaflügel im transsonischen Geschwindigkeitsbereich	56
Schmid / Breitsamter	Charakteristik von Seitenleitwerks-Buffetlasten im Stall- und Post-Stall-Bereich	58
Sickmüller / Weishäupl / Pechloff	Aerodynamische Untersuchungen eines Deltaflügels bei verschiedenen Eigenformen mittels eines Euler-Verfahrens bei kleinen Störungen	60
Projektgruppe "Drehflügler"		Seite
Le Chuiton	Aktuator-Disk Modellierung von Hubschrauberhaupt- und heckrotoren	62

Khier	Berechnung der turbulenten Hubschrauber-Umströmung im Vorwärtsflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer und Zweigleichungs-Turbulenzmodellen	64
Pahlke	Berechnung von Rotoren im schnellen Vorwärtsflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer mit einer schwachen Aerodynamik-Struktur-Kopplung	66

Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"

Seite

Erdi-Betchi / Rein	Strahlplattieren: ein kaltes Verfahren zur Oberflächenbeschichtung	68
Gölling / Dallmann	Experimentelle Untersuchungen zur Struktur und Steuerung abgelöster turbulenter Zylinderströmungen	70
Gurr / Bunge / Thiele	Strömungsinduzierte Schwingungen eines rechteckigen Körpers in 2-dimensionaler, inkompressibler Strömung	72
Hadzic / Bakic / Peric	Numerical and experimental analysis of flow around sphere at sub-critical Reynolds number	74
Nöding / Stern / Weinand	CFD-Analysen von Hochgeschwindigkeitsflugkörpern und Vergleich mit Windkanalmessungen	76
Reynier	Development and application of a Navier-Stokes solver to hypersonic missiles with lattice wings using the actuator disk concept	78
Seegewiß	Mechanische Eigenschaften thermisch belasteter Faserverbundwerkstoffe	80
Srulijes / Gnemmi / Seiler	Versuche im Stoßrohr-Windkanal des ISL bei realen Flugbedingungen für zukünftige V/SHORADS	82

Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"

Seite

Augustin / Rist / Wagner	Beeinflussung von Grenzschichten mit laminarer Ablöseblase	84
Herr / Würz / Wagner	Experimentelle Untersuchungen zur Charakterisierung des dominanten Störspektrums in der Anströmung anhand der Rezeptivität einer Oberflächenstörung an einem 2-dimensionalen Tragflügelprofil	86
Messing / Kloker	DNS-Ergebnisse zur Lochabsaugung in 3-D-Grenzschichten	88
Opfer / Grosche / Ronneberger	Akustischer Einfluss auf die aktive Beeinflussung 3-dimensionaler Grenzschichtstörungen	90
Stock	Transitionsbestimmung an unendlich langen schiebenden Flügeln mit Hilfe gekoppelter Navier-Stokes und e^N -Methode	92
Wassermann / Kloker	Sekundäre Instabilitätsmechanismen bei der Transition in einer 3-D-Grenzschicht	93
Wörner / Rist / Wagner	Einfluss von Oberflächenrauigkeiten auf die Stabilität zweidimensionaler laminarer Grenzschichten	95

Projektgruppe "Hyperschall"**Seite**

Dujardin / Longo	Numerical Simulation of a hinge-line gap-seal failure under cold hypersonic conditions	97
Fezer / Kloker	DNS von laminar-turbulenten Transitionsvorgängen in $Ma = 6.8$ - Grenzschichten -- Vergleich Platte / Kegel	99
Hannemann / Johnston / Longo / Schramm / Weiland	Hypersonic Aerothermodynamics of the European Atmospheric Reentry Demonstrator	101
Hannemann / Schramm / Longo	High Enthalpy Testing and CFD Rebuilding of X-38 in HEG	103
Jessen	Experimentelle Untersuchungen an Modellen von Raumflugzeugen	105
Lüdeke	Numerische Simulation längswirbelartiger Strukturen an turbulenten hypersonischen Rampen	107
Schülein	Experimentelle Untersuchungen zur Längswirbelbildung in turbulenten Überschallströmungen mit Ablösung	109
Ting	Wärmeübergangsmessungen an der Oberstufe des zweistufigen Raumtransporters ELAC im Trisonik-Windkanal	111
Verma / Koppenwallner	Detection of a trapped vortex under the separation bubble of a 24 deg. ramp induced shock-wave boundary-layer interaction using Laser Schlieren	113
Wagner / Knauss / Gaisbauer / Weiss	Ermittlung des Störfeldes in der Messkammer des Stoßwindkanals des IAG (SWK)	115

Projektgruppe "Aeroelastik"**Seite**

Grüber	Berechnung der durch umlaufende Nachlaufstörungen induzierten instationären Strömung in Turbomaschinengittern	117
Henke	Das viskos-gekoppelte 3D Euler-Verfahren EUVISC und seine aeroelastische Anwendung	118
Hillenherms	Experimentelle Untersuchung eines schwingenden Rechteckflügels in transsonischer Anströmung	120
Mack / Schäfer	Nutzung des unstrukturierten Tau-Codes zur Strömungs-Struktur Kopplung im Rahmen des DLR-Projekts IMENS	122
Petrie-Repar / Carstens	Entwicklung eines linearisierten Navier-Stokes-Verfahrens für aeroelastische Anwendungen	124

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"**Seite**

Ertunc	Experimental and theoretical analysis of axisymmetric turbulence	126
--------	--	-----

Hage / Bechert	Anwendungsbezogene Untersuchungen an widerstandsvermindernden riblet-Oberflächen: Einfluss einer Querströmung sowie einer abnehmenden Spitzenschärfe der riblet-Oberflächen auf die Widerstandsverminderung	128
Hetsch / Rist	Instabilitäten in der Ablöseblase nach Briley	130
Marxen / Rist / Wagner	Betrachtung zur Instabilität stationärer Störungen in laminaren Ablöseblasen	132
Meyer, G.W. / Rist / Wagner	Wachstum nichtperiodischer Störungen beim Grenzschichtumschlag. Ein qualitativer Vergleich von Experiment und DNS	134
Meyer, R. / Bechert / Hage	Sekundärströmungsbeeinflussung von Eckenströmungen	136
Sesterhenn / Le Duc / Friedrich	Rezeptivitätsanalyse der Staulinieninstabilität eines stumpfen Körpers im Unterschall	138
Wiedemann / Möller	Mehrkomponenten-LDA-Messungen in einer drallbehafteten Rohr- und Brennkammerströmung	139

Fachkreis "Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation"

Seite

Bonfigli / Kloker	Simulation später Laminarstadien und früher Turbulenz in der 3-D-Grenzschicht des DLR- Prinzipexperimentes	141
Gmelin / Rist / Wagner	Numerische Untersuchung zum Resonanzverhalten von stochastischen Strömungen in einer Blasius-Grenzschicht	143
Heinrich	Validierung des Strömungslösers FLOWer bei hohen Reynoldszahlen an einer anwendungsnahen Großraumflugzeugkonfiguration	145
Jovicic / Breuer	Large-Eddy Simulation der Umströmung eines Tragflügels in Hochauftriebskonfiguration	147
Krumbein	Approximate transition prediction on high lift multi-element airfoil configurations	149
Rakowitz	Vorhersage aerodynamischer Beiwerte an der F4-Flügel-Rumpf-Kombination mit MEGAFLOW	151
Weber	Numerische Untersuchung zur Leitwerksumströmung des Airbus A380	153

Fachkreis "Messtechnik"

Seite

Klinge / Raffel / Richard	Experimentelle Untersuchung von Blattspitzenwirbeln an einem Hubschrauber im Schwebeflug	155
Lang / Rist / Wagner	Experimentelle Untersuchungen zur Transition in einer laminaren Ablöseblase	157
Otter / Möller / Wiedemann	Strömungssichtbarmachung an einem rotierenden Deltaflügel bei transsonischer Strömung	159
Stasicki / Otter / Möller	Anwendung von Background Oriented Schlieren im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) zur Bestimmung der Stosswellenlage	161

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Ronald Abstiens, Dipl.-Ing. Guido Huppertz

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen
Tel.: 0241-809 43 58 guidoh@aia.rwth-aachen.de
Fax: 0241-809 22 57 ronald@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: Sonderforschungsbereich 401 der
Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Thema: Experimentelle Untersuchung der Nachlaufstruktur eines
Rechteckflügels mit Triebwerksmodell

Ausgangssituation:

Der SFB 401 der DFG befasst sich mit der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln. Hierbei werden numerische und experimentelle Methoden angewandt. Das Teilprojekt A5 des SFB untersucht die „Interaktion von Wirbeln und Triebwerksstrahlen im Nachlauf von Tragflügeln“. Es werden Messergebnisse der Strömung im Nachlauf eines Rechteckflügels mit und ohne Triebwerk vorgestellt und verglichen.

Ziel:

Anhand von Messdaten im nahen Nachlauf des Flügelmodells soll der Einfluss eines Triebwerks auf die Entwicklung der Strömung erfasst werden. Hierbei wird besonders die mögliche Interaktion von Wirbeln und Triebwerkstrahlen untersucht. Weiterhin dienen die Daten der Validierung numerischer Simulationen.

Lösungsweg:

Im Niedergeschwindigkeitswindkanal des AIA wird ein Flügelmodell in Rechteckgeometrie untersucht, an dem an diskreten Positionen in Spannweitenrichtung ein Triebwerk angebracht werden kann. Das Triebwerk wird mit Druckluft betrieben und erzeugt einen Kaltluftstrahl. In verschiedenen vertikalen Ebenen stromab des Flügels wird die Strömung mittels PIV gemessen. Dabei wird der Flügel ohne Triebwerk bzw. mit verschiedenen Positionen des Triebwerks betrachtet.

Ergebnis:

Im Bereich der zur Verfügung stehenden Messstrecke kann keine signifikante Änderung in der Strömung des Tragflügelnachlaufs in Abhängigkeit von der Triebwerkslage festgestellt werden. Eine Interaktion von Flügelrandwirbel und Triebwerkstrahl wird nicht beobachtet.

STAB

Skizze/Diagramm/Bild:

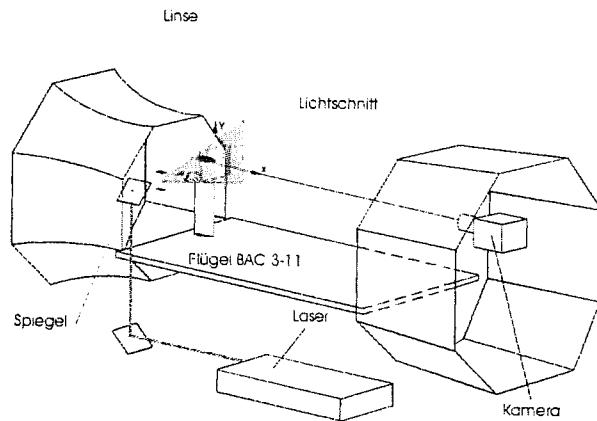


Abb. 1: Versuchsaufbau für PIV-Messungen

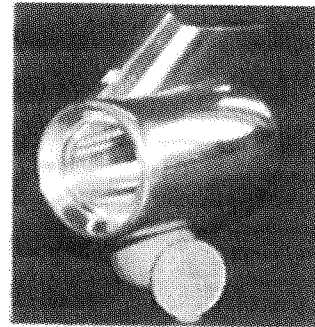


Abb. 2: Triebwerksmodell

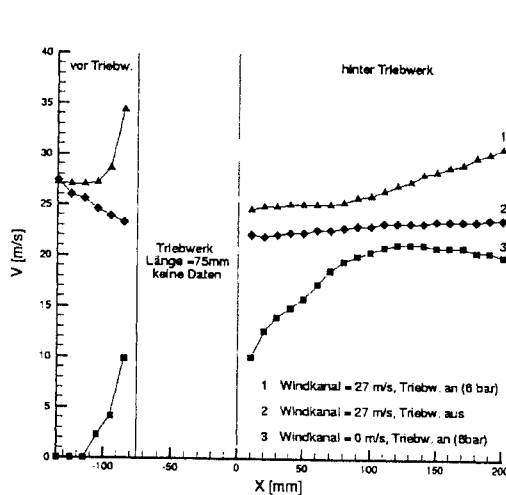


Abb. 3: Strömungsgeschwindigkeit entlang der Triebwerksachse vor und hinter dem Triebwerk

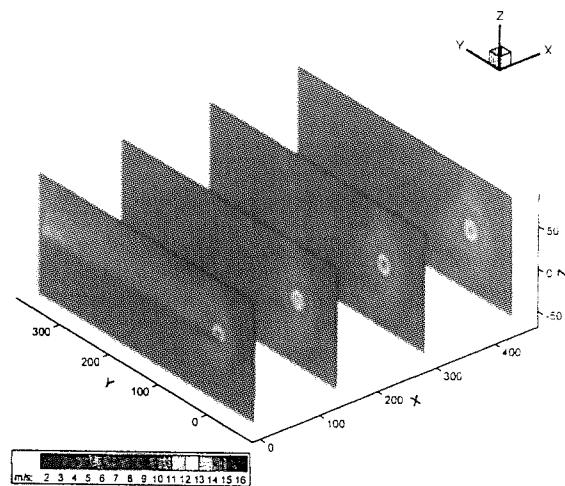


Abb. 4: Entwicklung des Flügelrandwirbels bis zu vier Flügeltiefen im Nachlauf.

Literatur:

- Fares, E., Schröder, W.: "Zonal approach for the solution of the Navier-Stokes equations", in GAMM Congress 1999, Metz. GAMM, 1999.
- Fares, E., Meinke, M., Schröder, W.: „Numerical Simulation of the Interaction of Wingtip Vortices and Engine Jets in the Near Field“, AIAA paper, 2000-2222, 2000
- Nockemann, M.: „Vermessung des Randwirbels eines CLARK-Y Tragflügels mit unterschiedlichen Randkappen“, DGLR-Tagung Erlangen, p.~1119-1128, 1994
- Saffman, P.G.: "Vortex Dynamics", Cambridge University Press, 1992

weiteres Vorgehen:

Untersuchung eines Rechteckflügels in Hochauftriebskonfiguration sowie eines gepfeilten Flügels. Experimente mit heißem Triebwerksstrahl und einer modifizierten Düsenkontur. Erweiterung der Messtechnik durch Stereo-PIV- und PSP-Methode.

Datum: 19.10.2001

Mitteilung

Projektgruppe Fachkreis	Flügel großer Streckung/ Instationäre Strömungen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. C. Bellastrada, Dr.-Ing. C. Breitsamter		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16129 +89-289-16137
		Telefax	+89-289-16139
weitere Partner	Dr.-Ing. K. Hünecke – EADS–Airbus Bremen		
Thema	Analysis of Turbulent Wake Vortex Behind a Large Transport Aircraft in Landing Configuration		
Ausgangssituation	Wake turbulence is one of the main reasons for capacity problems in the air-transport industry. The safety factor concerns the wake which trails behind large aircraft constituting a potential risk factor for a following aircraft [1]. To avoid the following aircraft encounters the wake vortex specific air-traffic separation rules have been imposed. These separation standards, based on flight test results and vortex encounter statistics rather on wake vortex physics, seem to be overprotective. Unfortunately, lack of satisfactory understanding of wake vortex physics in term of its evolution, persistency, instability and decay, still exists. It suggests, that through further investigations a future revision of these separation standards would be possible.		
Ziel	EU funded research programs have been addressed to improve current knowledge of wake vortex. The C-Wake project, through both numerical simulations and experimental investigations, aims to get a better understanding of wake vortex development and decay. The objective is to provide the aeronautical industry with guideline and tools, which permit the design of aircraft generating weaker and rapidly decaying, i.e. less dangerous, wakes.		
Lösungsweg	To understand wake vortex evolution mechanisms, which can lead to vortices instabilities and vortex breakdown/decay, the knowledge of those quantities related to unsteady effects is of basic importance. The three velocity components of the flow field in the wake behind a half-model of a four-engined large transport aircraft (LTA-E4type) in high-lift configuration ($\alpha = 9.5^\circ$, slats and flaps deployed, Fig.1) have been measured using advanced hot-wire measurement technique. The wake is investigated over six rectangular planes up to a maximum of 6 wingspans downstream of the model. Together with typical averaged wake's parameters, also unsteady quantities such as turbulence intensities and Reynolds stresses are determined and evaluated.		
Ergebnis	The wake is initially constituted of a vortex layer, in which five of the six main vortices are embedded. The vorticity distributed in the vortex layer is progressively fed into the single vortices. The most important vortices, both with respect to vorticity and turbulence intensity, are those originating from the outboard flap edge and from the wing-tip, Figs.2, 3. The former acts as rolling center of the whole wake vortex system becoming soon the strongest vortex and finally merging with the latter to form a strong vortical structure (the vortex pair), which will characterize the behaviour of the wake in the extended-near, mid and far field, Fig.4.		

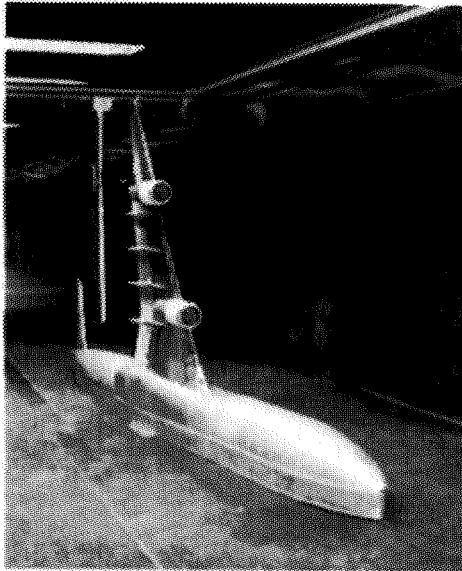


Fig.1 1: The LTA-E4 type half-model mounted in wind tunnel C long-range test section.

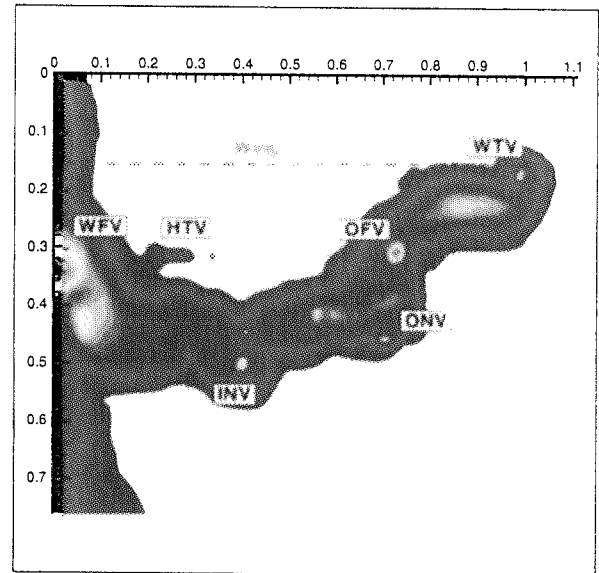


Fig. 2: Vertical turbulence intensity distribution Tu_z at $x^* = 0.37$.

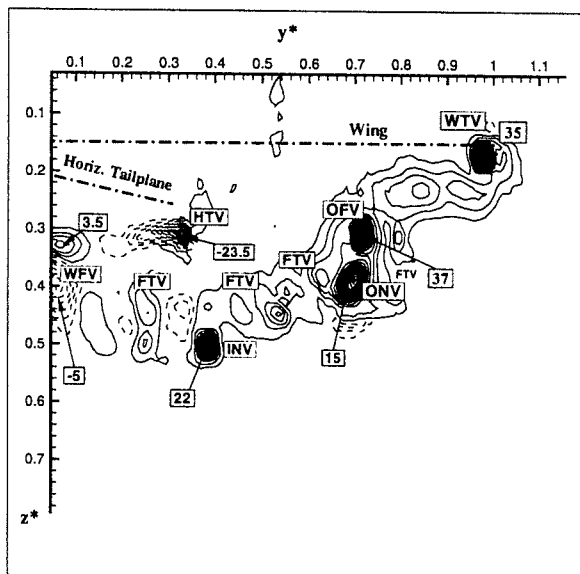


Fig 3: Non-dimensional axial vorticity distribution at $x^* = 0.37$. The vortex layer.

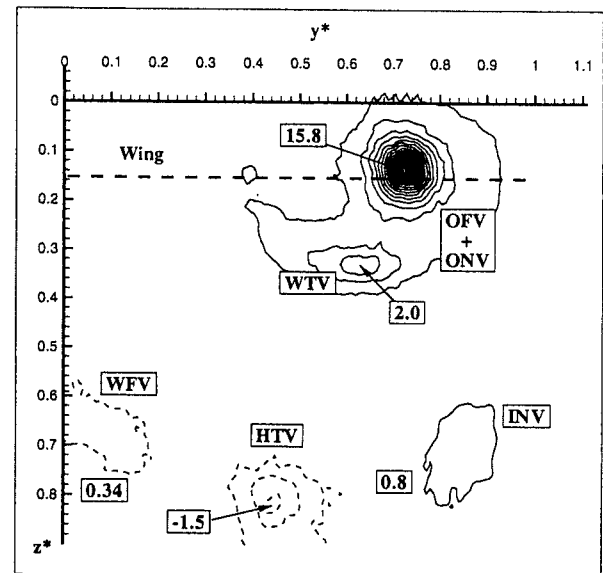


Fig 4: Non-dimensional axial vorticity distribution at $x^* = 0.556$. The merger of wing-tip and outboard flap vortices.

- Literatur [1] C. Bellastrada, C. Breitsamter, B. Laschka:
Analysis of turbulent wake vortex behind a large transport aircraft in landing configuration. Jahrbuch des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses/ DGLR-Jahrestagung 2001, Vol. I, Hamburg, 17.-20. Sept., 2001, DGLR-JT2001-178.

Datum 15.10.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: Dr. H Bieler
Institution: Airbus Deutschland GmbH
Adresse: 28183 Bremen
Tel: 0421 / 538 - 3421
Fax: -4486
e-mail: h.bieler@airbus.dasa.de

weitere Partner: Teilnehmer des EU geförderten Projektes *AEROMEMS II*

Thema: Industrielle Studien zum Potential der Ablösekontrolle mit Hilfe von MEMS

Ausgangssituation:

Die aerodynamische Güte eines Verkehrsflugzeuges in der Start-Landekonfiguration bestimmt die startbaren Gewichte, die benötigten Start-Landestrecken bzw. Geschwindigkeiten. Die Qualität des Hochauftriebsentwurfes hat damit entscheidenden Anteil an der Wettbewerbsfähigkeit eines Produktes. In diesem Zusammenhang ist die Kontrolle d.h. die Beeinflussung von Ablösephänomenen auf den Hochauftriebsbauteilen (Slat und flap Systeme) ein wichtiges aerodynamisches Arbeitspaket.

Ziel:

In jüngster Zeit hat es große technologische Fortschritte bei der Entwicklung und Fertigung von sogenannten MEMS (Mikro-Elektro-Mechanische Systeme) gegeben. Damit eröffnet sich die Möglichkeit, mit ganzen Arrays von MEMS-basierten Sensor-Aktuator-Anordnungen die Grenzschichten auf den obigen Bauteilen zu beeinflussen: Ziele sind: Erhöhung des Maximalauftriebes, des Auftriebs-/Widerstandsverhältnisses, Beeinflussung der Buffetgrenzen bei möglichst kleinem Energie-, Gewichts- und Systemaufwand.

Lösungsweg:

In einem Vorläuferprojekt ist gezeigt worden, dass MEMS zur Strömungsbeeinflussung auf industriellen Bauteilen geeignet sind.

Das Projekt AEROMEMS II (Start 2002, Laufzeit 3 Jahre) beinhaltet den Bau von MEMS Prototypen, Windkanalexperimente mit Flügeln (der Vorflügel ist mit MEMS bestückt), Untersuchungen zu technologischen Fragestellungen wie Risiken, mögliche Benefits usw. Ein wesentlicher Beitrag der Industrie ist eine Studie zum Aufwand/Nutzen Verhältnis.

Literatur:

AEROMEMS II - Advanced Aerodynamic Flow Control using MEMS - RTD Proposal for funding from CEC; 6th Framework Programme; March 2001.

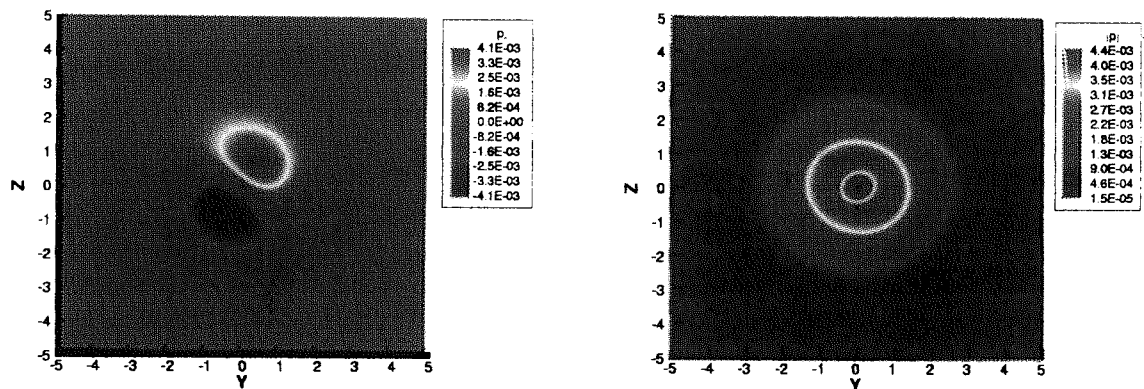


Abbildung 1: Pressure disturbance eigenfunction of the primary asymmetric instability mode of a Batchelor vortex at $Re=25$. Conditions as in Mayer & Powell (1992). Left: real part; right: modulus.

Literatur

- Crouch, J. D. 1997 Instability and transient growth for two trailing-vortex pairs. *J. Fluid Mech.* **350**, 311.
- Crow, S. C. 1970 Stability theory of a pair of trailing vortices. *AIAA J.* **8**, 2172.
- Fabre, D. & Jacquin, L. 2000 Stability of a four-vortex aircraft wake model. *Phys. Fluids* **12** (10), 2438–2443.
- Hein, S., Bertolotti, F. P., Simen, M., Hanifi, A. & Henningson, D. 1994 Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. *Tech. Rep.* DLR-IB 223-94 A56. DLR.
- Herbert, T. 1997 Parabolized stability equations. *Ann. Rev. Fluid Mech.* **29**, 245–283.
- Jiménez, J. 1975 Stability of a pair of co-rotating vortices. *Phys. Fluids* **18**, 1580.
- Mayer, E. W. & Powell, K. G. 1992 Viscous and inviscid instabilities of a trailing vortex. *J. Fluid Mech.* **245**, 91–114.
- Theofilis, V. 2002 Advances in global linear instability of inhomogeneous flows. *Prog. Aero. Sci.* (to appear).

Weiteres Vorgehen

Further development of the code, analysis of vortex instability and its possible connection to vortex breakdown on delta wings.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	St. Hein, V. Theofilis	
Institution	DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik	
Adresse	Bunsenstr.10 37073 Göttingen	Telefon 0551 / 709-2687 Telefax 0551 / 709-2404 e-mail Stefan.Hein@dlr.de

weitere Partner

Thema

Instability Analysis of Three-Dimensional Vortical Flows.

Ausgangssituation

Vortex instability and breakdown is of practical interest in several fields. Focussing on external aerodynamics we quote the current interest in vortex instability as means to arrive at physically-based criteria in order to minimise separation of aircraft mainly during approach. Flight characteristics of delta wings at high angle of attack are to a large extent determined by vortex instability and breakdown. While several idealised models to describe the vortex instability and breakdown have been used (and hotly debated), experimental evidence exists that minimally two or more vortices are involved in the process, each with a distinct core structure. Moreover, core radius and core structure, as well as spacing between the individual vortices is slowly changing in the axial/downstream direction.

Mayer & Powell (1992) amongst others have used ODE-based eigenvalue problems to study the instability properties of an axisymmetric Batchelor vortex model flow. This approach is restrictive since it assumes periodicity of the basic state in the azimuthal direction (in cylindrical coordinate system) thus neglecting in principle the influence of any neighbouring vortices. Crow (1970); Jiménez (1975); Crouch (1997) and Fabre & Jacquin (2000), on the other hand, used a vortex filament method to analyze the instabilities triggered by interaction between neighbouring vortices. However, the vortex core instabilities found e.g. by Mayer & Powell (1992) are beyond the scope of their approach. In addition, both approaches neglect the fact that the flow is slowly changing in the downstream direction.

Ziel

The goal of the present work is to develop a numerical method which can treat both types of instabilities and in addition take into account effects due to the slow basic flow variation in the streamwise direction.

Lösungsweg

The novelty of our approach rests on a combination of the two-dimensional eigenvalue approach (e.g. Theofilis, 2002) with a PSE-type methodology (Herbert, 1997). In this respect the present approach can be considered as an extension of the PSE used in the DLR/FFA NOLOT code (Hein *et al.*, 1994) to the third spatial dimension. From an algorithmic point of view, we combine spatial discretisation of the plane perpendicular to the axial direction by a Chebyshev collocation method (incorporating appropriate mappings) with a backward Euler marching scheme in the axial direction. The initial conditions for the subsequent marching are provided by solution of a two-dimensional eigenvalue problem using a Krylov subspace iteration method.

Ergebnis

Results delivered by the present approach have been validated against those of Mayer & Powell (1992), schematically shown in figure 1. Then focus has been placed on nonaxisymmetric configurations modelling an aircraft wake by two counter-rotating Batchelor vortices. It was demonstrated that the instability characteristics of two neighbouring Batchelor vortices differ significantly from those of a single Batchelor vortex. Moreover, it could be shown that resolution requirements do not prohibit the analysis of multi-vortex configurations.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Martin Hepperle

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-3337

Telefax: 0531-295-2320

e-mail: Martin.Hepperle@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Untersuchung und Bewertung des Flugzeugprojekts „Sonic Cruiser“

Ausgangssituation:

Veröffentlichungen der Firma Boeing zum neuen Projekt „Sonic Cruiser“ stellten hervorragende Eigenschaften und Leistungen dar. Die angegebenen Daten warfen einige Fragen auf.

Ziel:

Anhand der spärlichen Informationen sollte versucht werden, die zu erwartenden Leistungen des Flugzeugs abzuschätzen und seine Realisierbarkeit zu bewerten.

Lösungsweg:

Basierend auf einer Nachentwicklung der Flugzeuggeometrie wurde mit Hilfe von klassischen Methoden des Konzeptentwurfs bzw. der Konzeptanalyse eine Analyse und Bewertung des Projekts vorgenommen.

Ergebnis:

Erste Aussagen zur Realisierbarkeit der angebotenen Leistungen hinsichtlich Reichweitenpotential und möglichen Flugzeitverkürzungen.

Literatur:

[1] <http://www.boeing.com/news/feature/concept/>

[2] Flight International 3 – April 9 2001

[3] Aviation Week and Space Technology – April 2, 2001, April 23, 2001, June 11, 2001, June 18, 2001

[4] Flug Revue – Juni 2001

[5] VDI Nachrichten– 28. 9. 2001

weiteres Vorgehen:

Verfeinerung der Geometrie und Detailuntersuchungen zur Aerodynamik der Konfiguration im Transsonikbereich.



Abbildung 1: Ansicht der Gesamtkonfiguration (Quelle: [1]).

Shape Comparison

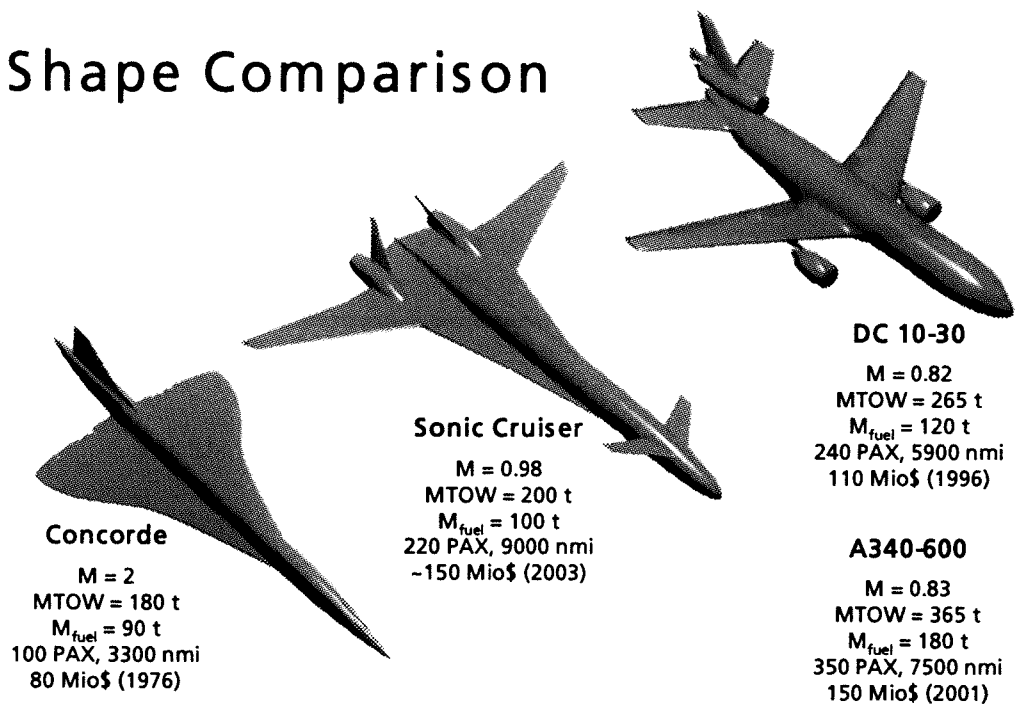


Abbildung 2: „Sonic Cruiser“ im Größenvergleich mit konventionellen Konfigurationen.

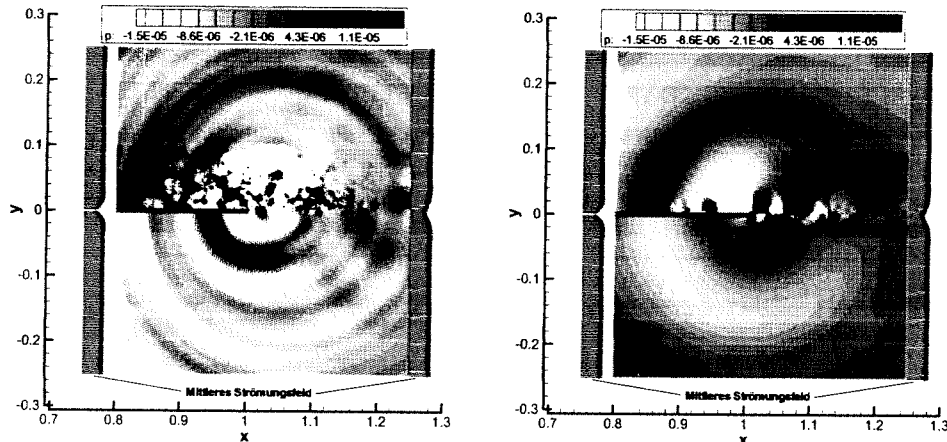
Mitteilung

- Projektgruppe/ Fachkreis:** Stumpfe Körper / Rümpfe
- Ansprechpartner:** Dr.-Ing. N. Kalitzin, Dipl.-Ing. A. Zeibig
- Institution:** Technische Universität Dresden
- Adresse:** Institut für Akustik und Sprachkommunikation (IAS),
01062 Dresden
Telefon:(0351) 463 - 32509, **Telefax:**(0351) 463 - 37091
e-mail: nikolai.kalitzin@ias.et.tu-dresden.de
e-mail: andreas.zeibig@ias.et.tu-dresden.de
- weitere Partner:** DLR Braunschweig, IAG Stuttgart, AIA Aachen, HFI Berlin
- Thema:** Aeroakustische Untersuchungen zum Hinterkantenlärm
- Ausgangssituation:** Der Umwandlungsmechanismus kinetischer Turbulenzenergie in Schallenergie durch die Wechselwirkung von Wirbelstrukturen mit Kanten fester Körper ist nach wie vor nicht geklärt. Dazu gehört auch das Problem der Schallabstrahlung turbulent überströmter Hinterkanten.
- Ziel:** Numerische Berechnung und experimentelle Validierung der Schallabstrahlung von turbulent überströmten Hinterkanten am Beispiel der ebenen Platte.
- Lösungsweg:** Es wird ein mehrstufiger Lösungsalgorithmus verfolgt. In einem ersten Schritt liefert ein RANS – Löser des DLR Braunschweig neben der gemittelten Strömung auch gemittelte Turbulenzdaten wie die kinetische Turbulenzenergie und die Dissipationsrate der Turbulenz. Die Validierung dieser Ergebnisse erfolgt im aeroakustischen Windkanal des IAS durch Hitzdrahtmessungen in der Grenzschicht und im Nachlauf der ebenen Platte. In einem zweiten Schritt wird aus den Turbulenzdaten der RANS – Rechnung entsprechend dem in Frankreich entwickelten stochastischen Lärmgenerierungs und -abstrahlungsmodell (SNGR) ein akustischer Quellterm für die linearisierten Eulergleichungen generiert. Dieser Quellterm setzt sich aus verschiedenen Summanden zusammen, wobei die wichtigsten den sogenannten Self-Noise, also die Wechselwirkung der Turbulenz mit sich selbst, und den Shear-Noise, also die Wechselwirkung der Turbulenz mit dem Gradienten der mittleren Strömung beschreiben. Mittels eines hochpräzisen CAA – Codes des DLR Braunschweig werden dann die linearisierten Eulergleichungen gelöst. Die Schallgenerierung durch die Turbulenz wird durch die Quellterme modelliert. Die benötigte Grundströmung wird aus der RANS – Rechnung übernommen.

STAB

Ergebnis:

Dargestellt sind die Ergebnisse der CAA / SNGR – Rechnung für eine Machzahl: $Ma = 0.11$. Die mittlere Strömung ist am Ein- und Austritt des Rechengebietes durch Vektoren gekennzeichnet. Es handelt sich hierbei um die aus der RANS – Simulation ermittelten Grenzschicht- und Nachlaufprofile. Die Platte liegt bei $y=0$ und läuft von $x=0$ bis $x=1$. Die Isoflächen des instationären Druckes spiegeln in der Nähe der Hinterkante die kleinskalige Turbulenz wieder, die mit der mittleren Strömung transportiert wird.



Im nahen Fernfeld sind die Schallwellen, die durch die Interaktion dieser Turbulenz mit der Hinterkante entstehen, zu sehen.

Das linke Bild enthält die Lösung für Quellterme der Form: $\vec{v}_t \cdot \nabla \vec{v}_t$ (Self-Noise) und das rechte Bild zeigt das Ergebnis für Quellterme der Form: $\vec{v}_t \cdot \nabla \vec{v}_0$ (Shear-Noise).

Literatur:

C. Bailly and D. Juvé. A Stochastic Approach To Compute Subsonic Noise Using Linearized Euler's Equations. AIAA-Paper 99-1872, 1999.

J. S. D. Ostertag, S. Guidati, G. Guidati, S. Wagner, A. Wilde, N. Kalitzin. Prediction and Measurement of Airframe Noise on a Generic Body. 6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, 12-14 June 2000 Lahaina, Hawaii, AIAA 2000-2063.

N. Kalitzin, A. Wilde. Stochastic modelling of turbulence in CAA-simulations of airframe noise. Vortrag auf dem 2. SWING Workshop, am Institut für Entwurfsaerodynamik des DLR Braunschweig, Braunschweig, 6-7.10.2000.

weiteres Vorgehen: Die Ergebnisse werden durch Grobstruktursimulationen (LES) des AIA Aachen verifiziert. Die Validierung der CAA – Rechnungen erfolgt u.a. durch die experimentelle Schallquellenortung mit Hilfe eines Mikrofonarrays des IAG Stuttgarts.

Die Untersuchungen zu dem vorliegenden Problemkreis werden am Beispiel der überströmten Hinterkante eines Tragflügelprofils fortgeführt. Die Messungen hierzu erfolgen mit 3D-Hitzdrahttechnik und mit einem eigenem sich derzeit im Aufbau befindlichen Mikrofonarray.

Datum:

Dresden, den 18.10.2001

STAB

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	Airbus Deutschland, Bremen DNW	
Thema	Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächenheißfilmarrays 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.

Ziel

Untersuchung von Grenzschichtphänomenen an Hochauftriebsmodellen von Transportflugzeugen im Windkanal: Bestimmung der Lage des Umschlages und der Ablösung

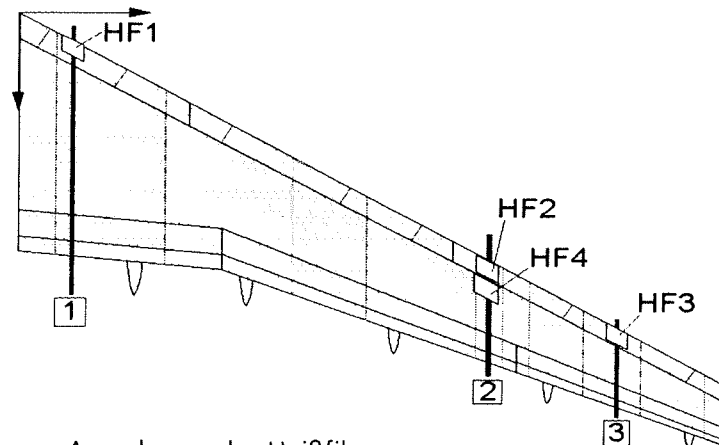
Lösungsweg

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.

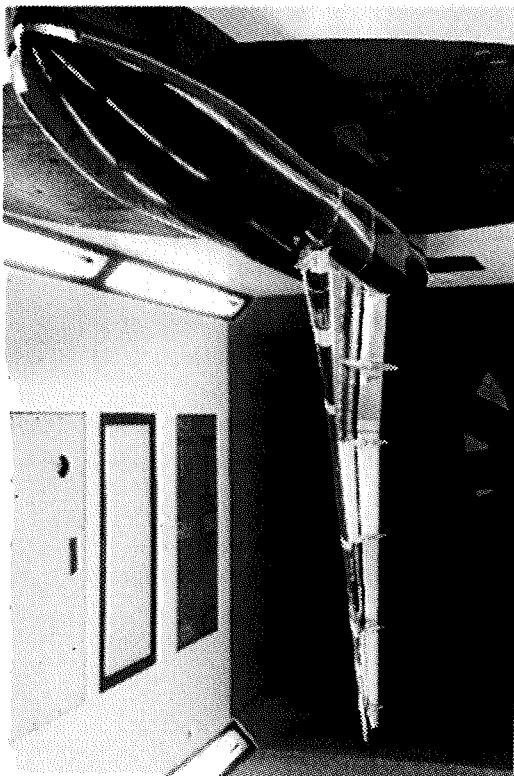
Ergebnis

Im Rahmen des EU-Projekts EUROLIFT wurden Heißfilmmessungen an einem Halbmodell in Hochauftriebskonfiguration im Windkanal LSWT-Bremen von AirbusDeutschland durchgeführt. Dabei wurden drei Heißfilmarrays Vorflügel (Slat) und ein Array im Nasenbereich des Hauptflügels eingesetzt. Die Arrays waren bezüglich der Sensorabstände so ausgelegt, dass im Bereich

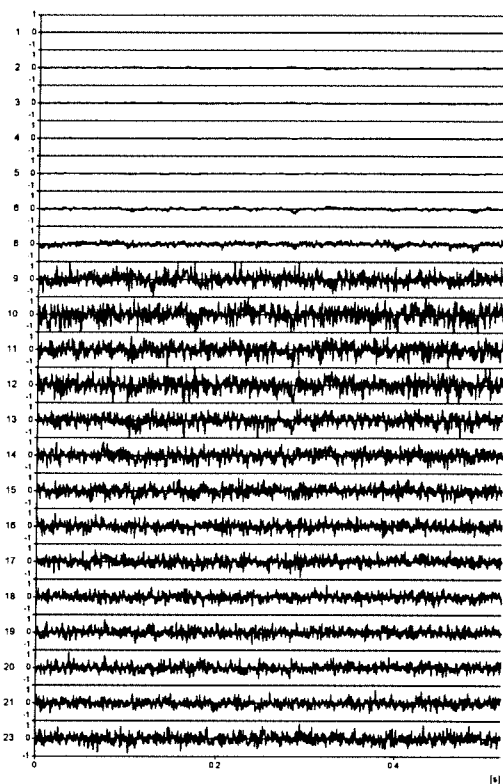
der zu erwartenden Ablösung/ Transition eine möglichst gute räumliche Auflösung erzielt werden konnte. Es wurden Untersuchungen für Start- und Landekonfigurationen durchgeführt.



Anordnung der Heißfilmmarrays am Slat und Hauptflügel



Halbmodell im LSWT



Heißfilmsignale am Slat, $\alpha = 18^\circ$, $Ma = 0.2$

Weiteres Vorgehen

Auswertung und Analyse der EUROLIFT-Messungen
Anwendung der Oberflächenheißfilmtechnik im EU-Projekt AEROMEMS II am Slat eines 2d-Hochauftriebsmodells im Windkanal DNW-NWB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

R. Petz, F. Tinapp, W. Nitsche

Institution:

TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse:

Marchstr. 12, Sekr. F2
10587 Berlin

Telefon: 030 314 – 24426

Fax: 030 314 – 22955

e-mail: Ralf.Petz@TU-Berlin.DE

weitere Partner:

Sfb 557 Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen

Thema:

Voruntersuchungen zur aktiven Ablösebeeinflussung an einem generischen Windkanalmodell

Ausgangssituation

Die Strömung an einer Tragflügel-Hochauftriebskonfiguration ist bei hohen Anstellwinkeln besonders im Klappenbereich stark ablösegefährdet. Durch aktive Beeinflussung der Strömung kann die Ablösung hin zu höheren Anstellwinkeln verschoben werden /1/. Dies gelingt z.B. mit einer periodischen Anregung im Bereich der Klappenvorderkante. Mit Hilfe von Aktuatoren wird ein oszillierender Luftsrom mit geeigneter Frequenz und Amplitude erzeugt, der die abgelöste Strömung zum Wiederanlegen bringt.

Projektbeschreibung

Für experimentelle Untersuchungen zur aktiven Ablösekontrolle werden insbesondere auch geeignete Versuchsaufbauten zum Test von Aktuatoren und Sensoren benötigt. Bei den hier vorgestellten Untersuchungen wurde eine geschlossene Windkanalmeßstrecke mit profilierter Wandkontur als Versuchsmodell gewählt. Dieses besteht aus einer ebenen Anströmplatte, einer Profilkontur (NACA 4412) und einer horizontalen Abströmplatte (s. Abbildung 1). Durch ein Turbulenzband wird eine turbulente Grenzschicht vor dem Übergang zum Profil erreicht. Über eine Verstellung des Profil-Anstellwinkels kann der Druckgradient in Strömungsrichtung beeinflusst werden und die Position der Ablösung auf dem Profil ist mit einstellbar. Sensoren zur Detektion der Ablöseposition können durch vorhandene Sensoreinsätze leicht ausgetauscht werden und die Meßstrecke ist durch die transparenten Seitenwände optisch voll zugänglich.

Die Voruntersuchungen konzentrierten sich auf die Vermessung der Grundströmung und die Bestimmung der Ablöseposition mit unterschiedlichen Messverfahren sowohl im zeitlichen Mittel als auch instationär. Die Ablöseposition und das globale Strömungsverhalten wurden zunächst mit drei unterschiedlichen Strömungsvisualisierungsmethoden (Wolffäden, Nebel, Öl-Anstrich) untersucht. Mit einem 2-Komponenten LDA wurden bei einigen exemplarischen Anstellwinkeln die Positionen der Ablösung exakt bestimmt und als Referenz für die folgenden Messverfahren herangezogen. Weiterhin wurden Messungen mit einem traversierbaren Hitzdraht in Wandnähe und in der abgelösten Scherschicht durchgeführt. Die statische Druckverteilung an der Wand wurde mit 70 Druckbohrungen unter Verwendung eines Scanivalve mit angeschlossenen Druckaufnehmer gemessen. Die instationären Druckschwankungen im Bereich der Profilkontur konnten mit 12 Piezo-Miniatur-Drucksensoren zeitgleich aufgenommen werden.

Abbildung 2 zeigt simultan gemessene instationäre Drucksignale im Bereich der Profilkontur. Durch eine paarweise Kreuzkorrelation der Zeitschriebe kann die Ablöseposition bestimmt werden. Sie zeichnet sich durch einen niedrigeren Kreuzkorrelationskoeffizienten aus. Mit dieser Methode kann die Ablöseposition mit einer Wiederholrate von 8-10 Hz bestimmt werden. Der Vergleich der so bestimmten Ablösepositionen mit den LDA-Referenzdaten zeigt eine gute Übereinstimmung (s. Abbildung 3).

Für die später geplante periodische Anregung zur Kontrolle der Strömungsbilösung sind die in der abgelösten Scherschicht vorhandenen periodischen Strukturen von besonderem Interesse. Diese Strukturen können durch das Einbringen von periodischen Störungen angefacht werden, um ein Wiederanlegen der Strömung herbeizuführen. In Abbildung 4 ist die RMS-Verteilung der Strömungsgeschwindigkeit über der Profilkontur dargestellt. Am oberen Rand der Scherschicht finden sich in der Strömung vermehrt Frequenzen in einem Bereich bis 120 Hz. Das Maximum dieser Frequenzbänder nimmt mit zunehmender Entfernung vom Ablösebereich logarithmisch ab.

Weiteres Vorgehen

An dem neuen Versuchsmodell sollen u. a. unterschiedliche Aktuatorkonzepte auf ihre Wirksamkeit untersucht werden. Die verwendeten Sensoren zur Bestimmung der Ablöseposition werden auf ihre Tauglichkeit bei aktiver Strömungsbeeinflussung geprüft. In Zukunft sollen mit den gewonnen Erkenntnissen verschiedene Regelungsstrategien zur Ablösekontrolle mit Hilfe eines sensorgesteuerten Aktuators angewendet werden.

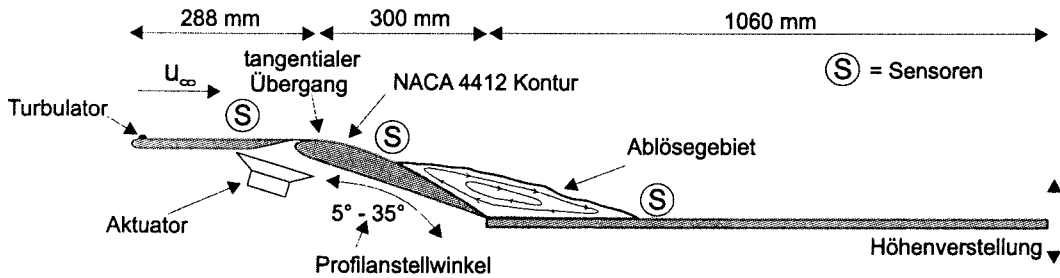


Abbildung 1: Versuchsmodell mit verstellbarem Diffusor-Öffnungswinkel und NACA 4412 Kontur

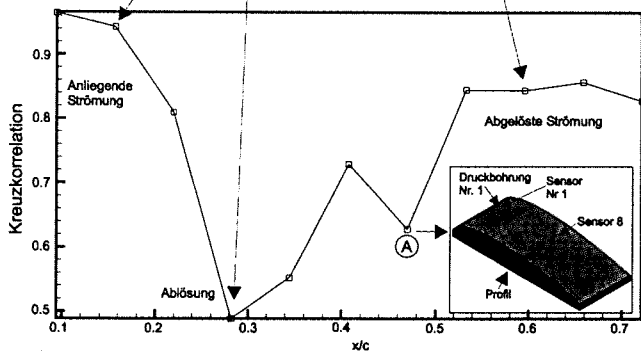
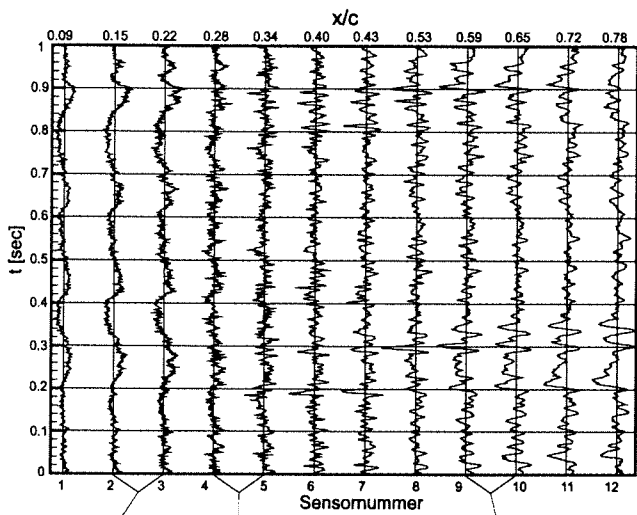


Abbildung 2: Bestimmung der Ablöseposition durch Kreuzkorrelationen instationärer Drucksignale

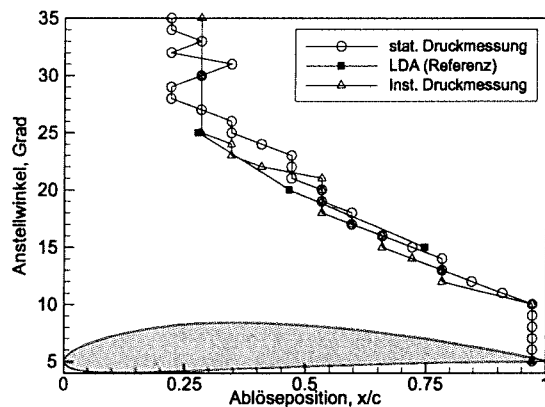


Abbildung 3: Bestimmung der Ablöseposition mit verschiedenen Messverfahren

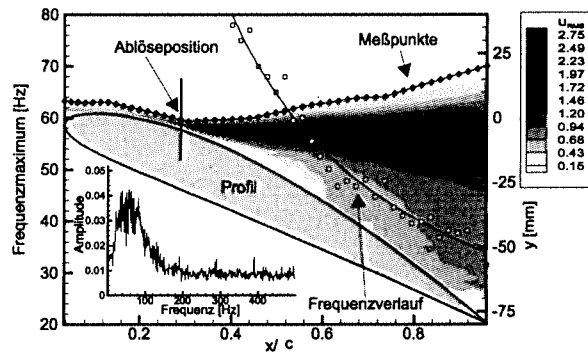


Abbildung 4: Strömungsfrequenzen in der abgelösten Scherschicht, Hitzdrahtmessungen

Literatur

- /1/ TINAPP, F.; NITSCHKE, W.: Separation control on a high-lift configuration by periodic excitation, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Springer Verlag (2001)
- /2/ LEE I.; SUNG H. J.: Characteristics of wall pressure fluctuations in separated and reattaching flows over a backward-facing step (Part I.), Experiments in Fluids 30, pp. 262-271, (2001)

Datum:

Berlin, Oktober 2001

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh

Institution

EADS Airbus GmbH, Bremen

AdresseProduktaerodynamik (EFP)
Hünefeldstr. 1-5
28183 Bremen

Telefon 0421 / 538-2136

Fax 0421 / 538-2267

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, Öl bilder 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.

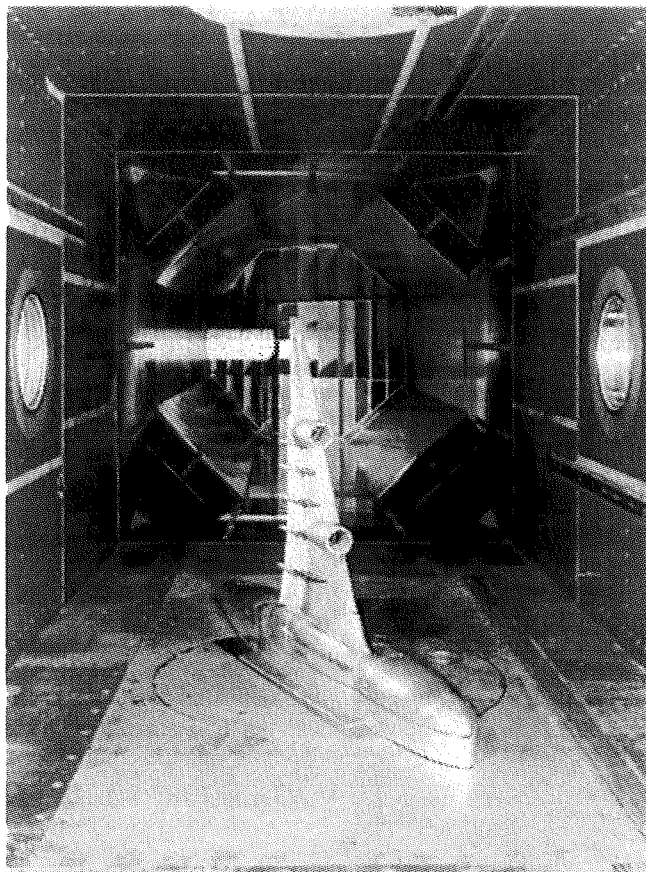


Fig.1: A380-Halbmodell in Hochauftriebskonfiguration im KKK

Datum : März 2001

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Kai Richter, Dr.-Ing. Henning Rosemann		
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen		
Adresse	37073 Göttingen, Bunsenstr. 10	Telefon	0551/709-2631
		Telefax	0551/709-2811
		e-mail	kai.richter@dlr.de
weitere Partner	Airbus Bremen		
Thema	Experimenteller Einsatz von Mini-Klappen am Profil VC-Opt bei transsonischen Geschwindigkeiten		

Ausgangssituation

Die aerodynamische Leistungssteigerung neuartiger, transsonischer Transportflugzeugflügel ist das Ziel zahlreicher internationaler Forschungsvorhaben. Hierbei stehen insbesondere Auftriebserhöhung und Widerstandsreduktion bei Reiseflug- und High-Speed-Off-Design-Bedingungen im Vordergrund. Zu diesem Zweck wurden bisher vorrangig teiladaptive Profilkonturen mit Konturbeule im Stoßbereich und flexibler Hinterkantenklappe betrachtet [1,2]. Ein neuer Ansatz sieht nun den Einsatz von adaptiven Mini-Klappen an der Flügelhinterkante vor. In allen Fällen wird durch die Maßnahmen eine Anpassung der Flügelumströmung an unterschiedliche Flugzustände ermöglicht und damit der Einsatzbereich des Flügelprofils deutlich vergrößert. Anstelle eines einzigen herkömmlichen Auslegungspunktes entsteht dadurch ein ganzer Entwurfsbereich.

Ziel

Der Einfluss von Mini-Klappen wie der Gurney Flap und der divergente Hinterkante auf die transsonische Umströmung eines zweidimensionalen Flügelprofils soll untersucht und hinsichtlich ihres Potentials zur aerodynamischen Leistungssteigerung bewertet werden.

Lösungsweg

Der Einsatz von Mini-Klappen wurde am zweidimensionalen Profil VC-Opt im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) experimentell untersucht. Die Messungen wurden mit einem Profilmodell der Spannweite $b = 1\text{ m}$ und der Profiltiefe $c = 0.4\text{ m}$ in der adaptiven Messstrecke des TWG durchgeführt. Die Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte erfolgte mittels stationärer Druckmessungen. Die experimentelle Untersuchung wurde bei Anströmmachzahlen $Ma \in [0.755, 0.775, 0.790]$ und einer auf die Profiltiefe bezogenen Reynoldszahl $Re = 5.0 \cdot 10^6$ durchgeführt. Transition wurde mit einem Transitionsstreifen bei $x_p/c = 10\%$ auf Druck- und Saugseite des Modells fixiert. Neben dem Basisflügel wurden insgesamt acht Modellkonfigurationen getestet: Vier Gurney Flaps mit Höhen $h/c \in [0.25\%, 0.50\%, 0.75\%, 1.00\%]$ und vier divergente Hinterkanten mit Höhen $h/c \in [0.50\%, 1.00\%]$ und Längen $l/c \in [h/c, 2 \cdot h/c]$. Abbildung 1 zeigt die schematische Darstellung der Mini-Klappen und ihre Anordnung an der Profilhinterkante.

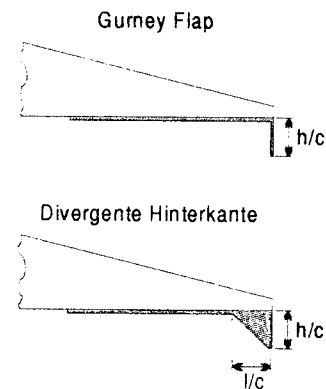


Abbildung 1: Mini-Klappen

Eine exemplarische Anwendung, wie z. B. die Variation der Planform einer Flügel-Rumpf Geometrie ist in Bild 1 und Bild 2 dargestellt.

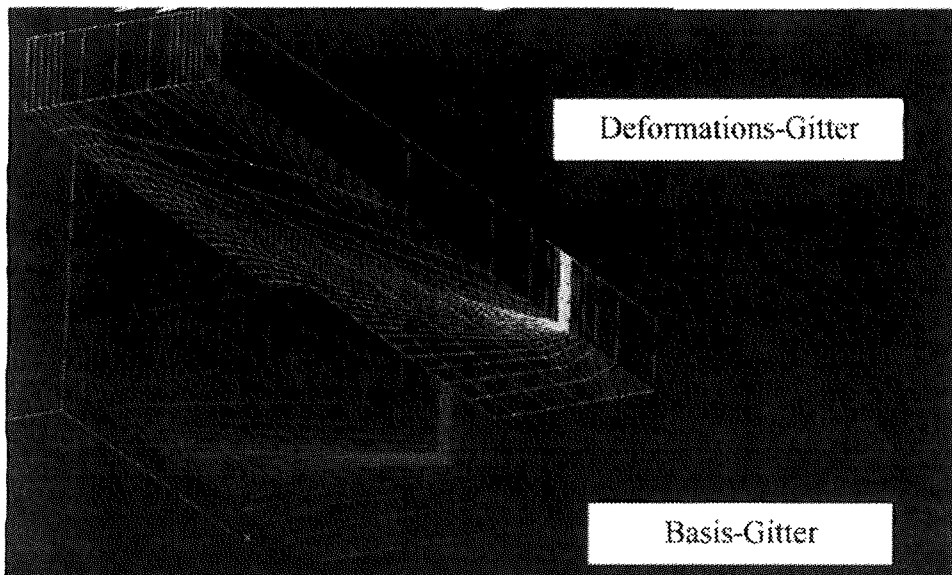


Bild 1 Deformationsgitter zur Variation der Planform

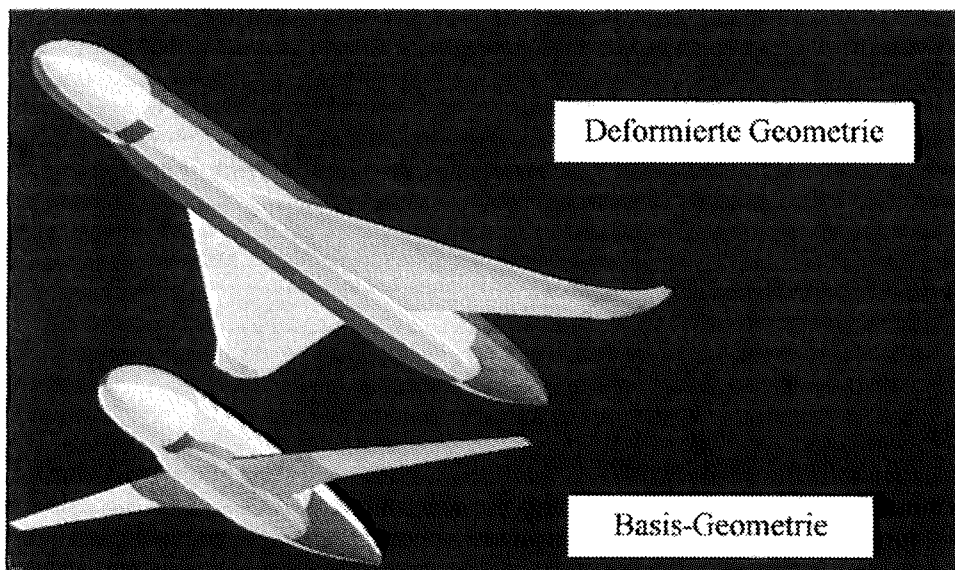


Bild 2 Variation der Planform einer generischen Flügel-Rumpf Geometrie

Literatur:

- [1] T. Gerhold, J. Evans: „Efficient computation of 3D-flows for complex configurations with the DLR-TAU code using automatic adaption“, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics II, Vieweg Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol 72, 1998, pp 178-185.
- [2] T. W. Sederberg, S.R. Parry: „Free-Form Deformation of Solid Geometric Models“, Computer Graphics, Vol 20, #4, July 1986, pp 151-160.
- [3] S. Coquillard: „Extended free form deformation: A sculpting tool for 3D geometric modelling“, Proceedings of Siggraph '90, Computer Graphics, 22(2), 260-263, 1990.

weiteres Vorgehen:

Um geometrische Randbedingungen einzuhalten ist in bestimmten Fällen eine Deformation nur lokal möglich. Dabei entsteht das Problem, daß verformte und unverformte Teile einer Geometrie neu zu verschneiden sind um ein geschlossenes Volumen für die Rechennetzgenerierung bereitzustellen. Ein entsprechender Algorithmus wird zur Zeit entwickelt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Arno Ronzheimer

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-3332

Telefax: 0531/295-2320

e-mail: Arno.Ronzheimer@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Post-Parametrisierung von Flugzeug Geometrien mit Hilfe von Freiform-Deformation und Netzgenerierungstechniken

Ausgangssituation:

Numerische Verfahren zur Strömungsberechnung [1], basierend auf unstrukturierten Rechennetzen, haben an Automatisierung und Genauigkeit gewonnen um auch Strömungsanalysen für solche Geometrien durchzuführen, die nahezu jedes Detail der endgültigen Flugzeugkonfiguration beinhalten. Um jedoch einen aerodynamischen Entwurf in einer fortgeschrittenen Entwicklungsphase verbessern zu können, insbesondere beim Auftreten von Interferenzeffekten, die beim Entwurf einzelner Komponenten nicht berücksichtigt werden konnten, wird der erforderliche zeitliche Aufwand im wesentlichen durch das vorhandene CAD-System, bzw. von den Fähigkeiten des CAD-Experten bestimmt, um alternative Geometrien für weitere Strömungsanalysen bereitzustellen.

Ziel:

Da inzwischen Netzgenerierung und Strömungsberechnung wesentlich automatisiert ablaufen war es wünschenswert auch die Erzeugung geometrischer Varianten, basierend auf einer Geometrie, die bereits für eine Netzgenerierung aufbereitet worden ist, vollständig automatisch durch Vorgabe entsprechender Parameter durchzuführen.

Lösungsweg:

Um nachträglich eine gegebene Geometrie einer Flugzeugkonfiguration parametrisch variieren zu können, werden Deformationstechniken herangezogen, die vielfach in der Computeranimation im Bereich der Film- und Unterhaltungsindustrie verwendet werden. Da die in [2] beschriebene klassische Methode nicht die erforderliche Flexibilität aufwies, wurde die erweiterte Methode nach [3] programmiert. Beide Methoden basieren auf der Abbildung und Rückabbildung von Punkten der Geometrie in dreidimensionale Bezier- bzw. B-Spline-Volumina, die jeweils durch ein Gitter von Kontrollpunkten definiert sind. Die Änderung der Geometrie wird damit indirekt durch die Gestalt der entsprechenden Deformationsgitter bestimmt.

Die Erzeugung der benötigten Deformationsgitter für eine bestimmte Anwendung erfolgt ähnlich der Generierung strukturierter körperangepasster Rechennetze, wobei das interaktive DLR-Netzgenerierungsverfahren MegaCads benutzt wird. Diesem Verfahren liegt ein parametrisches Konzept zugrunde, womit es möglich wird den gesamten Generierungsablauf mit geänderten Parametern zu wiederholen. Damit ist die Möglichkeit gegeben die Deformation einer Geometrie über Parameter zu kontrollieren.

Ergebnis:

Ergebnis

Gurney Flaps und divergente Hinterkanten haben trotz ihrer minimalen geometrischen Abmaße einen großen Einfluss auf die transsonische Umströmung des VC-Opt-Profiles und wirken grundsätzlich auf gleiche Weise: Eine starke Strömungsumlenkung um die Mini-Klappe bewirkt zum einen eine Zirkulationszunahme verglichen mit dem Basisprofil und zum anderen die Bildung eines Totwassergebiets stromab der Hinterkante. Erstes führt zu einer stromabwärtigen Ausdehnung des Überschallfeldes, zweites zu einer Aufspreizung der Druckverteilung an der Hinterkante und damit zu erhöhtem Rear-Loading, Abbildung 2a. Beide Effekte bewirken eine mit der Klappenhöhe h/c anwachsende Auftriebszunahme, so dass der Maximalauftrieb am VC-Opt-Profil um bis zu 15.2% gegenüber der Basiskonfiguration ansteigt. Das Nickmoment nimmt ab, der Minimalwiderstand zu und das Einsetzen von Strömungsablösung wird durch die Verwendung von Mini-Klappen zu höheren Auftriebsbeiwerten verschoben.

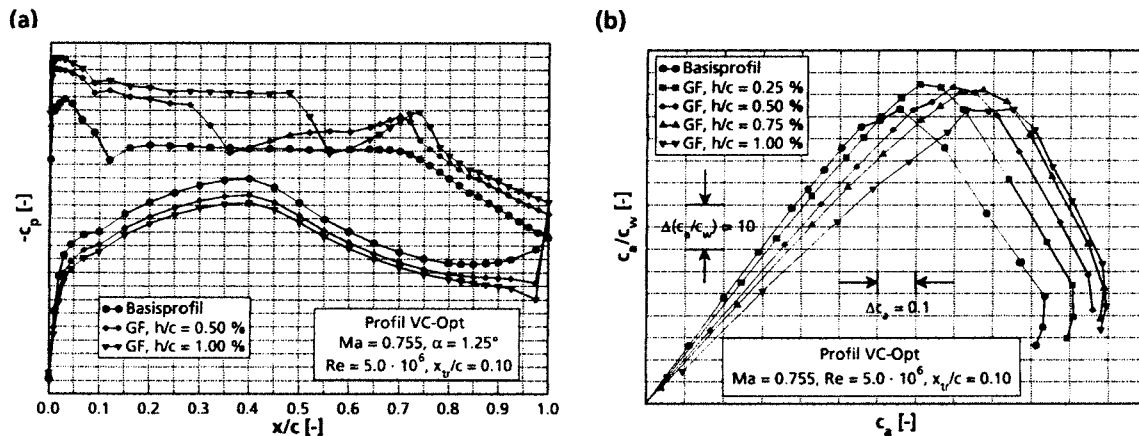


Abbildung 2: Oberflächendruckverteilungen (a) und Gleitzahlkurven (b) des VC-Opt-Basisprofils und des Profils mit Gurney Flaps (GF) verschiedener Höhen bei $Ma = 0.755$

Bei konstantem Auftrieb bewirken die Mini-Klappen eine Verlagerung der Auftriebserzeugung in den hinteren Profilbereich, was zu einer Verkleinerung des Überschallfeldes und damit zur Abschwächung des Verdichtungsstoßes führt. Im mittleren und oberen c_a -Bereich kann somit der Profilwiderstand reduziert und damit eine Verbesserung der Gleitzahl erreicht werden. Neben einer Erhöhung der maximalen Gleitzahl um bis zu 10.3% wird durch eine variable Höhe eine deutliche Verbreiterung des günstigen Einsatzbereichs des VC-Opt-Profiles hinsichtlich der Gleitzahl erzielt, Abbildung 2b.

Die divergente Hinterkante erweist sich als besserer der beiden Mini-Klappen-Typen bei transsonischen Geschwindigkeiten. Die zusätzliche Rampe bewirkt eine Führung der Strömung und führt zu einer gleichmäßigeren und schwächeren Strömungsumlenkung im Vergleich zur Gurney Flap gleicher Höhe, wodurch geringfügig weniger Auftrieb, aber deutlich weniger viskoser Widerstand produziert werden. Dieses resultiert in einer weiteren Verbesserung der maximalen Gleitzahl. Die Nickmomentenänderung wird zusätzlich um bis zu 22% verringert.

Besonders der Einsatz einer divergenten Hinterkante als Element eines adaptiven Flügel zeigt sich als sinnvoll, da die Adaption von Höhe und Länge ein Optimum an aerodynamischer Leistung bereitstellt. Erstes kontrolliert im wesentlichen den Auftrieb, mit letzterem kann der Widerstand minimiert werden.

Literatur

- [1] Knauer, A.: „Die Leistungsverbesserung transsonischer Profile durch Konturmodifikationen im Stoßbereich“, DLR-FB-1998-03, 1998
- [2] Richter, K., Strohmeyer, D., Rosemann, H.: „Numerische Untersuchung an transsonischen Profilen mit flexibler Hinterkante und Konturbeule“, JT2000-021, DGLR-Jahrestagung 2000, Band III, 2000

weiteres Vorgehen

Validierungsrechnungen mit dem Navier-Stokes-Verfahren TAU; Experimentelle Untersuchung von Split Flaps im TWG

Datum: 19.10.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr.-Ing. B. Stahl

Institution: DNW-GUK-KKK

Adresse: Linder Höhe
D-51147 Köln
Tel.: 02233 / 601-2297
Fax: 02233 / 695961
e-mail: bernhard.stahl@dnw-wind-tunnels.org

Weitere Partner: Dr. Rosemann, DLR SK-HGA

Thema: Experimentelle Untersuchungen an einem Halbmodell
mit Gurney und Split Flaps

Ausgangssituation:

In zahlreichen Untersuchungen ist die Leistungssteigerung von 2D-Flügeln infolge einer an der Flügelhinterkante angebrachten Gurney Flap nachgewiesen worden, [1,2]. Die Wirkungsweise von Gurney Flaps besteht in der Erhöhung der Profilwölbung, die einen erheblichen Auftriebsgewinn hervorrufen kann. Bei kleineren Anstellwinkeln ruft zwar die Gurney Flap einen Zusatzwiderstand hervor, der jedoch bei großen Winkeln wesentlich reduziert wird, weil die Wölbung des Profils einen zunehmend geringeren Einfluss auf das Widerstandsverhalten nimmt. Der Einfluss von Gurney Flaps auf den Flügel hängt sowohl von der Reynoldszahl als auch von den Flugzuständen ab. Für ein effektiv wirkendes Gurney sind seine Abmessungen an die Start-, Clean- und Landekonfiguration anzupassen. Hierzu eignet sich eine motorische Winkelverstellung der Gurney Flap, sie wird dann als Split Flap bezeichnet.

Ziel:

Das Ziel der Untersuchungen war, unter einer großen Anzahl von Gurney und Split Flap Konfigurationen die aerodynamisch effektivsten Flaps in Abhängigkeit von den Flugbedingungen zu bestimmen. Die Messungen der aerodynamischen Beiwerte wurden an dem Airbus A310 SCCH Halbmodell in Start-, Clean- und Landekonfiguration im DNW Kryo-Kanal Köln (KKK) durchgeführt, [3].

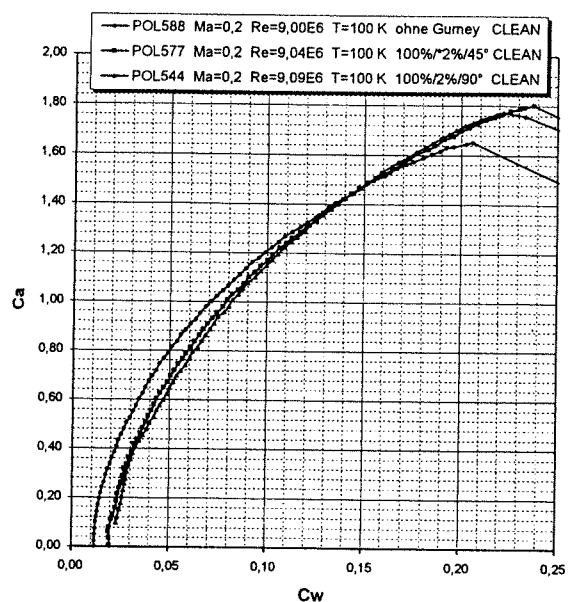
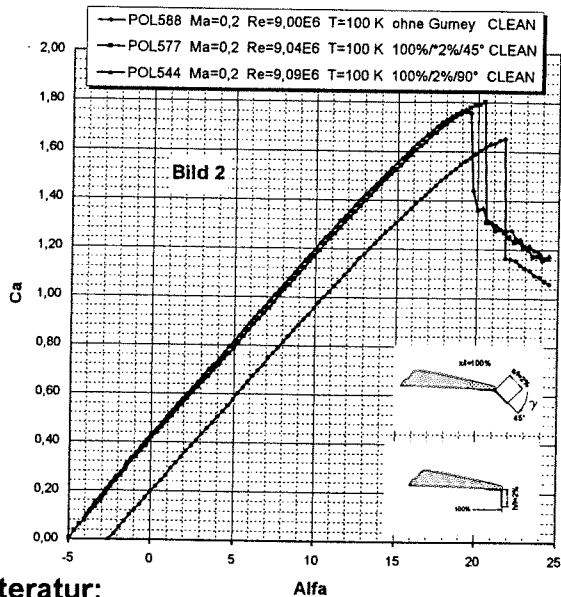
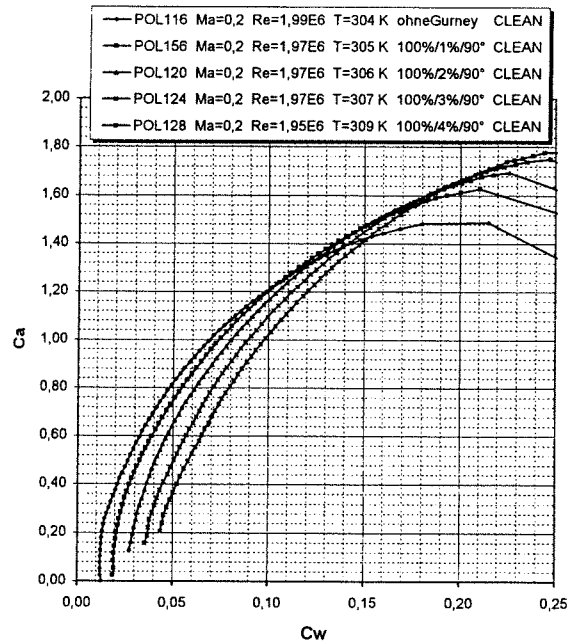
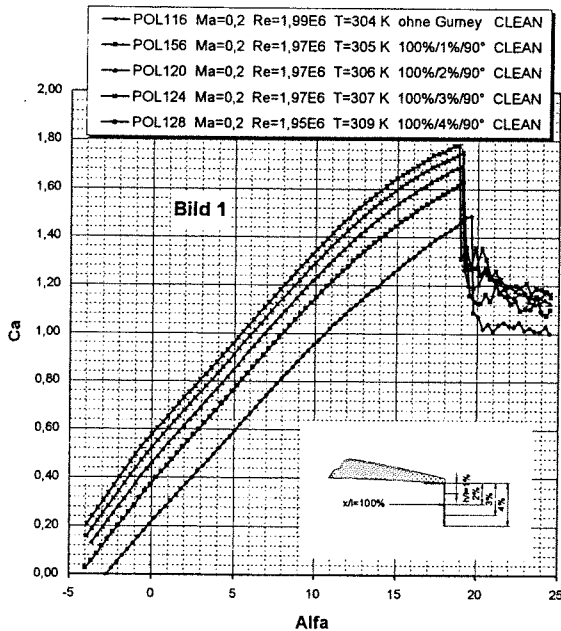
Lösungsweg:

Die an der Hinterkante des Flügels angebrachten Gurney und Split Flaps wurden im Machzahlbereich $0.1 \leq Ma \leq 0.2$ untersucht. Zur Erhöhung der Reynoldszahl wurde die Kanalströmung durch Einspritzen von Flüssigstickstoff bis auf $T = 100 \text{ K}$ abgekühlt. Mit der konstanten Flügeltiefe des Halbmodells $l = 0.45 \text{ m}$ und den tiefen Temperaturen liegt der Reynoldszahlbereich der Messungen bei $1.0 \leq Re \cdot 10^{-6} \leq 9.0$. Zur Messung der Kräfte und Momente wurde eine beheizte 6-Komponenten-Halbmodellwaage eingesetzt. Druckmessungen erfolgten in 3 Flügelschnitten mit einem PSI-Messsystem.

Ergebnis:

Bild 1 zeigt den Einfluss der Höhe h/l der Gurney Flaps auf die Auftriebs- und Widerstandspolaren bei der Cleankonfiguration. Mit der Gurneyhöhe von $h/l = 4 \%$ ($l = 0.45 \text{ m}$) beträgt der Auftriebsgewinn bei $\alpha = 14^\circ$, 38 lc. Der Widerstand zwischen der Referenzpolaren und der mit 4 % Gurney gemessenen Polaren ist dabei identisch.

In **Bild 2** sind die bei $T = 100$ K mit $h/l = 2$ % Gurney und $s/l = 2$ %, 45° Split Flap gemessenen Auftriebs- und Widerstandspolaren gegenübergestellt. Bemerkenswert ist die Effektivität der 45° Split Flap, die gegenüber dem 2 % Gurney nur um $h/l = 1$ % in die Strömung ragt. Durch die bei $T = 100$ K sehr dünne Grenzschicht spielt die Höhe der Flaps nur eine geringere Rolle auf das Auftriebsverhalten. Des weiteren wirkt die 45° Split Flap wie eine Verlängerung des Flügels. Im Mittel liegt die mit Split Flap gemessene Polare bei geringerem Widerstand - nur 2 l_c unterhalb der mit Gurney Flap gemessenen. Bei $Ca = 1.45$ und $\alpha = 17^\circ$ beträgt der Auftriebsgewinn mit dem 2 % Gurney 24 l_c , mit der Split Flap 22 l_c . Der Widerstandsbeiwerte beider Flaps und der Referenzpolaren sind dabei identisch.



Literatur:

- [1] Richter, K., Rosemann, H., 2001, "Experimental Investigation of Trailing-Edge Devices at Transonic Speeds", Aeronautical Society Conference, London.
- [2] Bechert, D. W., Meyer, R., Hage, W., 2000, "Drag Reduction of Airfoils with Miniflaps. Can we learn from Dragonflies?", AIAA Paper 2000-2315, Denver.
- [3] Stahl, B., Zhai, J., Enders, G., 2001, "Experimentelle Untersuchung an einem A310 SCCC-Halbmodell mit Gurney und Split Flaps", Report 1. Messkampagne: DNW-GUK-2001C02, Report 2. Messkampagne: DNW-GUK-2001C05

Datum: Oktober 2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Thomas Streit

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3334

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail : Thomas.Streit@dlr.de

weitere Partner:

Georg Wichmann

DLR – Braunschweig

Peter Kreuzer

Fairchild Dornier GmbH, EP 1 Aerodynamics/Loft

Postfach 1103, 82230 Wessling

Thema: Aerodynamische Analyse von Flügelspitzen-Erweiterungen der Envoy 7 im Reiseflug

Ausgangssituation:

Aerodynamische Leistung der 728-JET Basis Konfiguration der

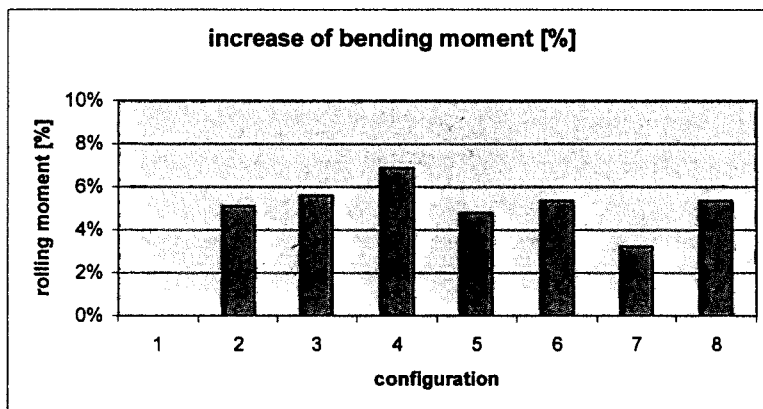
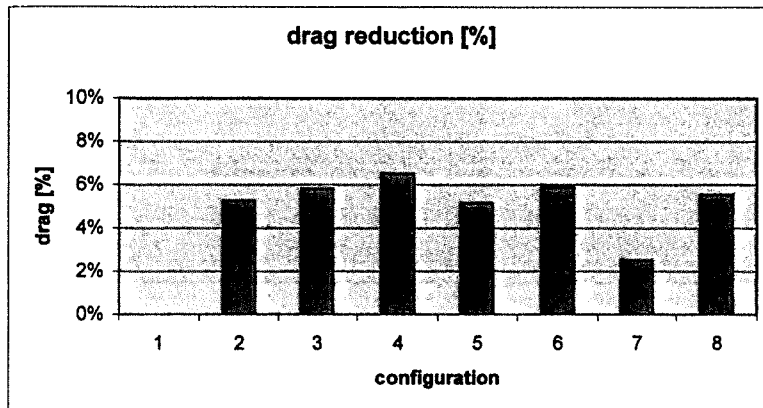
Ziel:

Reichweitenvergrößerung der 728-JET Basis-Konfiguration mit Hilfe verschiedener Flügelspitzen-Erweiterungen zur Reduktion des Widerstandes um 5% bei akzeptablen Wurzelbiegemomenten..

Lösungsweg:

Die Nachrechnungen wurden mit dem CFD-Verfahren FLOWer zur Lösung der kompressiblen Euler und Navier-Stokes Gleichungen auf strukturierten Rechennetzen durchgeführt. Um die Vielzahl der verschiedenen Konfigurationen schnell und mit hinreichender Genauigkeit analysieren zu können, war eine effiziente Netzgenerierung der entsprechenden Flügel-Rumpf-Konfigurationen notwendig. Es wurde deshalb ein Netzgenerierungsverfahren benutzt, welches es erlaubt, 1-Block Netze mit CH-Topologie für derartige Konfigurationen im Batch-Modus zu erzeugen. Für die Rumpfoberfläche wurde hierbei die kinematische Strömungsbedingung (Euler) und für den Flügel die Haftbedingung (Navier-Stokes) benutzt. Die 1-Block-Netztopologie ermöglichte Rechennetze, die hinreichend genaue Lösungen mit einer relativ geringen Anzahl von Punkten ($1,66 \times 10^6$ Punkte) gestatteten als Strömungslöser wurde FLOWer mit einem algebraischen Turbulenzmodell (Baldwin-Lomax mit Degani-Schiff Mod.) benutzt.

Ergebnis:



configuration

Basic	1
Shark	2
Supershark	3
Shark Extended	4
Sharkflat	5
Sharkflat Extended	6
Standard Winglet	7
Supershark Final	8

Vergleich der Widerstandsreduktion und Wurzelbiegemomentzuwachs der verschiedenen Konfigurationen

Literatur:

- [1] http://www.faidor.com/en/media/press/prdoc_74.htm
- [2] G. Heller, S. Dirmeier, P. Kreuzer, Th. Streit, Aerodynamische Leistungssteigerung durch Flügelspitzenmodifikationen am Beispiel der Envoy7 DGLR Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2001.
- [3] Aerodynamische Untersuchungen verschiedener Flügelseitenkanten-Erweiterungen der Envoy 7, IB129-2001/8, Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Jochen Wild

Institution: DLR

Adresse: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
DLR Braunschweig
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2953336

Telefax: 0531/2952320

e-mail : jochen.wild@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Validierung der numerischen Optimierung für Mehr-Elemente-Profile

Ausgangssituation:

Die Entwicklung der numerischen Strömungssimulation durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen hat diese Verfahren in die Lage versetzt, verlässliche Informationen über die Umströmung von Mehr-Elemente-Profilen unter Hochauftriebsbedingungen zu liefern [1],[2]. Auf dem letzten STAB-Symposium konnte dargelegt werden, daß auch die durch die Strömungssimulation ermittelten Sensitivitäten auf geometrische Änderungen mit Windkanalmessungen korrelieren [3].

Ziel:

Es soll gezeigt werden, daß das vorgestellte Entwurfsverfahren, bei dem ein numerischer Optimierungsalgorithmus eine Bewertung der verschiedenen Konfigurationen aufgrund der Ergebnisse der numerischen Strömungssimulation vornimmt, in der Lage ist, eine optimale Konfiguration zu ermitteln, wie sie auch durch Windkanalexperimente ermittelt worden ist.

Lösungsweg:

Das vorgestellte Entwurfsverfahren CHAeOPS [2] koppelt Strategien zur numerischen Optimierung mit der Strömungssimulation durch Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen. Das Verfahren besteht dabei aus dem Optimierer auf der einen Seite und den drei Modulen zur numerischen Strömungssimulation Geometriegenerierung, Netzgenerierung und Strömungslösung auf der anderen Seite (Bild 1). Das Programmsystem ist dabei modular aufgebaut, so daß Änderungen in allen Teilmodulen mit geringstem Aufwand durchgeführt werden können. Der Datentransfer erfolgt über Dateien. Für die Netzgenerierung kommt der DLR-Netzgenerator MegaCads in einer nicht-interaktiven Version zum Einsatz, die Strömungssimulation wird mit dem DLR FLOWer-Code bewerkstelligt.

Zur Validierung des Verfahrens werden experimentelle Untersuchungen zur optimalen Positionierung des Vorflügels des LIT2 3-Elemente-Profiles (Bild 2) herangezogen [4]. Bei diesen Untersuchungen wurden für verschiedene Positionen des Vorflügels die maximalen Auftriebsbeiwerte ermittelt. Die entsprechende Entwurfsaufgabe für die numerische Optimierung entspricht der Maximierung des maximalen Auftriebsbeiwerts in Abhängigkeit der Positionskoordinaten des Vorflügels. Der Drehwinkel des Vorflügels wird dabei konstant gehalten.

Ergebnis:

Ein Vergleich der durch die Optimierung ermittelten optimalen Positionierung des Vorflügels mit dem experimentell ermittelten $C_{L,max}$ -Kennfeld (Bild 3) zeigt, daß das durch das vorgestellte Entwurfsverfahren ermittelte Optimum mit dem experimentellen Kennfeld korrespondiert. Es kann somit festgehalten werden, daß durch die Anwendung des Entwurfsverfahrens korrekte optimale Konfigurationen ermittelt werden können.

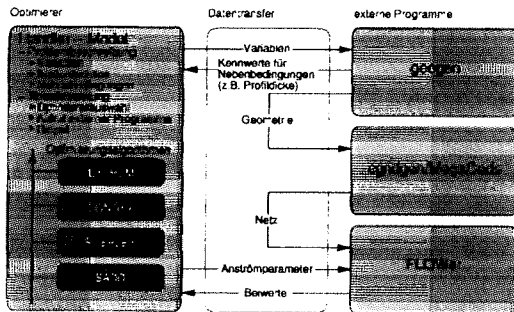


Bild 1: Struktur des Entwurfsverfahrens

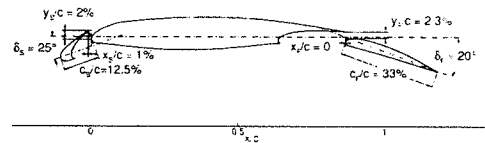


Bild2: LIT2 3-Elemente-Profil

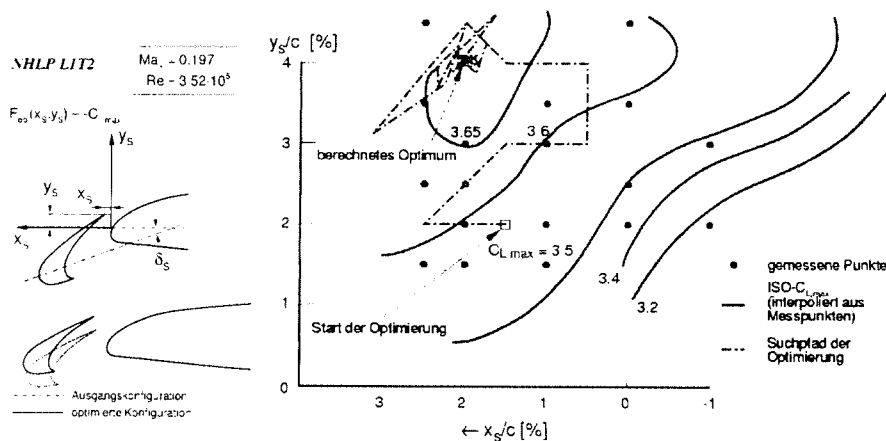


Bild 3: Vergleich der numerischen Optimierung der LIT2-Konfiguration bei $\delta_s = 15^\circ$ auf maximalen Auftriebsbeiwert mit experimentellen Daten

Literatur:

- [1] R. Rudnik, A. Ronzheimer, M. Schenk und C.-C. Rossow: „Berechnung von 2- und 3-dimensionalen Hochauftriebskonfigurationen durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen“ DGLR Jahrbuch 1996 (1996), pp. 717-726
- [2] J. Wild: „Numerische Optimierung von zweidimensionalen Hochauftriebskonfigurationen durch Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen“ Dissertation, TU Braunschweig (2001)
- [3] J. Wild: „Numerical Investigation of the Reynolds-Number-Effect on the Setting Sensitivity of a 2D High-Lift Multi-Element Airfoil“ in „Notes on Numerical Fluid Dynamics“, Bd. 77, Springer Verlag, (in Vorbereitung)
- [4] D.S. Woodward und D.E. Lean: „Where is High-Lift Today“ AGARD-CP-515 (1993), pp. 1-1 bis 1-45

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flügel kurzer Streckung

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

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstrasse 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 Aerodynamik und Strömungstechnik, DNW, EADS

Thema:

Kraft- und Druckverteilungsmessungen am rollenden Deltaflügel im transsonischen Geschwindigkeitsbereich

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.

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 Bewegung

Ergebnisse:

Als Beispiele für die stationären Untersuchungen an dem AeroSUM-Modell werden Kraft- und Druckbeiwerte auf den folgenden Bildern dargestellt. Die Kraftmessungen erfolgt mit der neu entwickelten 6 Komponenten-Piezowaage. In der Einstellung „Sensitive Mode“ lassen sich Phänomene wie das Wirbelplatzen besonders deutlich messen, wie die Auftragung des Auftriebsbeiwertes als Funktion des Anstellwinkels in Bild 1 zeigt. Beim Auftreten von Wirbelplatzen wird der Auftrieb kleiner und die Schwankungen der Waagensignale steigen deutlich an. Bild 2 zeigt einen typischen Rollmomentenverlauf für Deltaflügel bei Anstellwinkeln, bei denen Wirbelplatzen vorkommt. Die Sprünge im Rollmoment bei kleinen Rollwinkeln sind auf einseitige sprunghafte Änderungen des Aufplatzzpunktes zurückzuführen. Das Wirbelplatzen zeigt sich detailliert in den Druckverteilungen für 4 Flügelschnitte (Bild 3). Vor dem Sprung im Rollmoment ($\Phi = -2$ Grad) ist in Schnitt 4 der Wirbel einseitig geplatzt. Entsprechend liegen die Mittelwerte auf einem höheren Niveau als im Schnitt 2 und die Drucksignale zeigen starke Schwankungen.

Literatur:

H. Psolla-Bress, H. Haselmeyer, A. Heddergott, G. Höhler, H. Holst:
High-Roll Rate Experiments on a Delta Wing in Transonic Flow, ICASF 2001 Record

Weitere Vorgehensweise:

Auswertung der instationären Messungen im TWG

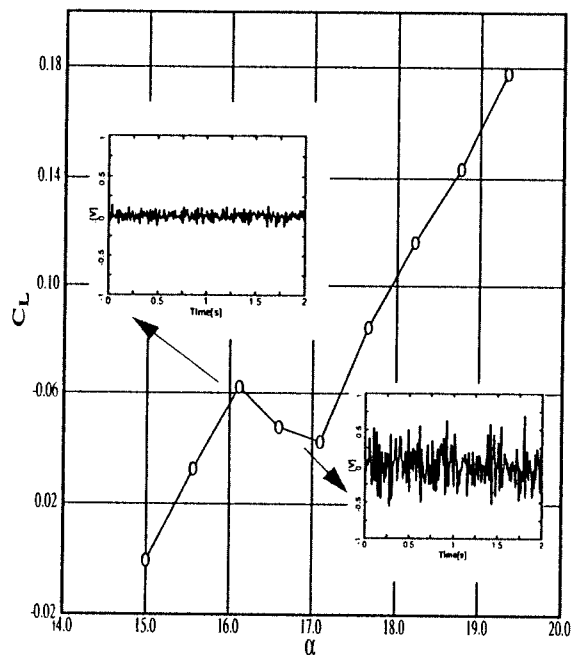


Bild 1. Auftriebsbeiwert, $Ma = 0.85$
(Sensitive Mode)

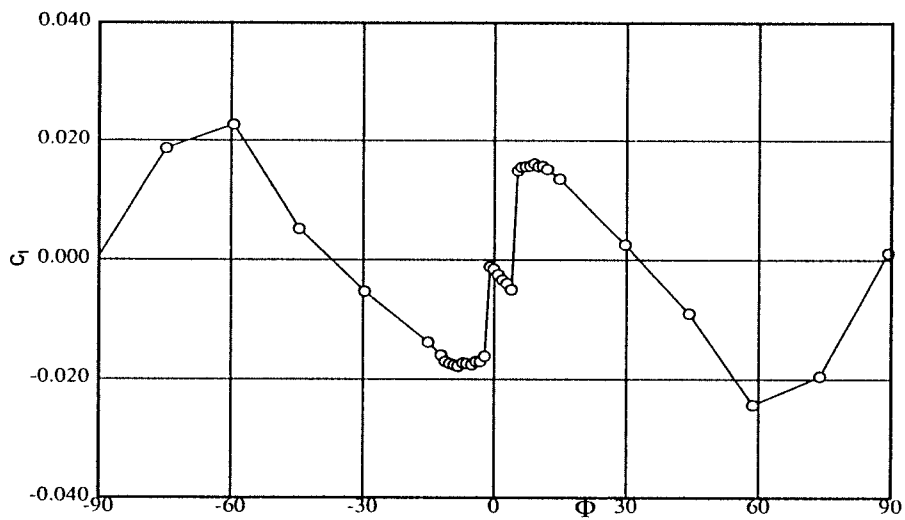


Bild 2 . Rollmomentenbeiwert, $Ma=0.85$, $\alpha=17^\circ$

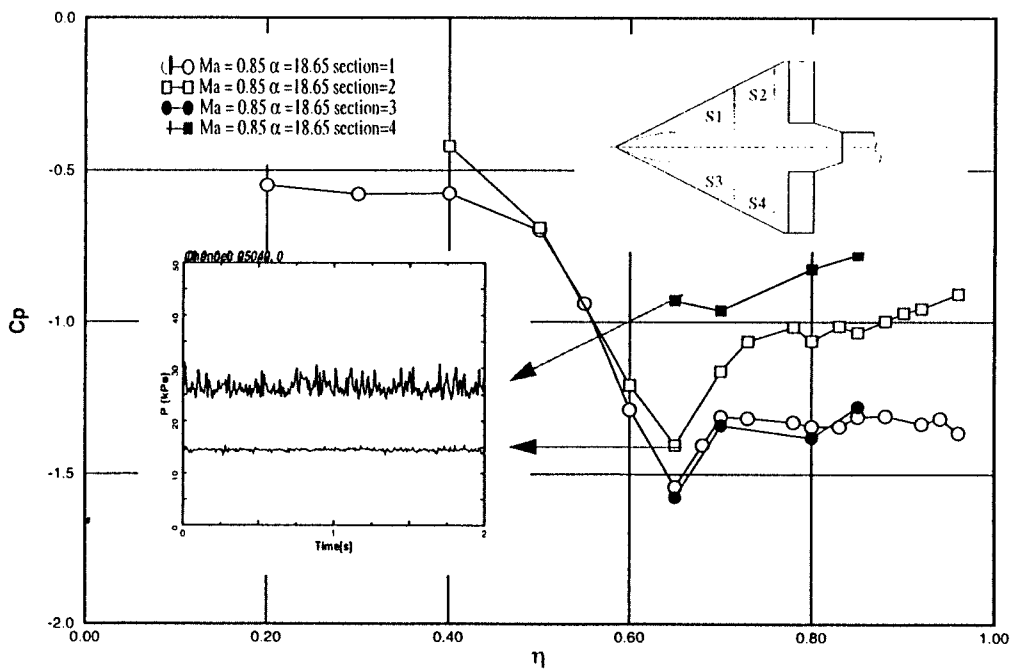


Bild 3. Druckverteilungsbeiwerte, $(\Phi = -2^\circ)$ - 57 -

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis	Flügel kleiner Streckung / Instationäre Strömungen		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. A. Schmid, Dr.-Ing. C. Breitsamter		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15	Telefon	+89-289-16130 +89-289-16137
	85748 Garching	Telefax	+89-289-16139
weitere Partner	Dr.-Ing. J. Becker – EADS		
Thema	Charakteristik von Seitenleitwerks–Buffetlasten im Stall– und Post–Stall–Bereich		
Ausgangssituation	Die sich abzeichnende Generation schubvektorgesteuerter Kampfflugzeuge ist zu längerdauernden Manövern bei Anstellwinkeln bis weit jenseits der Stallgrenze befähigt. Dabei können Flugleistung und Lebensdauer begrenzende Schüttelerscheinungen (Buffeting) am Seitenleitwerk auftreten. Bisherige Untersuchungen der zugrundeliegenden aerodynamischen Effekte beschränken sich auf stark gepfeilte Deltaflügel bzw. mäßige Anstellwinkel. Aus diesen Untersuchungen sind die erste spiralförmige Instabilität der aufplatzenden Vorderkantenwirbel, die Fluktuationen des Aufplatzpunktes und das Abschwimmen von Wirbeln bei großen Anstellwinkeln (Vortex Shedding) als charakterisierende Effekte bezüglich der Oberflächendruckschwankungen an Deltakonfigurationen bekannt [1]. Eine durchgängige Untersuchung an mäßig gepfeilten Deltakonfigurationen im Anstellwinkelbereich bis $\alpha = 90^\circ$ steht noch aus.		
Ziel	Die an einem zentralen Seitenleitwerk einer Delta–Canardkonfiguration auftretenden Druckschwankungen (Buffet) sollen im gesamten Anstellwinkelbereich bis $\alpha = 90^\circ$ untersucht werden. Ihre Abhängigkeit vom Anstellwinkel, von Klappenausschlägen und von der Canardstellung soll bestimmt werden. Die detaillierte Kenntnis dieser Zusammenhänge ist Voraussetzung für Buffeting reduzierende Maßnahmen bei hohen und sehr hohen Anstellwinkeln.		
Lösungsweg	Im Niedergeschwindigkeitswindkanal wird ein Modell einer realistischen, mäßig gepfeilten Delta–Canardkonfiguration ($\varphi_W = 50^\circ$) mit einem Vorderkantenklappen-ausschlag von $\delta_{LE} = -20^\circ$ und einem Canardwinkel $\delta_C = -10^\circ$ im Anstellwinkelbereich bis $\alpha = 90^\circ$ untersucht. Die Oberflächendruckschwankungen am Seitenleitwerk werden auf beiden Seiten an jeweils 9 Positionen zeitaufgelöst gemessen. Die Schwankungsintensität dieser Signale und die spektrale Leistungsdichte werden bestimmt. Um den Einfluß von Canard und Vorderkantenklappen zu bestimmen, werden Vergleichsmessungen mit den Canardwinkeln $\delta_C = 0^\circ, -40^\circ$ und -50° , sowie mit den Vorderkantenklappen in Neutralposition durchgeführt. Weiterhin werden bekannte Ergebnisse für stark gepfeilte Deltaflügel bzw. geringe Anstellwinkel, vgl. [1,2] zur Identifizierung einzelner Effekte herangezogen.		

Ergebnis Im Bereich niedriger und mäßiger Anstellwinkel wird die spektrale Leistungsdichte der Oberflächendruckschwankungen von der charakteristischen Frequenz der erste spiralförmigen Instabilität der Vorderkantenwirbel dominiert. Der anstellwinkelabhängige Verlauf entspricht der für niedrige Anstellwinkel empirisch ermittelten Beziehung, vgl. Bild 1. Die ausgeschlagenen Vorderkantenklappen haben keinen nachweisbaren Einfluß auf diesen Verlauf, vergrößern jedoch den Bereich aufplatzender Vorderkantenwirbel zu höheren Anstellwinkeln. Ein kleinerer Canardwinkel bewirkt eine deutliche Verschiebung des Verlaufs der charakteristischen Frequenz und des Anstellwinkels der maximalen Leistungsdichte $\alpha_{S_{max}}$ zu niedrigeren Anstellwinkeln, vgl. Bild 2. Die vom angestellten Canard ausgehenden Wirbelstrukturen führen zu breitbandig erhöhten spektralen Leistungsdichten. Bei einem effektiven Canardanstellwinkel von etwa 20° wird im Bereich maximaler Leistungsdichte ein Anteil von etwa 20% gemessen, vgl. Bild 2. Im niedrigsten betrachteten Frequenzband tritt eine Spitze im Anstellwinkelbereich von $\alpha_{S_{max}}$ aufgrund von Aufplatzenpunktfluktuationen auf. Bei hohen Anstellwinkeln bewirkt eine großskalige Wirbelablösung einen kontinuierlichen Leistungsdichteanstieg mit steigendem Anstellwinkel in diesem Frequenzband. [2]

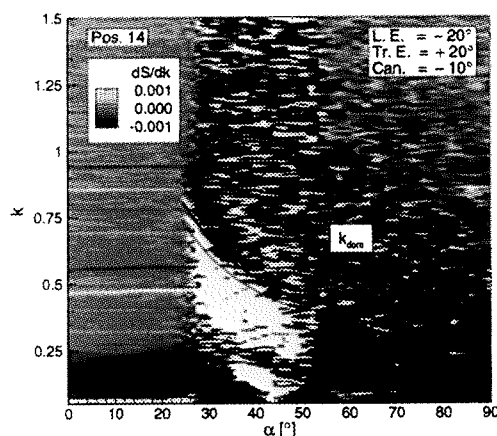


Bild 1: Ableitung $\partial S_c / \partial k$ der spektralen Leistungsdichte der Oberflächendruckfluktuationen mit $\Delta k = 0,0879$: $U_\infty = 40 \text{ m/s}$, $Re_{l_\mu} = 0,97 \cdot 10^6$. Der Farbwechsel zeigt lokale Extrema über k . Zum Vergleich: Der Verlauf der dominierenden Frequenz $k_{dom} = C \cdot \tan \varphi_W \cdot \sin(\alpha)^{-1}$ mit $C = 0,282 \pm 0,025$ für $25^\circ \leq \alpha \leq 50^\circ$.

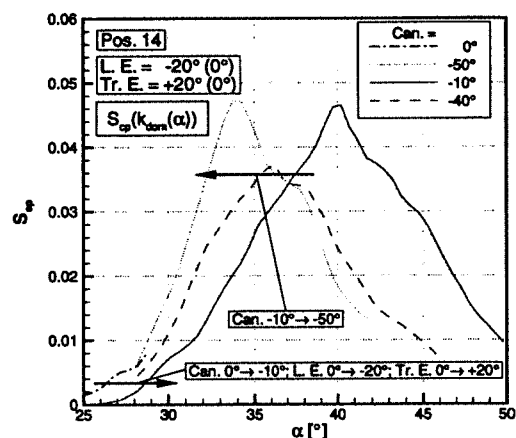


Bild 2: Spektrale Leistungsdichte mit $\Delta k = 0,0879$ entlang den Linien $k_{dom} = C \cdot \tan \varphi_W \cdot \sin(\alpha - j)^{-1}$ mit $C = 0,282 \pm 0,025$ und $j = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$: $U_\infty = 40 \text{ m/s}$, $Re_{l_\mu} = 0,97 \cdot 10^6$.

- Literatur**
- [1] C. Breitsamter:
Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln. Dissertation, TU München, s.a. Herbert Utz Verlag Wissenschaft, 1997.
 - [2] A. Schmid, C. Breitsamter, B. Laschka:
Charakteristik von Seitenleitwerks-Buffetlasten im Stall- und Post-Stall-Bereich. Jahrbuch des Deutschen Luft- und Raumfahrtkongresses/ DGLR-Jahrestagung 2001, Hamburg, 17.-20. Sept., 2001.

weiteres Vorgehen Die Untersuchungen werden mit feiner Parametervariation im gesamten Anstellwinkelbereich fortgesetzt. Die Visualisierung der Flügel- und Leitwerkumströmung soll die Identifizierung weiterer Einflüsse ermöglichen. Entsprechende Untersuchungen bei verschiedenen Schiebewinkeln sind durchzuführen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. U. Sickmüller, Dr.-Ing. C. Weishäupl, Dipl.-Ing. A. Pechloff		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16152
		Telefax	+89-289-16151
weitere Partner	—		
Thema	<i>Aerodynamische Untersuchung eines Deltaflügels bei verschiedenen Eigenformen mittels eines Euler-Verfahrens bei kleinen Störungen</i>		
Ausgangssituation	Die genaue Bestimmung der an einem Fluggerät auftretenden Luftkräfte stellt einen wichtigen Punkt im Entwicklungsprozeß dar. Dazu sind numerische Simulationen mittels Euler- oder Navier-Stokes Verfahren ein adäquates Mittel, welche aber mit einem erheblichen Rechenzeitaufwand verbunden sind. Im aeroelastischen Analyseprozeß werden aufgrund der erforderlichen vielfältigen Parametervariationen derzeit routinemäßig hauptsächlich lineare Potentialverfahren eingesetzt. Im Strömungsfeld auftretende Nichtlinearitäten können damit nicht erfaßt werden. Daher sind gerade im transsonischen Geschwindigkeitsbereich höherwertige Verfahren wünschenswert.		
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	In diesem Zusammenhang hat der Lehrstuhl für Fluidmechanik der Technischen Universität München FLM-TUM ein Euler-Verfahren bei kleinen Störungen FLM-SDEu entwickelt. Dabei wird unter der Annahme kleiner Störungen die Gesamtströmung als Superposition der stationären Hauptströmung und der instationären Störströmung interpretiert. Mit diesem Ansatz lassen sich aus den Euler-Gleichungen die Euler-Gleichungen bei kleinen Störungen (S mall D isturbance E uler) herleiten. Die Vorteile einer solchen Methode lassen sich wie folgt zusammenfassen: Die Genauigkeit ist gegenüber linearen Potentialverfahren gerade bei nichtlinearen Effekten wesentlich erhöht. Der instationäre Lösungsanteil resultiert direkt ohne Extraktion aus der Gesamtlösung. Das im Frequenzbereich formulierte Verfahren eignet sich gut im Hinblick auf die in der Aeroelastik üblichen Modalverfahren. FLM-SDEu wurde für verschiedene zwei- und dreidimensionale Testfälle im subsonischen, transsonischen und supersonischen Bereich validiert.		
Ergebnis	Das Verfahren wird auf die instationäre aerodynamische Simulation verschiedener Eigenformen eines 53°-Deltaflügels bei transsonischer Anströmung $M_\infty = 0.8$ angewandt. Dazu wird ein strukturiertes Netz in CH-Topologie verwendet. Die jeweilige Verformung, vgl. Bild 1a, wird mittels eines Polynomkoeffizientenansatzes beschrieben. Ergebnisse werden für verschiedene Eigenformen präsentiert und analysiert.		

Exemplarisch sind in Bild 1b-c Real- und Imaginärteil der ersten Harmonischen der Druckverteilungen in verschiedenen spannweiten Schnitten für die in Bild 1a gezeigte Deformation dargestellt. Es ist eine gute Übereinstimmung mit dem zugehörigen Euler-Verfahren festzustellen. Auch die Vergleichbarkeit mit einem linearen Potentialverfahren ist unter Berücksichtigung der Anzahl der verwendeten Aufpunkte gegeben. Fazit dieser Untersuchungen ist, daß ein Euler-Verfahren bei kleinen Störungen als geeignetes Werkzeug für den industriellen Einsatz im aeroelastischen Prozeß einzuschätzen ist.

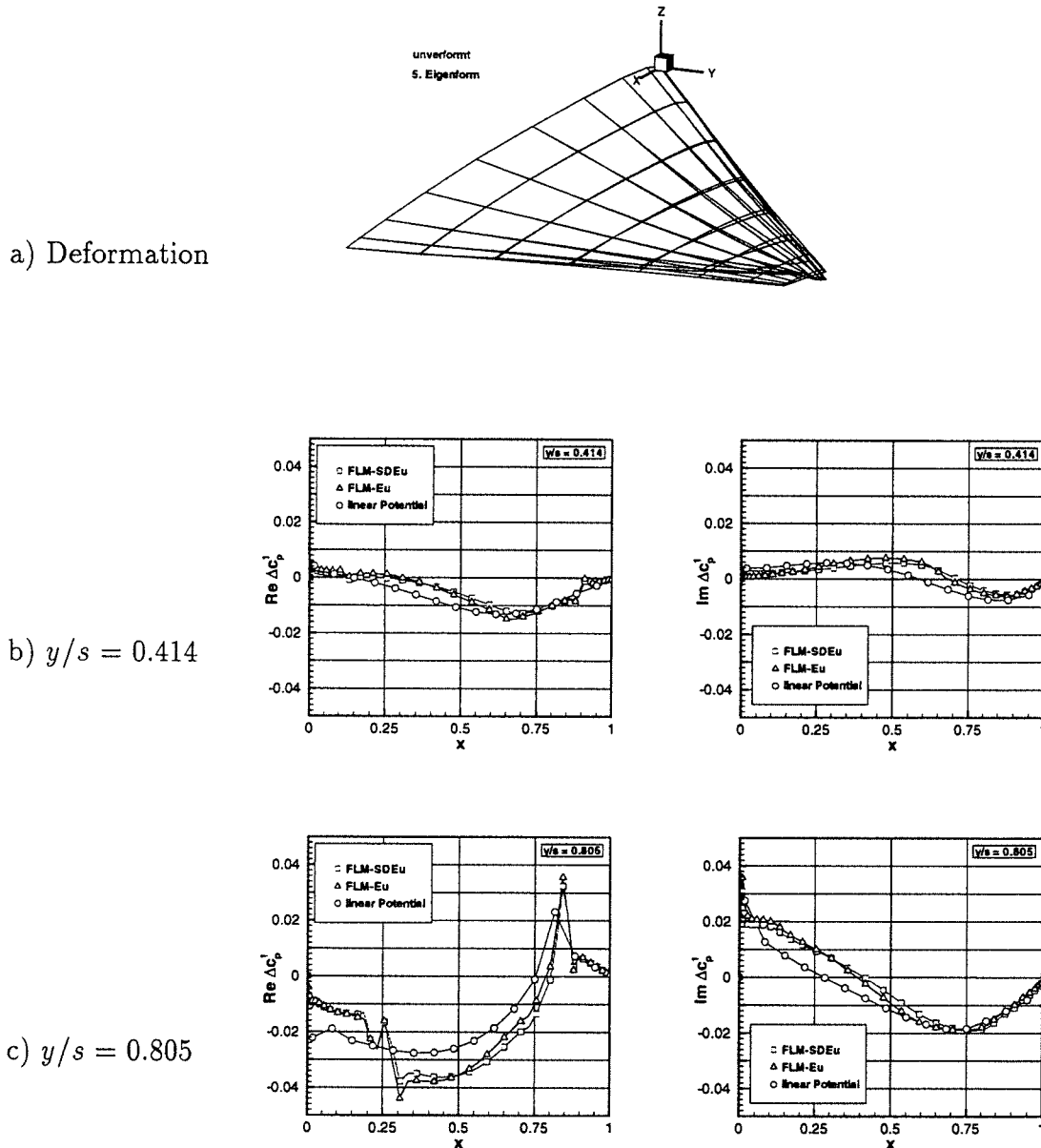


Bild 1: Vergleich von Real- und Imaginärteil Δc_p aus Euler bei kleinen Störungen (FLM-SDEu), nichtlinearem Euler (FLM-Eu) und Potentialverfahren bei $Ma = 0.8$, $\alpha = 0^\circ$, $k_{red} = 1.322$

- Literatur** [1] U. Sickmüller, A. Pechloff, C. Weishäupl:
Aerodynamische Untersuchung eines Deltaflügels bei verschiedenen Eigenformen mittels eines Euler-Verfahrens bei kleinen Störungen. DGLR-2001-065, DGLR-Jahrestagung 2001, 17-20 September 2001, Hamburg.
- weiteres Vorgehen** Das Verfahren FLM-SDEu wird weiterentwickelt: Geplant ist u. a. eine Formulierung im Zeitbereich und die Berücksichtigung der Grenzschicht.

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. F. Le Chuiton

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3308

Telefax: 0531 / 295 - 2914

weitere Partner Das ONERA-Hubschrauberteam

Thema Aktuator-Disk Modellierung von Hubschrauberhaupt- und heckrotoren

Ausgangssituation:

Euler/Navier-Stokes Verfahren, welches für reibungslose und viskose Strömungen für die Berechnung der Umströmung von Hubschrauberrümpfen validiert wurde.

Ziel:

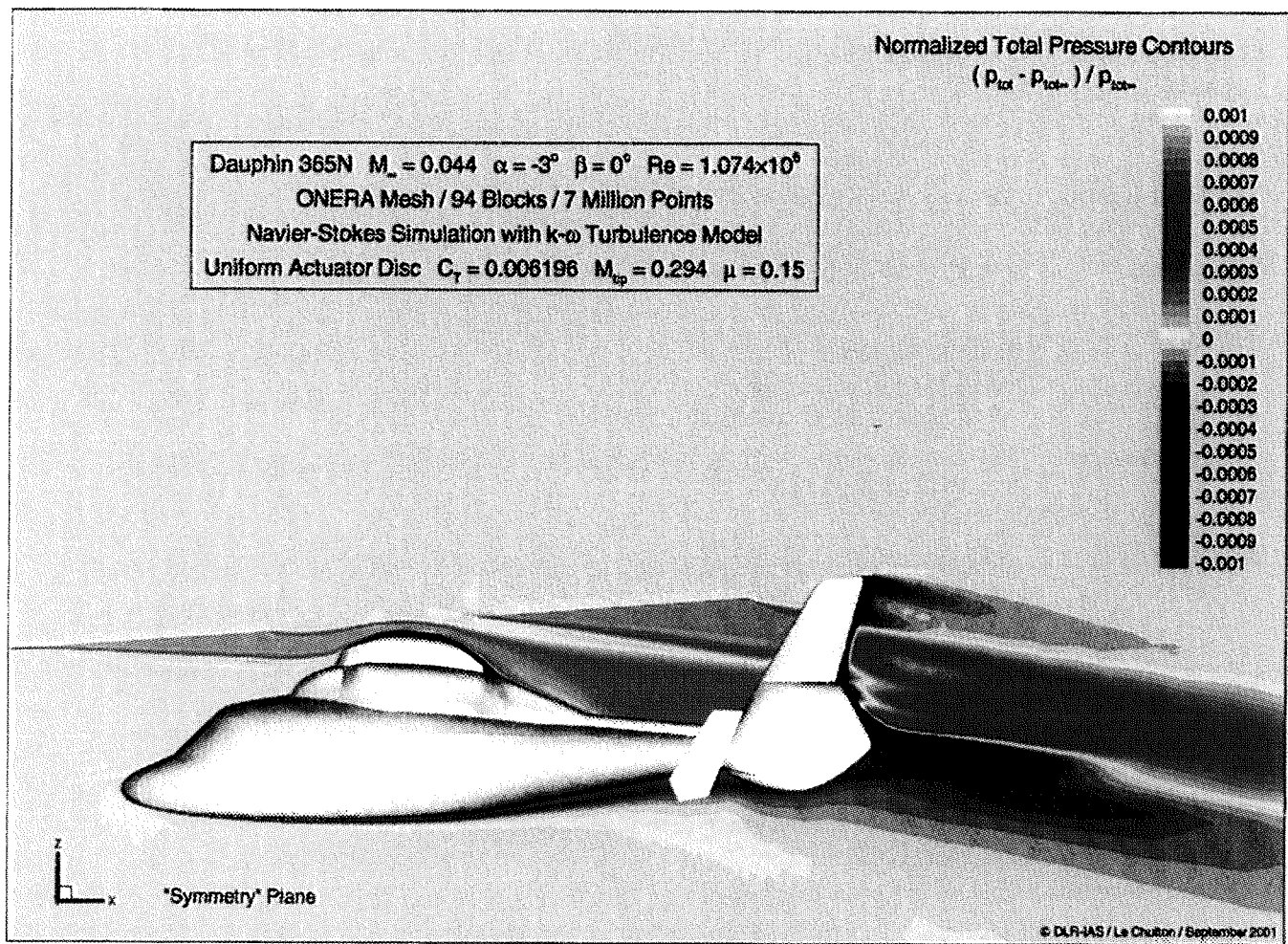
Erweiterung des Navier-Stokes-Verfahrens für die Berechnung der quasi-stationären Strömungsfelder um komplette Hubschrauberkonfigurationen (Hauptrotor, Rumpf, Leitflächen, Heckrotor, ...) unter der Annahme einer Aktuator-Disk Modellierung der Haupt- und Heckrotoren.

Lösungsweg:

Der Hauptrotor wird durch eine unendlich dünne Scheibe ersetzt, unter deren Fläche entsprechende Impuls- und Energiequellterme der Strömung beigelegt werden. Diese werden entweder durch ein einfaches Drucksprungmodell oder als von einem Rotorsimulationscode vorberechnete Kraftverteilung erhalten. Das Rechnetz diskretisiert dann die Disk-Oberfläche als Schnittstelle zwischen Netzblöcken, was zusätzliche Anforderungen an die Blocktopologie stellt, wenn das Gesamtnetz gleichzeitig überschneidungsfrei sein soll und die Disk einschließen muss. Anhand der Chimera-Technik ist es möglich, ein eigenes einfacheres Netz für die Disc zu erzeugen.

Ergebnis:

Wie im Bild dargestellt wurden erste Ergebnisse mit Hilfe eines überschneidungsfreien ONERA-Netzes für die Eurocopter Dauphin 365N-Konfiguration erhalten. Für diese Rechnung wurden das $k-\omega$ Turbulenzmodell, das Präkonditionierungsverfahren für kleine Strömungsgeschwindigkeiten und ein durch die Disc gesetzter gleichförmiger Drucksprung genutzt. Dem auf die Leitflächen aufschlagenden Rotornachlauf entsprechend wird der negative Rumpfauftrieb um 20% erhöht und der Widerstand um 13% gesenkt.



Literatur:

- [1] Bettschart, N. "Rotor/Fuselage Interaction: Euler and Navier-Stokes Computations with an Actuator-Disk", AHS 55th Annual Forum, Montreal (Canada), May 25-27, 1999.

weiteres Vorgehen:

Die Aktuator-Disk wird demnächst in den parallelen Rahmen des FLOWER-Codes eingeschlossen und die Nutzung einer ungleichförmigen Kraftverteilung wird ermöglicht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. W. Khier

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
email walid.khier@dlr.de
Telefon: 0531 / 295 - 3309
Telefax: 0531 / 295 - 2914

weitere Partner Dr.-Ing. K. Pahlke, DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik ,
Tel.:0531/295-2630

Thema Berechnung der turbulenten Hubschrauber-Umströmung in Vorwärtsflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer und Zweigleichungs-Turbulenzmodelle.

Ausgangssituation:

Numerische Strömungssimulationen (CFD) haben sich zu einer kostengünstigen Alternative zu Windkanal und/oder Felduntersuchung entwickelt, um die aerodynamischen Eigenschaften moderner Hubschrauber zu bewerten. Detaillierte Untersuchungen unterschiedlicher Einflußfaktoren und Parametervariationen können mit numerischen Berechnungen relativ schnell und einfach durchgeführt werden. Trotz der bemerkenswerten Zunahme der Computerleistung, wurden die meisten Forschungsarbeiten entweder auf isolierte Rotoren oder isolierte Rumpfe begrenzt. Jene Aufgaben sind jedoch auf keinen Fall trivial. Die Schwierigkeit entsteht durch die komplexe Physik, die sich aufgrund der verschiedenen Bewegung der Rotorblätter ergibt. Die starke aerodynamische Wechselwirkung zwischen jedem Blatt und dem Nachlauf der vorhergehenden Blätter ergibt eine komplizierte turbulente Strömung.

Wenn der Rumpf in Betracht gezogen wird, ist das Problem erheblich komplexer. Ein tieferes Verständnis des Wechselwirkungsmechanismus ist besonders wichtig für die weitere Entwicklung zukünftiger Hubschraubern.

Ziel:

Numerische Untersuchung der Strömung um eine komplette Hubschrauberkonfiguration mit Zweigleichungs-Turbulenzmodelle.

Untersuchung und Analyse der aerodynamischen Eigenschaften von modernen Hubschraubern unter verschiedenen Flugbedingungen. Insbesondere soll die aerodynamische Interferenz zwischen dem Rotor und dem Rumpf unter Berücksichtigung der Blattdynamik untersucht werden.

Lösungsweg:

Im Rahmen der deutsch-französischen Kooperation CHANCE werden unter anderen Berechnungen der turbulenten Umströmung des isolierten Rumpfs des Eurocopter BO-105 Hubschraubers mit dem Strömungssimulationsprogramm des DLR (FLOWer) im Vorwärtsflug durchgeführt. Die Flugbedingungen von $Re = 8.5 \text{ Million}$, $M_{\infty} = 0.136$ entsprechen denen des Windkanal-Versuchs [1]. Auf

der Basis der CAD-Daten des BO-105 wurde das numerische Gitter mit Hilfe eines kommerziellen Gittergenerierungsprogramms erzeugt. Der DLR-Code FLOWer löst die Reynolds (Favre)-gemittelten Erhaltungsgleichungen auf einem blockstrukturierten Gitter. Zur Schließung der Gleichungen wird ein $k-\omega$ Modell [2] mit Low-Re Behandlung der Wand eingesetzt.

Ergebnis:

Für Vergleichszwecke wurden Fälle mit isoliertem Rumpf berechnet. Nachstehend sind einige Ergebnisse der numerischen Berechnungen der turbulenten Strömung dargestellt, die für den isolierten Rumpf durchgeführt wurden. Bild 1 zeigt den Verlauf der berechneten Stromlinien um den Rumpf bei 0° Anstellwinkel (α). Bild 2 stellt die Abhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte vom Anstellwinkel, sowie einen Vergleich mit den experimentellen Daten dar. Aufgetragen sind die Auftriebs (C_y)- und Widerstandsbeiwerte (C_x) als Funktion des Anstellwinkels α . Man erkennt, daß der berechnete Auftrieb mit dem Experiment qualitativ übereinstimmt, wobei der berechnete Widerstandsbeiwert im Gegensatz zur Messungen mit steigendem Anstellwinkel sinkt.

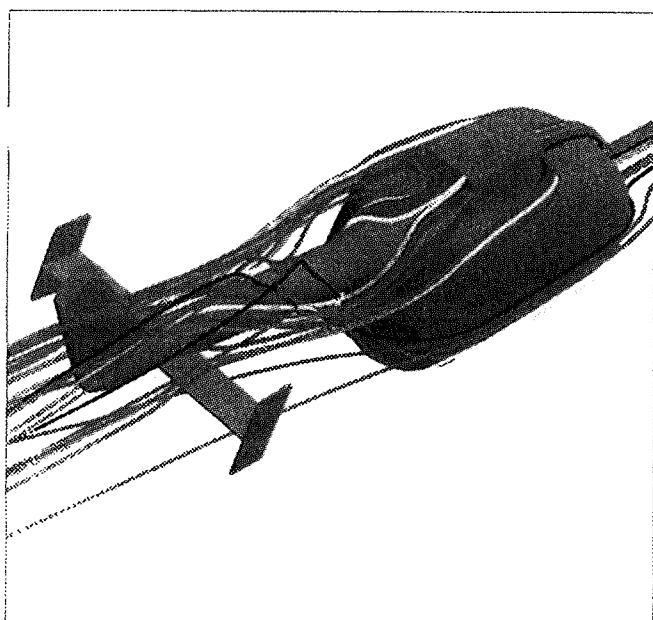


Bild 1: 3-D Stromlinien um des BO-105 bei 0° Anstellwinkel

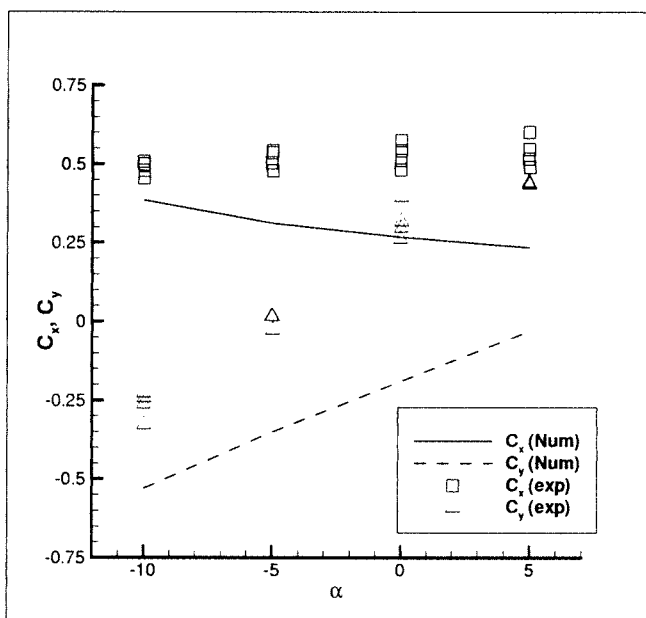


Bild 2: Einfluss der Anstellwinkels auf die aerodynamischen Auftrieb und Widerstand

Literatur:

- [1] Langer, H. J., Peterson, R. L., Maier, T. H. „An Experimental Evaluation of Wind Tunnel Wall correction Methods for Helicopter Performance“. American Helicopter Society 52nd Annual Forum, Washington, D.C., June 4-6, 1996.
- [2] Wilcox, D. C., „Reassessment of the Scale Determining Equation for Advanced Turbulence Models“, *AIAA J.*, 26(11) (1988) 1299-1310.

weiteres Vorgehen:

Eine mögliche Erklärung für die Abweichung vom Experiment könnte die Vernachlässigung von Modell-Stütze und Spoiler sein. Als konkreter nächster Schritt wird in zukünftigen Arbeiten der Einfluß der Modell-Stütze und Spoilers untersucht werden.

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 mit einer schwachen Aerodynamik-Struktur-Kopplung

Ausgangssituation:

Zeitgenaues Euler/Navier-Stokes Verfahren, welches für reibungslose und viskose Strömungen für die Berechnung der Umströmung von Rotoren im schnellen Vorwärtsflug unter der Annahme starrer Blätter validiert wurde.

Ziel:

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

Lösungsweg:

Zunächst wurde mit dem Rotorsimulations-Verfahren S4 des DLR, welches eine eigene Aerodynamik auf der Basis von Profiltabellen besitzt, ein getrimmter Flugzustand für den 7A-Rotor ($M_{\omega R} = 0.64$, $\mu = 0.40$, $M_{\infty} = 0.256$) berechnet. Die somit bekannte Blattbewegung wurde dem CFD-Verfahren (einschließlich der elastischen Blattdeformation) vorgeschrieben. Für die CFD-Rechnung wurde um jedes Blatt ein Rechennetz generiert, welches mittels der Chimären-Technik in ein Hintergrundnetz eingebettet wurde, so daß jedes Blatt unabhängig von den anderen Blättern beliebige Starrkörperbewegungen und elastische Deformationen ausführen kann. Die Rechnungen wurden sowohl für reibungslose als auch für viskose Strömungen unter Verwendung des Turbulenzmodells nach Baldwin und Lomax durchgeführt. Um einen getrimmten Zustand auch für die CFD-Rechnung zu erreichen, wurde eine sogenannte schwache Kopplung unter Verwendung der Normalkräfte und der Nickmomente (cn+cm-Kopplung) zwischen dem Rotorsimulationsverfahren und dem CFD-Verfahren durchgeführt.

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 zeigt das Chimärennetzsystem für den 7A-Rotor. Bild 2 vergleicht den Verlauf des Normalkraftbeiwertes an 3 radialen Positionen für drei Rechnungen (S4-Verfahren ohne Kopplung [gestrichelt], gekoppeltes FLOWer/S4-Verfahren für ein isoliertes Blatt [strich-punktiert] und gekoppeltes FLOWer/S4-Chimären-Verfahren für den gesamten Rotor[durchgezogen]) mit den experimentellen Daten [1]. Die beste Übereinstimmung mit

den experimentellen Daten wird mit dem gekoppelten FLOWer/S4-Verfahren mit Chimärentechnik erzielt.

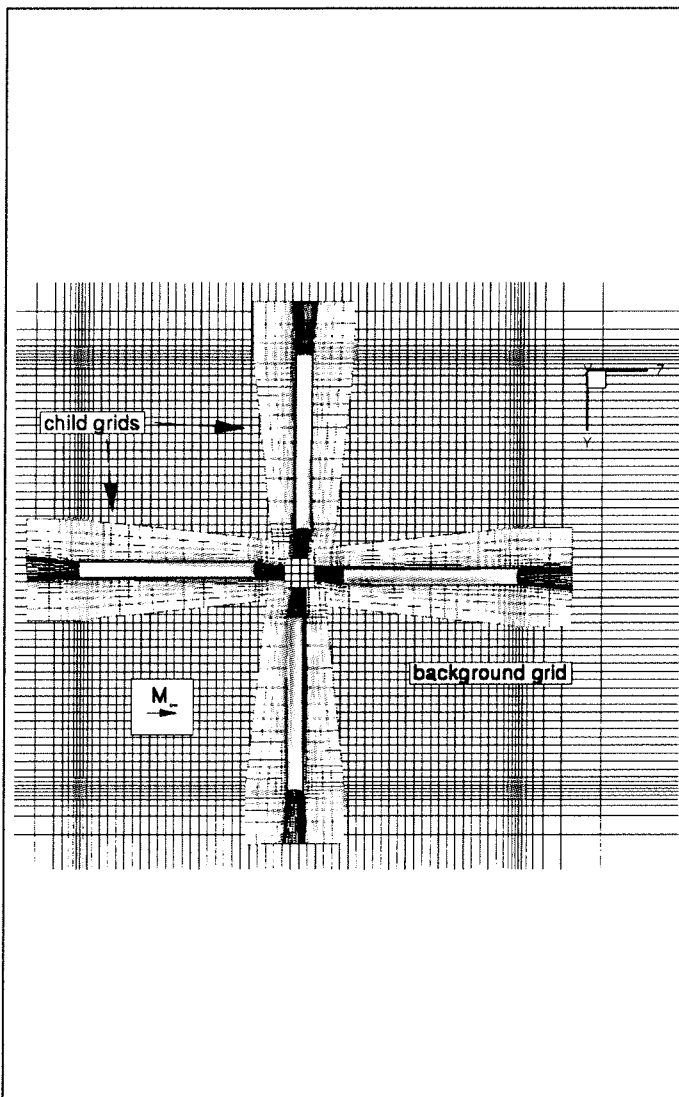


Bild 1: Chimärenetzsystem für den 7A-Rotor

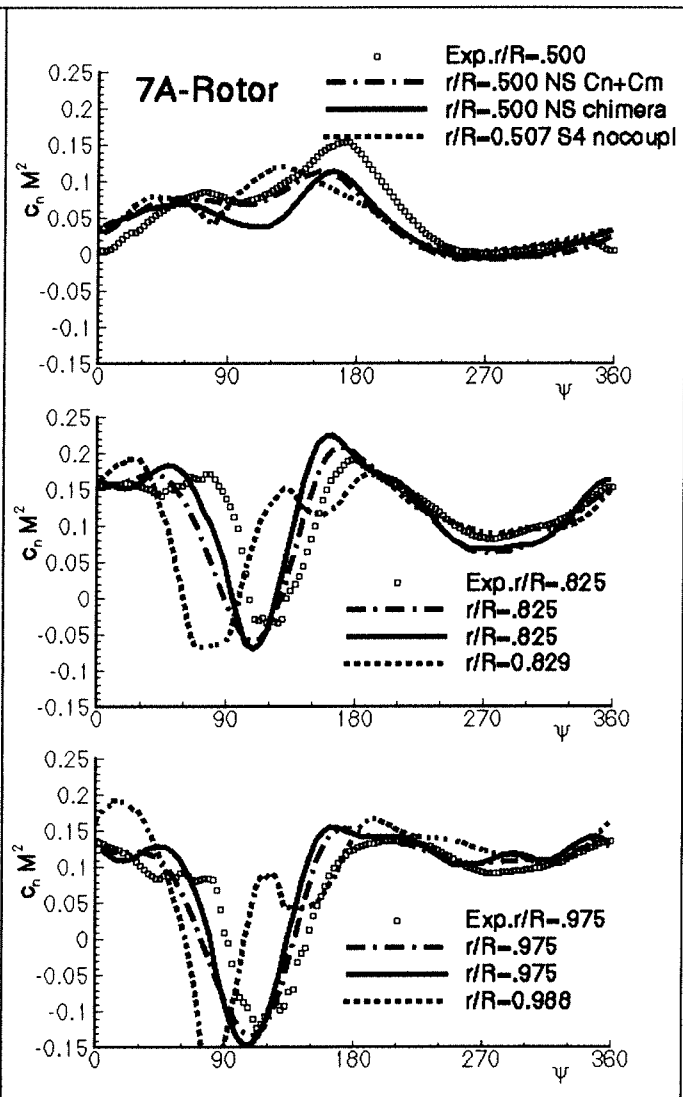


Bild 2: Vergleich der berechneten (S4 und FLOWer/S4) mit den gemessenen Normalkraftbeiwerten für den 7A-Rotor

Literatur:

- [1] Beaumier, P; Costes, M.; Gavériaux, R. "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., van der Wall, B. „Calculation of Multibladed Rotors in High-Speed Forward Flight with Weak Fluid-Structure Coupling“, 27th European Rotorcraft Forum, Paper 27, Moscow, 2001.

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 Erweiterung der schwachen Kopplung für die Tangentialkräfte vorgesehen (cn+cm+ct-Kopplung).

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner:

Dipl.-Ing. Ali Erdi-Betchi
Univ.-Doz. Dr. Martin Rein

Institution:

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Deutschland

Telefon: +49 551 709 2882

+49 551 709 2671

Telefax: +49 551 7092811

e-mail : ali.erd-betchi@dlr.de
martin.rein@dlr.de

weitere Partner:**Thema:**

Strahlplattieren: ein kaltes Verfahren zur Oberflächenbeschichtung

Ausgangssituation:

Strahlplattieren, auch Kaltgasspritzen oder Cold Spray genannt, ist ein kaltes Verfahren zur Beschichtung von Oberflächen, das in Novosibirsk, Rußland seinen Ursprung hat [1]. Die Anwendungsfelder des Strahlplattierens in der Luftfahrtindustrie erstrecken sich von Verschleiß- und Korrosionsschutz, z.B. bei Gasturbinen, bis zur Reparatur von abgenutzten Bauteilen und erodierten Schichten bei Lagern, Kurbelwellen und Turbinenschaufeln. Das Verfahren ist mit thermischen Spritzverfahren, insbesondere mit dem Hochgeschwindigkeits-Flammspritzen, verwandt [2]. Ein bedeutender Unterschied besteht darin, daß die Partikel weder im Freistrahls noch davor aufgeschmolzen werden. Weiterhin unterscheidet sich die Prozeßführung von den thermischen Spritzverfahren. Insbesondere lassen sich mittels Strahlplattieren Schichten leicht direkt auf lokal begrenzte Gebiete auftragen.

Das Verfahren Strahlplattieren beruht auf dem Aufprall von kalten Partikeln hoher kinetischer Energie auf Substrate. Bei genügend hohen Aufprallgeschwindigkeiten bleiben die Partikel auf der Substratoberfläche haften. Die Beschleunigung und der Transport der Partikel findet in Überschallfreistrahlen statt (vgl. *Abbildung unten*). Das Verfahren zeichnet sich dadurch aus, daß es bei geringem technischen Aufwand unter Atmosphärendruck und bei niedrigen Temperaturen abläuft.

Ziel:

Optimierung der Prozessparameter hinsichtlich möglichst hoher Auftragseffektivitäten.

Lösungsweg:

Auf strömungsmechanischer Seite stehen die Beschleunigung der Partikel und die Wechselwirkung des Überschallfreistrahls mit der Substratoberfläche im Vordergrund. Die Partikelbeschleunigung geschieht vorwiegend in einer langen, schlanken Lavaldüse. Der Einfluß verschiedener Parameter auf das Beschleunigungsverhalten wird rechnerisch ermittelt und experimentell überprüft. Der Zusammenhang zwischen Aufprallgeschwindigkeit und Auftragseffektivität wird für verschiedene Werkstoffkombinationen analysiert. Dazu werden Partikelgeschwindigkeiten mit einem Laser-2-Fokus Verfahren gemessen. Der Abstand

zwischen Düsenende und Substratoberfläche ist von der Größenordnung des Durchmessers des Düsenendes. Dies bedingt ein ausgeprägt transsonisches Strömungsfeld vor der Substratoberfläche, das mittels Schlierenaufnahmen untersucht wird. Die Machzahl des Überschallfreistrahls wird über Staudruckmessungen bestimmt. Schließlich wird beim Partikelaufrall kinetische Energie in Wärme umgewandelt. Die Bedeutung dieses Prozesses für die thermische Belastung von Substraten wird über Wärmeübergangsmessungen ermittelt.

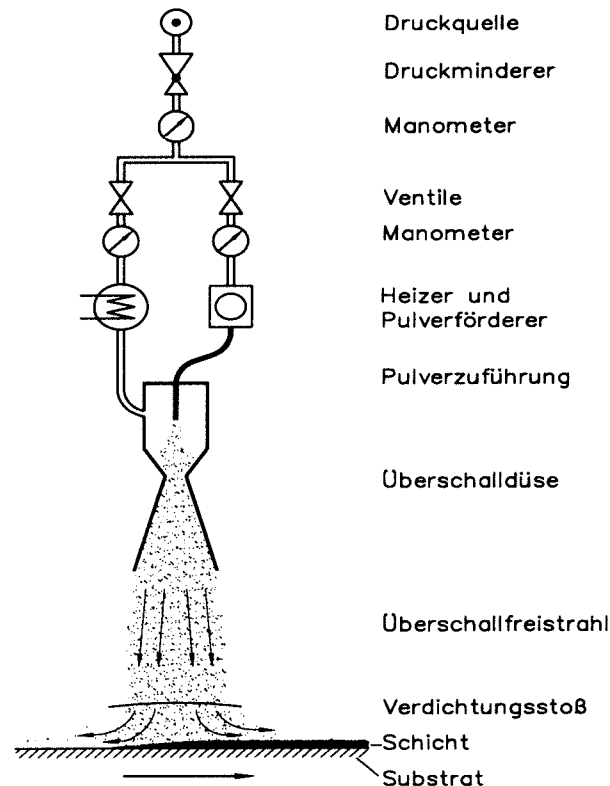


Abbildung: Prinzipskizze Strahlplattieren

Ergebnis:

Am DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik wurde eine Testanlage für Strahlplattieren aufgebaut und erfolgreich erprobt. Mit der Anlage lässt sich ein weiterer Bereich von Prozessparametern abdecken. Beschichtungen verschiedener Metallsubstrate wurden bisher vorwiegend mit Aluminium-, Kupfer- und Zinkpulver durchgeführt.

Literatur:

- [1] Alkhimov, A. P., Kosarev, V.F. and Papyrin, A.N., A method of „cold“ gas-dynamic deposition, Sov. Phys. Dokl. Vol. 35, 1047-1049 (1990)
- [2] M. Rein und G.E.A. Meier, Hochgeschwindigkeits-Flammspritzen: Die kalte Variante „Aero-Plattieren“ und strömungsmechanische Grundlagen, DLR IB 223 – 97 A 30

weiteres Vorgehen:

Die im Abschnitt Lösungsweg beschriebenen Untersuchungen werden systematisch durchgeführt und zur Optimierung des Verfahrens eingesetzt.

Datum:
18.10.01

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln/Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr. B. Gölling, Dr. U.Ch. Dallmann
Institution: Institut für Strömungsmechanik und technische Strömungen
Adresse: Bunsenstr. 10; D – 37073 Göttingen
Telefon: 0551 – 709 - 2684
Telefax: 0551 – 709 - 2581
e-mail : burkhard.goelling@dlr.de

Kooperationspartner:

Prof. H. Eckelmann (Göttingen, Institut für Nichtlineare Dynamik)
Dr. H.-P. Kreplin (DLR Göttingen, Institut für Strömungsmechanik)
Dr. G. Schewe (DLR Göttingen, Institut für Aeroelastik)

Thema: Experimentelle Untersuchungen zur Struktur und Steuerung abgelöster turbulenter Zylinderströmungen.

Aufgabe: Nachweis der Möglichkeit der Anwendung eines einfachen und robusten Verfahrens zur Steuerung abgelöster Strömungen an zylindrischen Körpern hinsichtlich der Minimierung des Strömungswiderstandes.

Ausgangssituation:

In Anbetracht der weitergehenden Entwicklung hochleistungsfähiger Flugzeuge gewinnt das Verstehen des Verhaltens abgelöster Strömungen an Tragflügeln zunehmend an Bedeutung. Stets bessere Flugeigenschaften und Leistungskennziffern von Verkehrsflugzeugen insbesondere in der Start- und Landephase fordern die wissenschaftliche Forschung. Das Vorhandensein von aktiven Beeinflussungsverfahren bzw. -techniken erlaubt es, die Frage nach deren effektiven Anwendung auf Hochauftriebskonfigurationen zu stellen.

Ziele:

Das Ziel dieser Forschungsarbeit besteht in der Entwicklung eines robusten Steuerungsverfahrens an einer Prinzipkonfiguration „Kreiszyylinder“, um natürlich inhärent vorhandene kohärente Wirbelstrukturen in der turbulent ablösenden Grenzschichtströmung anzuregen oder entsprechend den Materialeigenschaften geeignet zu triggern bzw. zu stabilisieren, um letztlich eine Widerstandsreduktion bei gleichbleibendem oder verbessertem Auftriebsverhalten zu erreichen.

Lösungsweg:

In einer ersten Phase werden die natürlich auftretenden kohärenten Strukturen im sub- bis transkritischen Reynoldszahlbereich identifiziert. Dazu werden längs der Spannweite des querangeströmten Kreiszyinders zum einen statische Druckmessungen und zum anderen mit instationär-arbeitenden Sensoren, wie mit piezoelektrischen Druckaufnehmern und mit Heißfilmen, Korrelationsmessungen durchgeführt. Damit soll die spannweite Kohärenzlänge in Abhängigkeit von der Reynoldszahl für bestimmte Frequenzbereiche ermittelt werden. Der zweite Schritt besteht in der Anwendung verschiedener Anregungsverfahren, um die unterschiedliche Wirkungsweise und Effektivität auf die ablösende Grenzschichtströmung zu testen. Angefangen von spannweitig-periodischen stationären bis spannweitig-periodischen und zeitlich-periodischen Anregungsverfahren werden diese einseitig in der Nähe des Ablösebereiches zunächst im unterkritischen Bereich angewendet. Neben der Umsetzung einer passiven Steuerung werden auch aktive Steuerungen eingesetzt. Nach erfolgreicher Anwendung eines Steuerungsverfahrens auf die Ablösung am Zylinder soll das Prinzip auf einen Prototyp *Tragflügelmodell* übertragen und getestet werden.

Vorläufiges Ergebnis:

Das Ablöseverhalten der abgelösten Zylinderströmung vom unterkritischen bis transkritischen Bereich wurde mit Hilfe von instationären Kraft- und Druckmessungen sowie mit Ölanstrichbildern untersucht und speziell mit Ergebnissen von Schewe (1983) verglichen. Motiviert durch topologische Überlegungen (Dallmann, Schewe 1987) wurde im unterkritischen Bereich der Übergang von der spannweitig-homogenen Ablösestruktur mit einer Ablöselinie auf jeder Seite des Zylinder auf die Ablösestruktur mit zwei Ablöselinien auf jeder Seite des Zylinder nachgewiesen. Weiterhin wurden mehrere spannweitig-periodisch ablösende Wirbelstrukturen mit unterschiedlicher spannweiter Wellenlänge beobachtet. Spannweite Druckmessungen und Ölanstrichbilder mit simultan erfassten Kraftbeiwerten lassen dieses spannweitig-periodische Ablöseverhalten der Zylinderströmung dem oberen Übergangsbereich zuordnen. Darüberhinaus wurde das von Morkovin (1964) geprägte Konzept der "dominanten Wirbelablösefrequenz" auf das instationäre Verhalten der Ablösung angewendet, so dass unterschiedliche abgelöste Wirbelstrukturen über die Ermittlung der Strouhalzahl der dominanten Wirbelablösefrequenz identifiziert werden können.

Mit der Anwendung der verschiedenen stationären wie instationären Anregungsverfahren auf nur einer Seite (Oberseite) des Zylinders bei einem optimalen Azimutwinkel von 75 Grad wurden azimuthal-asymmetrisch abgelöste Strömungszustände mit den unterschiedlichsten spannweiten Ablöseverhalten hergestellt. Mit systematischer Untersuchung dieses spannweiten und instationären Verhaltens der periodischen Ablösung konnte eine These zur Wirkung spannweitig- und zeitlich-periodischer Störungen auf die abgelöste Zylinderströmung untersucht und teilweise bewiesen werden. Lässt sich diese These letztendlich beweisen, so können für den Übergang der abgelösten Zylinderströmung vom azimuthal-symmetrischen spannweitig-homogenen (unterkritischer Bereich) über den azimuthal-asymmetrischen spannweitig-homogenen (kritischer Bereich) bis hin zum azimuthal-symmetrischen, aber spannweitig-periodischen abgelösten Strömungszustand (oberer Übergangsbereich) folgende erste Aussagen gemacht werden:

Die laminar ablösende Grenzschichtströmung ist instabil gegenüber spannweitig-periodischen stationären wie instationären Störungen hinsichtlich des Übergangs zu einem azimuthal-asymmetrisch abgelösten Strömungszustand. Mit einer zusätzlich zeitlich-periodischen Störung lässt sich die Anregung der Grenzschicht zunehmend forcieren, so dass dieser Übergang zu kleineren Reynoldszahlen im unterkritischen Bereich gesteuert verlagert werden kann.

Die turbulent ablösende Grenzschichtströmung ist instabil gegenüber massiven stationären spannweitig-periodischen Störungen (z.B. durch spannweitig-periodisch verteilte Turbulenzgeneratoren), so dass azimuthal-asymmetrisch abgelöste Strömungszustände bis in den anfänglichen transkritischen Bereich stabilisiert werden können.

Literatur:

Humphreys, J.S. (1960) On a circular cylinder in a steady wind. J. Fluid Mech. **9**, 603-612

Schewe, G. (1983) On the force fluctuations acting on a circular cylinder in crossflow from subcritical up to transcritical Reynolds numbers. J. Fluid Mech. **133**, 265-285

Dallmann, U./Schewe, G. (1987) On topological changes of separating flow structures at transition Reynolds numbers. AIAA-87-1266

Tamura, T. et al. (1990) On the reliability of two-dimensional simulation for unsteady flows around a cylinder-type structure. J. Wind Eng. Ind. Aerod. **35**, 275-298

Norberg, C. (1994) An experimental investigation of the flow around a circular cylinder: influence of aspect ratio. J. Fluid Mech. **258**, 287-316

Gölling, B./Dallmann, U. (2000) Experimental investigations on active and dynamic instability control of separated turbulent wing/cylinder flows. NNFM **76**, 369-376

Theofilis, V. et al. (2001) On the origins of unsteadiness and three-dimensionality in a laminar separation bubble. Phil. Trans. Roy. Soc. London A (to appear 2001)

Weiteres Vorgehen:

Die o.g. These könnte bewiesen werden durch die weitere Korrelationsanalyse der vorliegenden instationär gemessenen Drucksignale, die längs der Spannweite stromauf und stromab für verschiedene spannweite Positionen erfasst wurden. Zur Sichtbarmachung der spannweitig-periodisch abgelösten Wirbelstrukturen bei künstlicher Anregung der Zylindergrenzschichtströmung bedarf es des Einsatzes einer geeigneten mindestens zweidimensional ggf. phasengekoppelten Visualisierungstechnik wie z.B. mit der Particle Image Velocimetry Methode.

Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	A.Gurr, U.Bunge, F.Thiele		
Institution	HFI für Strömungsforschung, TU Berlin		
Adresse	Müller-Breslau-Straße 8	Telefon: 030 / 314 26306	
	10623 Berlin	Telefax: 030 / 314 21101	
		e-Mail: ulf.bunge@tu-berlin.de	
Thema	Strömungsinduzierte Schwingungen eines rechteckigen Körpers in 2-dim., turbulenter, inkompressibler Strömung		

Projektbeschreibung:

Die genaue Vorhersage des dynamischen Verhaltens eines umströmten rechteckigen Körpers ist wegen des sehr komplexen instationären Strömungsfeldes besonders problematisch. Das gleichzeitige Auftreten verschiedener Arten strömungsinduzierter Schwingungen, abhängig von dem Höhen- Längenverhältnis des Körpers [2][3], und die damit auftretenden Probleme bei der Bestimmung des Strömungsfeldes, stellen besondere Anforderungen an den verwendeten Lösungsalgorithmus. Nach einer geeigneten Kopplung eines Strömungslösers und einem Löser für das mechanische Modell eines schwingfähigen Systems steht der Vergleich und die Bestimmung der Qualität der errechneten Lösung der Umströmung beweglicher und fester Struktur im Vordergrund. Dabei werden Abweichungen der numerischen Simulation vom Experiment als Grundlage für die Bewertung der Möglichkeit mittels RANS die Strömungs-Struktur-Interaktion hinreichend genau wiederzugeben besonders betrachtet.

Das Rechengelände ist ein 2-dim., blockstrukturiertes, orthogonales Gitter, welches entsprechen einer Low-Reynolds-Turbulenzmodellierung die viskose Unterschicht mit einem $Y^+ < 1$ für den wandnächsten Punkt auflöst. Modelliert wird ein Einmassenschwinger, mit einem horizontalen Freiheitsgrad (senkrecht zur Anströmung) und einer linearen Feder-Dämpfer-Fesselung. Die partielle Schwingungs-Differentialgleichung wird von dritter Ordnung genau diskretisiert. Die darin enthaltene transiente Krafterregung wird aus der Integration der mit dem Strömungslöser bestimmten Spannungen an der Körperoberfläche zu jedem Zeitschritt der instationären Rechnung bestimmt. Die so realisierte explizite schwache Kopplung ergibt zu jedem Zeitschritt eine Auslenkung Y , mit der das gesamte Gitter bewegt wird, wobei eine Korrektur des Flusses gemäß des SCL vorgenommen wird. Das Strömungsfeld ist mittels der FVM und einem Druckkorrekturverfahren nach Art des SIMPLE Algorithmus durch Lösen der RANS-Gleichung und entsprechend dem Turbulenzmodell weiterer Transportgleichungen gelöst. Das Verfahren ist implizit von zweiter Ordnung und Konvektion wird mit einem TVD-Verfahren auf der Basis von QUICK behandelt.

In einem Bereich von $3.0(Re = 10000) < V(= \frac{U_{dim}}{f_0 H}) < 18.0(Re = 60000)$ wird die Geschwindigkeiten sowie der Zeitschritt der Simulation und das verwendete Turbulenzmodell variiert. Die über den Auftriebsbeiwert C_A ermittelten Strouhalzahlen $Sr = \frac{f_{Sr} H}{U_{dim}}$ sowie die im Experiment [1][3] ermittelte Resonanzgeschwindigkeit von $V = 5.5$ können ohne eine Änderung bzw. Erweiterung der Turbulenzmodelle, welches gerade untersucht wird, nicht genau wiedergegeben werden. Die Experimente [2] ergaben eine Resonanzgeschwindigkeit $V < \frac{1}{S_r}$, was darauf schließen läßt, daß in diesem Geschwindigkeitsbereich eine Schwingungsanregung mit einer höheren Frequenz als die der Wirbelstrasse f_{Sr} im Nachlauf geschehen muß, damit es im Bereich der Eigenfrequenz f_0 des schwingfähigen Systems zu stabilitätskritischen Auslenkungen kommen kann.

Eine solche Teilschwingung entsteht durch das Wiederauftreffen der an der Vorderkante abgelösten Wirbel auf die Hinterkanten [2] mit einer Frequenz $f_A > f_{Sr}$. Die genaue Wiedergabe dieses Effekts ist die Grundvoraussetzung zur numerischen Bestimmung der Resonanzgeschwindigkeit ($V < \frac{1}{S_r}$), wobei dieses stark vom verwendeten Turbulenzmodell abhängt. Die Verkleinerung der Zeitschrittweite ist durch das Problem der Spektralen Lücke bei RANS begrenzt, jedoch die genaue Bestimmung von f_A setzt eine Auflösung einer Periode $T_{Sr} = \frac{1}{f_{Sr}}$ mit $170 < n < 200$ Punkten bei diesem Verfahren voraus. Eine Trennung der durch das Turbulenzmodell erfaßten Zeitmaß T_t und der aufgelösten Zeitmasse $T_m(max. = \frac{\Delta t_{dim}}{10})$ der transienten Grundströmung kann dabei nicht sicher gestellt werden.

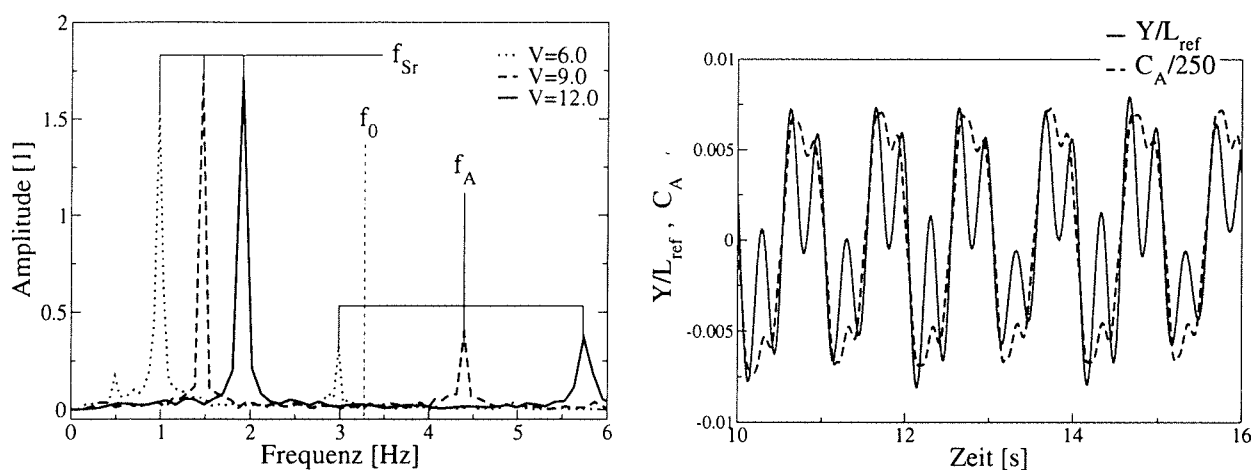


Abbildung 1: a) DFT- C_A unbewegte Struktur; b) Auslenkung und C_A bei $V=6.0$

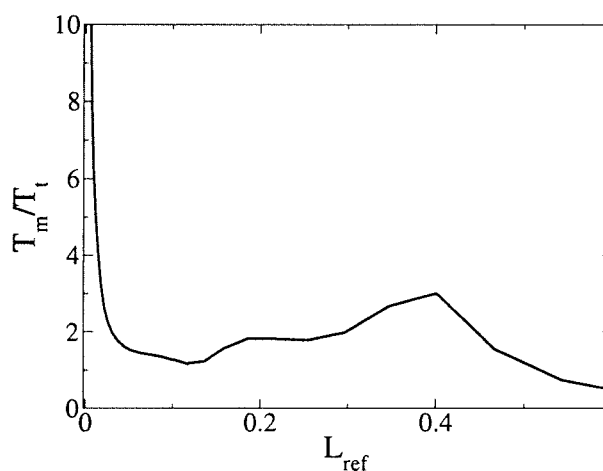
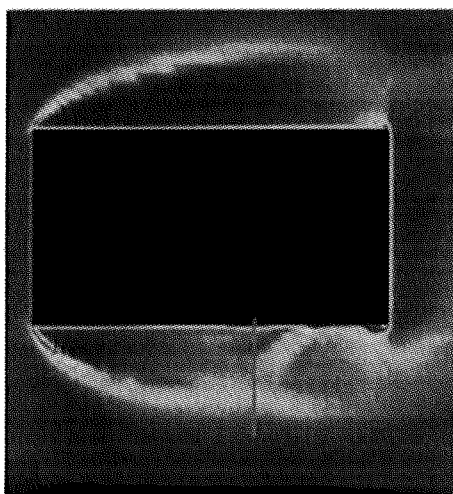


Abbildung 2: Spektrale Lücke von einer Größenordnung nur bis max. 9-13 Kontrollvolumen vom Körper entfernt

Die geringsten Abweichungen von den Experimenten wurden mit dem LLR- $k - \omega$ Turbulenzmodell erreicht. Unterschiede der einzelnen Turbulenzmodelle entstehen durch verschiedene Modellierungen der turbulenten Viskosität ν_t (getestet wurden je zwei Eingleichungs- und Zweigleichungsmodelle), durch welche eine Verschiebung von f_{Sr} und f_A im resonanzkritischen Frequenzbereich hervorgerufen werden kann. Noch laufende Untersuchungen mit einer Limitierung von ν_t sollen eine genaue Vorhersage der Resonanzgeschwindigkeit ($V < \frac{1}{S_r}$) mittels RANS ermöglichen. Dennoch deutet sich die Möglichkeit an, mit hochauflösenden Verfahren wie z.B. DES bessere Ergebnisse zu erzielen.

Literatur:

1. Ikenouchi M. et al.: 'Fundamental investigation on wind resistant design of bridges', Mitsui Zosen Technical Review, No.116 pp. 31-38 (1982)
2. S.Deniz, Th. Staubli: 'Oscillating rectangular and octagonal profiles: Interaction of leading- and trailing-edge vortex formation', Journal of Fluid and Structure (1997) 11, pp. 3-31
3. H.Sakamoto, K.Takai, M.M.Alam, M.Moriya: 'Suppression and characteristics of flow-induced vibration of rectangular prisms with various width-to-height ratios', Advances in Fluid Mechanics, Vol. 30. 'Fluid Structure Interaction', WIT Press, 2001, pp. 67-67
4. A.Anju, A.Maruoka, M.Kawahara: '2-D Fluid-Structure Interaction problems by an Arbitrary Lagrangian- Eulerian Finite Element Method', Paper Department of Civil Engineering, Chuo University, Kasuga 1-13-27, Bunkyo-ku, Tokyo 112, Japan

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische simulation / Transition	
Ansprechpartner	I. Hadžić, V. Bakić, M. Perić	
Institution	TU Hamburg-Harburg AB Fluidodynamik und Schiffstheorie	
Adresse	Laemmersieth 90 D-22305 Hamburg	Telefon: 040.42832.3115 Telefax: 040.42832.3331 E-mail: hadzic@tu-harburg.de

Weitere Partner

Thema:

Numerical and experimental analysis of flow around sphere at sub-critical Reynolds number

Projektbeschreibung:

In the past flows around bluff bodies such as circular or square cylinder have been extensively studied, both experimentally and numerically, because of their importance in engineering practice. Although the flow around sphere is relevant for many technical problems, extensive numerical studies have been done in the past only for laminar regime; experimental data for turbulent flows is also scarce and is mostly limited to integral parameters such as drag. Flow around sphere is a challenging case for turbulence modeling owing to the relatively complex physical phenomena and different flow regimes present. Downstream of stagnation point a very thin laminar boundary layer forms, which separates near equator and undergoes transition to turbulence. As the flow separates from a smooth surface, the separation line is not fixed. The wake is highly turbulent and includes a large recirculation region. It is known that most RANSE-models are not capable of handling this kind of flows with satisfactory accuracy; in the case of sphere, the predicted drag coefficient is often less than half the measured value.

The feasibility of using RANSE and LES to study transitional flows around bluff bodies with separation from a smooth surface is the subject of present investigation. The specific case chosen is the flow around a sphere held by a stick with a diameter around 10% of sphere diameter, attached to it at the rear stagnation point. The bulk Reynolds number based on sphere diameter and undisturbed flow is $Re = 50000$. A finite-volume method with unstructured, locally refined grids and different RANSE-models (low and high- Re , including one Reynolds-stress model) and LES are used to predict the flow. In order to provide validation data for numerical simulations the complementary experimental investigations using LDA technique in a low-turbulence wind tunnel are conducted in our Lab. At present data is available for the stream-wise mean velocity components and the stream-wise Reynolds-stress tensor component at several cross-sections downstream from sphere center.

The drag coefficient is over-predicted by the current LES on a grid with just over 1.5 million points for about 10% in comparison to available experimental data from the literature which are made for the sphere without the stick. Figure 1 shows the mean velocity vectors and the stream-wise normal component of the Reynolds stress tensor, before averaging in the circumferential direction. High level of symmetry of computational results was obtained for these quantities. The predicted length of the recirculation region is about 20% shorter than observed in the LDA experiment (LES $x_r/D \approx 1.25$, experiments $x_r/D \approx 1.45$). Rather good agreement between experiment and LES is obtained for the

mean velocity, as can be seen from Fig. 2. The agreement is qualitatively satisfactory also for the mean square root of the Reynolds stress $\overline{u^2}/U_o^2$; the discrepancy may be due to the relatively coarse grid especially in the region of re-attachment.

Predictions by RANSE-models (2D axis-symmetric) disagree not only quantitatively but also qualitatively with LES and experimental data. The major reason for the failure of RANSE-models is their inability to predict the recirculation region correctly as these models were calibrated mainly in boundary-layer type of flows.

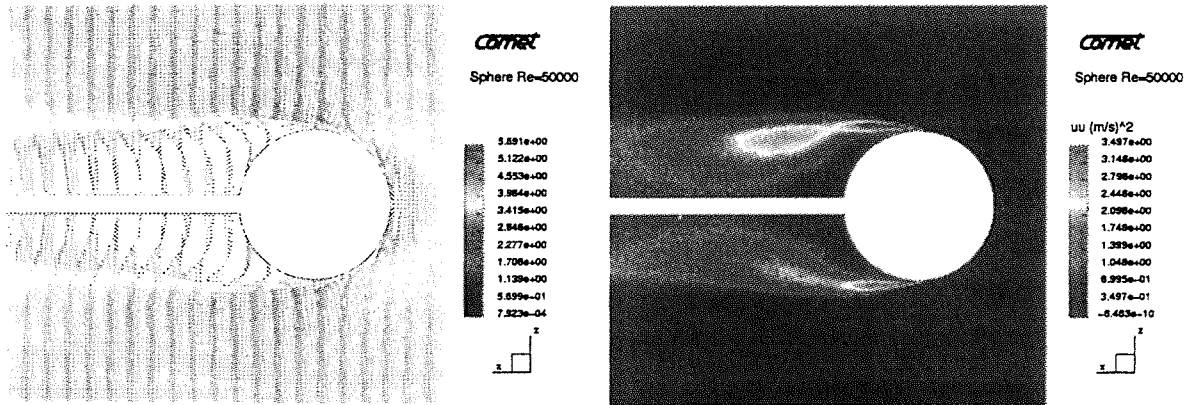


Figure 1: Mean velocity vectors (a) and stream-wise component of the Reynolds stress tensor.

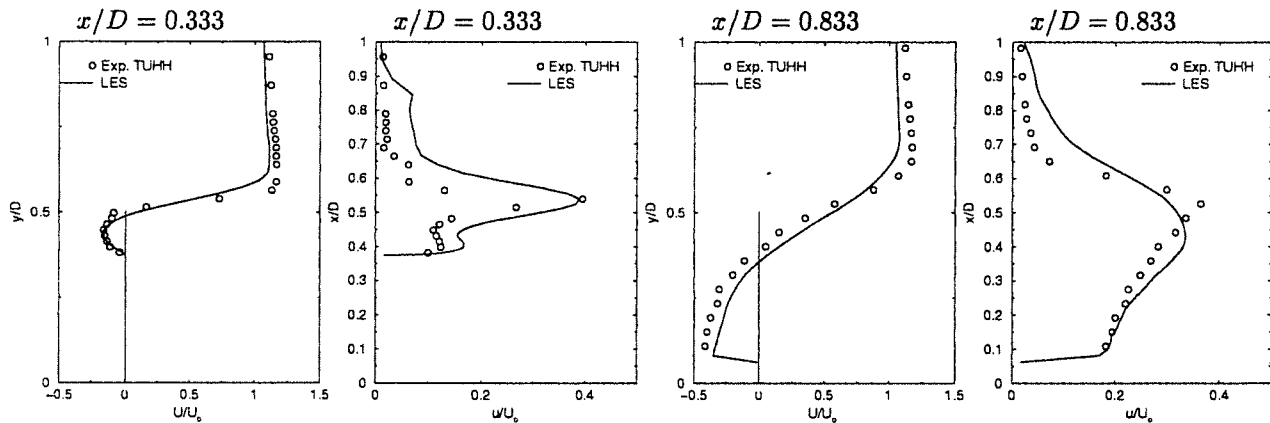


Figure 2: Comparison between experimental and LES results. U/U_o is the mean stream-wise velocity and u/U_o the square root of the stream-wise velocity fluctuation correlation.

In the near future the undergoing experiments will provide data of other velocity components and Reynolds-stresses. The LES will be revised and possibly the grid of better quality will be generated especially in the region of re-attachment. The systematic assessment of RANSE models will provide reliable data on ability of turbulence models to predict such flows.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: Peter Nöding, Dirk Stern, Klaus Weinand

Institution: EADS/Lenkflugkörpersysteme GmbH, Unterschleißheim bei München

Adresse: Postfach 1661
D-85705 Unterschleißheim

Telefon: (089) 3179-8129
Telefax: (089) 3179-8904
e-mail: peter.noeding@lfk.eads.net

weitere Partner: --

Thema: CFD-Analysen von Hochgeschwindigkeitsflugkörpern und Vergleich mit Windkanalmessungen

Projektbeschreibung:

CFD-Analysen in Verbindung mit Windkanaluntersuchungen sollen die Erfahrungsbasis bei der Auslegung von Hochgeschwindigkeitsflugkörpern mit verschiedenen Steuerungskonzepten vertiefen.

Betrachtet werden Flugkörperkonzepte mit verschiedenen Ruderauslegungen (konventionelle Planarflügel und Gitterflügel). Dafür werden die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen in Verbindung mit verschiedenen Turbulenzmodellen (k - ϵ / k - ω -Modelle, Spallart-Allmaras-Modell) numerisch gelöst.

Machzahlen und Anströmwinkel werden variiert und berechnete aerodynamische Beiwerte mit vorhandenen Windkanal-Experimenten (durchgeführt beim DLR) verglichen.

Als Vergleichsdaten stehen die in den Windkanalversuchen ermittelten globalen aerodynamischen Beiwerte (Tangentialkraftbeiwerte, Normalkraftbeiwerte und Nickmomentenbeiwerte) zur Verfügung. Im Unterschied zu den Windkanaldaten liefern die numerischen Rechnungen neben globalen aerodynamischen Beiwerten auch einen detaillierten Eindruck der gesamten Umströmung des Flugkörpers und seiner Komponenten. Hier ist die Analyse des Strömungsfelds insbesondere in Hinblick auf die strömungsmechanische Interaktion Flugkörperrumpf/Gitterflügel von Interesse.

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

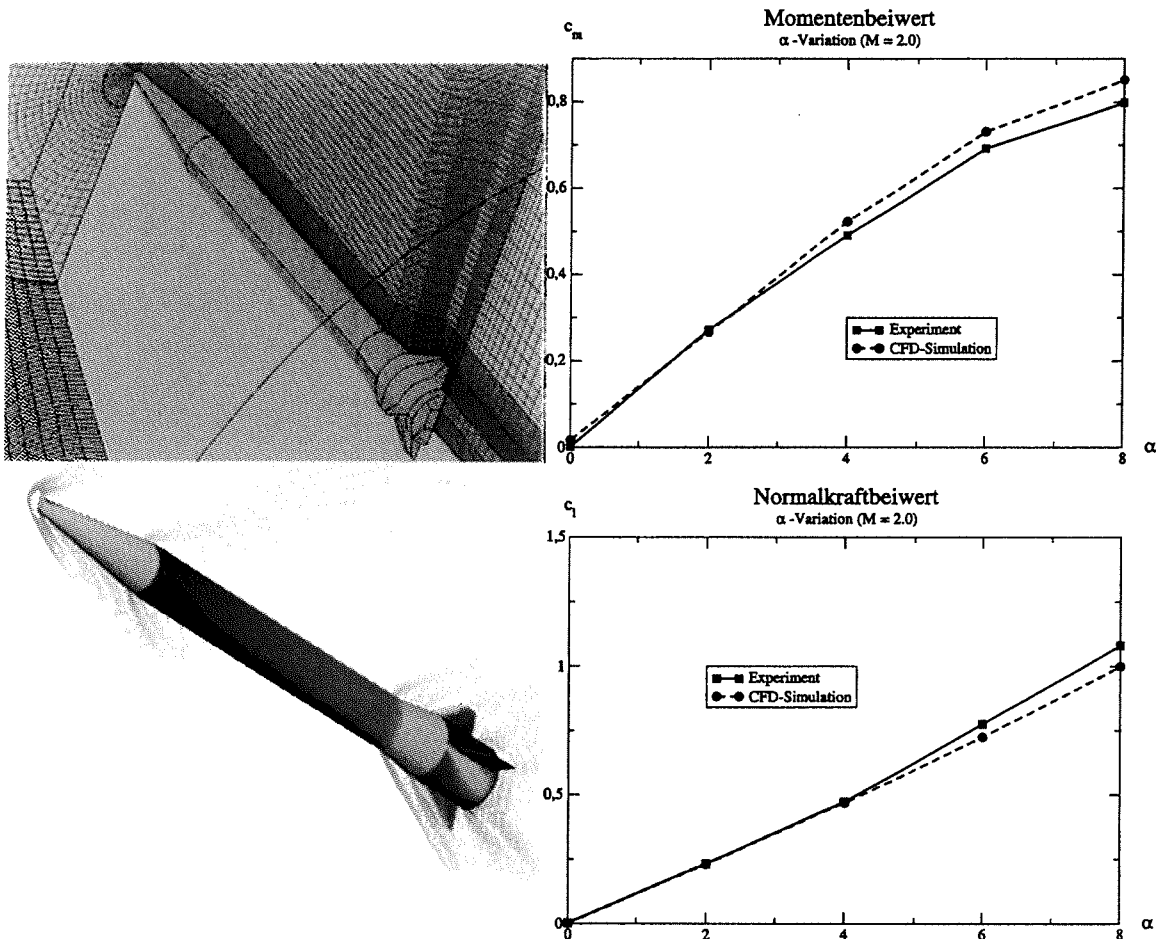
Für die Zukunft sollen weitere Konzepte im Vergleich zum Versuch auch unter Einbeziehung von Wärmeübergangsproblemen (aerodynamische Aufheizung von Flugkörperstrukturen) behandelt werden.

Eine vorgesehene Verwendung von Chimera-Netzen, um komplexe Steuerflächen wie Gitterruder zu modellieren, kann den Vernetzungsaufwand für die Kombination Flugkörperrumpf/Gitterruder stark reduzieren und gleichzeitig die Behandlung von Fällen mit variierten Ruderstellungen erleichtern.

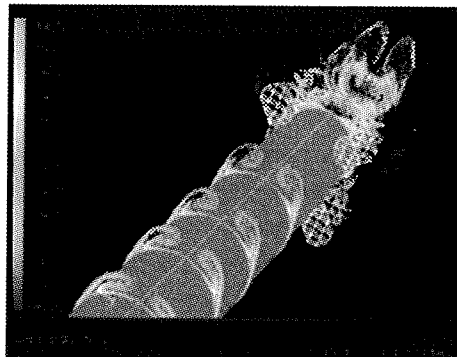
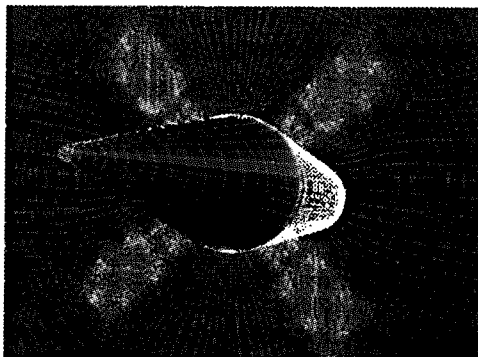
Die Bewertung verschiedener Turbulenzmodelle in bezug auf ihre praktische Eignung bei der Simulation von Flugkörperumströmungen bleibt ein wichtiges Thema.

STAB

Ergebnis:



CFD-Netz/ Resultate HFK-Konzept mit Planarflügel(Druckverteilung bei $Ma=2.0$ und berechnete Normalkraft- bzw. Nickmomentenbeiwerte im Vergleich zu Windkanaldaten)



CFD-Netz/Resultate HFK-Konzept mit Gitterflügel (Wirbelstrukturen an Rumpf und Gitterflügeln bei Anstellwinkel 10°)

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper / Rümpfe
Fachkreis:

Ansprechpartner: Philippe Reynier

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

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:

The coupling between the actuator disk and the missile has been achieved. The forces due to the lattice wings are interpolated from a database filled with experimental data found in the literature. The numerical tool has been validated by comparisons against the experiments performed at DLR Köln for a complete vehicle. The method has been applied to supersonic flows with and without angle of attack.

Ziel:

Numerical simulations at high angle of attack (higher than 20 degrees) are performed to confirm the validity of the method for missile applications.

Lösungsweg:

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. The actuator disk has been coupled to a missile with lattice wings in order to predict its performances in terms of forces and moments. Several numerical simulations have been performed to predict supersonic and hypersonic flows around the complete vehicle. The results for a vehicle without angle of attack agree with the experiments performed at DLR Köln for the low supersonic Mach numbers. Some discrepancies occur at high Mach numbers where the database is not valid. In presence of an angle of attack, the simulations for a body alone are in good agreement with the experimental data but this is not the case for the complete vehicle. This comes from the database which is not adequate for the current lattice wing. The numerical results establish the validity of the method, but the reliability of the predictions is strongly dependent on the database.

Ergebnis:

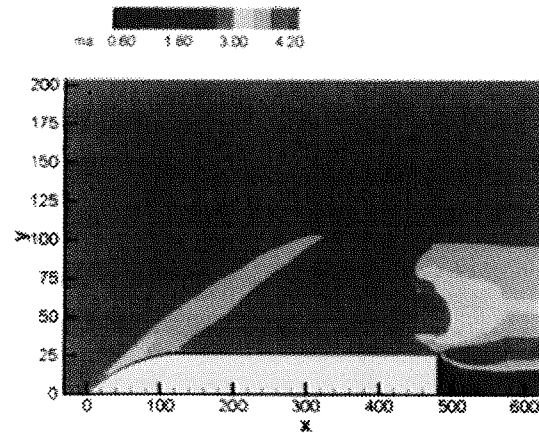


Figure 1: Mach number field at Mach 4 (AoA 0 deg) computed with the AUSM scheme and the Baldwin-Lomax model.

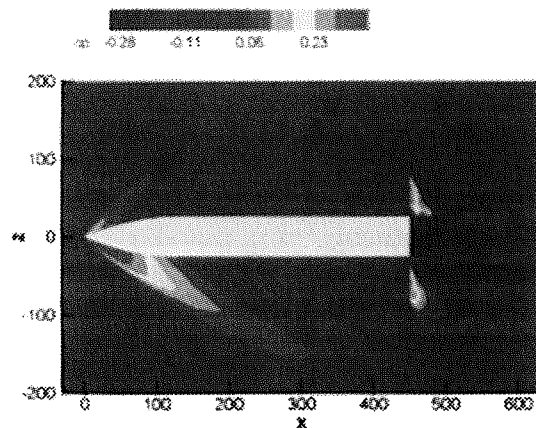


Figure 2: Pressure coefficient field at Mach 1.8 (AoA 10 deg) computed with the AUSM scheme and the Baldwin-Lomax model.

Weiteres Vorgehen:

The objective is to be able to predict the performances (in term of forces and moments) with a low error margin (less than 10 %) of a vehicle with lattice wings. In this purpose, a new database will be used for the numerical simulations, the method will be incorporate in the non-structured solver, TAU, and the turbulence effects will be more deeply investigated.

Literatur:

Ph. Reynier, Coupling between an actuator disk and a Navier-Stokes solver: Application to a missile with lattice wings, Technical Report IB 129-2001/12, DLR, Braunschweig, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe/ Stumpfe Körper/Rümpfe
Fachkreis:
Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Peter Seggewiß
Institution: Wehrwissenschaftliches Institut für Werk-, Explosiv- und Betriebsstoffe

Adresse: Institutsweg 1 **Telefon:** 08122 / 57-338
D-85435 Erding **Telefax:** 08122 / 57-354
 e-mail: PeterSeggewiss@bwb.org

Thema: **Mechanische Eigenschaften thermisch belasteter Faserverbundwerkstoffe**

Ausgangssituation: Um auch gegen zukünftige Bedrohungen durch Marschflugkörper, Luft- und Landfahrzeuge ein effizientes, hochwirksames Waffensystem bereitstellen zu können, wird zur Zeit in einer Technologiestudie ein Flugkörper entwickelt, dessen herausragendes Merkmal der Einsatz in Bodennähe mit Hyperschallgeschwindigkeit ist.

Die dabei auftretenden aerothermischen Belastungen führen zu Oberflächentemperaturen weit über 1000°C. Dies liegt deutlich über den Einsatzgrenzen heute im Lenkflugkörperbereich üblicher Werkstoffverbunde.

Ziel: Um eine verbesserte Auslegung neuer Flugkörperstrukturen möglich zu machen sind daher auch im Werkstoffbereich neue Prüfverfahren zu entwickeln, um die Eigenschaften möglicher Werkstoffverbunde unter einseitiger thermischer Beanspruchung untersuchen zu können.

Um die bei dieser Belastung auftretenden Abbauvorgänge in Faserverbundkunststoffen beurteilen zu können, sind umfassende Versuchsverfahren entwickelt worden, mit deren Hilfe Faserverbunde unter thermischer Belastung bewertet und ausgewählt werden können.

Lösungsweg: Es wurden kleine Werkstoffproben mit einlamierten Thermo-
elementen entwickelt und das Zeit-Temperatur-Verhalten, das
Abbauverhalten und die Hitzefreisetzung bei Beflammung und IR-
Bestrahlung durch anschließende Ultraschalluntersuchung,
Lichtmikroskopie und Rasterelektronenmikroskopie betrachtet. In
anschließenden Versuchen sind die mechanischen Eigenschaften vor
und nach einer einseitigen thermischen Belastung untersucht worden.

Zur Untersuchung der Eigenschaften moderner Faserverbundkunststoffe während einer einseitigen thermischen Belastung ist ein neues kombiniertes Testverfahren entwickelt worden, mit dem sich während einer Infrarot-Bestrahlung von Probekörpern mechanische Eigenschaften prüfen lassen.

Ergebnis:

Der thermische Abbau der Proben in die Tiefe strebt gegen einen „Grenzwert“, während sich die Verbund-Schädigungszone sehr schnell in die Fläche der Probe ausbreitet. Nach der thermischen Belastung sind die mechanischen Resteigenschaften erheblich herabgesetzt und alle Materialien zeigen einen signifikanten Abfall der Festigkeit und der Steifigkeit mit einem sehr schmalen Übergangsbereich zum ungeschädigten Teil der Probe. Der Verlust an Biegefestigkeit ist dabei um eine Größenordnung höher als der Verlust an Zugfestigkeit, wodurch der Matrix-dominierte Abbau der mechanischen Eigenschaften bestätigt wird.

Die mechanischen Eigenschaften der Werkstoffkandidaten lassen sich mit einem neuen Verfahren sowohl unter Zug- als auch Druckbeanspruchung bei gleichzeitiger thermischer Belastung untersuchen. Die Ergebnisse erlauben direkte Rückschlüsse auf die Eignung eines gewählten Verbundaufbaus und eventuell eingesetzter Schutzschichten für den geplanten Einsatz.

Mit diesem neuen kombinierten thermodynamischen und mechanischen Versuchsverfahren haben Ingenieure nun den Zugang zu einem Hilfsmittel um Faserverbundstrukturen gezielt für einseitige thermische Belastungen auszulegen und zu optimieren.

Weiteres Vorgehen: Die grundlegenden Untersuchungen zu Abbauverhalten und Versagensmechanismen von thermisch belasteten Faserverbundwerkstoffen werden fortgesetzt und die mechanischen Resteigenschaften bei Druck- und Schubbeanspruchung ermittelt.

Durch ergänzende numerische Simulation sollen Parameterstudien durchgeführt werden und so Möglichkeiten der Simulation thermischer Belastungen von Faserverbundwerkstoffen entwickelt werden.

Die Ergebnisse der verschiedenen Testverfahren sollen durch Vergleich mit Werkstoffproben die in Windkanälen und vergleichbaren Einrichtungen aerothermisch belastet werden und durch Auswertung von Testflugergebnissen validiert werden.

Literatur:

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flugkörper /Rümpfe

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

Institution: Deutsch-Franz. Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL),
Postfach 1260, D-79574 Weil am Rhein

Tel.: +33 (0) 3 89 69 5043

Fax: +33 (0) 3 89 69 5048

e-mail: srulijes@isl.tm.fr

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 atmosphärischen Anströmbedingungen, wie Druck, Temperatur, Geschwindigkeit und Gaszusammensetzung eines V/SHORADS zu duplizieren die Möglichkeit, alle Einflussgrößen originalgetreu in ihrer Wechselwirkung zu untersuchen.

Ziel:

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 aerothermooptischen 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 Strömungszahl $M = 4,5$ (ca. 1500 m/s) und realen Bedingungen wie beim Flug in der Atmosphäre durchgeführt. Untersucht wurden Projektillmodelle mit sphärischem Kopf und Kaliber 70 mm, die vorn mit unterschiedlichen Spikegeometrien bestückt waren. An der Spikespitze befand sich entweder eine Kugel (Kugelspike), ein Teller (Tellerspike) oder ein Doppelkegel (Doppelkegelspike). 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 konturierten Parallelstrahldüse an einem neuen Stoßrohrmodell, das mit 10 Kulite-Gebern bestückt ist.

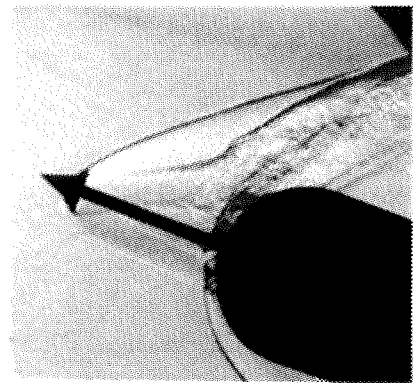
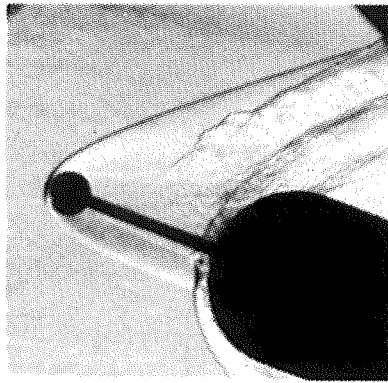
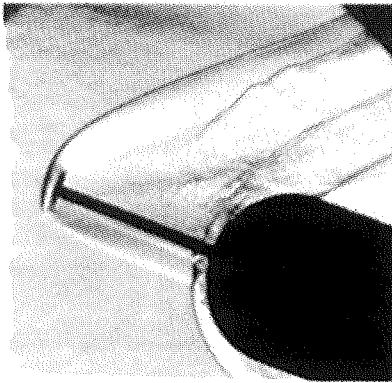
Ergebnis:

Die Differentialinterferogramme zeigen je ein Modell mit Teller-, Kugel- bzw. Doppelkegelspike bei einem Anstellwinkel von 20°. Anströmbedingungen: $M = 4,5$, $p = 40$ kPa und $T = 240$ K, Teller-, Kugel-, bzw. Doppelkegeldurchmesser: $d = 17,5$ mm, Spikelänge: $l = 70$ mm.

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, bzw. Doppelkegelspikes.

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

² EADS (European Aeronautic Defence and Space Company)



Tellerspike bei 20° Anstellung

Kugelspike bei 20° Anstellung

Doppelkegelspike bei 20° Anstellung

Zur Darstellung der unterschiedlichen Wirkung zwischen den verschiedenen Spikekonfigurationen sind die Druckmessungen am besten geeignet. Die Druck-Zeit-Verläufe verdeutlichen, insbesondere bei großen Anstellwinkeln, die Überlegenheit des Kugelspikes bzw. des Doppelkegelspikes. Diese wirken auf den Dom des Projektils druckmindernd. Ein zusätzlicher Vorteil der Kugelgeometrie im Vergleich zum Teller ist, dass für $M = 4,5$ der Widerstandsbeiwert C_D für die Kugel 0,93 und für den Teller 1,7 beträgt [Hoerner]. Der geringere Druckbeiwert der Kugel trägt somit auch noch zur Erniedrigung des gesamten Druckwiderstands bei. Der Doppelkegelspike hat einen noch niedrigeren Druckbeiwert als der Kugelspike. Ein Vorteil des Kugelspikes im Vergleich mit den Teller- bzw. Doppelkegelspike betrifft die Ablösung der Strömung bei größeren Anstellwinkel. Verglichen mit dem klassischen Tellerspике können deswegen größere Anstellwinkel vorteilhafter geflogen werden. Diese grundlegenden Ergebnisse unserer Untersuchungen 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 VISHORADS-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-, Doppelkegel- bzw. Tellerspике sehr gut überein. Eine Widerstandsverminderung von 0° bis 15° für den Teller-, bis 19° für den Kugel-, bzw. bis 21° für den Doppelkegelspike werden berechnet. Das Auftriebs-Widerstands-Verhältnis wird bis 21° für den Teller-, bis 26° für den Kugel-, und bis 28° für den Doppelkegelspike wesentlich erhöht. Die Vorteile gegenüber dem klassischen Tellerspике der ausgewählten Kugelspike- bzw. Doppelkegelspikekonfiguration werden voll und ganz bestätigt.

Literatur:

- Smeets G, George A, Anwendungen des Laser-Differentialinterferometers in der Gasdynamik, ISL, R28/73, 1973
 Hoerner S F, Fluid-Dynamic Drag, 1965
 Srujijes J, Gnemmi P, Runne K, Seiler F, Flow Visualisation, Pressure Measurements and Numerical Calculations on Spike-Tipped Bodies, STAB Symposium, Stuttgart, 2000
 Gnemmi P, Srujijes J, Roussel K, Runne K, Flow Field around Spike-Tipped Bodies, 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, Anaheim, USA, 2001

Weiteres Vorgehen:

- Weiterführung der 3D-Rechnungen (stationär bzw. instationär) unter Anwendung der gemittelten Erhaltungsgleichungen mittels CFX-TASCflow Code an Teller-, Kugel- und Doppelkegelspike.
- Vergleich der Wärmestromrechnung mit den experimentellen Ergebnissen.
- 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.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. K. Augustin, 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) 685-3405

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner Dr. W. Würz, Dipl.-Ing. D. Sartorius, Laminarwindkanal,
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Uni Stuttgart

Thema **Beeinflussung von Grenzschichten mit laminarer Ablöseblase**

Ausgangssituation Bei verzögerten Strömungen kleiner Reynoldszahl, wie sie an Segelflugzeugprofilen oder bei Verkehrsflugzeugen in Start-/Landekonfiguration am Vorflügel auftreten, führt der Druckanstieg zur Hinterkante hin häufig zur laminaren Ablösung der Grenzschicht mit turbulentem Wiederanlegen und dazwischen liegendem Rückströmgebiet. Diese sog. „laminare Ablöseblase“ bewirkt einen erhöhten Widerstand und hat durch ihre starke Instationarität unerwünschten Einfluss auf die Auftriebsverteilung am Flügel.

Ziel Die Strömung mit laminarer Ablöseblase eines am Institut entwickelten Laminarprofils wird sowohl mittels direkter numerischer Simulation als auch durch Experimente im Laminarwindkanal des IAG untersucht. Basierend auf den Ergebnissen der Simulation und Vorversuchen wird ein Mechanismus entwickelt, um laminare Ablöseblasen am Profil zu detektieren und in ihrer Größe zu beeinflussen.

Lösungsweg Die theoretischen Untersuchungen zum Verhalten laminarer Ablöseblasen werden mittels linearer Stabilitätstheorie (LST), bei der die Entwicklung diskreter Störungen in einer laminaren Grenzschicht durch Lösung der Orr-Sommerfeld-Gleichung verfolgt wird, sowie direkter numerischer Simulation (DNS) für eine 2-D Grundströmung und extern aufgeprägtem Druckgradienten durchgeführt. Grundlage bildet ein numerisches Verfahren beschrieben in Rist (1998), erweitert um ein viskoses-nichtviskoses Interaktionsmodell von Maucher et al. (2000), das die Verdrängungseffekte der Ablöseblase kontinuierlich berücksichtigt. In der DNS werden die vollständigen, instationären Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömungen in Wirbelstärke-Geschwindigkeitsformulierung für Gesamtgrößen gelöst. Hierzu werden finite Differenzen 4. Ordnung in Strömungs- und wandnormaler Richtung und ein Spektralansatz in spannweitischer Richtung verwendet. Die Zeitintegration erfolgt durch ein Runge-Kutta-Schema ebenfalls 4. Ordnung. Grundlegende Untersuchungen zum Verhalten einer Ablöseblase bezüglich eingebrachter stationärer sowie instationärer 2-D und 3-D Störungen werden am Fall „Ablöseblase in Profilmittte“ von Rist(1998) durchgeführt. Die hierdurch gewonnenen Erkenntnisse sollen auf die Strömung am Profil im Windkanal übertragen werden. Begleitend zu den Experimenten wird die Strömung am Profil numerisch weiter untersucht, um neue Ansätze zur Detektion der Blase und Störungseinbringung zu entwickeln und zu testen, da dies einfacher in der DNS als im Experiment möglich ist.

Ergebnis

3-D Simulationen der betrachteten Ablöseblase zeigen eine starke Abhängigkeit der Größe der Blase von instationären 2-D oder schwach schräglaufenden 3-D Störwellen bei kleinen Schräglaufwinkeln Φ_{3D} . Eine Störampplitude am Störstreifen (Pos. siehe Bild 1b) von $A_0 = 10^{-3} \cdot U_\infty$ führt in diesen Fällen schon zu einem Verschwinden der Blase. Im Fall rein stationärer 3-D Störung, wie in Bild 1, zeigt sich jedoch ein anderes Bild. Die Trennstromfläche Ψ_0 und damit die Form der Blase weist lediglich eine Modulation in spannweitischer Richtung mit der Wellenlänge λ_z der Störung auf. Im zeitlichen und räumlichen Mittel beeinflusst eine solche Störung die Größe der Blase jedoch kaum. Dies ist auch aus den Amplitudenverläufen in Bild 1b ersichtlich, wobei nicht die starke stationäre 3-D-Mode (0,1) zum Umschlag führt sondern eine anfangs nur im Hintergrund vorhandene 2-D instationäre TS-Welle (1,0).

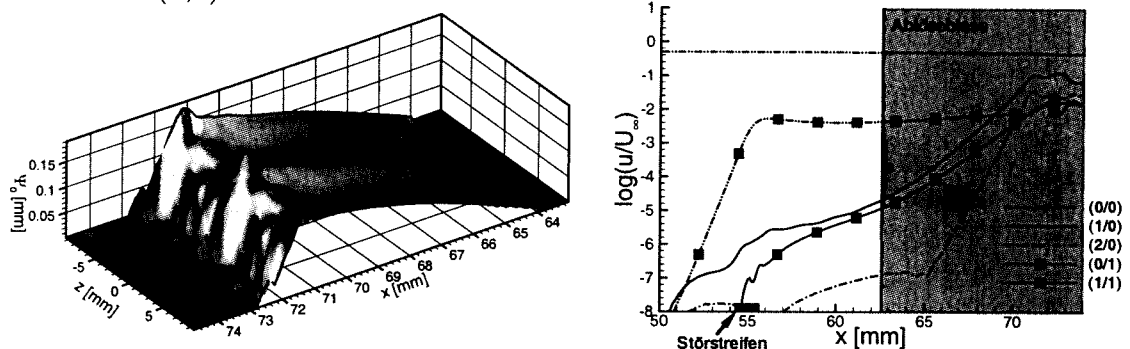


Bild 1: a) Trennstromfläche Ψ_0 bei Störung mit stationärer 3-D Mode (0,1) und b) 2-D und 3-D Anfachungskurven über der Stromabkoordinate x .

Dies zeigt, dass die Beeinflussbarkeit der Blase von der Art der eingebrachten Störung abhängig ist. Macht man sich die starke Instabilität einer Grenzschicht mit Druckgradient zunutze, lässt sich eine laminare Ablöseblase jedoch auch schon bei sehr kleiner Störampplitude A_0 zum Verschwinden bringen.

Ein Ansatz zur Beeinflussung führt auf die Detektion und Verstärkung von schon in der Anströmung vorhandenen Störungen oder die Signalerückführung von weiter stromab liegenden Positionen. Dies macht eine Vorabauswahl bestimmter Störmoden überflüssig. In diesen (über die Wandschubspannung ω_z) bestimmbar sind Signalen, sind die instabilsten Grenzschicht-Moden schon vorhanden und können über einen Aktuator als wandnormale v -Geschwindigkeitsstörung wieder in die Strömung eingegeben werden.

Literatur

Rist, U. (1998):

Zur Instabilität und Transition in laminaren Ablöseblasen, Habilitationsschrift, IAG, Universität Stuttgart, Shaker Verlag, Aachen, 1999

Maucher, U., Rist, U., Wagner, S. (2000):

A Refined Interaction Method for Direkt Numerical Simulation of Transition in Bubbles, *AIAA Journal*, Vol. 38(8), pp. 1385-1393, August 2000

weiteres Vorgehen Neben weiteren Untersuchungen zur Einbringung und Detektion von Störungen am Beispiel der „Ablöseblase in Profilmittte“ und Entwicklung eines Steuerungs-/Regelungsmechanismus werden die Versuche am Laminarwindkanal mit einem Laminarprofil vorbereitet, welche die Eignung des Mechanismus zeigen sollen. Zum Vergleich werden hierzu Simulationen mittels DNS durchgeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Laminarhaltung und Transition / Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. S. Herr, Dr.-Ing. W. Würz, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart	
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon: (0711) 6853424 Telefax: (0711) 6853470 e-mail: herr@iag.uni-stuttgart.de
weitere Partner		
Thema	Experimentelle Untersuchungen zur Charakterisierung des dominanten Störspektrums in der Anströmung anhand der Rezeptivität einer Oberflächenstörung an einem 2-dimensionalen Tragflügelprofil	

Ausgangssituation

Am Beginn des Transitionsprozesses steht die Generierung von Tollmien-Schlichting-Wellen in der Grenzschicht durch Störungen in der Außenströmung, die Rezeptivität. Die Umsetzung dieser langwelligen Störungen (Schall/Wirbel) in kurzwellige Tollmien-Schlichting-Wellen wird am Laminarwindkanal im Rahmen des Schwerpunktprogramms „Transition“ untersucht. Dabei werden experimentelle Untersuchungen sowohl unter dem Einfluss des natürlichen Störspektrums der Windkanalströmung als auch kontrollierte Experimente mit der Einleitung von definierten Störungen in die Windkanalströmung durchgeführt.

Ziel

Es soll ein Verfahren erprobt werden, das indirekt Aufschluss über den Charakter (Wirbel/Schall) der Störungen in der Außenströmung gibt, die dominant für die Generierung von TS-Wellen verantwortlich sind. Dazu sollen gezielt die bisher gewonnenen Erkenntnisse bezüglich der Rezeptivität an Oberflächenstörungen genutzt werden. Das verwendete Verfahren soll insbesondere auch für Freiflugexperimente einsetzbar sein.

Vorgehen

Im Laminarwindkanal des IAG ($Tu \leq 0.02\%$) werden detaillierte Hitzdrahtmessungen in der Grenzschicht eines speziell für diesen Zweck entworfenen Profils durchgeführt. Die an einer 2-dimensionalen Oberflächenstörung (Störungshöhe $\leq 0.04 y_\delta$) generierten TS-Wellen werden, nachdem sie in der Grenzschicht angefacht wurden, stromab gemessen (Abb. 1.). In ersten Untersuchungen hatte sich dabei für die Variation der Streifenbreite ein charakteristischer Verlauf ergeben (Abb. 2.) und /1/, dieser Verlauf lässt sich in Anlehnung an ein Experiment von Kobayashi et.al./2/ als Überlagerung der an der Vorderkante (VK) und der Hinterkante (HK) des Störstreifens generierten TS-Welle darstellen:

$$A_{TS} = \sqrt{A_{VK}^2 + A_{HK}^2 + 2 \cdot A_{VK} A_{HK} \cdot \cos \left(2\pi \frac{\text{Breite}}{\lambda_{TS}} + 2\pi f_{TS} \frac{\text{Breite}}{a_{ac}} - \pi \right)}$$

Dabei ergeben sich für Außenstörungen mit unterschiedlichen Fortschrittsgeschwindigkeiten (a_{ac}) unterschiedliche Verläufe, durch die auf den Charakter der dominant für den Umschlag verantwortlichen Störungen geschlossen werden kann (Abb. 2.).

Ergebnisse

Zur wesentlichen Vereinfachung dieses Experimentes soll die Variation der Störstreifenbreite mit einem einzelnen konischen Streifen erreicht werden. Um dabei den Anteil schräglauferender Wellen so gering wie möglich zu halten wird die Breite ausschließlich in dem Bereich variiert, in dem sich der größte Unterschied für Schall- und Wirbelstärkestörungen ergibt ($1 < \lambda_{TS} < 2$). Wird stromab dieses Streifens traversiert, so ergibt sich unter dem Einfluss des „natürlichen“ Störspektrums des Windkanal zunächst der Verlauf, der erwartet wird, wenn die TS-Wellen dominant durch Schallstörungen generiert werden (Abb. 3.). Im zweiten Schritt wurden durch einen Stödraht ($\varnothing=1.4$ mm) stromauf des Profils Wirbelstärkestörungen in die Anströmung eingeleitet, wodurch sich der gemessene Verlauf dem theoretischen Verlauf für dominant durch Wirbelstärkestörungen generierte TS-Wellen annähert (Abb. 4).

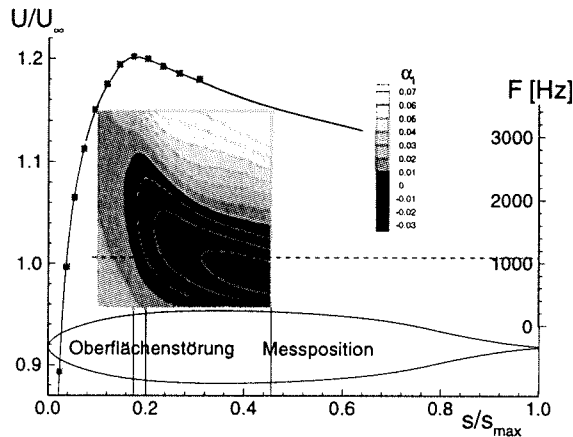


Abb.1: Geschwindigkeitsverteilung, sowie Stör- und Messposition

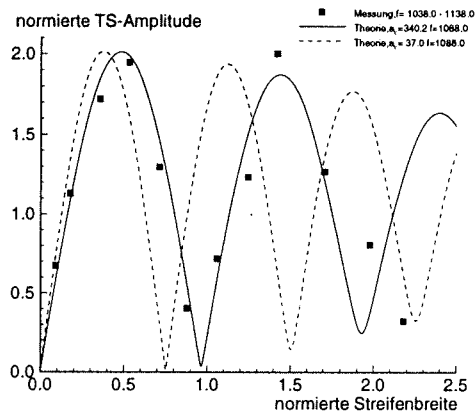


Abb.2: Normierte TS-Amplitude bei Variation der Streifenbreite (natürliches Störspektrum)

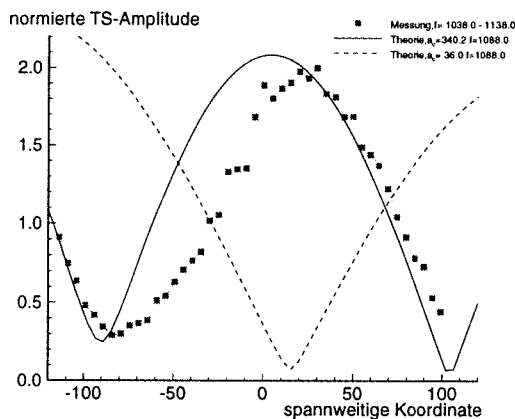


Abb.3: Spannweitung Verlauf der normierten TS-Amplitude stromab des konischen Störstreifens (natürliches Störspektrum)

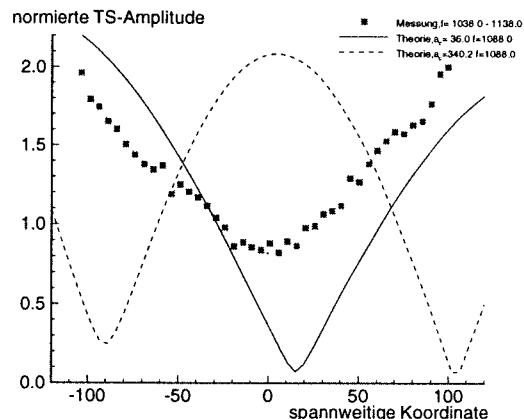


Abb.4: Spannweitung Verlauf der normierten TS-Amplitude stromab des konischen Störstreifens (Anströmung durch Draht gestört)

Literatur /1/S. Herr, W. Würz, S. Wagner: *Experimentelle Untersuchungen zur akustischen Rezeptivität einer 2-dimensionalen Grenzschicht unter dem Einfluss eines Druckgradienten*, Jahresbericht der AG STAB 1999

/2/R. Kobayashi, Y. Fukunishi, T. Nishikawa, T. Kato: *The Receptivity of Flat-Plate Boundary-Layers with Two-Dimensional Roughness Elements to Freestream Sound and Its Control*, Proc. of the IUTAM-Symposium, Sendai, Japan 1994

Weiteres Vorgehen

Im nächsten Schritt sollen Untersuchungen zum Einfluss natürlicher Oberflächenvibration am Profil durchgeführt werden.

Datum: 19.10.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis **Laminarhaltung von Tragflügeln / Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner Dipl.-Ing. R. Messing, Dr.-Ing. M. Kloker

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3426

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner bei der DASA, Bremen

Thema **Direkte Numerische Simulation der Absaugung durch Locharrays in einer 3-D-Grenzschicht**

Ausgangssituation Das Konzept der Hybrid-Laminarisierung (HLFC), das zur Stabilisierung der dreidimensionalen Grenzschicht am gepfeilten Tragflügel Absaugung im Nasenbereich und Formgebung des Flügels im Kastenbereich vorsieht, ist der erfolgversprechendste Ansatz, den laminar-turbulenten Strömungsumschlag stromab zu verschieben und damit den reibungsbehafteten Widerstand von Verkehrsflugzeugen zu reduzieren. Die sogenannte Überabsaugung, unter der man die vorzeitige Auslösung von Transition durch zu hohe Absaugegeschwindigkeiten an der Wand versteht, ist eines der bei der Grenzschichtabsaugung auftretenden Strömungsphänomene, die alle Anstrengungen bezüglich der Laminarhaltung zunichte machen. Die Instabilitätsmechanismen, die zur Überabsaugung führen, sind bisher kaum bekannt.

Ziel Mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen sollen die Instabilitätsmechanismen bei Überabsaugung untersucht werden. Neben der Fragestellung, ob es sich dabei um eine absolute oder konvektive Instabilität handelt, soll auch ein Kriterium für das Einsetzen von Überabsaugung gefunden werden.

Lösungsweg Zur Simulation der Absaugung durch Locharrays in einer dreidimensionalen Grenzschicht werden die vollständigen, instationären und inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen gelöst. Als Grundströmung wird eine beschleunigte Falkner-Skan-Cooke-Grenzschicht mit dem Hartree-Parameter $\beta_H = 0.4$ und einem lokalen Schiebewinkel am Einströmrand des Integrationsgebietes $\varphi_e = 35^\circ$ gewählt, deren Parameter einem Experiment an einem (1:2)-Modell des ATTAS-Flügels mit Laminarmanschette angepaßt sind. Für den Fall der Absaugung durch eine Lochreihe wurde bei sehr feiner numerischer Auflösung des Integrationsgebietes sukzessive die Absaugerate erhöht und stromab die Störentwicklung verfolgt.

Ergebnis In vorangegangenen Untersuchungen (siehe Stabmitteilung 1998), die unter Heranziehung aller zur damaligen Zeit zur Verfügung stehenden Computerressourcen durchgeführt wurden, ergab sich eine selbsterregte (absolute, da nicht mehr abschaltbare) Instationarität des Strömungsfeldes bei Lochreynoldszahlen größer als $Re_d = v_c d / \nu = 90$. Instationäre Störmoden wuchsen zeitlich und räumlich stark an, was zum Zusammenbruch der laminaren Strömung führte (Abb. 1). Ein solches Verhalten wurde in 2-D-Grenzschichten experimentell gefunden. Mit der Installation der NEC-SX 5 am Rechenzentrum Stuttgart konnten die Simulationen zur Überabsaugung mit halbiertem Schrittweite in wandnormaler Richtung durchgeführt werden. Die zuvor beobachtete selbst-erregte Instationarität tritt nun nicht mehr auf (Abb. 2). Selbst für sehr hohe

Lochreynoldszahlen $Re_d=530$, die einer maximalen Absauggeschwindigkeit $v_c=U_\infty$ entsprechen, bleibt das Strömungsfeld bei ausschließlich stationärer Absaugung stationär. Die mit der verfeinerten Auflösung erzielten Ergebnisse decken sich mit Aussagen von Spalart, der ebenfalls bei stationärer Absaugung, also ohne die Anregung von instationären Störungen, selbst für sehr hohe Absaugeraten nur stationäre Strömungsfelder stromab der Lochreihe erhält, allerdings in der stark beschleunigten Hiemenz-Strömung. Bei weiterführenden Simulationen wurde durch das Einbringen von instationären pulsartigen Störungen stromab der Absaugelöcher untersucht, ob die durch die großen Wirbel stark deformierte Strömung sekundär instabil gegenüber instationären Störungen ist und wenn ja, ob diese Instabilität konvektiver Natur ist oder ob es sich um absolute Instabilität handelt. Dabei ergab sich ein starkes, jedoch rein konvektives, Wachstum der instationären Störungen. Abb. 3 zeigt die t-modale Amplitudenentwicklung des Maximums über y und z der Stromabkomponente u' der eingebrachten instationären Störungen.

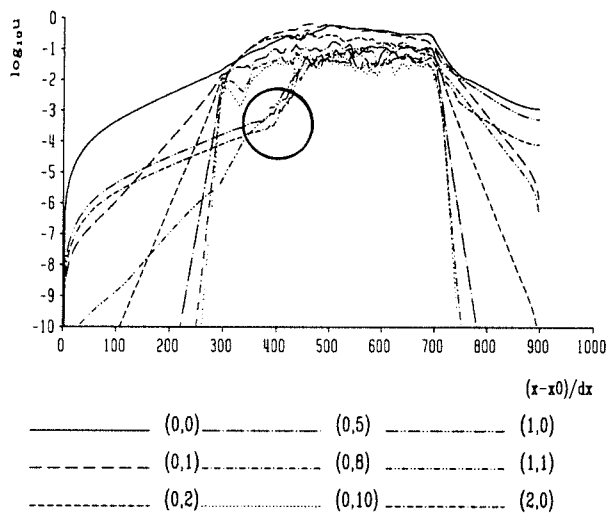


Abb. 1 u' -Amplituden ($d=50\mu\text{m}$), $\Delta y = 0.14$
Lochreihe bei $x-x_0/dx=300$, $v_c/U_\infty=0.178$

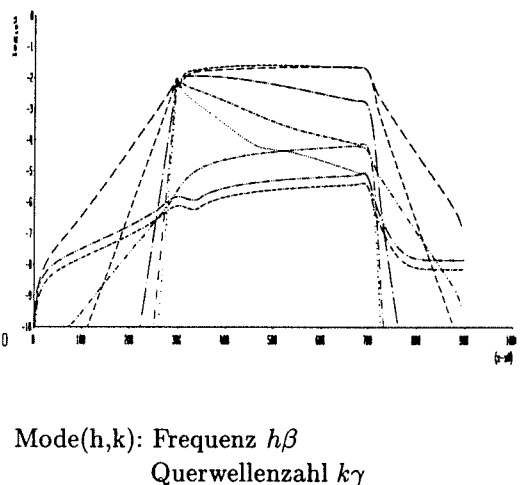


Abb. 2 u' -Amplituden ($d=50\mu\text{m}$), $\Delta y = 0.07$
Lochreihe bei $x-x_0/dx=300$, $v_c/U_\infty=0.178$

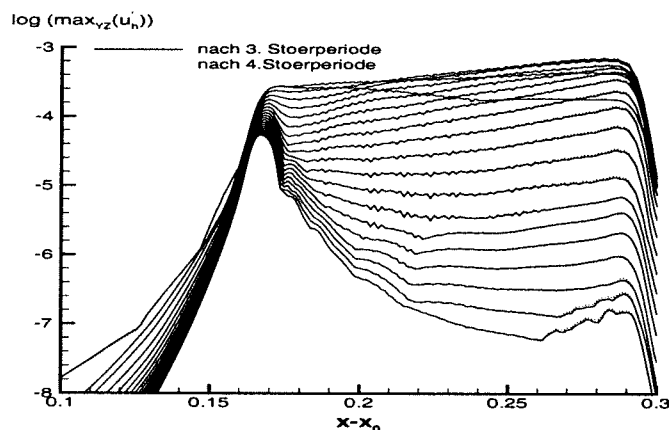


Abb. 3 Konvektive Sekundärinstabilität: t-modale Amplitudenentwicklung von $u'(h)$.
Frequenzen $\beta = 20$ bis $\beta = 400$ (von oben nach unten), $\Delta\beta = 20$; $v_c/U_\infty=1$.

Literatur Messing, R., Kloker, M., Wagner, S. (1999): DNS of suction through discrete holes in a 3-D boundary layer. In Nitsche, W.; Hilbig, R.: New results in numerical and experimental fluid dynamics. NNFM, 11.DGLR Symposium, 1999, Vieweg Verlag.

weiteres Vorgehen Mit Hilfe von DNS und sekundärer Stabilitätstheorie soll nach einem Kriterium gesucht werden, mit dem das Auftreten der Überabsaugung vorausgesagt werden kann.

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

DFG-SPP (Transitionsbeeinflussung)

Thema

Akustischer Einfluß auf die aktive Beeinflussung 3-dimensionaler Grenzschichtstörungen

Ausgangssituation

Der Schwerpunkt der vorliegenden Arbeit liegt in der aktiven, adaptiven Beeinflussung bzw. 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.

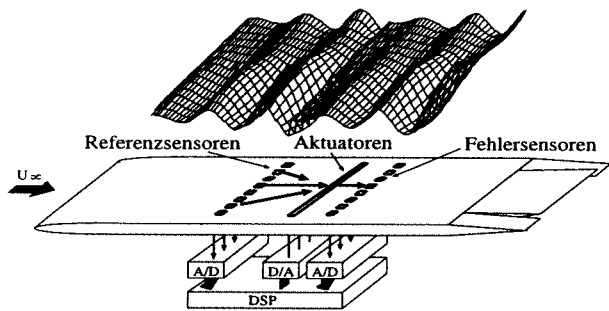
Ziel

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.

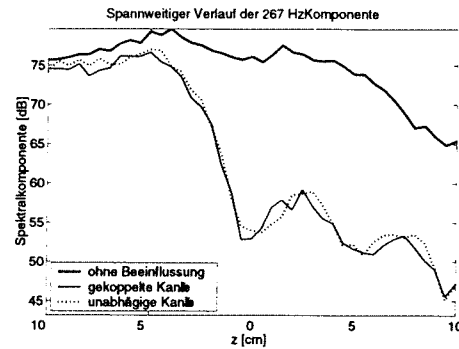
Lösungsweg

Das hier verwendete adaptive, aktive Dämpfungssystem, bestehend aus Sensoren, Aktuatoren und Signalverarbeitungshardware 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 ohne Druckgradient gewählt wurde, in deren Grenzschicht oberhalb einer entsprechenden Anströmgeschwindigkeit natürliche TS-Wellen untersucht und beeinflusst werden können. Die Experimente werden im turbulenzarmen Windkanal des DLR Göttingen (TUG) durchgeführt. 20 cm stromab der Vorderkante besteht zusätzlich die Möglichkeit einen in die Platte eingelassenen 3 mm langen Schlitz durch Druckkammerlautsprecher anzusteuern und somit als Punktquelle zu betreiben. Die zu unterdrückenden Störungen werden weitere 30 cm stromab durch ein Feld von acht spannweitig 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 stromab der Aktuatoren liefern der Signalverarbeitung acht

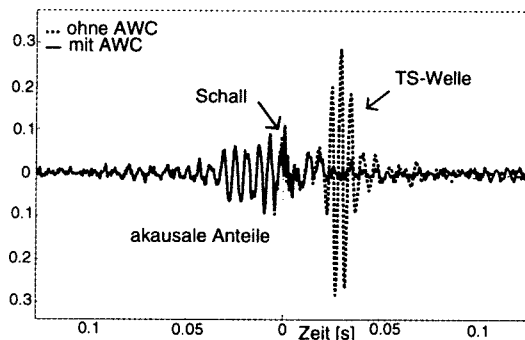
Fehlersignale, mittels derer ein Algorithmus durch Dekorrelation der Referenz- und Fehlersignale die Parameter des Systemmodells anpaßt.



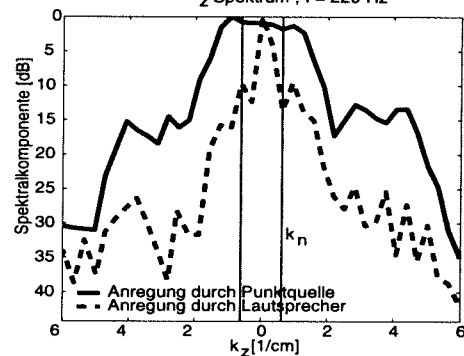
(a) Prinzipskizze des Modells, der spannweite Abstand zwischen den Sensoren beträgt 5 cm, der Abstand zwischen Referenzsensoren und Aktuatoren 11 cm.



(b) Spannweite Verteilung der Dämpfung natürlicher TS-Wellen für die am stärksten angefachte Frequenzkomponente 2 cm stromab der Fehlersensoren: $z=0, 5, 10$ cm. k_z Spektrum, $f = 220$ Hz



(c) Impulsantwort zwischen Referenz- und Fehlersignal mit und ohne Beeinflussung



(d) Querwellenzahlspektrum für verschiedene Anregungen 2 cm stromab der Fehlersensoren

Ergebnis

Aktive Steuerungsexperimente mit einem vollständig gekoppelten vierkanaligen Systemmodell in der Plattengrenzschicht wurden für natürlichen TS-Wellen durchgeführt und mit entsprechenden Experimenten ohne spannweite Kopplung verglichen. In beiden Experimenten konnte eine Senkung der Fehlersignalpegel, d.h. der Geschwindigkeitsschwankungen, um bis zu 22 dB beobachtet werden. Es wurde allerdings kein signifikanter Gewinn durch die zusätzliche Berücksichtigung lateraler Korrelationen erzielt (Abb. (b)). Experimente zur Dispersion eines räumlich- und zeitlichen TS-Impulses zeigten, daß im Bereich des Steuerungssystem Querwellen mit ca. $k_z \leq 2/cm$ ausbreitungsfähig sind, welche nicht ausreichend durch das Steuerungssystem mit Nyquist-Querwellenzahl $k_n = 0.628/cm$ abgetastet werden können (Abb. (d)). Experimente zur akustischen Rezeptivität der Grenzschicht zeigen ein Querwellenzahlspektrum der Störungen welches bis k_n um 12 dB abfällt. Der Anteil oberhalb von k_n stammt hauptsächlich von der akustischen Rezeptivität des Punktquellenschlitzes. Weiterhin lieferten Messungen zwischen Wandhitzdraht- und Mikrofonsignalen Kohärenzen von bis zu 0.7. Dies führt in der Impulsantwort zwischen Referenz- und Fehlersignal unter anderem auch zu Anteilen, die bei dem stromab gelegenen Fehlersensor vorher gemessen werden und somit der geforderten Kausalität des Steuerungssystems zuwiderlaufen (Abb. (c)).

weiteres Vorgehen:

Anhand von Simulationen mittels der gemessenen Dispersion soll untersucht werden unter welchen Bedingungen die Berücksichtigung lateraler Korrelationen einen zusätzlichen Dämpfungserfolg erwarten läßt und inwieweit sich die akustischen Effekte auf diesen auswirken.

Datum: 25. Oktober 2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln
Ansprechpartner: Hans W Stock
Institution: DLR-Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefon: 0531 2952816
Telefax: 0531 295 2320
e-mail: hans.stock@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Transitionsbestimmung an unendlich langen, schiebenden Flügeln mit Hilfe gekoppelter Navier-Stokes (RANS) und e^N Methode

Ausgangssituation: Anwendung auf 2-D Profilströmungen

Ziel: Bestimmung der Transitionslage an unendlich langen, schiebenden Flügeln

Lösungsweg:

1. Nur in viskos adaptierten Netzen für die RANS Lösung kann man laminare Scherschichtdaten von Grenzschichtqualität erzeugen.
2. Nachweis, dass die Kopplung von RANS in adaptierten Netzen mit der e^N Methode ersetzt werden kann durch die Kopplung von RANS Lösungen in konventionellen Netzen mit einem Grenzschichtverfahren und der e^N Methode.

Ziel:

Reduzierung des Bearbeitungsaufwandes, Automatisierung der gekoppelten Vorgehensweise.

Ergebnis:

Vier Windkanalmesskampagnen wurden nachgerechnet. Es ergab sich sowohl für die Tollmien-Schlichting (TS) Wellen induzierte wie auch für die Querströmung (QS) induzierte Transition eine gute Übereinstimmung mit den Messungen.

Literatur:

Stock, H.W. and Haase, W., Feasibility Study of e^N Transition Prediction in Navier-Stokes Methods for Airfoils, AIAA Journal, Vol. 37, No. 10, 1999, pp. 1187-1196

Stock, H.W and Haase, W., Navier-Stokes Airfoil Computations with e^N Transition Prediction Including Transitional Flow Regions, AIAA Journal, Vol. 38, No. 11, 2000, pp 2059 - 2066.

Stock, H. W., „Laminar Airfoil Validation Using Coupled Navier-Stokes- and Transition Prediction, wird veröffentlicht in Journal of Aircraft

Weiteres Vorgehen:

Erstellung eines Datenbankverfahrens für TS- und QS Wellen zur Automatisierung der Vorgehensweise.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis **Laminarhaltung von Tragflügeln / Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner P. Wassermann, M. Kloker

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon:(0711) 685-3426

Telefax:(0711) 685-3438

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

Thema Direkte Numerische Simulationen zum querströmungsinduzierten Umschlagprozess in dreidimensionalen Grenzschichten am schiebenden Flügel

Ausgangssituation Die Untersuchungen zu Transitionsvorgängen in dreidimensionalen Grenzschichten zeigen eine bisher unzureichend verstandene Vielfalt und Komplexität der Störungsentwicklung im Vergleich zu zweidimensionalen Grenzschichten. Das Verständnis dieser Transitionsmechanismen ist aber sowohl für zuverlässige Vorhersagemethoden als auch für die aktuell diskutierte, gezielte Transitionsbeeinflussung notwendig.

Ziel Mit räumlichen direkten numerischen Simulationen soll die realistische, überlagerte Ausbreitung von stationären und / oder instationären Paketen von primären Querströmungsmoden und instationären Hintergrundpulsstörungen in einer dreidimensionalen Grenzschicht mit negativem und anschließend positivem Druckgradienten bis in nichtlineare Umschlagstadien untersucht werden.

Lösungsweg Das verwendete numerische Verfahren beruht auf einer räumlichen Diskretisierung mit kompakten (O6) finiten Differenzen und Fourier-Spektral-Moden, und einer O4-RK-Zeitintegration zur Lösung der vollständigen, dreidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Fluide, wobei die Strömungsgrößen in einen laminaren, stationären Grundströmungsanteil und in einen Störanteil aufgespalten werden. In einem ersten Schritt wird eine laminare, dreidimensionale Grundströmung berechnet, die der Strömung im vorderen Bereich eines schiebenden Flügels nachempfunden ist und durch den vorgegebenen Außengeschwindigkeitsverlauf festgelegt wird. Die Strömung ist zunächst stark beschleunigt und anschließend verzögert. Anschließend wird die Grundströmung mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie analysiert, um einen Überblick über die Primär-Anfachung verschiedener Störungen zu bekommen. So können für die Simulationen Störungen mit relevanten Querwellenzahlen und Frequenzen ausgewählt werden. Durch mehrere Störstreifen an der Wand werden dann in einem zweiten Schritt kontrolliert Störungen in die laminare Grundströmung eingebracht und deren Entwicklung stromab berechnet.

Ergebnis Zunächst wurde der für stationäre Querströmungswirbel bekannte transitionsauslösende Mechanismus, eine sekundäre Instabilität der gesättigten Primärstörungen, im Falle eines Wirbelmoden-Paketes detailliert untersucht, und es wurde nachgewiesen, dass es sich um einen eindeutig konvektiven Instabilitätsmechanismus handelt. Im physikalischen Raum bilden sich aus den Primärstörungen große, gleichsinnig rotierende Wirbelstrukturen aus, deren Wirbelachsen in Richtung der Potentialströmung verlaufen.

Sie verformen die Strömung dreidimensional und führen damit zur Ausbildung starker Scherschichten. Diese starken Gradienten im Strömungsfeld rufen hochfrequente Instabilitäten hervor, die die Transition auslösen. Die räumlich lokalisierten, sekundären Instabilitäten sind an die primären Wirbelstrukturen gekoppelt und ihr Wachstum ist mit dem Auftreten sekundärer Fingerwirbel verbunden. Dabei liegt die Frequenz der angefachtsten Sekundärstörungen eine Größenordnung höher als die Frequenz der primär instabilsten Querströmungs(QS)mode. Die sekundären Anfachungsraten sind bis zu dreimal größer als die Anfachungsrate der instabilsten primären QS-Mode.

Durch den Vergleich mit den sekundären Instabilitätseigenschaften gesättigter QS-Wirbel, die durch die Anregung einzelner Störmodes entstehen, wird die Wichtigkeit unterstrichen, Modenpakete als Primärstörungen zu betrachten. Aus Modenpaketen generierte QS-Wirbel erweisen sich als sekundär deutlich instabiler und führen früher zum laminar-turbulenten Grenzschichtumschlag. Darüber hinaus zeigt sich, dass es eine starke gegenseitige Beeinflussung zwischen großamplitudigen stationären QS-Moden gibt, und dass QS-Wirbel mit vergleichsweise geringem spannweitigem Abstand sekundär stabil sind, da sie sich gegenseitig behindern und die Strömung weniger stark verformen.

Eine von Saric et al. erstmals experimentell angewendete effektive Methode zur Transitionsverzögerung wurde in der hier betrachteten Grundströmung untersucht. Die grundlegende Idee dieser Methode ist es, die Strömung durch eine schwach instabile QS-Wirbelmode mit vergleichsweise kleiner spannweiti-ger Wellenlänge so zu deformieren, dass die angefachtste QS-Wirbelmode unterdrückt wird und damit das Einsetzen der transitionsauslösenden sekundären Instabilitäten stromabverschoben wird. In mehreren Simulationen wurde die Effektivität dieser Strategie nachgewiesen, und anhand der zuvor identifizierten nichtlinearen Mechanismen kann ihre Wirkungsweise erstmals schlüssig erklärt werden.

Literatur

- [1] Wassermann, P.; Kloker, M.: Direct Numerical Simulation of the Development and Control of Boundary-Layer Crossflow Vortices. In Nitsche, W.G.; Hilbig, R., (eds.): *New results in numerical and experimental fluid dynamics*. 11. STAB/DGLR Symposium, November 1998. NNFM, Vieweg Verlag, Berlin.
- [2] Wassermann, P.; Kloker, M.: DNS-Investigations of the Development and Control of Crossflow Vortices in a 3-D Boundary-Layer Flow. In Fasel, H.; Saric, W., (eds.): *Laminar-Turbulent Transition*. Proc. IUTAM Symposium Sedona, Az./USA (1999), Springer-Verlag, 2000.
- [3] Wassermann, P.; Kloker, M.; Rist, U.; Wagner, S.: DNS of Laminar-Turbulent Transition in a 3D Aerodynamic Boundary-Layer Flow. In Krause, E.; Jäger, W., (eds.): *High Performance Computing in Science and Engineering 2000*. Springer-Verlag, 2001.
- [4] Wassermann, P.; Kloker, M.: Mechanisms and passive control of crossflow-vortex induced transition in a three-dimensional boundary layer. Accepted for publication in *J. Fluid Mech.*, 2001.

weiteres Vorgehen

In aktuellen Untersuchungen werden die transitionsauslösenden Mechanismen bei instationären Primärstörungen untersucht. Dabei zeigt sich, dass auch in instationären Szenarien eine dem stationären Fall vergleichbare sekundäre Instabilität auftritt, und die Transition nicht durch das Auftreten von Resonanzen eingeleitet wird.

Darüber hinaus wird untersucht, ob im verzögerten Bereich der Strömung, in dem zunehmend Tollmien-Schlichting Wellen primär instabil werden, Transitionsszenarien wie in zweidimensionalen Grenzschichten auftreten können, oder ob auch hier der Umschlagprozess durch die von stromauf kommenden großamplitudigen QS-Wirbel (stationär oder instationär) geprägt wird.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. Wörner, 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) 685-3405

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner Dr.-Ing. W. Würz, Dipl.-Ing. S. Herr, Dipl.-Ing. M. Lang, IAG

Thema Einfluss von Oberflächenrauigkeiten auf die Stabilität
zweidimensionaler laminarer Grenzschichten

Ausgangssituation Die natürliche Transition in zwei- oder dreidimensionalen Grenzschichten ist ein räumlich ablaufender Prozess, der grob in die zwei Bereiche Störungs-erzeugung und Störungsausbreitung unterteilt werden kann. Gesicherte Erkenntnisse liegen momentan nur darüber vor, dass der Bereich der linearen Störungsentwicklung auch in Grenzschichten mit Druckgradient von der linearen Stabilitätstheorie gut erfasst wird. Die direkte Abhängigkeit des Umschlagsprozesses von den Anfangsstörungen ist jedoch einer der wichtigsten Gründe für die gegenwärtig noch vorhandenen Unsicherheiten der Vorhersage des Umschlagsbereichs. Die Einflüsse von Oberflächenrauigkeiten auf die Anfangsstörung und die Stabilitätseigenschaften und damit die Umschlagslage sind bislang unzureichend erforscht und können daher bei bisherigen Methoden der Transitionsvorhersage nicht berücksichtigt werden.

Ziel Mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen (DNS) soll der Einfluss von Bautoleranzen (Stufen, Nieten, Welligkeiten) auf die Rezeptivität sowie die Stabilität zweidimensionaler laminarer Grenzschichten mit und ohne Druckgradient in Strömungsrichtung gegenüber Störungen in der Anströmung (Schall und Turbulenz) untersucht werden. Für ausgewählte Fälle sollen Rezeptivitätskoeffizienten ermittelt werden, die zur Validierung von Methoden der Transitionsvorhersage unter Einbeziehung des Einflusses der Anfangsstörungen benötigt werden.

Lösungsweg Das verwendete Verfahren basiert auf der Wirbelstärke-Geschwindigkeits-Formulierung der vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömungen. Die Diskretisierung erfolgt in wandparalleler (x) und wandnormaler (y) Richtung mit Hilfe Finiter Differenzen 4. Ordnung. In Spannweitenrichtung (z) wird ein Spektralansatz verwendet. Die Zeitintegration erfolgt mit Hilfe eines Runge-Kutta-Verfahrens 4. Ordnung. Für die Modellierung der Wandrauigkeit innerhalb des äquidistanten Gitters werden, je nach Höhe, zwei unterschiedliche Methoden verwendet. Für die Modellierung einer sehr kleinen Wandrauigkeit wird die Geschwindigkeit auf der untersten Gitterline so aus den Werten im Feld extrapoliert, dass auf der Kontur der Rauigkeit die Haftbedingung erfüllt wird. Für die Modellierung größerer Rauigkeiten wurde der Versuch unternommen, diese Art der Modellierung über mehrere Gitterlinien auszudehnen, was jedoch nicht zum Erfolg führte. Deshalb wurde für größere Rauigkeiten auf eine andere Möglichkeit zurückgegriffen, die es erlaubt, beliebig geformte feste Wände innerhalb einer Strömungsberechnung auf einem kartesischen Gitter zu modellieren. Hierbei wird der Einfluß der festen Wand auf das umliegende Strömungsfeld durch zusätzliche Kraftterme in den Impulsgleichungen modelliert. Diese werden mit Hilfe eines Feedback-Verfahrens so aus der Geschwindigkeit an der Kontur errechnet, dass sie dafür sorgen, dass die Geschwindigkeit an der Kontur verschwindet.

Ergebnis

Zur Validierung der Modellierung größerer Rauigkeiten mit Hilfe von Krafttermen wurden die DNS Ergebnisse mit Messungen aus dem Laminarwasserkanal des Institutes, durchgeführt von M. Lang, verglichen. Hierbei wurde die stationäre Strömung über eine zweidimensionale, rechteckige Stufe vermessen und mit den Simulationsergebnissen für diesen Fall verglichen.

Die Ergebnisse dieses Vergleiches sind in Bild 1 dargestellt. Gezeigt ist hier die wandparallele Geschwindigkeit u über der wandnormalen Koordinate y für drei verschiedene x -Positionen, eine vor der Rauigkeit, eine auf der Rauigkeit und eine dahinter, in etwa genau an dem Punkt, an dem die Strömung wiederanlegt.

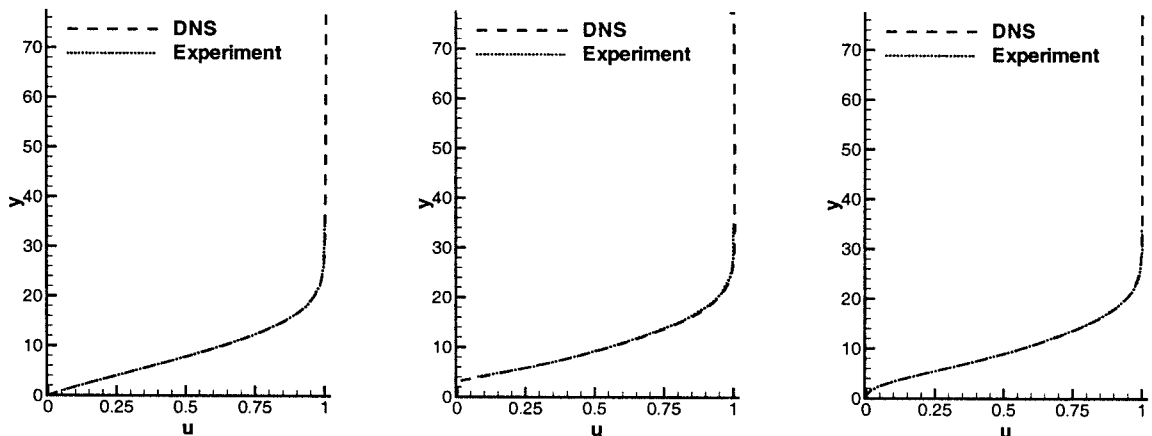


Bild 1: stationäre Strömung stromauf, über und stromab einer Rauigkeit; Vergleich DNS-Experiment

Die Übereinstimmung zwischen der DNS und dem Experiment ist sehr gut, was beweist, dass der Effekt, den die rechteckige Stufe auf das umliegende Strömungsfeld hat, von der Modellierung korrekt wiedergegeben wird. Auch bei einer instationären Validierung, bei der eine TS-Welle über eine rechteckige Stufe läuft, zeigte sich eine recht gute Übereinstimmung zwischen DNS und Experiment.

Literatur

Goldstein, D., Handler, R. and Sirovich, L. (1993); **Modeling a no-slip flow boundary with an external force field.**, J. Comp. Physics, 105, pp. 354-366

Peskin, C.S. (1977): **Numerical analysis of blood flow in the heart.** J. Comp. Physics, 25, pp. 220-252

Wörner, A., Rist, U., Herr, S., Würz, W., Wagner, S. and Kachanov, Y. S. (2000): **Study of the Acoustic Receptivity of a Blasius Boundary Layer in the Presence of a Surface Non-Uniformity.** ECCOMAS 2000, Barcelona, 11.-14. Sept. 2000

weiteres Vorgehen Die Modellierung der Rauigkeit soll so erweitert werden, dass damit auch dreidimensionale, hohe Wandrauigkeiten dargestellt werden können. Ausserdem soll die Rezeptivität der laminaren Grenzschicht gegenüber Wirbelstärkestörungen untersucht werden. Hierzu muss eine möglichst wirklichkeitsnahe numerische Modellierung für Wirbelstärkestörungen in der Anströmung gefunden werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis:

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

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 05 31 295 3321

Telefax: 05 31 295 2320

e-mail: Arnaud.Dujardin@dlr.de

Weitere Partner: Dr. A. Gülhan, A., A. Mack

Thema:

Numerical simulation of a hinge-line gap-seal failure under cold-hypersonic conditions.

Ausgangssituation:

Evaluation of the aerodynamic efficiency and associated heating of control-surfaces for hypersonic re-entry vehicles is even today, beside the research efforts over the past 30 years, a critical task for a designer. Particularly, a failure of the hinge-line gap-seal could jeopardise the integrity of the control surface and therefore of the whole vehicle.

Ziel:

The goal of the present study is to provide with first insights on the impact that a failure of a gap-seal has on the efficiency and maximum heating of a control surface under cold-hypersonic gas conditions.

Lösungsweg:

The numerical results are obtained with the DLR computer code TAU and assuming the flow as 2D. The study has been divided in 2 steps:

- (I) Numerical solutions for a wedge-compressed corner with and without gap-flow between the front plate and a 15deg wedge are obtained and compared with available experimental data. Two angles of attack, 0 and 10deg, are investigated for a Mach number 5.3 and a Re 4.2 million/m. The numerical results are obtained for a 0 and 4mm gap-wide, the last with and without leakage, i.e. allowing flow-out through the gap.
- (II) The studied is repeated for a resulting configuration when the wedge is replaced by an split-flap.

Ergebnis:

The comparison of the numerical solutions with the available experimental data for the wedge-compressed corner shows that the numerical results reproduce very well almost all the experimental flow features (Fig.1).

STAB

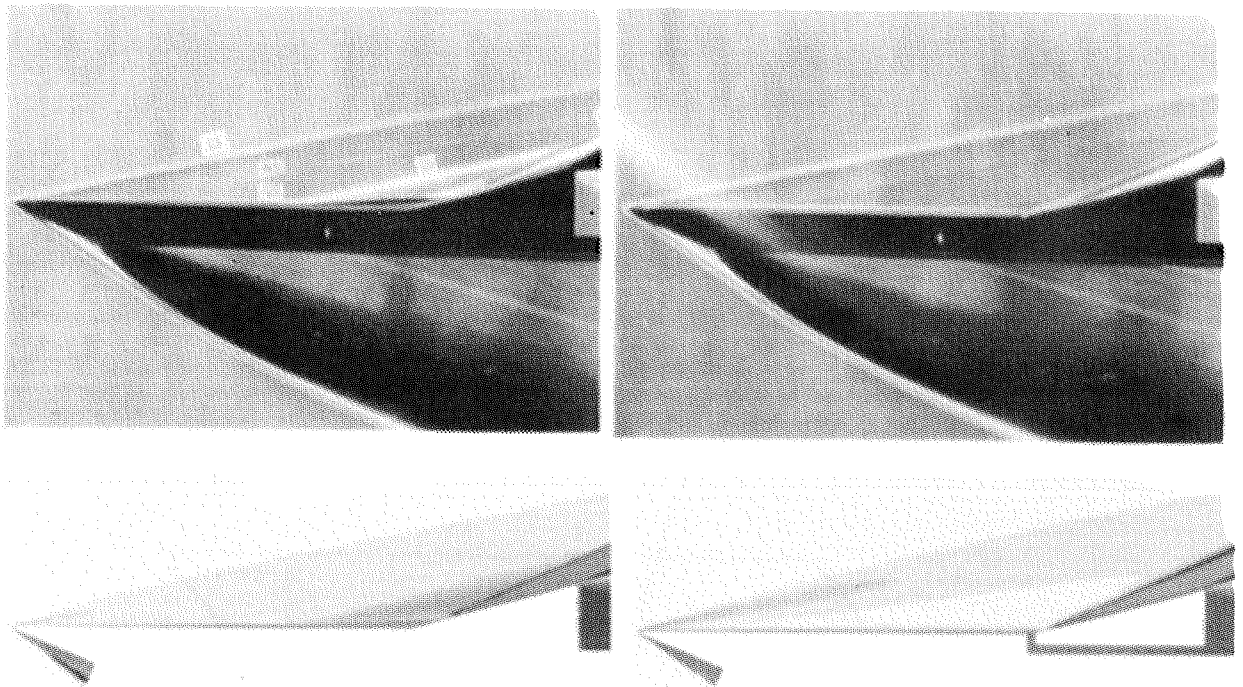


Figure 1: Experimental (top) and numerical (bottom) flow patterns for a wedge-compression corner without (left) and with (right) gap-flow under cold-hypersonic conditions, Mach 5.3 and 0deg angle of attack.

From a system point of view, based on the CFD solutions and neglecting second-order effects, it turns out a failure of the hinge-line gap-seal may promote an increase of the control surface efficiency and also may decrease the windward side heat fluxes but the flap leading-edge could be severe impacted due to a bad combination of shock-stand location and small leading edge radius.

Weiteres Vorgehen:

Extension of the present investigation to account for real-gas effects and re-radiation effects.

Literatur:

A. Dujardin, A. Gülhan, J.M.A. Longo, A. Mack, Numerical / Experimental Investigation of a Wedge-Compression Corner with Gap-Flow under Cold-Hypersonic Gas Conditions, Proceedings of the 4th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Caserta, Italy, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall / Physikalische Grundlagen		
Ansprechpartner	Dipl.-Math. techn. A. Fezer, Dr.-Ing. M. Kloker, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner		
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik		
Adresse	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Tel.: (0711) 685-3429, Fax: (0711) 685-3438 e-mail: fezer@iag.uni-stuttgart.de	
Weitere Partner	Dr. D. Arnal, ONERA; Dr. A. Maslov, Dr. A. Kosinov, ITAM; Dr. A. Fedorov, MIPT; Dr. H. Fasel, UofA		
Thema	Numerische Untersuchungen des Grenzschichtumschlags bei Überschallströmung		
Ausgangssituation	Das Verständnis des laminar-turbulenten Umschlags in kompressiblen Grenzschichten ist im Vergleich zum inkompressiblen Fall lückenhaft. Für $Ma \geq 3$ sind neben Wirbelstärkemoden sogenannte akustische Moden nahe der Wand instabil. Insbesondere über die Einflüsse von Hochtemperatur-/Kühlungseffekten bei Flugbedingungen und dem damit verbundenen anderen Wärmehaushalt gibt es lediglich einige wenige Erkenntnisse, wie sie aus der linearen Stabilitätstheorie gewonnen werden können.		
Ziel	Mit Hilfe von räumlichen direkten numerischen Simulationen (DNS) soll die Entwicklung von kontrolliert eingebrachten Störungen in super- und hypersonischen Platten- und Kegelgrenzschichten bei verschiedenen Machzahlen unter Windkanal- (WB) sowie Flugbedingungen (FB) berechnet werden. Damit soll zum tieferen Verständnis der unter diesen Bedingungen auftretenden relevanten Transitionsmechanismen beigetragen werden.		
Lösungsweg	Das verwendete kompakte Finite-Differenzen/Fourier-Spektral-Verfahren von 6. Ordnung Genauigkeit basiert auf dem räumlichen Simulationsmodell. In einem ersten Schritt wird eine stationäre, zweidimensionale, laminare Grenzschicht berechnet, in die durch einen Störstreifen an der Wand Störungen mit vorgegebener Frequenz und Amplitude eingebracht werden, deren Entwicklung durch numerische Lösung der vollständigen Gleichungen simuliert wird. Die Wandtemperaturänderungen durch den Einfluß der hochfrequenten Temperaturstörungen können durch den Einsatz einer strahlungsadiabaten Wandtemperaturrandbedingung realistisch berechnet werden.		
Ergebnis	Die bisher gesammelten Erkenntnisse bei $Ma=6,8$ weisen darauf hin, daß der sogenannte schräge Umschlag, der durch ein einzelnes Paar schräglaufer Wellen der Wirbelstärke-Mode initiiert wird, der vorherrschende Umschlagmechanismus in Plattengrenzschichten sowohl bei WB als auch FB ist. Grund dafür ist, daß es sich dabei um einen rein nichtlinearen Vorgang handelt, für den keine Schwellenamplitude und kein Einkoppeln von zwei- und dreidimensionalen Moden nötig ist. Am Kegel erfolgt dieser Mechanismus in vergleichbarer Weise, jedoch abgeschwächt durch die Persistenz der beim schrägen Umschlag auftretenden Längswirbelmode (0,2), die sich nicht so		

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis **Laminarhaltung von Tragflügeln / Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner Dipl.-Ing. R. Messing, Dr.-Ing. M. Kloker

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3426

Telefax: (0711) 685-3438

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

weitere Partner bei der DASA, Bremen

Thema **Direkte Numerische Simulation der Absaugung durch
Locharrays in einer 3-D-Grenzschicht**

Ausgangssituation Das Konzept der Hybrid-Laminarisierung (HLFC), das zur Stabilisierung der dreidimensionalen Grenzschicht am gepfeilten Tragflügel Absaugung im Nasenbereich und Formgebung des Flügels im Kastenbereich vorsieht, ist der erfolgversprechendste Ansatz, den laminar-turbulenten Strömungsumschlag stromab zu verschieben und damit den reibungsbehafteten Widerstand von Verkehrsflugzeugen zu reduzieren. Die sogenannte Überabsaugung, unter der man die vorzeitige Auslösung von Transition durch zu hohe Absaugegeschwindigkeiten an der Wand versteht, ist eines der bei der Grenzschichtabsaugung auftretenden Strömungsphänomene, die alle Anstrengungen bezüglich der Laminarhaltung zunichte machen. Die Instabilitätsmechanismen, die zur Überabsaugung führen, sind bisher kaum bekannt.

Ziel Mit Hilfe von direkten numerischen Simulationen sollen die Instabilitätsmechanismen bei Überabsaugung untersucht werden. Neben der Fragestellung, ob es sich dabei um eine absolute oder konvektive Instabilität handelt, soll auch ein Kriterium für das Einsetzen von Überabsaugung gefunden werden.

Lösungsweg Zur Simulation der Absaugung durch Locharrays in einer dreidimensionalen Grenzschicht werden die vollständigen, instationären und inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen gelöst. Als Grundströmung wird eine beschleunigte Falkner-Skan-Cooke-Grenzschicht mit dem Hartree-Parameter $\beta_H = 0.4$ und einem lokalen Schiebewinkel am Einströmrand des Integrationsgebietes $\varphi_e = 35^\circ$ gewählt, deren Parameter einem Experiment an einem (1:2)-Modell des ATTAS-Flügels mit Laminarmanschette angepaßt sind. Für den Fall der Absaugung durch eine Lochreihe wurde bei sehr feiner numerischer Auflösung des Integrationsgebietes sukzessive die Absaugerate erhöht und stromab die Störentwicklung verfolgt.

Ergebnis In vorangegangenen Untersuchungen (siehe Stabmitteilung 1998), die unter Heranziehung aller zur damaligen Zeit zur Verfügung stehenden Computerressourcen durchgeführt wurden, ergab sich eine selbsterregte (absolute, da nicht mehr abschaltbare) Instationarität des Strömungsfeldes bei Lochreynoldszahlen größer als $Re_d = v_e d / \nu = 90$. Instationäre Störmoden wuchsen zeitlich und räumlich stark an, was zum Zusammenbruch der laminaren Strömung führte (Abb. 1). Ein solches Verhalten wurde in 2-D-Grenzschichten experimentell gefunden. Mit der Installation der NEC-SX 5 am Rechenzentrum Stuttgart konnten die Simulationen zur Überabsaugung mit halbiertem Schrittweite in wandnormaler Richtung durchgeführt werden. Die zuvor beobachtete selbsterregte Instationarität tritt nun nicht mehr auf (Abb. 2). Selbst für sehr hohe

Mitteilung

Projektgruppe	Hyperschall
Ansprechpartner	Dr. Klaus Hannemann Dr. Ian Johnston Dr. Jose Longo Jan Martinez Schramm Dr. Matthias Weiland
Institution	DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Address	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen Telefon: 0551 7092477 Telefax: 0551 7092870 Email: Klaus.Hannemann@dlr.de
Date	March, 2001
Topic	Hypersonic Aerothermodynamics of the European Atmospheric Reentry Demonstrator

Background

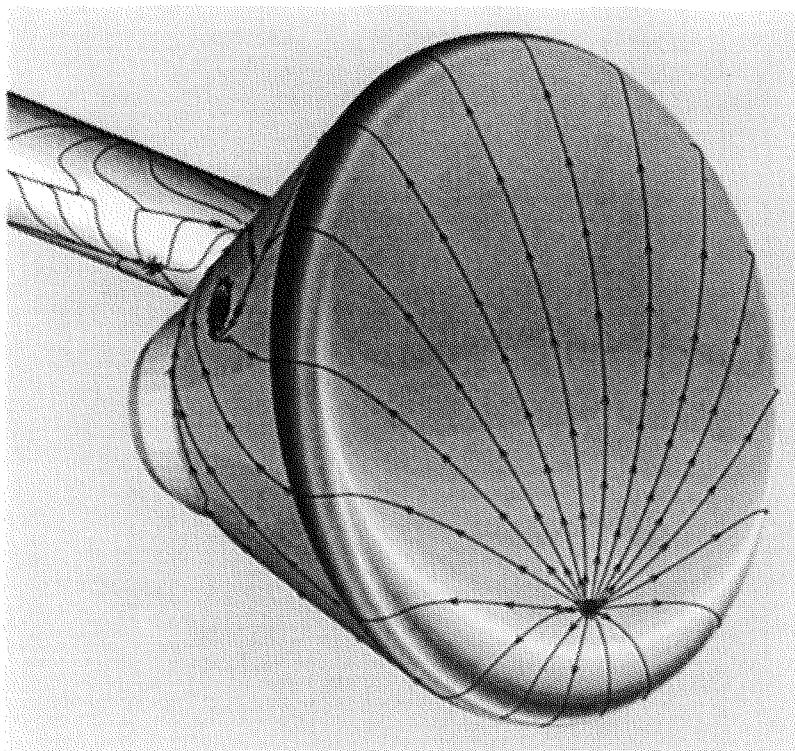
The successful flight of the Atmospheric Reentry Demonstrator (ARD) capsule in late 1998 marked the first civil hypersonic reentry achieved by European nations. To capitalize on the valuable post-flight data obtained during flight, a range of experimental and numerical simulations were performed at trajectory flight conditions for comparison purposes.

Objective

To perform high quality numerical and experimental simulation of the ARD aerothermodynamics, for the purposes of (i) investigating the hypersonic aerodynamics of reentry capsules, (ii) cross-checking the numerical and experimental techniques, and (iii) eventual validation of the simulation techniques against flight data.

Solution

Computational fluid dynamics (CFD) simulations of the capsule were generated using the DLR CEVCATS-N code. Physical phenomena such as radiative surface cooling, surface catalycity, nonequilibrium chemistry and turbulence were modelled, where appropriate, to produce a number of solutions along the reentry trajectory. Further, a selective use of the models enabled the investigators to quantify the effect of high temperature flow processes on measurable results. The same code was also used to simulate the ARD scale model used in experimental shock tunnel testing. Nonuniformity of test section flow in the experimental facility was taken into account when numerically simulating the shock tunnel experiments.



Numerical results showing heat transfer and boundary layer streamlines for the ARD scale model tested in the HEG shock tunnel

A large subsonic area at the front of the ARD heat shield made it challenging to maintain solution stability for this geometry. To prevent excessive spurious noise from entering the shock layer and triggering instability, several grids were designed to resolve the forebody shock wave crisply while simultaneously maintaining good resolution in the thin boundary layer. This technique resulted in clean and well-converged numerical results.

Experiments were performed in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) on a 1:15.5 scale model of the ARD capsule. The tests were conducted at two different enthalpy conditions (21 and 12 MJ/kg) at Mach 8. The different enthalpy conditions assisted in determining the effects of high temperature flow processes.

Outcome

The final numerical results, normalised against experimental conditions, were generally in good agreement with measurements made in the shock tunnel tests. Comparison with experimental results allowed identification of some localised noise in the numerical results, which was subsequently eliminated through better grid design. Conversely, numerical results allowed the investigators to identify some spurious heat transfer behaviour occurring on the scale model during shock tunnel experimentation.

Numerical simulations revealed that high temperature flow processes had a significant effect on the measured quantities, affecting heat transfer by as much as 34%. The numerical work also verified that inhomogeneity present in the shock tunnel test flow had a small influence on results.

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis
Ansprechpartner**

Hyperschall
Dr. Klaus Hannemann
Jan Martinez Schramm
Dr. José Longo

**Institution
Address**

DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Bunsenstraße 10,
37073 Göttingen
Telefax 0551 709 2800/2870
Email Klaus.Hannemann@dlr.de, Jan.Martinez@dlr.de,
Jose.Longo@dlr.de

Date

October, 2001.

Topic

High Enthalpy Testing and CFD Rebuilding of X-38 in HEG

Situation

The main objective of the X-38 program is the support of an operational Crew Return Vehicle (CRV) for the International Space Station (ISS). This program is led by the NASA Johnson Space Center.

The re-entry test flight scheduled for July in 2002 will demonstrate the entire mission of returning ISS crew members back to earth. A close cooperation between ground based testing and computational fluid dynamics (CFD) will define the aerothermodynamic environment of the CRV. In particular for high enthalpy flows the utilisation of both tools, experiment and CFD is crucial. The use of CFD for the calculation of the flow at re-entry conditions, must be validated using experimental data.

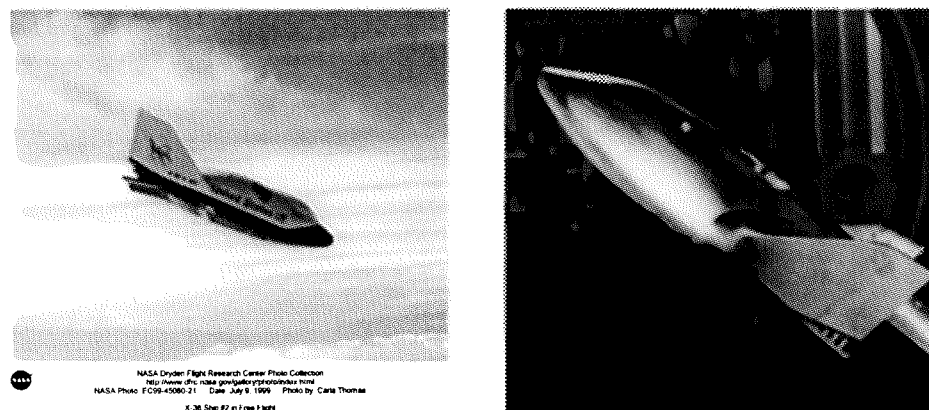


Figure 1

Figure 1 shows the X-38 re-entry demonstrator at NASA Dryden during parachute testing sequence, and the wind tunnel model E used for the HEG testing.

Goal

The results of the aerothermodynamic testing program conducted at the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) of the German Aerospace Center (DLR) and the corresponding CFD rebuilding will

Solution

Results

be used to build an aerothermodynamic database for engineering needs, supporting the design process of CRV.

For the experiments in HEG, the stainless steel 1/24 scale wind tunnel model was equipped with pressure transducers and thermocouples. A constant angle of attack of 40° and two different pairs of body flaps with deflection angles of 20° and 30° were used. HEG operating condition I ($p_0=37\text{MPa}$, $h_0 = 21 \text{ MJ/kg}$) and condition III ($p_0=47 \text{ MPa}$, $h_0=12 \text{ MJ/kg}$) were applied. For the CFD rebuilding the DLR CEVCATS-N code was utilized.

The heat flux measurements have been normalized using the heat flux in the stagnation point of X-38. This applies for the CFD results as well as for the experiments. The normalized heat flux for subgroups FLAP20 (20° body flap deflection) and FLAP30 (30° body flap deflection) using HEG operating condition III is shown in Figure 2. For the measurements with the 20° body flap deflection, it should be noted that the heat flux measurements within the separation shows larger fluctuation and at the reattachment point an overshoot. This overshoot is not predicted by the laminar CFD computations. However the heat flux level downstream of the reattachment is predicted correctly.

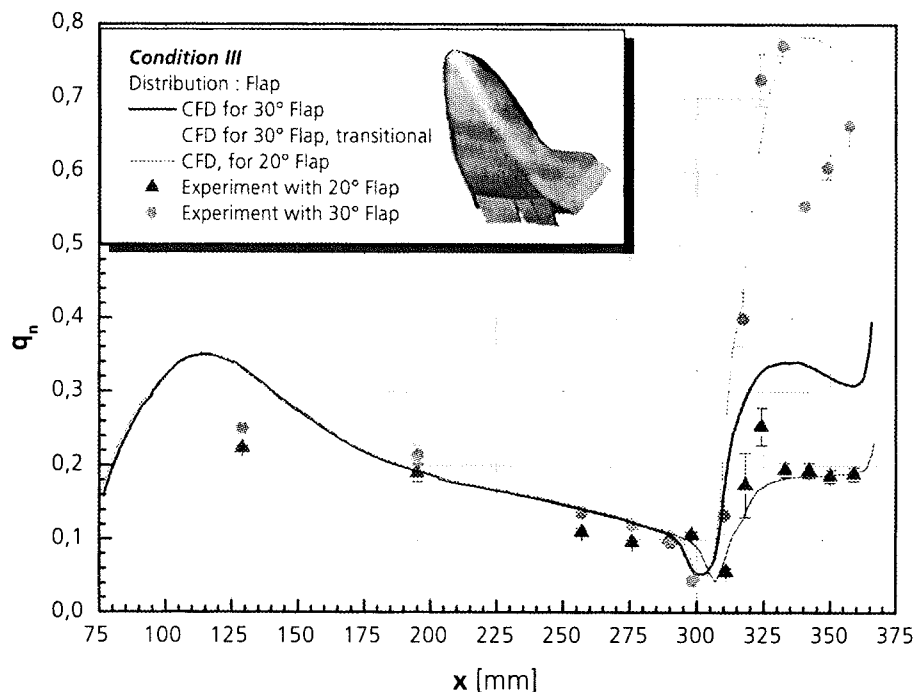


Figure 2, Heat Flux Measurements of model E of X-38 in HEG

For a body flap deflection of 30° the heat flux distribution on the body flap is strongly under predicted by the computations assuming laminar flow. Here the larger extend of the separated flow at the body flap hinge line may be responsible for the amplification of perturbations present in the flow leading to transitional or turbulent flow at the reattachment point. CFD studies assuming laminar flow along the forebody and fixed transition just upstream of the hinge line have been done, and show better agreement with the measured data as seen in Figure 2.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis
Ansprechpartner Dipl.-Ing. Wilhelm Jessen
Institution Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen
Adresse Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 **Telefon** (0241)-809 4358
52062 Aachen **Telefax** (0241)-809 2257
Email willi@aia.rwth-aachen.de
Weitere Partner: Sonderforschungsbereich 253

Thema: Experimentelle Untersuchungen an Modellen von Raumflugzeugen

Ausgangssituation:

Die gestiegene Nutzung der Satellitentechnik erfordert eine Weiterentwicklung der bestehenden Raumfahrtkonzepte. Neben einer Steigerung der Startfrequenz und Erhöhung der Nutzlast spielt auch die Senkung der Betriebskosten eine wichtige Rolle. Aus diesem Grund werden im Rahmen des Sonderforschungsbereichs (SFB 253) „Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen“ theoretische und experimentelle Untersuchungen an einem zweistufigen Raumtransportsystem durchgeführt. Im Aerodynamischen Institut Aachen werden experimentelle Untersuchungen an der Hyperschallkonfiguration ELAC 1 im $40 \times 40 \text{ cm}^2$ Trisonic-Windkanal bei Machzahlen von $Ma_x = 0,4$ bis $Ma_x = 2,5$ durchgeführt.

Ziel:

Ziel der experimentellen Untersuchungen ist die Darstellung der Strömungsfelder um die Gesamtkonfiguration ELAC 1c und der Oberstufe EOS sowie zwischen EOS und einer ebenen Platte. Druck-, Kraft- und Momentenmessungen werden zur Beurteilung der Strömung, der Strukturbelastung sowie der Stabilität und Steuerbarkeit herangezogen. Die Ergebnisse werden teilweise mit numerisch erzielten Ergebnissen verglichen.

Lösungsweg:

Die im Windkanal eingesetzten Modelle der Maßstäbe 1:240 (ELAC 1c) und 1:150 (EOS) wurden nach der am Aerodynamischen Institut entwickelten Kunststoffgußtechnik gefertigt.

Die Strömungssichtbarmachung erfolgt mit Hilfe des Ölanstrich- und Farbschlierenverfahrens.

Die Ölanstrichmethode ermöglicht die Sichtbarmachung der wandnahen Strömung und somit eine gute Darstellung des Verlaufs der Wandschubspannungslinien. Letztgenannte geben besonders Aufschluß über Ablöse- und Anlegelinien. Einfallende Stöße, wie sie bei den Untersuchungen zur Stufentrennung auftreten, lassen sich ebenfalls identifizieren.

Die Farbschlierenmethode beruht auf der Änderung des Brechungsindex eines Lichtstrahls in der Strömung mit unterschiedlichen Dichtegradienten. Die Stärke der Farbänderung stellt ein Maß für den Dichtegradienten dar und die Art der Farbänderung gibt Auskunft über seine Richtung. Mit dieser Methode lassen sich sowohl Verdichtungsstöße als auch Expansionsfächer und Ablösungen darstellen.

Die Druck-, Kraft- und Momentenmessung erfolgt über eine als Hyscan bezeichnete Messeinrichtung, welche mit Modulen für Druckmessungen und zur Erfassung elektrischer Signale ausgerüstet ist. Zur Messung der statischen Wanddrücke sind verschiedene Modelle mit Druckmessbohrungen ausgestattet. Über Schläuche werden die jeweiligen Drücke an das entsprechende Modul des Hyscans weitergeleitet.

Eine mit Dehnungsmessstreifen bestückte 3-Komponenten-Windkanalwaage dient der Kraft- und Momentenmessung. Die in Anlehnung an Heyser [1] konstruierte Waage ist mit zwei Messstellen zur Bestimmung der Normalkraft und des Nickmoments sowie einer Messstelle zur Bestimmung der Tangentialkraft ausgerüstet. Die Ausstattung der Waage mit zwei

Nomalkraftmessstellen ermöglicht ebenfalls die Bestimmung des Kraftangriffspunktes der Luftkräfte an den Modellen.

Ergebnisse:

Die Ölanstrichbilder lassen beim EOS Ablösungen und Stoßlagen sowie bei höheren Anstellwinkeln die Ablöse- und Anlegelinien der für Deltaflügler typischen Wirbelsysteme erkennen [2]. An der Konfiguration ELAC 1c zeigen die Ölanstrichbilder die Verdrängungswirkung der Oberstufe und ihres Leitwerks als auch die Wirkung der bei Überschallströmung auftretenden Verdichtungsstöße.

Prandl-Meyer-Expansionen, Verdichtungsstöße und Ablösegebiete bei Überschallanströmung sind aus den Farbschlierenaufnahmen zu erkennen. Sie deuten auf eine strukturelle und thermische Belastung bei EOS besonders an der Nase sowie am Tragflügel und an den Leitwerksvorderkanten. Bei der Geometrie ELAC 1c treten zusätzlich Rekompresionsstöße an der rückspringenden Stufe zwischen den Tragflügelhinterkanten von EOS und der Oberseite von ELAC auf.

Die Verteilungen der statischen Wanddrücke über die einzelnen Modelle korrelieren mit den durch die Strömungsvisualisierungen gewonnenen Erkenntnissen über die Strömungsfelder.

Die aus den Kraft- und Momentenmessungen an EOS und ELAC 1c für subsonische Strömungen ermittelten aerodynamischen Koeffizienten geben Auskunft über die flugtechnischen Eigenschaften dieser Konfigurationen.

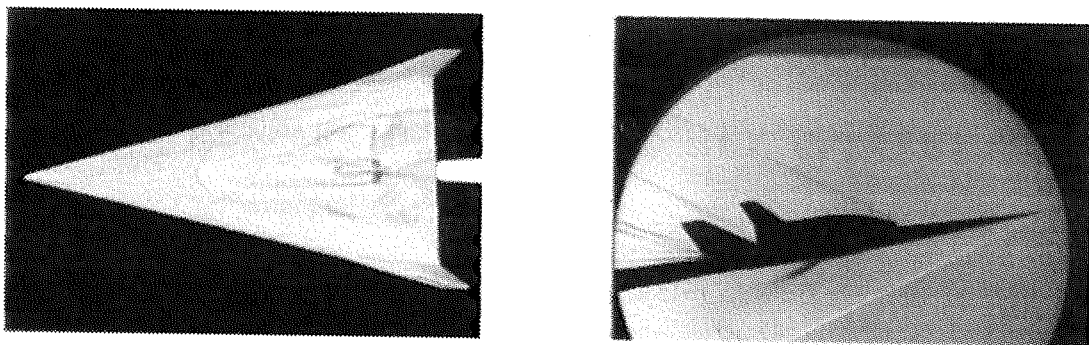


Abb.1 Ölanstrichbild und Farbschlierenaufnahme der Konfiguration ELAC 1c bei $Ma = 2,5$ und $\alpha = 10^\circ$

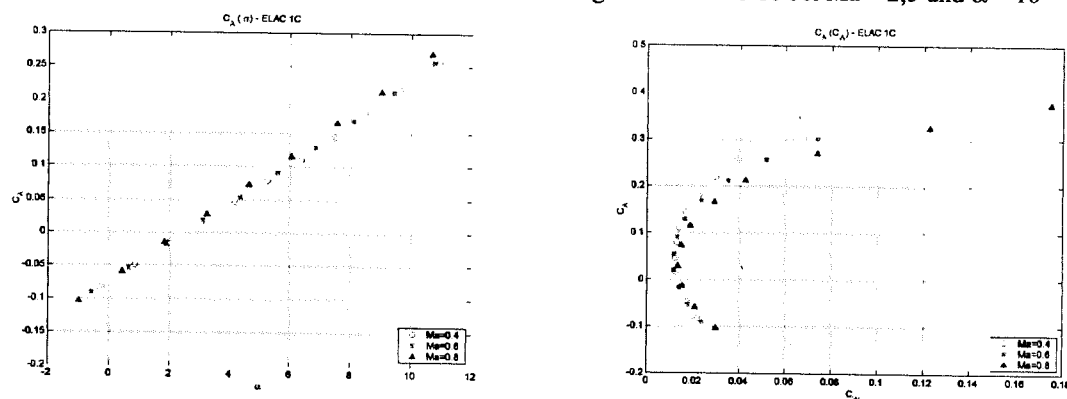


Abb.2 Auftriebsbeiwert c_A von ELAC 1c in Abhängigkeit des Anstellwinkels α und des Widerstandsbeiwertes c_W

Literatur:

- [1] Heyser, A.: Entwicklung von Windkanaleinbauwaagen mit der Dehnungsmeßstreifentechnik. DVL Bericht Nr.261 (1963)
- [2] Schlichting, H.; Truckenbrodt, E.: Aerodynamik des Flugzeuges, Springer-Verlag, Berlin/Göttingen/ Heidelberg (1960)

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner H. Lüdeke

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3315

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr. E. Schuelein, DLR-Göttingen

Thema Numerische Simulation längswirbelartiger Strukturen an turbulenten hypersonischen Rampen.

Ausgangssituation

Die Existenz von Längswirbeln in abgelösten hypersonischen Grenzschichten wurde in den letzten Jahrzehnten mehrfach sowohl experimentell als auch numerisch nachgewiesen [1]. Solche Strukturen können starke spannungsbewirkende Temperaturschwankungen und somit eine zusätzliche Belastung des Wärmeschutzes bewirken. Die Simulation dieser viskos dominierten Effekte unter realistischen Bedingungen, insbesondere bei stark dreidimensionalen turbulenten Ablösungen ist erst in jüngster Zeit mit Hilfe leistungsfähiger Hard- und Software möglich geworden.

Ziel

Ziel der vorliegenden Untersuchung ist die Simulation turbulenter abgelöster Rampenströmungen, deren Verhalten unter verschiedenen eingebrachten Störungen betrachtet wurde. Dazu wurde der Einfluß diverser Parameter wie Störwellenlänge, Störstärke und Querströmeinflüsse im Ablösebereich betrachtet. Durch den direkten Vergleich mit Windkanalversuchen am RWG (Rohrwindkanal Göttingen) [2] war sowohl die Validierung der verwendeten Simulationsmodelle als auch ein vertiefender Einblick in die auftretende Strömungssituation möglich.

Vorgehensweise

Zur Untersuchung der Klappenströmung von Wiedereintrittsgeräten wurden mit Hilfe des DLR-Codes CEVCATS-N [3] ausgedehnte Simulationen sowohl an generischen Rampenkonfigurationen als auch im Klappenbereich des X-38 Wiedereintrittskörpers durchgeführt.

Zur Simulation der ungestörten Rampen wurde zunächst eine Anzahl zweidimensionaler Basislösungen für verschiedene Strömungsbedingungen erzeugt. Ausgehend davon ließ sich auf entsprechend feinen dreidimensionalen Netzen der Einfluß numerischer Parameter, wie Netzdiskretisierung und Randbedingungen betrachten. Parameterstudien in Anlehnung an die RWG-Experimente umfassen sowohl die Störstärke, die mit der Tiefe von simulierten Zickzackstreifen (Turbulatoren) variiert wurde, als auch die Untersuchung unterschiedlicher Wellenlängen durch Variation des Zackenabstands. Durch Einführung eines Rampenschiefwinkels ließ sich auch der Querströmeinfluß simulieren.

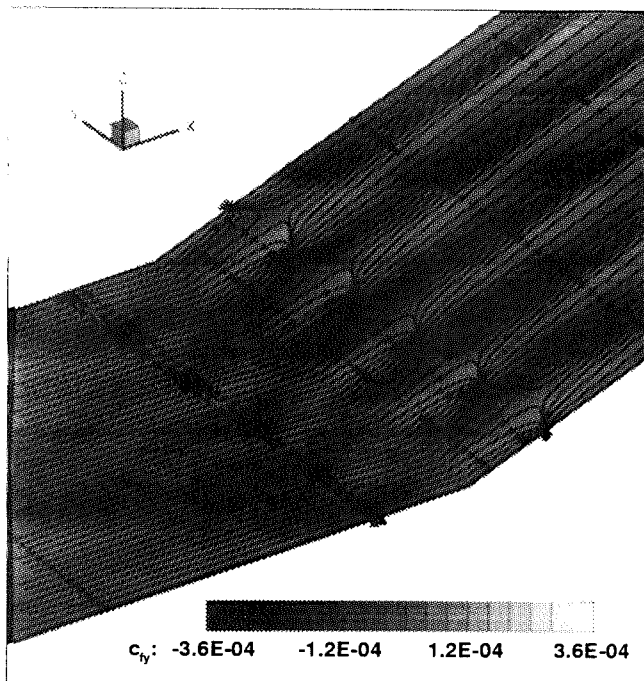


Abb. 1: Simulation der Turbulenten 20° Rampe ohne Schiebewinkel. Stromlinien und Spannweite Komponente der Wandschubspannung bei $Ma_\infty = 3$, $Re = 16 \cdot 10^6$.

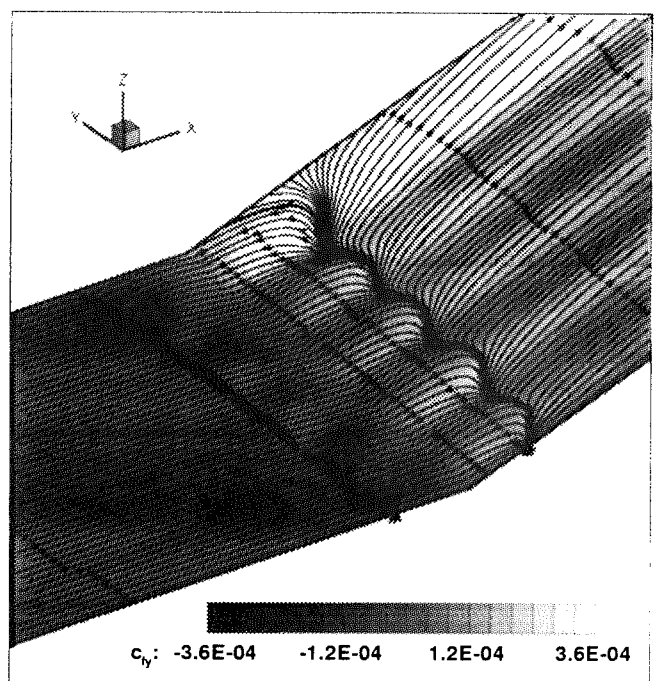


Abb. 2: Simulation der Turbulenten 20° Rampe mit 4° Schiebewinkel. Stromlinien und Spannweite Komponente der Wandschubspannung bei $Ma_\infty = 3$, $Re = 16 \cdot 10^6$.

Ergebnis

In Übereinstimmung mit den Kanalergebnissen zeigen sich die beobachteten Längswirbelstrukturen unter den Gegebenen Strömungsbedingungen nur bei Einbringung schwacher Störungen im Bereich der Vorderkante. Die erzeugten Strukturen folgen dabei exakt den Abständen der generierenden Störung (**Abb. 1**), und zeigen eine deutliche Abhängigkeit von der Dicke der aufgetragenen Schichten. Es konnte gezeigt werden, daß sich das Rezeptivitätsproblem in diesen Fällen mit Hilfe von Navier-Stokes Lösern behandeln läßt. Das Maximum der Wirbelintensität unter variation der Wellenlänge trat bei der Anfachung kreisförmiger Wirbel auf, also bei Wahl einer Wellenlänge die der Doppelten Grenzschichtdicke an der Wiederanlegelinie entspricht. Die Stärke der Längsstrukturen nimmt bei Abweichung von diesem Wirbeldurchmesser deutlich ab. Die Einführung von Querströmungen ergab eine starke Abschwächung der Wirbel (**Abb. 2**), die schon in früheren Messkampagnen zu beobachten war [4].

weiteres Vorgehen

Nachdem Messergebnisse der Wandschubspannung im Wiederanlegebereich mit und ohne eingebrachte Störungen vorliegen, wird nunmer auch eine quantitative Auswertung der Rampensimulationen möglich. Erste Vergleiche zeigen vielversprechende Übereinstimmungen.

Literatur

- [1] Kreins, A.F.; Henckels, A.; Maurer, F.: Experimental Studies of Hypersonic Shock Induced Boundary Layer Separation. ZFW 20 (1996): pp 80-88, Springer Verlag 1996
- [2] Schüle, E.: Personal communication.
- [3] 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
- [4] Krogmann, P.; Lüdeke, H.: Measurements of Pressure Distribution and Thermal Loads on the Flaps of the NASA X-38 Demonstrator. Proceedings of the 12th EUROPEAN AEROSPACE CONFERENCE, Paris, November 30-31 (1999).

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Hyperschall

Ansprechpartner: Dr. E. Schülein

Institution: DLR - Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/ 709-2803
Telefax: 0551/ 709-2811
e-mail: erich.schuelein@dlr.de

weitere Partner: H. Lüdeke, Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik, DLR
Braunschweig.

Thema: Experimentelle Untersuchungen zur Längswirbelbildung in turbulenten
Überschallströmungen mit Ablösungen

Ausgangssposition:

Die Untersuchungen der Eigenschaften und der Entstehungsmechanismen von Längswirbelstrukturen, die in der Nähe der Wiederanlegelinie in verschiedenen Strömungen mit Ablösungen zu erwarten sind, wurden durch die Untersuchungen an Klappenströmungen des X-38 initiiert [1]. Dabei stimulierten die widersprüchlichen Angaben in der Fachliteratur über die Existenz und den Ursprung solcher Strukturen in turbulenten Rampenströmungen sowie das Fehlen von Spuren dieser Wirbel in den RWG-Experimenten am Modell X-38 diese zusätzliche Versuchsreihe an ebenen Rampenströmungen im Rohrwindkanal Göttingen (RWG).

Ziel:

Ziel der vorliegenden Untersuchung ist die künstliche Erzeugung von Längswirbeln in nominell zweidimensionalen turbulenten Rampenströmungen, die eine Möglichkeit schaffen soll, den Einfluss dieser Wirbelstrukturen auf den Wärmefluss und die Wandschubspannung durch Vergleichsmessungen in Strömungen mit und ohne Wirbel zu quantifizieren. Außerdem, sollen die gewonnenen Daten zur Validierung der Simulationsmodelle in [2] verwendet werden.

Lösungsweg:

Die Untersuchungen werden bei einer Machzahl $M = 3$ an einer 20° Rampe durchgeführt, die in voll ausgebildeter turbulenter Grenzschicht an einer ebenen Platte positioniert ist ($Re_x = 9 \times 10^6$, x ist die Lauflänge bis zur Rampenvorderkante). Zur Erzeugung eines periodischen Störfeldes werden zacken- oder dreieckförmige Streifen aus selbstklebenden Folien eingesetzt, die in der Nähe der Plattenvorderkante aufgeklebt werden. Dabei werden sowohl die Störintensität durch verschiedene Folienstärken (0.004 - 0.1 mm), als auch die unterschiedlichen Wellenlängen und Wellenformen durch Änderung des Zackenabstandes und der Zackenform variiert. Außerdem wird der Einfluss des Schiebewinkels der Rampe (0° bis 10°) und somit der Querströmung untersucht.

Ergebnis:

Es ist nachgewiesen, dass an einem Modell mit einer präzise hergestellten scharfen Plattenvorderkante keine Bildung von Längswirbeln im Rampenbereich festzustellen ist. Das Anbringen von schwachen periodischen oder auch nicht periodischen (lokalen) Störungen in der Nähe der Plattenvorderkante in Form von Zackenstreifen bzw. Dreiecke führt schon bei einer Folienstärke von ca. 0.025 zur Bildung dieser Wirbelstrukturen. Die Positionierung der Wirbelpaare stimmt genau mit den in Strömungsrichtung

auslaufenden Spitzen der Streifen überein (Abb. 1a,b). Der Einfluss der Querströmung zeigte eine Abschwächung der Merkmale bei steigendem Schiebewinkel (Abb.1c).

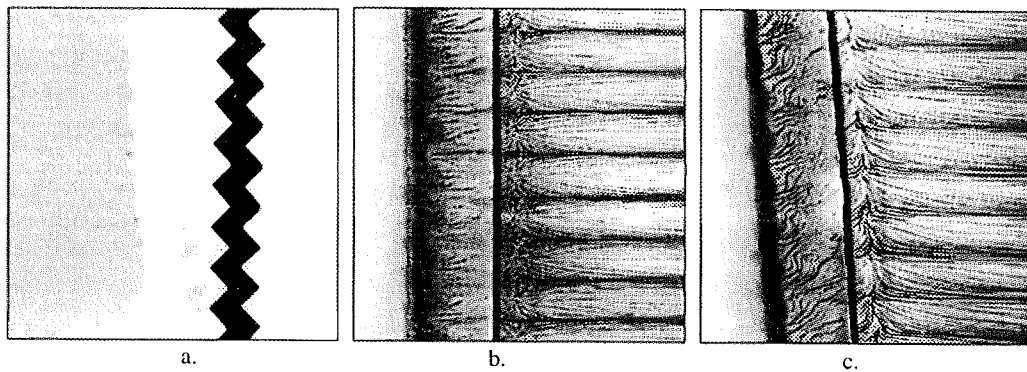


Abb. 1: Künstlich erzeugte Längswirbel in turbulenter Überschallströmung mit Ablösung an einer 20° Rampe bei $M = 3$ und $Re_x = 9 \times 10^6$ im RWG. Einfluss des Schiebewinkels: a) Plattenvorderkante mit dem verwendeten Generator (PE-Folie, 0.05 mm dick, Zackenabstand 4.9 mm; b) Stromlinienbild 2D Rampe; c) Stromlinienbild 3D Rampe (Schiebewink. $\beta = 4^\circ$)

Die Variation der Wellenlänge des Störfeldes zeigte deutlich, dass die erzeugten Wirbel immer einen bestimmten Durchmesser beibehalten wollen und nur in bestimmten Grenzen skalierbar sind (Abb.2). Bei einer Störwellenlänge die wesentlich größer ist, als der charakteristische Durchmesser des Wirbelpaars, wird der Zwischenraum mit 2D-Strömung gefüllt (Abb.2a). Bei einer wesentlich feineren Struktur des Wirbelerzeugers dagegen verschwinden fast alle Wirbelspuren an der Wand (Abb.2c). Die dabei unregelmäßig entstehenden Wirbel werden durch kleine Macken am Folienstreifen generiert. Die maximale Ausbreitung und eine regelmäßige Wirbelstruktur konnte etwa bei einer Wellenlänge zwischen 4.9 und 5.7 mm festgestellt werden. Dieser Wert entspricht dem doppelten Wirbeldurchmesser der dominierenden Längswirbel.

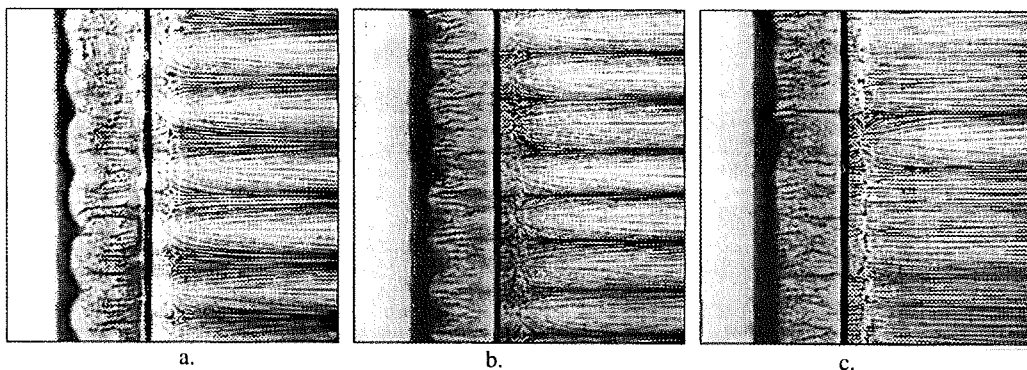


Abb. 2: Künstlich erzeugte Längswirbel in turbulenter Überschallströmung. Einfluss der Störwellenlänge: a) 7.1 mm; b) 5.7 mm; c) 2.8 mm.

Die Ergebnisse der Wandschubspannungsmessungen zeigen in gemessenen Querschnitten hinter der Anlegelinie Schwankungen von bis zu 30%, die mit steigendem Abstand monoton abnehmen. Der Cf-Mittelwert liegt dabei knapp über dem der wirbelfreien Strömung [3].

Weiteres Vorgehen

Messung der Wärmeströme an der Rampe mit und ohne Störungen

Literatur:

1. **Lüdeke H., Schüle E., Radespiel R., Longo J.M.A., Cao C.Y.** Reduction of aerothermal uncertainties at turbulent flaps // TET-DLR-21-TN-3302, Braunschweig, 2000.
2. **Lüdeke H.** Numerische Simulation längswirbelartiger Strukturen an turbulenten hypersonischen Rampen // AG STAB Mitteilung, Göttingen, 2001.
3. **Schüle E.** Messungen der Wandschubspannung und des Wärmeflusses in einigen turbulenten Strömungen mit Ablösungen im Überschall. DLR IB 223 – 01 A 06, Göttingen, 2001 (in Vorbereitung).

Datum: 12.10.2001

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 94358

Telefax: (0241)-80 92257

Email: ting@aia.rwth-aachen.de

Weitere Partner: SFB 253

Thema: Wärmeübergangsmessungen an der Oberstufe des zweistufigen Raumtransportsystems ELAC im Trisonik-Windkanal

Ausgangssituation: EOS, die Oberstufe des Raumtransportsystems ELAC [1], soll sich in einer Höhe von ca. 30 km bei $Ma \approx 7$ von ELAC trennen, mit eigenem Antrieb ins All fliegen und nach Beendigung der Mission zur Erde zurückkehren.

Ziel: Eine wesentliche Fragestellung für die Entwicklung eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems betrifft den Schutz des Materials gegen die hohe Wärmelast im Flug. Viele Kühlungssysteme und hochwarmfeste Materialien sind zwar in der Entwicklung [6], aber eine Vorhersage bezüglich des Wärmeübergangs für ein Wärmeschutzsystem an der Oberfläche eines Raumtransportsystems bedarf weiterer Forschungsarbeiten. Aufgrund der unmittelbaren Verfügbarkeit werden hierzu oft numerische Verfahren benutzt [4]. Zu deren Validierung sind in diesem Forschungsvorhaben experimentelle Messungen durchgeführt worden.

Lösungsweg: Verglichen mit lokalen Messungen an einzelnen Punkten sind Ergebnisse aus zwei- sowie dreidimensionalen Wärmeübergangsmessungen wünschenswert. Aus diesem Grund wurden in Überschallströmungen mit der optischen Methode der Flüssigkristallanstriche zweidimensionale Oberflächentemperaturverteilungen untersucht.

Die cholesterischen Flüssigkristalle, die organisches Material von Tieren darstellen, sind temperaturempfindlich. Bei den meisten cholesterischen Flüssigkristallen nimmt der Abstand P (Pitch) der sich wiederholenden Kristallstruktur, der dem reflektierten Lichtfarbton (Hue) $\equiv$ Wellenlänge entspricht, mit der Temperatur ab [2].

$$\frac{dP(T)}{dT} < 0 \quad (1)$$

Abb. 1 zeigt eine Kalibrationskurve von Flüssigkristallen (R18C7W) der Firma Hallcrest. Zum experimentellen Meßaufbau kann das Material in flüssiger Form auf die Modelloberfläche aufgetragen werden. Das aus einer bestimmten Richtung auf das Modell einfallende weiße Licht (volles Spektrum) wird von der Modelloberfläche reflektiert. Dabei wird eine bestimmte von diesen Wellenlängen durch die Flüssigkristalle gebeugt. Die Abhängigkeit der Kristallpitchänderung von der Temperatur wird ausgenutzt, um die Temperatur an der Modelloberfläche zu ermitteln. Abb. 2 zeigt diese Vorgehensweise in graphischer Darstellung. Zur Erklärung dieses Phänomens kann die Braggsche Reflexion [7] herangezogen werden.

Ergebnis: Der Trisonik-Windkanal (TWK) des Aerodynamischen Instituts, RWTH-Aachen (AIA) speichert trockene Luft mit konstanter Energie vor dem Versuch in einem Reservoir. Die Luft wird während des Versuchs durch den Kanal in den evakuierten Kessel gesaugt [3], wodurch die statische Temperatur in der Messstrecke deutlich absinkt. Aufgrund dessen nimmt die Wärmestromdichte ($\dot{q}_s$), die entsprechend nachstehender Funktion vereinfacht wird, am Modell stets negative Werte an. Als Modellmaterial wird UREOL verwendet [5].

$$\dot{q}_s = \sqrt{\frac{\rho c \lambda}{\pi}} \left[\frac{T(t) - T(0)}{\sqrt{t}} \right] \quad (2)$$

Für Hochgeschwindigkeitsbedingungen wird die Stanton-Zahl mit der freien Strömungsenthalpie (h_∞) anstelle der Wandenthalpie (h_w) gebildet. Abb. 3 zeigt eine Temperaturverteilung auf der EOS Unterseite bei $Ma = 2$ und Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$, die mit der modifizierten Stanton-Zahl (St') ausgewertet wurde. Das negative Vorzeichen

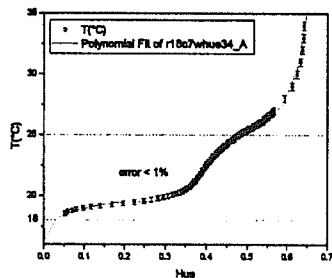


Abb. 1: R18C7W Flüssigkristalle Kalibrationskurve, die mit dem selbem optischen Versuchsaufbau wie bei den Messungen bestimmt wurde.

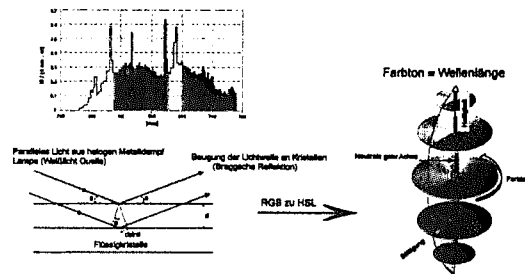


Abb. 2: Einfallendes Weißlicht (voll Spektrum) wird von Flüssigkristallen reflektiert, und eine bestimmte Wellenlänge des Lichtes gebeugt. Die Ergebnisse sind zuerst mit dem Farbkoordinatensystem RGB aufgenommen worden. Durch Transformation von RGB zu HSL wird der Farbton aufgelöst.

von St' ist durch das Abkühlungssystem bedingt, wobei eine große Stanton-Zahl einer großen Wärmestromdichte entspricht. Abb. 4 zeigt einen Vergleich der Temperaturverteilung mit den numerischen Ergebnissen aus [4]. Die numerische Rechnung wurde unter der Annahme einer adiabaten Wand durchgeführt. Bezüglich der qualitativen Verteilung der Temperatur ist eine weitergehende Übereinstimmung zu erkennen.

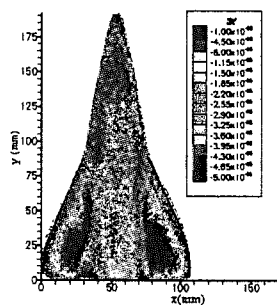


Abb. 3: Temperaturverteilung anhand der modifizierten Stanton-Zahl bei $Ma=2$, $\alpha = 0^\circ$ für die EOS Unterseite.

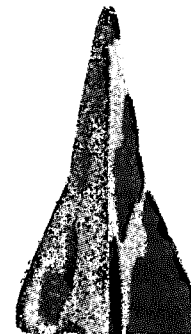


Abb. 4: Vergleich der numerischen und experimentellen Temperaturverteilung.

Literatur

- [1] *Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen*. Sonderforschungsbereich 253. Forschungsanträge 1999/2000/2001.
- [2] DE Gennes, P. G. *The Physics of Liquid Crystals*. Clarendon Press, Oxford, 2 edition, 1998.
- [3] Freytag, G. *Der neue Transonic- und Überschallwindkanal*. Abhandlungen aus dem Aerodynamischen Institut der RWTH-Aachen, Heft 22, 1975.
- [4] Henze, A. and Schröder, W. and Meinke, M. *Computation of flows around space configurations*. Proceedings of International FORTWIHR Conference, March 2001. High-Performance Scientific and Engineering Computing Methods, Developments, and Applications, Springer, 2001.
- [5] Jacobs, M. *Wärmeübergangsmessung am Modell eines Raumtransportsystems in supersonischer Strömung*. Hauptabteilung Windkanäle Göttingen, DLR-FB 97-44, 1997.
- [6] Janovsky, R. *Analyse und Bewertung horizontal startender Raumtransportsysteme*. Dissertation, Rheinisch-Westfälische Technische Hochschule Aachen, 1994.
- [7] Kittel, C. *Introduction to Solid State Physics*. John Wiley & Sons, Inc., Singapore, New York, Chichester, Brisbane, Toronto, 6th edition, 1986.

Weiteres Vorgehen: Die Ergebnisse des Wärmeübergangs werden mit anderen Daten aus Farbschlieren-, Ölanstrich-, Vapor-Screen- sowie Druckmessungen verglichen, um die für die Aerodynamik und den Wärmeübergang von EOS signifikanten Phänomene ausführlich zu untersuchen.

Datum: Oktober 2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: S.B.Verma, Former Humboldt Fellow, presently
working as a research scientist in space
propulsion, DLR Lampoldshausen
G.Koppenwallner, Head HTG

Institution: HTG, Hyperschall Technologie Goettingen

Adresse: DLR Lampoldshausen
D-74239 Hardthausen
Hardthausen

Telefon: (06298) 28535

Telefax: (06298) 28175

e-mail : shashi.verma@dlr.de

Thema: Detection of a Trapped Vortex Under the Separation Bubble of a 24 Deg. Ramp Induced Shock-Wave Boundary-Layer Interaction using Laser Schlieren

Ausgangssituation: Diverse kinds of three dimensional regions of separation in laminar and turbulent boundary layers exist on aerodynamic configurations immersed in flows from subsonic to hypersonic speeds. As such, these flows find significant practical implications on aerodynamic control surfaces and in propulsion systems of high-speed flight vehicles. Past studies have shown these interaction to be associated with unsteady behaviour which can generate surface pressure fluctuations[1] which under the influence of aerothermal effects can pose significant problems. An attempt was made at HTG to look into the flow structure of separation bubble on a 24 deg. ramp model in a Mach 8.94 flow using Laser Schlieren setup[2] to gain insight of the various flow mechanisms involved during a shock-wave boundary-layer interaction.

Ziel: An experimental investigation was carried out to study the phenomena of shock-wave/boundary-layer interaction in detail. Most of the previous investigators have used pressure taps on the model surface to obtain voltage signals that are considered as 'footprints' of the flow above the model surface. However, fabrication of these pressure taps does put a limit to the detailed flow analysis especially in case of models with complex geometries. Keeping in view this aspect, the interactive field is studied using Laser Schlieren system which operates on the Schlieren principle with Laser as the light source[2]. The present work demonstrates the capability of this instrument to capture important flow details such as a vortex trapped under the separation bubble.

The study was carried out for a charge tube pressure of $50 \text{ bar} \pm 1\%$ and temperature $773 \text{ K} \pm 5\%$ resulting in a freestream Reynolds number per unit length of $2.078 \times 10^5 \text{ m}^{-1}$.

Lösungsweg: The experiments were carried out in the hypersonic wind-tunnel facility at HTG that operates on the Ludwig-tube principle[2] and with a run time of 100 ms. The laser Schlieren system used for flow field analysis is as shown in Fig. 1(a). The system uses a low powered diode laser and an array of 16 high response(4 ns) photodiodes. The complete mounting frame on which the laser and the photodiode array are mounted is fixed on to a motor-bed mounted to the main supporting frame to facilitate movement in X-direction. The supporting frame is in turn mounted on a table placed away from the wind-tunnel structure in order to isolate the laser Schlieren system from any structural vibrations of the wind-tunnel. Figure 1(b) shows a schematic of the the ramp model used. The principle of laser Schlieren system is the same as that of ordinary optical Schlieren system except that in this case the system makes use of the index of refraction fluctuations to produce voltage signal fluctuations. Further details of the instrumentation and its operation can be obtained from ref. [2].

Ergebnis: Figures 2(a)-(b) show the longitudinal space-time correlations of the density fluctuations under the separation bubble. The correlation downstream of separation shows a peak at positive time delay, τ , indicating the flow structures moving in the freestream direction, Fig. 2(a). Further downstream, the peak value at positive τ shows a decrease with a subsequent development of a peak at negative τ , Fig. 2(a). The appearance of maxima in R_{pp} at both positive and negative time delay corresponds to the separated shear layer eddies moving downstream and the back flow adjacent to the wall, respectively[1]. Near the compression corner, Fig. 2(b), however, the cross-correlation shows the presence of a peak only at positive time delay indicating once again the presence of structures moving in the positive flow direction. This seems to suggest that a vortex is trapped inside the main separation bubble and has a flow direction opposite to that of the main bubble as shown in Fig. 3.

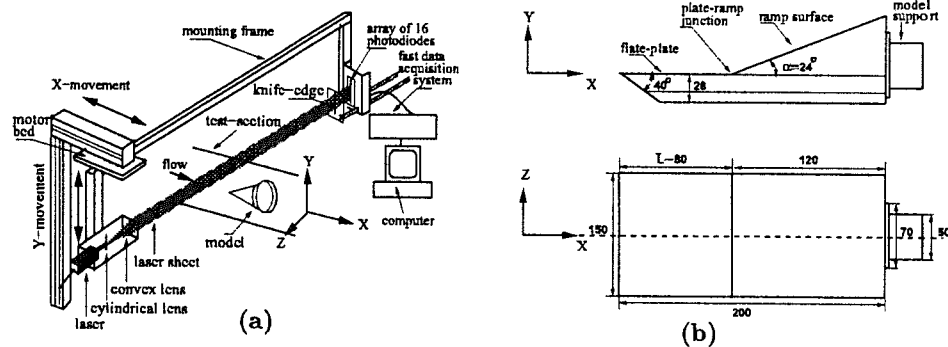


Figure 1: (a) Schematic of the Laser Schlieren system set up (b) Schematic of the ramp model used in the present study

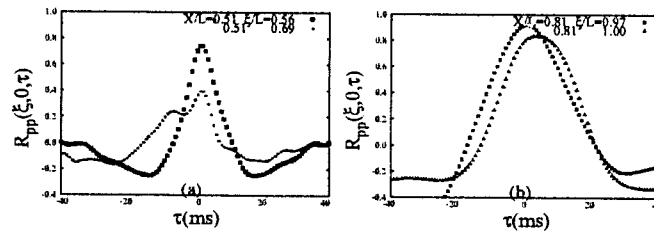


Figure 2 : Longitudinal space-time correlations of the density fluctuations between the separation location up to the plate-ramp junction

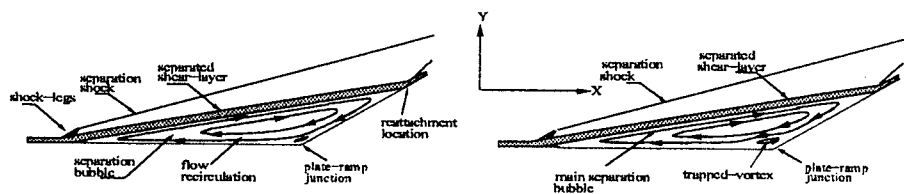


Figure 3 : Sketch of the flowfield in a separation bubble on ramp model

Literatur:

- D.S. Dolling, "Unsteadiness of supersonic and hypersonic shock induced turbulent boundary layer separation" *AGARD Report-764*, pages 7-1 to 7-26, 1990.
- [2] S.B. Verma and G. Koppenwallner "Study of Shock-Wave Boundary-Layer Interaction Flowfield on a 24 deg. Ramp Model" *12th DGLR-Fach-Symposium*, Stuttgart, Nov. 15-17th, 2000.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. S. Wagner, Dr.-Ing. H. Knauss,
Dipl.-Ing. U. Gaisbauer, Dipl.-Ing. J. Weiss

Institution: Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** 0711/6853468
70550 Stuttgart **Telefax:** 0711/6853438
 e-mail: knauss@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: A. D. Kosinov, Institute of Theoretical and Applied Mechanics
Novosibirsk, Rußland

Thema: Ermittlung des Störfeldes in der Messkammer des Stoßwindkanals des IAG (SWK)

Ausgangssituation:

Die Lage der laminar-turbulenten Transition der Vorkörper-Grenzschicht ist ein äußerst kritischer Parameter beim Entwurf eines Hyperschall Flugkörpers. Neben dem direkten Einfluß auf den Reibungswiderstand des Flugzeuges hat die Umschlagslage auch große Bedeutung für die Berechnung der Wärmelasten an der Oberfläche und die Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung an den Verdichtungsrampen. Leider bleiben Transitionsmessungen in Über- und Hyperschallwindkanälen äußerst schwierig zu interpretieren, da die Umschlagslage von dem relativ hohen Lärmpegel in der Messkammer beeinflußt wird. Deswegen ist es nötig, Transitionsmessungen durch die Ermittlung des Störfeldes in dem jeweiligen Windkanal zu erweitern [1].

Ziel:

Realistische Transitionsmessungen an Vorkörperkonfigurationen im Stoßwindkanal und Reduzierung des Lärmpegels in der Messkammer

Lösungsweg:

In der Messkammerströmung des SWK sind grundsätzlich 3 verschiedene Arten von Störfeldern zu erwarten („vorticity mode“, „entropy mode“ und „acoustic mode“), die nur mit Hilfe der Hitzdraht-Anemometrie ermittelt werden können [1]. Dabei soll die sog. Modal-Analyse benutzt werden, indem einen Hitzdrahtsensor unter verschiedenen Überhitzungsverhältnissen betrieben wird. Um eine solche Analyse innerhalb der kurzen Messzeit im SWK (120ms) durchführen zu können, wurde eine spezielle Konstant Temperatur Anemometer Brücke gefertigt, die es ermöglicht verschiedene Überhitzungsverhältnisse in einer sehr kurzen Zeit zu fahren. Dazu wurde auch die entsprechende Messmethode erweitert [2].

Ergebnis:

Die Modal-Analyse an verschiedenen Orten in der Messkammer ($Ma=2.54$) und bei verschiedenen Einheits-Reynolds-Zahlen R ($10 \cdot 10^6 / m \leq R \leq 25 \cdot 10^6 / m$) zeigen, dass Schallwellen die dominante Störung in dem SWK sind (Beispiel: Bild 1). Dabei handelt es sich um „eddy Mach waves“ (d.h. fluktuierende Machsche Wellen, die von der turbulenten Grenzschicht an den Laval-Düsen und den Seitenwänden produziert werden), als auch um „shivering Mach waves“ (die durch gestreute quasi-stationären Wellen verursacht werden). Infolgedessen ist der Lärmpegel stark abhängig von der Position in der Messkammer, wie in Bild 2 zu sehen ist. Darüber hinaus zeigt eine spektrale Analyse der gemessenen Signale, dass die Schallwellen dank der Größe des Kanals einen relativ niederfrequenten Charakter besitzen.

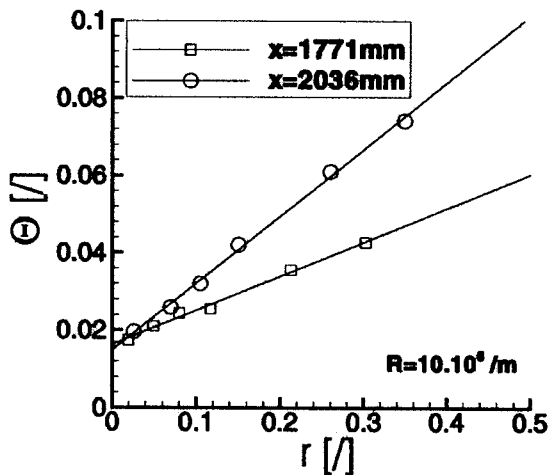


Bild 1

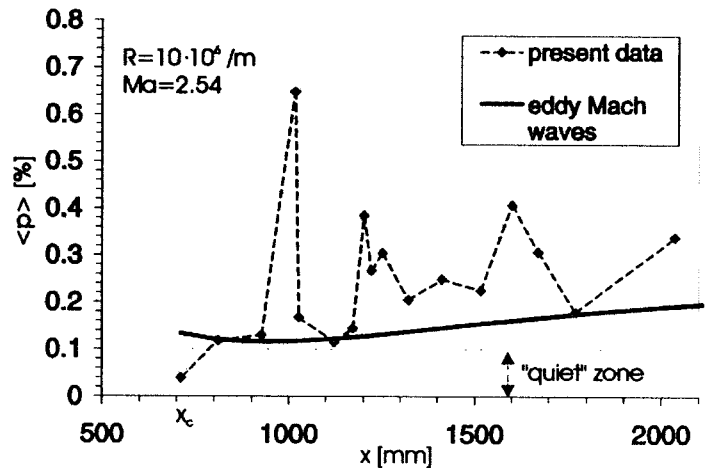


Bild 2

Bild 1: Fluktuationsdiagramm in der Messkammer des SWK. Die Linearität ist ein Beweis dafür, dass Schallwellen den ganzen Störfeld dominieren.

Bild 2: Effektive gemessene Druckfluktuation auf den Kanalachse und Anteil von „eddy Mach waves“

Literatur:

- [1] U. Gaisbauer, H. Knauss, S. Wagner, J. Weiss: „The meaning of disturbance fields in transition experiments and their detection in the test section flow of a short duration wind tunnel“, *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, 2001. In press.
- [2] J. Weiss, A. D. Kosinov, H. Knauss, S. Wagner: „Constant temperature hot-wire measurements in a short duration supersonic wind tunnel“, *The Aeronautical Journal*, Vol.105, No.1050, pp.435-441, 2001.

Weiteres Vorgehen:

Eine Reduzierung des Anteils von „shivering Mach waves“ in dem ganzen Störfeld durch Eliminierung der quasi-stationären Störungen ist geplant. Dabei soll der Einfluß der Düsenoberfläche und der Düsengeometrie untersucht werden. Zunächst werden diese Parameter in einem kleineren Windkanal untersucht.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: Grüber, Björn
Abtl. TPAI

Institution: MTU Aero Engines

Adresse: Postfach 500640
80976 München

Telefon: 089/1489-3805

Telefax: 089/1489-99787

e-mail : bjoern.grueber@muc.mtu.de

weitere Partner: -

Thema:

Berechnung der durch umlaufende Nachlaufstörungen induzierten instationären Strömung in Turbomaschinengittern

Ausgangssituation:

Zur Berechnung der instationären Gaskräfte in Turbomaschinen werden Navier-Stokes-Verfahren aufgrund der sehr hohen Rechenzeiten nur in jenen Fällen eingesetzt, bei denen im Vergleich zu den heutzutage üblicherweise verwendeten zeitlinearisierten reibungsfreien Berechnungsverfahren signifikante Unterschiede in der Lösung zu erwarten sind. Dies setzt jedoch die genaue Kenntnis des Einflusses der nichtlinearen und viskosen Effekte auf die instationären Gaskräfte voraus.

Ziel:

Ziel der Untersuchung war es, mittels einer numerischen Parameterstudie Strömungszustände und Bedingungen zu identifizieren, bei denen der Gültigkeitsbereich von reibungsfreien und zeitlinearisierten Berechnungsverfahren nicht mehr gegeben ist.

Lösungsweg:

Grundlage der numerischen Untersuchung war ein 2D-Navier-Stokes-Verfahren, welches in der Lage ist, die durch stromauf erzeugte umlaufende Nachlaufdellen induzierte instationäre Strömung zu berechnen. Mittels einer Parameterstudie wurde der Einfluss der Nachlaufdellen auf die instationäre Schaufeldruckverteilung untersucht. Variiert wurden die Machzahl, Nachlaufdellenbreite und -tiefe sowie der Phasendifferenzwinkel.

Ergebnis:

Bei allen untersuchten Fällen war ein zu vernachlässigender Einfluss der Viskosität auf die Druckamplituden festzustellen. Durch Reibungseinflüsse hervorgerufenen Nichtlinearitäten und durch die Druckschwankungen induzierte Ablöseblasen konnten nicht beobachtet werden. Allerdings traten sowohl im subsonisch als auch transsonisch durchströmten Gitter nichtlineare Effekte bezüglich der Nachlaufdellenform auf. Verursacht wurde das nichtlineare Verhalten zum einen durch die Wechselwirkung der Grund-harmonischen mit den Höherharmonischen und zum anderen durch die Amplitude der ersten Störungs-harmonischen. Ein wichtiges Ergebnis war, dass die Nichtlinearitäten in allen Fällen zu niedrigeren Druckamplituden führten. Weiterhin wurde gezeigt, dass Überschallgebiete als „Filter“ für stromauf laufende Druckwellen fungieren, was deutlich niedrigere Druckamplituden stromauf des Verdichtungsstoßes zur Folge hatte. Überraschend war, dass die Nachlaufstörungen hauptsächlich die Stoßstärke beeinflussten, die Stoßposition aber nur marginal.

Zusammenfassen lässt sich folgendes feststellen: Bei der Berechnung des durch den Nachlauf eines stromauf liegenden Gitters induzierten Druckamplituden kann bereits bei reibungsfreier subsonischer Strömung ein nichtlineares Verhalten auftreten. Da dieses bei allen untersuchten Fällen zu niedrigeren Druckamplituden führt, stellt die Berechnung mit linearisierten Verfahren eine konservative Abschätzung dar.

Literatur:

Abschlußbericht HTGT-Turbotech II; Zu den Vorhaben der MTU Aero Engines; Stephan Servaty, Kapitel 2.6. / AP 1.252 / Seiten 1-98, August 2001

weiteres Vorgehen:

Datum: 19.10.2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. H. Henke

**Institution: Abt. Aeroelastik EGLG4
Airbus Deutschland GmbH**

**Adresse: Hünefeldstr. 1.5
28183 Bremen**

**Telefon: +49 421 5382021
Telefax: +49 421 538 4998
e-mail: h.henke@airbus.dasa.de**

weitere Partner:

**Thema: Das viskos-gekoppelte 3D Euler-Verfahren EUVISC und
seine aeroelastische Anwendung**

Ausgangssituation:

Ziel: Die Berechnung der instationären Strömung im transsonischen Bereich erfordert aus Rechenzeitgründen ein 3D Euler-Verfahren, welches mit einem Grenzschichtverfahren gekoppelt ist. Dieses Verfahren wird für aeroelastische Anwendungen im Frequenz- und im Zeitbereich benötigt.

Lösungsweg: Das 3D Euler-Verfahren EUVISC, welches mit einem Grenzschichtverfahren in Integralform gekoppelt ist, wurde auf Basis eines existierenden 2D Differenzenverfahrens entwickelt. Dabei wurde das 3D Euler-Verfahren streifenweise mit einem 2D Grenzschichtverfahren gekoppelt. Hierbei wurde das 3D Euler-Verfahren mit dem Grenzschichtverfahren mittels eines neuen impliziten Wechselwirkungs-Schemas zur Berechnung instationärer transsonischer Flügelströmungen gekoppelt. Der industrielle Code wurde zuerst für den LANN Flügel validiert (Bild 1). Weiterhin wurde die Methode an Flugmessungen eines Transportflugzeuges im transsonischen Machzahlbereich validiert. Für Flutterrechnungen im Zeitbereich (Flutter Simulation) wurde das EUVISC-Verfahren mit der Struktur gekoppelt, die als Nastran FEM gegeben ist. Die Bewegungsgleichungen sind in Modalform gegeben und werden mit einem Newmark-Schema gelöst. Die Flattersimulation steht somit als eine Ergänzung zur klassischen Flutterrechnung im Frequenzbereich zur Verfügung.

STAB

Ergebnis:

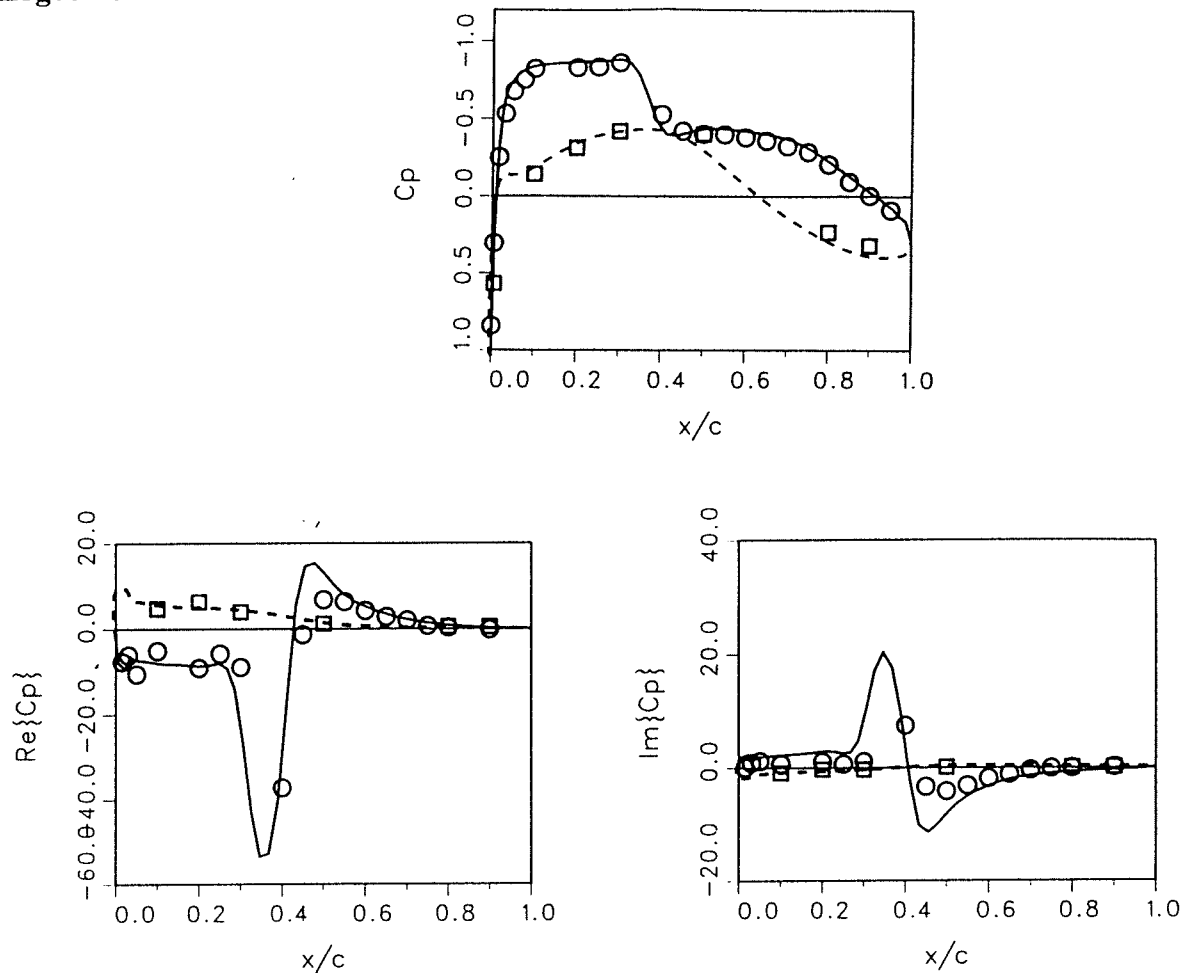


Bild 1: Stationäre und instationäre Druckverteilungen am LANN Flügel für Drehbewegung im Schnitt $y/s = 0.925$

Literatur: H. Henke: The Viscous-Coupled 3D Euler Method EUVISC and its Aeroelastic Application. International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Madrid, 5-7 June 2001. Proceedings IFASD 2001, pp 95-106, Volume II, ISBN 84-931375-5-3.

weiteres Vorgehen:

Datum: 17.10.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Aeroelastik/ Meßtechnik		
Ansprechpartner	Cornelia Hillenherms		
Institution	RWTH-Aachen, Aerodynamisches Institut		
Adresse	Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 52062 Aachen	Telefon	(0241)-809 4358
		Telefax	(0241)-809 2257
		Email	conny@aia.rwth-aachen.de

Thema: Experimentelle Untersuchung eines schwingenden Rechteckflügels in transsonischer Anströmung

Ausgangssituation

Aufgrund steigender Transportleistungen und leichterer Bauweisen künftiger Flugzeuge und Tragflügel steigt die Notwendigkeit, bereits in der Entwurfsphase zuverlässige Methoden zur aero- und strukturdynamischen Auslegung einsetzen zu können, insbesondere in Hinblick auf die aeroelastische Stabilität. Derartige numerische Verfahren müssen entwickelt und durch experimentelle Ergebnisse validiert werden. Daher werden am Aerodynamischen Institut Aachen (AIA) im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 401, Teilprojekt B6, Versuche zur Untersuchung der dynamischen Wechselwirkung zwischen schwingenden, überkritischen Tragflügeln und dem umgebenden Strömungsmedium durchgeführt.

Ziel

Ziel der Messungen ist neben der Bestimmung der instationären aerodynamischen Derivativa auch die Analyse der auftretenden Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen. Die experimentellen Ergebnisse dienen zur Validierung von Verfahren der aeroelastischen Direktsimulation.

Lösungsweg

Die Untersuchung der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung erfolgt an starren Flügelmodellen mit elastischer Aufhängung im 400 mm × 400 mm Trisonik-Windkanal des AIA. Zunächst werden Schwingungen mit einem Freiheitsgrad untersucht, d.h. die beidseitige, elastische Lagerung des Flügels erlaubt ausschließlich Änderungen des Anstellwinkels (Abbildung 1). Dabei werden

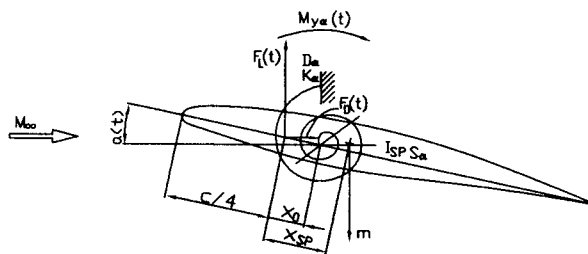


Abbildung 1: Mechanisches Modell des schwingenden Ein-Freiheitsgrad-Systems

gleichzeitig die instationäre Druckverteilung, die Auflagerkräfte und das Torsionsmoment sowie der momentane Anstellwinkel erfaßt. Das verwendete Rechteckflügelmodell hat eine Tiefe von 150 mm und besitzt die Profilierung der SFB-Referenzkonfiguration (BAC-3-11/RES/30/21). Es liefert die aerodynamischen Kenngrößen, während die elastischen Parameter des Systems durch die Aufhängung mittels Torsionsfedern vorgegeben werden. Die Messung der Kräfte geschieht durch zwei symmetrisch aufgebaute DMS-Waagen, die jeweils an die Seiten des Modells montiert werden. Sie bestehen jeweils aus zwei miteinander verschraubten Ringen mit Normal- bzw. Tangentialkraftmeßstellen in Form von Doppelbiegebalken.

Den kompletten Aufbau im Windkanal zeigt Abbildung 2, wobei die Meßstreckenwände lediglich

angedeutet sind. Das Flügelmodell in der Meßstrecke ist beidseitig zunächst mit der DMS-

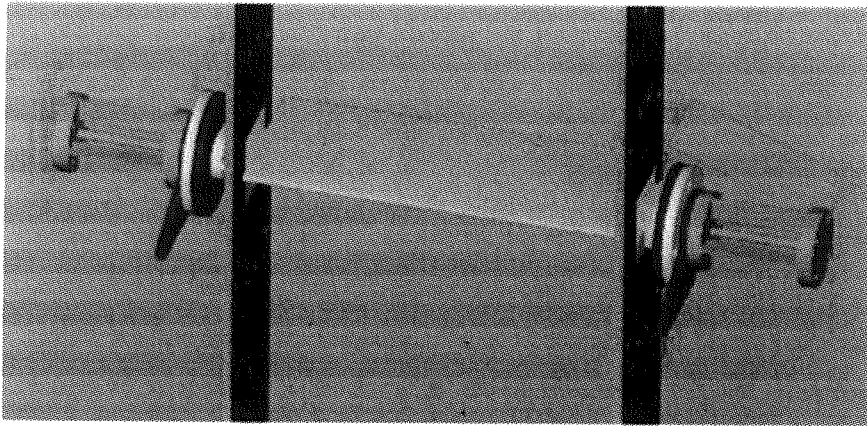


Abbildung 2: Modellaufhängung

Waage verbunden, an die sich jeweils die Torsionsfeder anschließt. Am festen Ende der Feder befindet sich die an die Windkanalseitenscheibe montierte Halterung. Zwischen Torsionsfeder und DMS-Waage ist jeweils ein Hebel montiert, um die Modellbewegung optisch mit Hilfe von Lasertriangulatoren erfassen zu können.

Ergebnisse

Bei den ersten instationären Messungen wurden Ausschwingvorgänge mit verschiedenen Anfangsbedingungen untersucht. Der mittlere Anstellwinkel der Drehschwingungen lag zwischen -0.7 und 2.4° bei Machzahlen von 0.50 bis 0.85 . Die Torsionssteifigkeit wurde durch Austauschen der Torsionsstäbe variiert. Abbildung 3 zeigt den zeitlichen Verlauf einer Drehschwingung $\alpha(t)$, aus dem die Dämpfung und mittels Fouriertransformation die Frequenz und Phasenlage bestimmt wurden. Die experimentell bestimmten Dämpfungskoeffizienten sind in Abbildung 4

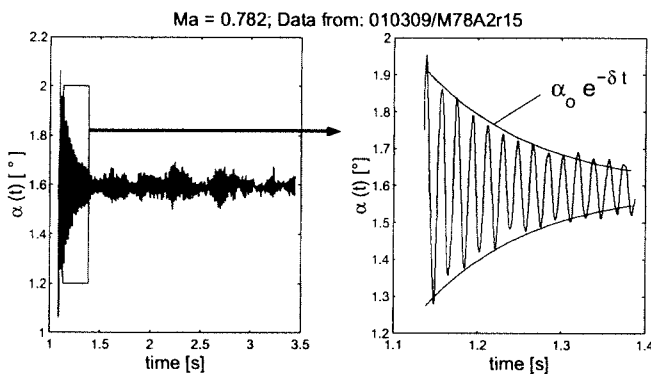


Abbildung 3: Typischer Zeitschrieb einer Drehschwingung ($Ma = 0.782$), Bestimmung der Dämpfung.

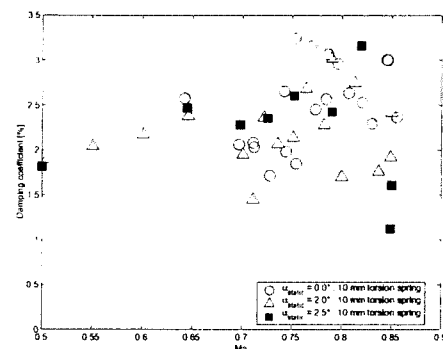


Abbildung 4: Dämpfungskoeffizienten in Abhängigkeit von der Machzahl für verschiedene Anstellwinkel.

über der Machzahl dargestellt. In weiteren Versuchsreihen sollen die sich hier andeutende Instabilität bei hohen Machzahlen näher untersucht und darüberhinaus zwangserregte Drehschwingungen durchgeführt werden.

Weiteres Vorgehen

Durchführung erzwungener Drehschwingungen und Erweiterung des Aufbaus um den zweiten Freiheitsgrad der Schlagbewegung für Flatteruntersuchungen.

Datum: 18. Oktober 2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: A. Mack, DLR Braunschweig, R. Schäfer, DLR Stuttgart

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

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

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 Nasenkappen 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 [1]. Die Nutzungsdemonstration umfasst die Berechnung einer komplexen 3d-Konfiguration (X-38) mit Spaltströmungen an der Steuerklappe.

Vorgehensweise:

Zur Validierung der in IMENS verwendeten Kopplungsumgebung (Nutzung der Interpolationsroutine mpcci [2] sowie Coprozessen) wurden zuerst gekoppelte Rechnungen für ein Nasenkappenmodell (2d) zwischen TAU und ANSYS realisiert. Dazu wurden in Zusammenarbeit mit R. Schäfer eigene Schnittstellen zu Struktur- und Strömungslöser programmiert wodurch eine Filetransferekopplung ermöglicht wird. Die Interpolation zwischen den Oberflächen erfolgt ebenfalls durch eigene Routinen in 2d.

Ergebnis:

Das gewählte Modell der Nasenkappe (**Abb. 1**) zeigte sich sehr sensitiv auf die Randbedingungen an den Ausflussrändern des Strömungslösers. Eine konvergierende Lösung ist nur durch Relaxation der Interpolationsgrößen zu erreichen. Die absoluten Änderungen in Wärmestrom und Temperatur sind dabei relativ gering zwischen strahlungsadiabater Wand und gekoppelter Lösung da praktisch kein Wärmetransport der Struktur in Strömungsrichtung stattfindet. Eine ausreichend konvergierte Lösung ist nach 3-4 Kopplungsiterationen erreicht (**Abb. 2**). Die Rechenzeiten der Struktur- und Strömungsseite sind sehr unterschiedlich, ANSYS benötigt ca. eine Minute, während TAU einige Stunden rechnet. Dies liegt daran, dass die neue aufgeprägte Wandtemperatur durch die viskose Grenzschicht transportiert werden muss. Durch die Freiflugbedingungen ergeben sich sehr dünne Grenzschichten und damit auch sehr ge-

ringe erste Wandspacings im Netz. Durch Nutzung des mittlerweile verfügbaren Hyperschall-Residuenglättens in TAU kann die CFL-Zahl auf bis zu 4 erhöht werden, wodurch sich ein strömungsseitiger Speed-up von mindestens 3 ergibt.

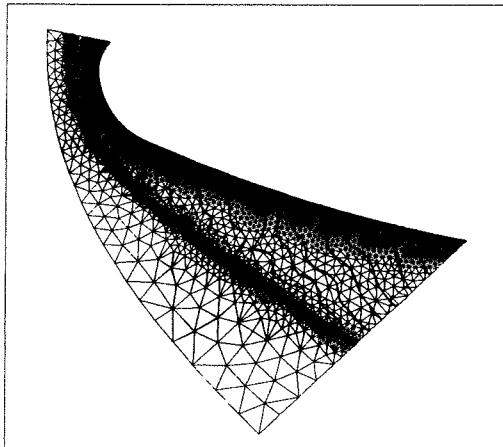


Abb. 1: Netz Nasenkappe

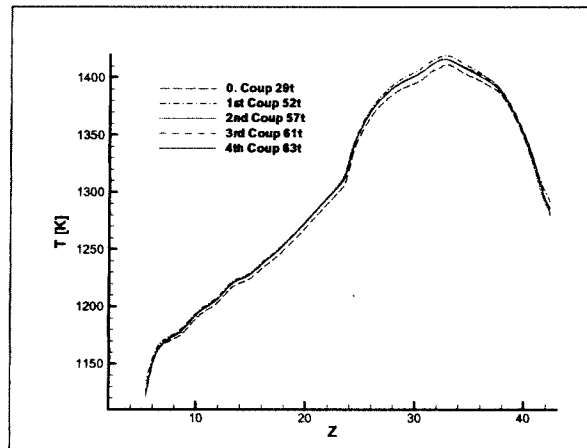


Abb. 2: Konvergenz der Wandtemperatur

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:

Im weiteren soll die IMENS-Umgebung (Coprozesse inclusive mpcci) anhand der bisherigen Kopplungsergebnisse getestet und validiert werden. Daraufhin sollen Ergebnisse zu vorhandenen Testfällen nachgerechnet werden, zu denen bereits Messungen und Strömungsrechnungen vorliegen. Ausserdem soll eine Effizienzsteigerung der Kopplung erreicht werden.

Datum: 18.10.2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: P. Petrie-Repar, V. Carstens

Institution: DLR-Institut für Aeroelastik

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-7092347

Telefax: 0551-7092862

Email: Volker.Carstens@dlr.de

weitere Partner: keine

Thema: Entwicklung eines linearisierten Navier-Stokes-Verfahrens
für aeroelastische Anwendungen

Ausgangssituation:

Zur aeroelastischen Analyse von Turbomaschinenstufen benötigt man sowohl eine korrekte Beschreibung des strukturdynamischen Verhaltens der Beschaufelung als auch eine präzise Vorhersage der auf die schwingenden Schaufeln wirkenden instationären Luftkräfte. Hierbei kommt der Berechnung der Luftkräfte eine Schlüsselrolle zu, da diese ganz wesentlich die Dämpfung des Gesamtsystems bestimmen.

Die bisher bekannten und von der Industrie für die aeroelastische Auslegung benutzten Verfahren zur Berechnung der zeitabhängigen aerodynamischen Kräfte beruhen fast ausschließlich auf der Lösung linearisierter Erhaltungsgleichungen für Masse, Impuls und Energie einer als reibungsfrei vorausgesetzten Strömung. Die Linearisierung wird dadurch gerechtfertigt, daß die zu berechnende instationäre Strömung für kleine Schwingungsamplituden lediglich eine kleine Störung einer bekannten stationären Grundströmung darstellt. Experimentelle Ergebnisse zeigen jedoch, daß die Annahme der Reibungsfreiheit dann nicht mehr gerechtfertigt ist, wenn bereits die stationäre Grundströmung durch massive viskose Effekte gekennzeichnet ist.

Ziel:

Das Ziel des Vorhabens ist die Bereitstellung eines Rechenverfahrens zur Ermittlung der instationären Luftkräfte, die bei selbst- oder zwangserregten Schwingungen der Beschaufelung von Turbomaschinen auftreten. Hierbei soll die instationäre Strömung möglichst realitätsnah berechnet werden, d.h. die in transsonischen Strömungen auftretenden Kompressibilitäts- und Reibungseffekte müssen von den zu lösenden Strömungsdifferentialgleichungen berücksichtigt werden können.

Lösungsweg:

Das entwickelte Rechenverfahren basiert auf der Lösung der linearisierten Navier-Stokes-Gleichungen. Da die Lösung der vollen instationären Navier-Stokes-Gleichungen auch heute selbst auf Supercomputern der neuesten Generation nur mit großem Rechenaufwand zu bewältigen ist, stellt die Entwicklung eines linearisierten NS-Verfahrens, das die instationären Luftkräfte durch Störung einer bekannten stationären Strömung ermittelt, einen effizienten Kompromiß dar, der wesentlich weniger Rechenzeit benötigt als die Lösung der nichtlinearen instationären Gleichungen.

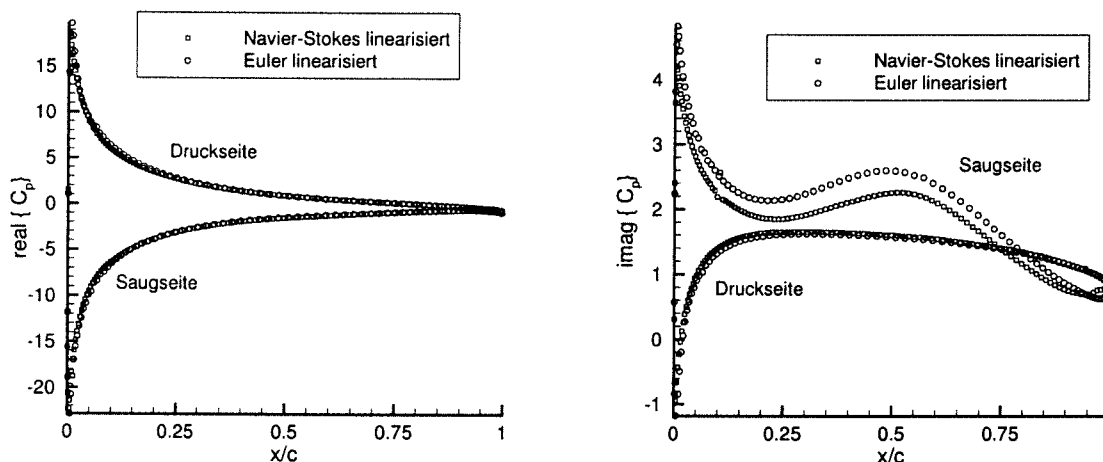
Ein wesentlicher Bestandteil des entwickelten Verfahrens ist die Implementierung eines Eingleichungs-Turbulenzmodells (Spalart und Allmaras), das in gleicher Weise linearisiert wurde wie die Grundgleichungen. Die Diskretisierung des Gleichungssystems für die

instationären Störamplituden erfolgt auf einem konturangepaßten Netz, das sich mit den Schaufelschwingungen deformiert. Obwohl die diskretisierten Gleichungen der Störamplituden auch direkt gelöst werden können, wurde aus Gründen der Robustheit und Effizienz des Verfahrens die numerische Lösung mit der Pseudo-Zeitschrittmethode berechnet.

Ergebnis:

Die Validierung des linearisierten NS-Verfahrens erfolgte durch Vergleich mit bekannten Ergebnissen anderer Autoren, die ähnliche Verfahren entwickelt haben. Es zeigte sich, daß das entwickelte Verfahren in der Lage ist, im Auslegungspunkt von Stufen die durch Schaufelschwingungen oder periodische Störungen in der Zuströmung induzierten instationären aerodynamischen Kräfte an den Schaufeln korrekt nach Betrag und Phase zu berechnen, um daraus die aerodynamische Schaufeldämpfung zu bestimmen.

Das untenstehende Bild zeigt die instationäre Druckverteilung an einem Verdichtergitter (Profil 3506), dessen Profile Drehschwingungen um den Profilmittelpunkt ausführen. Die Zuströmmachzahl beträgt 0.59, die reduzierte Frequenz hat den Wert 0.5. Der Phasendifferenzwinkel zwischen benachbarten Schaufeln ist hier mit 90 Grad vorgegeben. Die Druckverteilung ist nach Real- und Imaginärteil aufgetragen, um den Einfluß des Imaginärteils, der die aerodynamische Dämpfung bestimmt, herauszuheben. Während die Euler- und Navier-Stokes-Rechnungen für den Realteil nahezu das gleiche Ergebnis liefern, unterscheidet sich der Imaginärteil bei der Euler-Rechnung auf der Saugseite der Profile deutlich vom Ergebnis der Navier-Stokes-Rechnung., die eine höhere aerodynamische Dämpfung ergibt.



Literatur:

- [1] Hall, K.C. ; Clark, W.S. ; Lorence, C.B. , *A Linearized Euler Analysis of Unsteady Transonic Flows in Turbomachinery*, ASME Paper 93-GT-94, 1993
- [2] Clark, W.S. ; Hall, K.C. , *A Time Linearized Navier-Stokes Analysis of Stall Flutter*, Journal of Turbomachinery, Vol. 122, pp 467-476, 2000
- [3] Kahl, G. ; Klose, A. , *Computation of the Linearized Transonic Flow in Oscillating Cascades*, ASME Paper, 93-GT-269, 1993

weiteres Vorgehen:

Beschleunigung des bisherigen Verfahrens, Erweiterung auf 3D

Datum: 19.10.2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulence and Aerodynamics

Ansprechpartner: Özgür Ertunc

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik-Erlangen

Adresse:

Cauer Str. 4

91058 Erlangen

weitere Partner:

Telefon: 0-9131-8528291

Telefax: 0-9131-8529503

e-mail : ertunc@lstm.uni-erlangen.de

Thema: Experimental and Theoretical Analysis of Axisymmetric Turbulence

Ausgangssituation:

Axisymmetric homogeneous turbulence is second to isotropic turbulence in order of simplicity and it can be generated by passing the flow inside a circular duct through a grid, whereas isotropic turbulence does not exist in nature and cannot be generated under laboratory conditions. These types of turbulence satisfy certain symmetry conditions in a statistical sense. In axisymmetric homogeneous turbulent flow, *the mean value of any function of the velocity components of the turbulence and their derivatives* must be independent of arbitrary rotations of the axes about a given direction (which in all practical realizations will be the direction of mean flow), arbitrary reflections of axes in planes through that direction, and arbitrary translations of axes in space (see Batchelor (1948)). Owing to these purely mathematical constraints, the dynamic equations of turbulence and the forms of the tensors appearing in these equations gain simplicity. Therefore, these types of turbulence are investigated theoretically, experimentally and numerically in order to establish a concrete basis for the more general type of turbulence.

However, investigation of analytical and experimental work done up to now reveals that all the experiments on axisymmetric turbulence conflict with each other and the theoretical studies are not able to predict the effect of strain on axisymmetric turbulence. It may plausibly be argued that these data should not be used for the validation of new turbulence models.

Ziel:

The primary interest of the present study is to establish reliable experimental data for the validation and the further development of a new turbulence model, proposed by Jovanović et al (2000) based on invariant theory of Lumley (1978). The experiment includes the effect of different types of axisymmetric strain, such as contraction, expansion and successive straining (contraction followed by expansion) of a grid generated, axisymmetric turbulent flow.

Lösungsweg:

An open loop wind tunnel (Fig.1) with low turbulence intensity (around 0.05%) was built. A homogeneous turbulent flow was produced by passing the flow through a grid. The development of the mean values of the Reynolds stresses through the contraction were measured via hot-wire anemometry. The present measurements and the experiments found in literature were checked with the equation of kinetic energy balance imposed by the equation of motion and compared with each other. Predictions were made for the measured profiles with the developed model.

Ergebnis:

The measurements with high contraction ratios showed the same anomalies which most of the other experiments (see Tan-atichat et al (1980) as an example) are thought to have. The major anomaly is that the streamwise fluctuating component is decreasing inside the nozzles with low contraction ratios (see Fig.2a) but starts to increase inside the nozzles with high contraction ratios (see Fig.2.b). Moreover, most of the experiments reveal negative dissipation when they were checked by using the kinetic energy balance equation. That means that the flow field is not any more homogeneous inside the contraction. The developed model could not predict the measured flows with the required degree of accuracy.

Nevertheless, the results of the preliminary analysis of existing experiments and the results of ongoing experiments show that especially for high contraction ratios all the experiments suffer, most probably from the effect of the boundary layer on the flow field away from the wall. The way, in which the boundary layer effects the flow field away from the wall, has not yet been explained concretely.

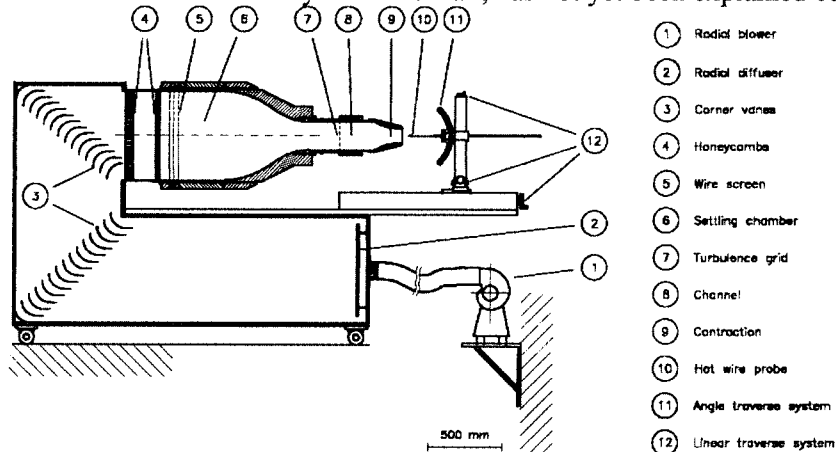
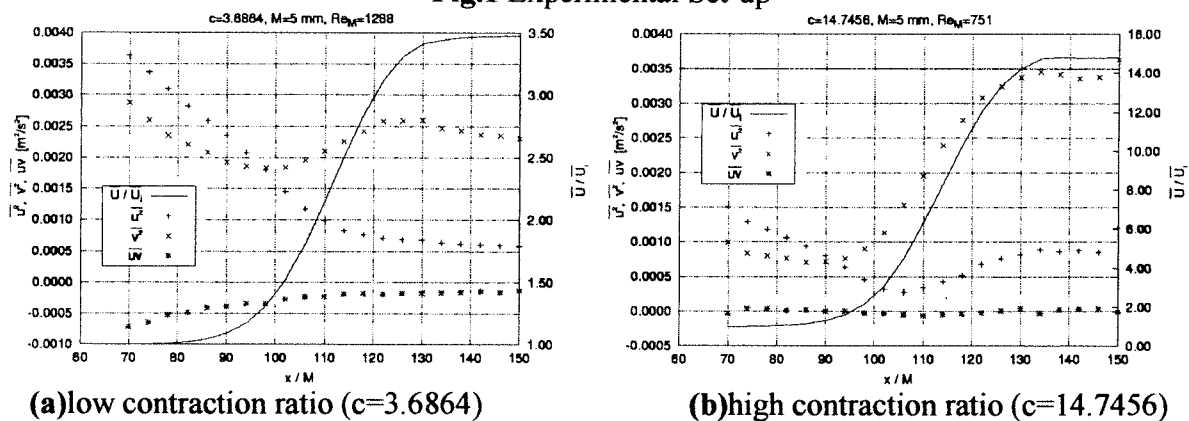


Fig.1 Experimental Set-up



(a) low contraction ratio ($c=3.6864$)

(b) high contraction ratio ($c=14.7456$)

Fig.2 Measurements of mean velocity and Reynolds stresses through the contraction

Literatur:

Batchelor, G.K.: *The theory of axisymmetric turbulence*, Proc. Roy. Soc., 186, 480, 1946.

Jovanović, J., Otić, I., Bradshaw, P.: *On the anisotropy of axisymmetric strained turbulence in the dissipation range*, submitted to J. Fluid Mech., 2001.

Lumley, J.L.: *Computational modeling of turbulent flows*, Adv. Appl. Mech., Vol. 18, pp. 123-176, 1978.

Tan-atichat, J., H., Nagib, H. M., Drubka, R.E.: *Effects of axisymmetric contractions on turbulence of various scales*, NASA Contractor Report 165136, 1980.

weiteres Vorgehen:

The next step is the careful investigation of the effect of a boundary layer to the turbulence field inside a contraction. After accomplishing this task, experiments with a contraction, expansion and contraction followed by expansion will be performed. The turbulence model will be checked using these data. As a final step for this work, the developed model will be expanded for more general types of turbulent flows using the modeling technique of Jovanović et al.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: W. Hage, D.W. Bechert

Institution: DLR / Institut für Antriebstechnik, Abteilung Turbulenzforschung Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Straße 8
10623 Berlin

Telefon: 030/ 31 00 06-46
Telefax: 030/ 31 00 06-39
e-mail : wolfram.hage@dlr.de

Thema:

Anwendungsbezogene Untersuchungen an widerstandsvermindernden *riblet*-Oberflächen: Einfluss einer Queranströmung sowie einer abnehmenden Spitzenschärfe der *riblet*-Oberflächen auf die Widerstandsverminderung

Die widerstandsvermindernden Eigenschaften von *riblet*-Oberflächen sind inzwischen allgemein anerkannt. Zahlreiche experimentelle und numerische Untersuchungen verschiedener Arbeitsgruppen zeigen das widerstandsvermindernde Potenzial dieser Oberflächen. Um für die Anwendung relevante Fragen zu klären, wurden zwei Untersuchungen im Berliner Ölkanal durchgeführt:

- a. *riblet*-Oberfläche mit unterschiedlicher Rillengeometrie wurden einer nicht parallelen Anströmung ausgesetzt, die Verluste der Widerstandsverminderung wurden in Abhängigkeit vom Anströmwinkel gemessen.
- b. Um den Einfluss der Rippenschärfe auf die Widerstandsverminderung zu beschreiben, wurden zwei unterschiedlich *riblet*-Geometrien mit systematisch abnehmender Breite der Rippenspitzen untersucht.

Zu a)

Die optimale Widerstandsverminderung wird für parallele Anströmung der Rillen gefunden. Eine Fehlausrichtung der Rillenoberfläche führt zu einer geringeren Widerstandsverminderung, bei sehr großer Fehlausrichtung sogar zu einer Widerstandserhöhung.

Diese Untersuchung sollte zeigen, welche Abweichung zur parallelen Überströmung der *riblet*-Oberflächen ohne größere Verluste in der Widerstandsverminderung erfolgen kann. In dieser experimentellen Untersuchung werden unterschiedliche Rillen-Geometrien betrachtet. Das sind: eine von NASA Langley entwickelte *riblet*-Geometrie mit dreieckigen Rillen, sowie zwei vom DLR entwickelte Trapezzrillenprofile (Spitzenwinkel 30° und 45°).

Die verschiedenen betrachteten Oberflächen unterscheiden sich in der Empfindlichkeit gegen Queranströmung. Es konnte gezeigt werden, dass die im Widerstandsverhalten optimierte Trapezzrillenoberfläche auch eine geringere Empfindlichkeit gegen Queranströmung besitzt. Die Trapezzrillenoberfläche mit dem Rippen-Spitzenwinkel von 45° ist etwas unempfindlicher gegen Queranströmung als die Oberfläche mit dem Spitzenwinkel von 30°. Die größten Verluste werden bei der *riblet*-Geometrie mit dreieckigen Rillen gefunden. Die Daten der Trapezzrillen-Oberfläche mit 45° Spitzenwinkel der Rippen zeigen, dass bei einer Queran

strömung von $\varphi=10^\circ$ ein Verlust von ca.10% an erreichbarer Widerstandsverminderung zu erwarten ist.

Zu b.)

Bei Experimenten im Transonik-Windkanal T2 der ONERA mit einer als Klebfolie gefertigten *riblet*-Oberfläche (Hersteller: 3M) wurde die Bedeutung der Fertigungsqualität der Rillen-Oberfläche erneut deutlich. Um den Einfluss der Rippenschärfe auf die Widerstandsverminderung zu untersuchen, wurden zwei unterschiedlich *riblet*-Geometrien mit systematisch abnehmender Rippenspitzenbreite untersucht.

Die Rippenspitzen von *riblet*-Oberflächen können produktionsbedingt oder durch Verschleiß (z.B. Stauberosion) abgestumpft sein.

Die Untersuchung wurde an Testplatten mit zwei unterschiedlichen *riblet*-Geometrien durchgeführt. Durch sorgfältiges Beschleifen der Oberflächen wurde die Schärfe der Rippen um definierte Maße reduziert.

Die Daten sind in Abbildung 1 rechts dargestellt. Die Widerstandsverminderung ist über der relativen Breite der Rippenspitzen t/s aufgetragen. Bei sehr scharfen Rillen mit trapezförmiger

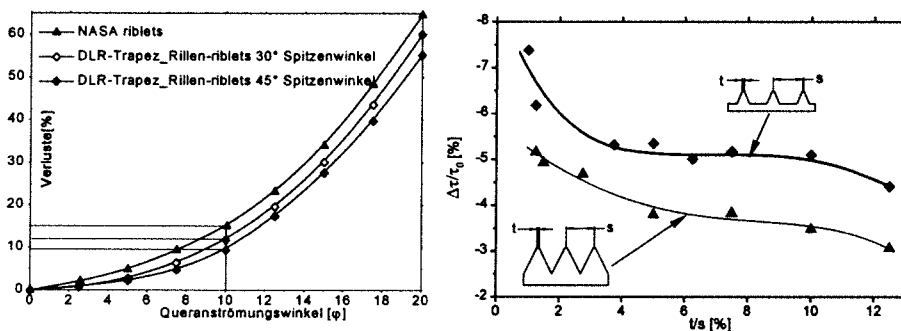


Abbildung 1 links: Widerstandsverminderung-Verluste durch Queranströmung. Rechts: Widerstandsverminderung-Verluste durch Stumpfheit der Rippenspitzen

gen Tälern ($t/s = 1\%$), obere Kurve in Abbildung 1) wird die maximale Widerstandsverminderung von $\Delta\tau/\tau_0 = 7,3\%$ gefunden. Bei zunehmendem t/s geht die Widerstandsverminderung zurück, verbleibt aber auf einem moderaten Wert von $\Delta\tau/\tau_0 = \text{ca. } 5\%$. Erst wenn die relative Rippenspitzenbreite einen Wert von 10% überschreitet, geht die Widerstandsverminderung stärker zurück. Bei der Versuchsoberfläche mit dreieckigen Rillen zeigt sich ein ähnliches Verhalten. Allerdings ist die maximale Widerstandsverminderung der Dreieck-*riblets* mit $\Delta\tau/\tau_0 = 5\%$ deutlich geringer als das der Trapezzrillen-Oberfläche. Bei einer Abstumpfung der *riblet*-Oberfläche mit dreieckigen Rillen gibt es auch einen Bereich der Rippenspitzenbreite, bei dem die Widerstandsverminderung nicht unter das Niveau von $\Delta\tau/\tau_0 = \text{ca. } 3,5\%$ fällt.

Die Untersuchung zeigt, dass eine relativ stumpfe *riblet*-Oberfläche mit trapezförmigen Rillen immer noch genauso gut oder besser ist als eine *riblet*-Oberfläche mit dreieckigen Rippen mit sehr scharfen Rippenspitzen.

Literatur:

Yaw Angle Effects on Optimized Riblets, W.Hage, D.W. Bechert & M.Bruse, in: Aerodynamic Drag Reduction Technologies, Peter Thiede (Editor), Proceedings of the CEAS/DragNet European Drag Reduction Conference, 19-21 June 2000, Potsdam, Germany

Rib tip sharpness: A key issue for riblet application, Interner Bericht, W.Hage & D.W. Bechert, DLR-IB 92517-01/B7

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis : Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner : Dipl.-Math. T. Hetsch, PD Dr.-Ing. U. Rist

Institution : Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse : Pfaffenwaldring 21 **Telefon :** (0711) 685-3443
70550 Stuttgart **Telefax :** (0711) 685-3438
 e-mail : hetsch@iag.uni-stuttgart.de

Thema : Instabilitäten in der Ablöseblase nach Briley

Ausgangssituation :

Bedingt durch starke Druckanstiege treten laminare Ablöseblasen besonders an Hochauftriebs-
hilfen und an Laminarflügeln auf. Eine der ersten direkten numerischen Simulationen (DNS) zu
diesem Thema legte Briley [2] 1971 vor. In einer aktuellen Arbeit [3] berichtet V. Theofilis nun
vom Auftreten einer absoluten Instabilität in einer Briley-artigen Ablöseblase. Das Auftreten
absoluter Instabilitäten könnte ein neues Licht auf bisherige Anstrengungen auf dem Gebiet der
aktiven Laminarisierung werfen (vgl. [3]).

Ziel :

Die von Theofilis mithilfe seiner PEPS-Methode (*partial derivative eigenvalue problem*) erziel-
ten Ergebnisse sollen hier erstmalig mittels einer direkten numerischen Simulation verifiziert
werden, da diese unabhängig von den theoretischen Annahmen des PEPS-Ansatzes ist. Weil
es sich um ein instationäres, inkompressibles Problem handelt, war der Stuttgarter DNS-Code
nach Implementierung der erforderlichen Einstrombedingung und oberen Randbedingung ein
sehr geeignetes und effektives Werkzeug für die Untersuchungen.

Lösungsweg :

Die Hauptcharakteristika der von Briley in [2] vorgestellten laminaren Ablöseblasen bestehen in
dem typischen, später in einen konstanten Verlauf übergehenden, linearen Geschwindigkeitsabfall
 $u_e(x) = B_0 - B_1 x$ am oberen Rand des Integrationsgebietes und dazu passenden Einstromprofi-
len. Für diese konnte Howarth [1] eine analytische Lösung der Grenzschichtgleichungen in Form
eines Systems gewöhnlicher Differentialgleichungen angeben. Dieses wurde im vorliegenden Fall
mit Hilfe eines Schießverfahren gelöst.

Nach Vorliegen der zwei-dimensionalen, stationären Grundströmung wurden 3-dimensionale, pe-
riodische Störungen verschiedener Querwellenzahlen auf einem niedrigen Amplitudenniveau an-
geregelt, um deren ungestörte, lineare Superposition zu gewährleisten. Ein abruptes Abschalten
der Störungsanregung führt zu einem Puls im Frequenzraum, der die absolute Instabilität auch
ohne weitere Störungseingabe zum Wachstum anregen sollte.

Ergebnis :

In einer aufwendigen Validierung konnte mit einer sehr guten Übereinstimmung zu Brileys Er-
gebnissen die Fähigkeit des modifizierten Codes zur Berechnung Briley-artiger Blasen nachge-
wiesen werden. Nach dem Abschalten der Störungen zeigen Langzeituntersuchungen der acht
Störmoden mit den Schräglaufwinkeln 5° , 11° , 16° , 20° , 25° , 29° , 33° und 37° , daß sechs Moden
abklingen, die Moden mit 11° (spannweitige Wellenzahl dimensionslos $\gamma = 10$, bzw. $\gamma = 98 \frac{1}{m}$)
und 16° ($\gamma = 15$, bzw. $\gamma = 148 \frac{1}{m}$), nach der Konvektion der aktiv erregten periodischen Störun-
gen aus dem Integrationsgebiet, jedoch *zeitlich* anwachsen (vgl. Abb. 1 und 2). Dieses zeitli-
che Wachstum eines Längswirbels (vgl. Abb. 3) ist absolut regelmäßig und findet in allen drei
Störgeschwindigkeitskomponenten mit derselben Wachstumsrate statt, so daß ein nur vorüber-
gehendes Wachstum etwa durch Umbau der Mode verneint werden kann. Numerische Tests mit

verdoppelter Auflösung in Strömungs- und wandnormaler Richtung bestätigen dieses Ergebnis. Schliesslich wurde in einer Kontrollrechnung mit einer sehr kleinen Ablöseblase desselben Typs, bei *kein* zeitliches Wachstum auftrat, gezeigt, daß das Phänomen an die Existenz einer großen Ablöseblase gekoppelt ist. Tatsächlich scheint also eine absolute Instabilität vorzuliegen.

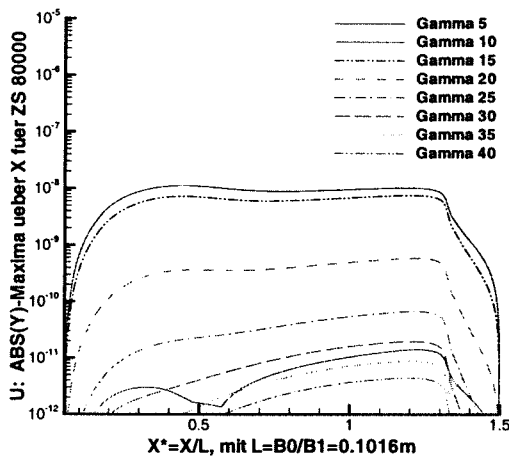


Abb. 1 Nur die Moden mit dimensionslosen Querswellenzahlen $\gamma = 10, 15$ wachsen zeitlich.

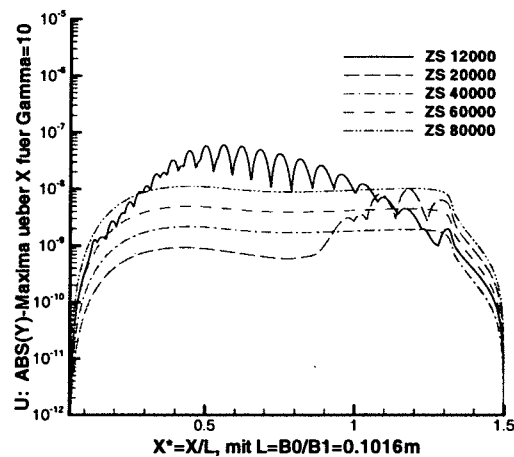


Abb. 2 Regelmäßiges zeitliches Wachstum der U-Komponente nach transienter Phase ($\gamma = 10$).

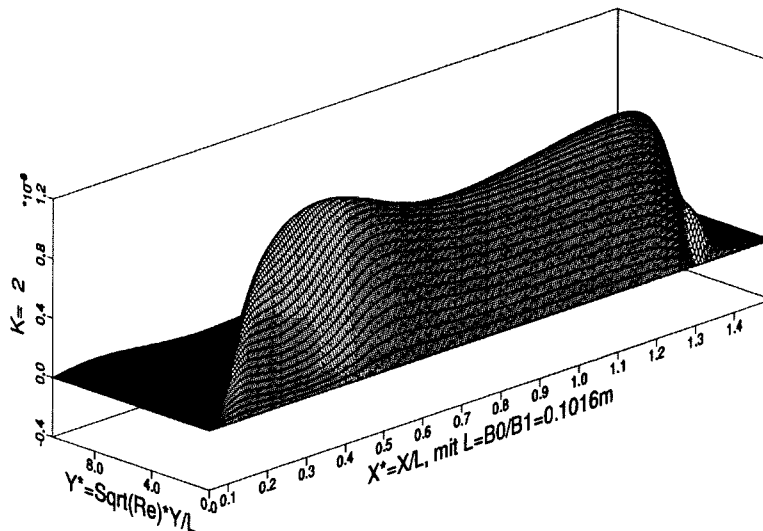


Abb. 3 Perspektivische Ansicht der U-Komponente des Längswirbels der Mode $\gamma = 10$.

Literatur :

- [1] HOWARTH, L: *On the solution of the laminar boundary layer equations*, Proc. Roy. Soc., A 164, pp. 547-579, 1938.
- [2] BRILEY, W.R.: *A numerical study of laminar separation bubbles using the Navier-Stokes equations*, J. Fluid Mech. vol 47, pp. 713-736, 1971.
- [3] THEOFILIS, V: *On the origins of unsteadiness and three-dimensionality in a laminar separation bubble*, Phil. Trans. Roy. Soc., Series A, Vol. 358, No. 1777, pp. 3229-3246, 2000.

Weiteres Vorgehen :

Abschließende numerische Tests sollen die Existenz einer absoluten Instabilität in laminaren Ablöseblasen diesen Typs endgültig bestätigen. Ferner soll die genaue Struktur der zeitlich angefachten Mode eingehend untersucht werden.

Datum : 27.10.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. O. Marxen, PD Dr.-Ing. U. Rist

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3443

Telefax: (0711) 685-3438

e-mail: olaf.marxen@iag.uni-stuttgart.de

Thema **Betrachtungen zur Instabilität stationärer Störungen in laminaren Ablöseblasen.**

Ausgangssituation Bei der starken druckinduzierten Verzögerung einer zweidimensionalen laminaren Grenzschicht kann es zur Bildung einer sogenannten laminaren Ablöseblase kommen, bei der der laminar-turbulente Umschlag (Transition) das Wiederanlegen (W) der dann turbulenten Grenzschicht bewirkt. In Untersuchungen dieses Transitionsvorganges wird häufig ein Anwachsen stationärer, dreidimensionaler Störungen beobachtet, die auch im Nachlauf der Ablöseblase noch dominant sichtbar sein können. Die Ursache für die Anfachung dieser stationären Störungen und ihre Bedeutung für den Transitionsvorgang ist noch nicht endgültig geklärt, da verschiedene Mechanismen möglich erscheinen. Unter diesen sind die sog. Görtler-Instabilität [1], die Entstehung stationärer Störungen durch nicht-lineare Interaktion, wie sie beim „oblique breakdown“ beobachtet wird [2], oder auch der von der „bypass transition“ bekannte Effekt des algebraischen Wachstums (auch „transient growth“) von Störungen [3] bzw. sog. Klebanoffmoden.

Ziel Anhand eines Strömungsfalles mit druckinduzierter laminarer 2-D Ablöseblase über einer ebenen Platte (keine Wandkrümmung), der am Institut für Aero- und Gasdynamik der Universität Stuttgart mit Hilfe numerischer und experim. Methoden untersucht wird [4], sollen Auftreten und Wachstum stationärer 3-D-Störungen und ihr Einfluß auf die Transition diskutiert werden.

Lösungsweg Ausgehend vom beschriebenen Strömungsfall wird zunächst das beobachtete Anwachsen stationärer 3-D-Störungen mit Hilfe eines Ansatzes gemäß der linearen Görtlertheorie untersucht und mit DNS-Ergebnissen verglichen. Danach soll durch DNS (numerisches Verfahren siehe [4]) die Frage des Einflusses der stationären Störungen auf die Transition geklärt werden.

Ergebnis Da es sich bei den stationären 3-D Störungen bereits vor der Ablösung (A) um die größten vorhandenen Störungen handelt (Mode (0,2) in Abb. 1), ist eine Erzeugung über nicht-lineare Interaktion ausgeschlossen. DNS-Ergebnisse mit verschiedener Stör-Amplitude deuten auf „lineares“ Verhalten der Störung hin (hier gemeint: Amplitudenunabhängigkeit) und damit auf die Anwendbarkeit einer linearen Theorie. Zunächst soll die Görtlertheorie mit einem Modalansatz in x und z in Betracht gezogen werden. Die linearen Görtlergleichungen enthalten an gleicher Stelle Terme $\propto \frac{\partial V_0}{\partial x}$ sowie $\propto 2G^2 U_0$ (Grundströmung U_0, V_0). Eine in Ablöseblasen stark vorhandene Stromlinienkrümmung ($\frac{\partial^2 \Psi_0}{\partial x^2} = \frac{\partial V_0}{\partial x}$) kann demnach genauso wirken wie eine konkave Wandkrümmung (entspricht einer Görtlerzahl $G > 0$), für die eine Grenzschicht instabil werden kann.

Ein Vergleich des Amplitudenverlaufs über der wand-normalen Richtung zeigt zwar eine akzeptable Übereinstimmung mit DNS (Abb. 2), jedoch zeigen sich starke Unterschiede in den Anfachungsraten. Dies belegt, daß eine modale Görtleranalyse hier nicht gerechtfertigt ist, da die zu Grunde liegenden Annahmen (Strömung durch die Grenzschichtgleichungen modellierbar sowie Vernachlässigung des parabolischen Charakters der Störungsentwicklung) bei Strömungen mit Ablöseblasen nicht zutreffen. Diese Einwände gegen eine Görtleranalyse wurden bereits in [2] erhoben.

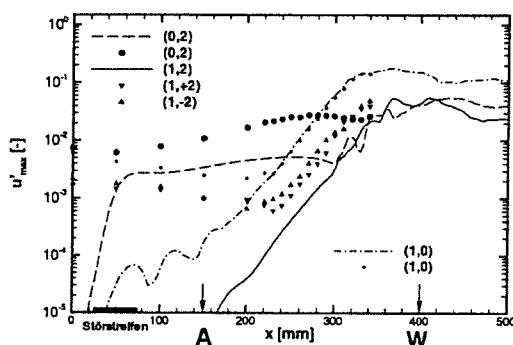


Abb. 1 Störungsamplitudenverlauf in Experiment (Symbole) und DNS (Linien), aus Ref. 4.

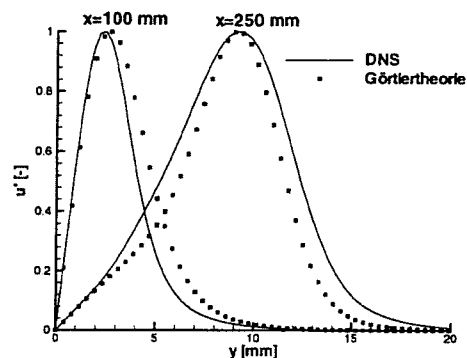


Abb. 2 Amplitudenverlauf der stationären Störung (0,2) vor und in der Ablöseblase.

Die DNS-Ergebnisse zeigen auch, daß die durch Ausblasen bzw. Absaugen eingebrachte Störung nicht zwangsläufig Längswirbelcharakter besitzt, sondern eher als „Streak“ bezeichnet werden kann. Dies korrespondiert mit Beobachtungen vom transienten Störungswachstum [3], bei dem im Gegensatz zum oben beschriebenen Görtlerfall kein Modalansatz für die Störung in x gemacht wird. Damit wird der parabolische Charakter der Störungsentwicklung voll mit einbezogenen, die zu Grunde liegenden Gleichungen sind aber identisch. Ein solcher Ansatz wurde auch in der Görtlerforschung bereits verwendet [5], so daß sich ein Anfangswert- statt eines Eigenwertproblems ergibt. Der entscheidende Unterschied liegt damit in der Formulierung der Anfangsbedingung, die im Falle von „transient growth“ mit Hilfe einer Optimierungsprozedur ermittelt wird und nicht willkürlich fest vorgeschrieben wird. Allerdings geschieht auch die Berechnung von transientem Wachstum wieder auf Basis der (hier nicht gültigen) Grenzschichtgleichungen oder z.T. sogar einer Parallelitätsannahme für die Grundströmung.

Literatur

- [1] WILSON, P. G., PAULEY, L. L. 1998 Two- and three-dimensional large-eddy simulations of a transitional separation bubble. *Phys. Fluids* 10, pp. 2932–2940.
- [2] RIST, U. 1998 Zur Instabilität und Transition in laminaren Ablöseblasen. Habilitation, Universität Stuttgart. Shaker.
- [3] ANDERSSON, P., BERGGREN, M., HENNINGSON, D. S. 1999 Optimal disturbances and bypass transition in boundary layers. *Phys. Fluids* 11, pp. 134–150.
- [4] LANG, M., MARXEN, O., RIST, U., WAGNER, S. 2000 Experimental and Numerical Investigations on Transition in a Laminar Separation Bubble. In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III* (ed. Wagner, Rist, Heinemann and Hilbig), *Notes on Numerical Fluid Mechanics* 77. Springer, pp. 194–201.
- [5] LEE, K., LIU, J. T. C. 1992 On the growth of mushroomlike structures in nonlinear spatially developing Goertler vortex flow. *Phys. Fluids A* 4(1), pp. 95–103.

weiteres Vorgehen

Weitere DNS-Rechnungen sollen u.a. den Einfluß der Anfangsbedingung auf die Störungsentwicklung untersuchen und damit die Frage der Universalität stationärer 3-D Störungen klären, wie sie von den meisten Theorien nahegelegt wird. Dabei ist zur Vereinfachung eine Linearisierung der Navier-Stokes-Gleichungen in Bezug auf 3-D-Störungen denkbar. Außerdem könnte auch ein Ansatz gemäß der parabolisierten Stabilitätsgleichungen (PSE) angewendet werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis **Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner Dipl.-Ing. D. Meyer, 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) 685-3405

Telefax: (0711) 685-3438

e-mail: daniel.meyer@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner S. Bake, H.H. Fernholz, HFI TU-Berlin

Thema **Wachstum nichtperiodischer Störungen beim Grenzschichtumschlag. Ein quantitativer Vergleich von Experiment und DNS**

Ausgangssituation In den Spätstadien der Transition einer Grenzschicht von der laminaren in die turbulente Strömungsform dominieren nichtlineare Effekte die Entwicklung der Strömung. Der Umschlagsprozess wird hier wesentlich von Wirbelstrukturen, deren gegenseitigen Interaktionen und den Wechselwirkungen der Wirbelstrukturen mit der Wand geprägt. Die in den frühen Stadien gültigen linearen Theorien liefern in diesem Bereich keine Aussagen mehr.

Ziel Um auch in diesem nichtlinearen Bereich des Umschlages weitere Erkenntnisse zu gewinnen, wird der Umschlagsvorgang durch direkte Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen für inkompressible Strömungen numerisch simuliert. Die Simulation wird dabei an ein bereits an der TU-Berlin durchgeführtes Experiment sehr genau angeglichen. Der quantitative Abgleich von Experiment und Simulation dient der gegenseitigen Validierung der erhaltenen Ergebnisse. Als Modellströmung wird die senkrecht zur Vorderkante angeströmte ebene Platte verwendet. Das Ziel der Arbeit ist ein verbessertes Verständnis der nichtlinearen Umschlagsmechanismen. Insbesondere werden vertiefte Erkenntnisse über die Turbulenzenstehung während des Transitionsprozesses erwartet, d.h., die Wachstumsmechanismen, welche für die Anfachung von nichtperiodischen Hintergrundstörungen zuständig sind, sollen näher untersucht werden. Darauf aufbauend sollen neue Möglichkeiten zur Strömungsbeeinflussung untersucht werden, um den Transitionsvorgang und die damit verbundene starke Zunahme des Reibungswiderstandes zu verzögern.

Lösungsweg Es wird ein numerisches Verfahren zur instationären, räumlichen Simulation des Strömungsumschlages eingesetzt. Um eine sehr gute numerische Genauigkeit zu gewährleisten, werden kompakte Differenzen 6. Ordnung stromab und in wandnormaler Richtung, sowie ein Spektralansatz in Querrichtung verwendet. Zur Reduktion der Zahl der Gitterpunkte bei der Simulation wird in wandnormaler Richtung ein gestrecktes Gitter benutzt. Als Zeitintegrationsverfahren wird ein sehr genaues Runge-Kutta-Verfahren 4. Ordnung verwendet. Nach dem vollständigen Abgleich zwischen Experiment und Simulation können die Daten der Simulation (instationär, 3D) sehr detailliert untersucht werden, um neue Erkenntnisse über den Umschlagsprozess zu gewinnen. Insbesondere kann der Einfluss von zufälligen Hintergrundstörungen auf den Umschlagsprozess und deren Anfachung in der Simulation gezielt untersucht werden. Im Experiment lassen sich diese Störungen nicht unterdrücken.

Ergebnis

Abbildung 1 zeigt den Vergleich von Simulation und Experiment. Es stimmen sowohl die zeitlich gemittelten Formparameterverläufe, als auch die Amplitudenentwicklung der instationären Störwellen durch den gesamten stark nichtlinear geprägten Umschlag hindurch sehr gut überein. Diese gute quantitative Übereinstimmung ist nur schwer zu erreichen, da im Experiment vorhandene natürliche Hintergrundstörungen, die in der DNS kaum adäquat modellierbar sind, einen starken Einfluss auf den Umschlag haben. Die während des Umschlagsprozesses auftretenden Wirbelstrukturen in der Grenzschicht haben einen großen Einfluss auf das sie umgebende Fluid und die wandnahe Strömung. Der Entstehungsprozess dieser Strukturen ist sehr empfindlich abhängig von den vorhandenen Hintergrundstörungen, daher sind hier die Mechanismen zu suchen, die für die Anfachung von nichtperiodischen Hintergrundstörungen verantwortlich sind.

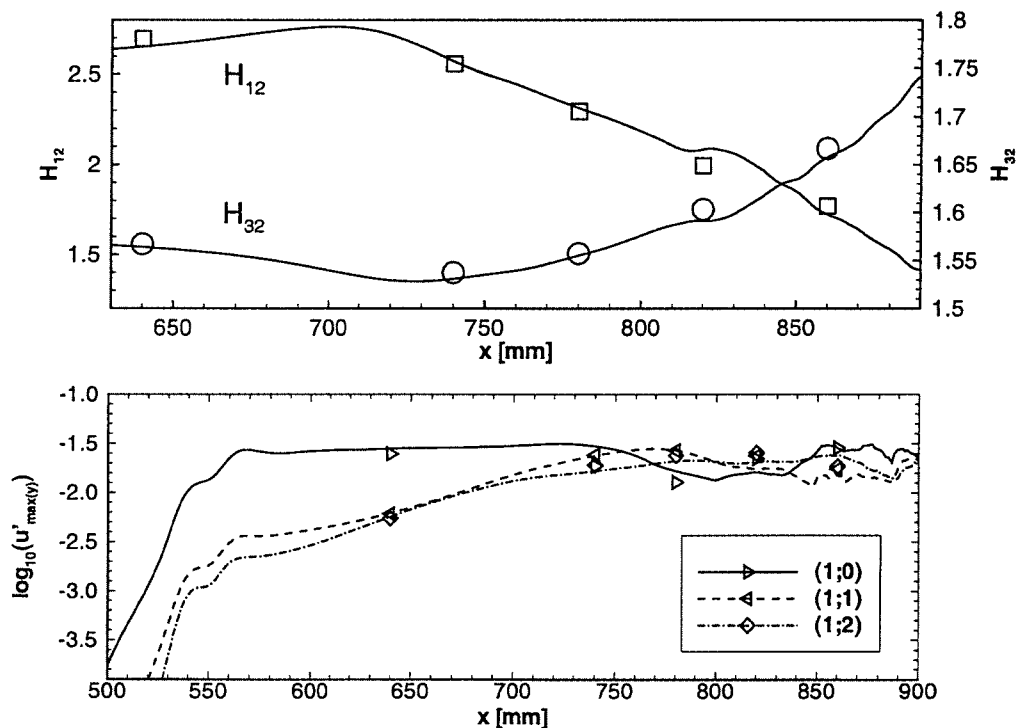


Abbildung 1. oben: Entwicklung der zeitlich gemittelten Formparameter der Grenzschicht in der Peak-Ebene. unten: Amplitudenentwicklung verschiedener Störwellen der Fundamentalfrequenz ($f_1 = 62.5$ Hz). Experiment (Symbole) und Simulation (Linien).

Literatur

MEYER, D., RIST, U.: DFG Zwischenbericht zum Teilprojekt Ri 680/6-2, *Numerische Untersuchung nichtlinearer Transitionsmechanismen und ihrer Dämpfung*, 2000

MEYER, D.G.W., RIST, U., BORODULIN, V.I., GAPONENKO, V.R., KACHANOV, Y.S., LIAN, Q.X., LEE, C.B.: *Late-Stage Transitional Boundary-Layer Structures. Direct Numerical Simulation and Experiment*, H. Fasel, W. Saric (Eds.), Laminar-Turbulent Transition, IUTAM Symposium Sedona, Az./USA 1999

weiteres Vorgehen

Es soll verstärkt der Einfluss von verschiedenen Hintergrundstörungen auf die sehr späten Stadien des Umschlagsprozesses ($H_{12} < 2.0$) untersucht werden. Außerdem ist zu überprüfen, ob die bisher durchgeführten Simulationen – mit Symmetrieannahme in spannweitischer Richtung – bei Rechnungen bis in die frühe Turbulenz noch zulässig sind, oder ob die voll asymmetrische Störströmung simuliert werden muss, um aussagekräftige Resultate zu erhalten.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung / Physikalische Grundlagen
bzw. (Drehflügler / Physikalische Grundlagen)

Ansprechpartner: Dr. R. Meyer / Dr. D. W. Bechert / W. Hage

Institution: DLR / Institut für Antriebstechnik; Abteilung Turbulenzforschung; Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Straße 8
10623 Berlin

Telefon: 030/ 31 00 06-38

Telefax: 030/ 31 00 06-39

e-mail : robert.meyer@dlr.de

Thema: Sekundärströmungsbeeinflussung von Eckenströmungen

Ausgangssituation:

An dem Übergang zwischen einem Tragflügel und einer Seitenwand treten bedingt durch die Grenzschicht der Seitenwand häufig vorzeitige Strömungsablösungen auf. Dieses Phänomen ist bei den unterschiedlichsten Anwendungen in der Luftfahrt, z.B. Flügel- Rumpfübergang, 2D-Profilprüfständen und auch bei axialen Strömungsmaschinen zu finden.

Mit dem Auftreten dieser Ablösungen ist neben einer Abweichung von zweidimensionalen Strömungsverhältnissen vor allem eine Vergrößerung des Widerstandes verbunden. Bei Turbomaschinen kommt es zu höheren Druckverlusten, die direkte Einbußen im Stufenwirkungsgrad nachsich ziehen.

Ziel:

- Unterdrückung der Eckströmungsablösung durch passive Sekundärströmungsbeeinflussung.
- Verbesserung der 2D-Strömungsqualität in Profilprüfständen.
- Verbesserung des Stufenwirkungsgrades bei axialen Turbomaschinen.

Lösungsweg:

Bei 2D-Profilprüfständen werden üblicherweise aktive Maßnahmen zur Vermeidung dieser Eckenablösung, wie z. B. tangentiales Ausblasen oder Grenzschichtabsaugung an der Wand, verwendet. Da mit diesen aktiven Techniken ein erheblicher Regelaufwand und zusätzliche Energie nötig sind, galt es passive Methoden zu finden, die eine Nettoverbesserung ergeben.

Als einfache und zugleich effektive Lösung stellte sich ein einzelner auf dem Flügel in Wandnähe vor dem Ablösegebiet angeordnet, heraus. Zwei Mechanismen machen den Wirbelgenerator an dieser Stelle so erfolgreich (Bild 1). Zum einen bewirkt seine Neigung und sein Anstellwinkel eine Art Düsenströmung, die direkt in den Eckenbereich hinein wirkt. Zum anderen schält an dem freien Ende des Wirbelgenerators ein Längswirbel ab, der eine Sekundärströmung auf der Oberfläche des Hauptflügels hin zur Wand erzeugt. Beide Mechanismen bewirken, dass energiereiches Fluid aus der Außenströmung in den Eckenbereich strömt und den positiven Druckgradienten ohne Ablösung überwinden kann.

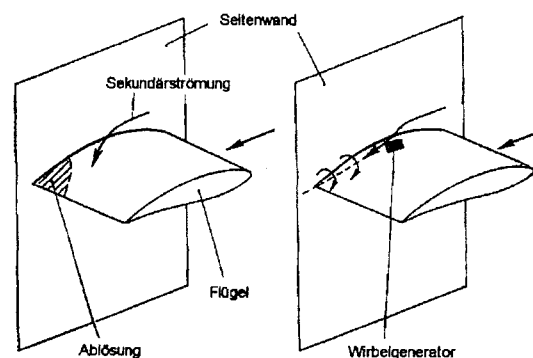


Bild 1: Skizze zur Wirkung des Ecken-Wirbelgenerators

Ergebnis:

Im Windkanal wurden Experimente zur Eckenströmungsbeeinflussung durch Wirbelgeneratoren mit verschiedenen Meßflügeln (Laminar-, Hochauftriebs- und Ventilatorprofilen) durchgeführt. Dabei konnte durch Strömungssichtbarmachung nachgewiesen werden, dass die üblicherweise auftretende Eckenablösung unterdrückt werden kann.

Kraftmessungen des gesamten Flügels ergaben, dass durch einen sehr kleinen Wirbelgenerator in der Ecke nicht nur eine Widerstandsverminderung (ca. 9%), sondern auch je nach Profil und Streckung eine beträchtliche Auftriebssteigerung (ca. 10 %) erreicht wurde.

Diese Auftriebssteigerung ist bei einem Verdichter gleichbedeutend mit einer entsprechenden Steigerung des Druckverhältnisses.

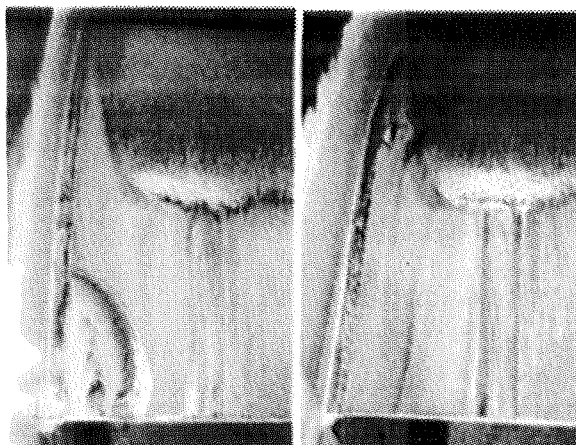


Bild 2: HQ-17-Profil; $\alpha = +5^\circ$; $Re = 1,0 \times 10^6$;
Links **ohne** und rechts **mit** Wirbelgenerator

In Hinblick auf mögliche Anwendungen in Strömungsmaschinen wurde im Windkanal die Grenzschichtdicke an der Gehäusewand (simuliert durch eine Seitenwand) variiert. Dabei wurden Grenzschichtdicken bis zu 50 % der Schaufeltiefe erzeugt. Es wurden Experimente mit einem einzelnen NACA-Gebläseprofil und mit 3 gestaffelt angeordneten Profilen ausgeführt. Der Staffelungswinkel betrug 45° und die Schaufelteilung war gleich der Profiltiefe. Die Profilanstellwinkel wurden variiert.

In allen Fällen konnte eine Eckenströmungsablösung durch Anbringung von 1-3 Wirbelgeneratoren vermieden werden. Zusätzlich wurde eine weitere Anordnung mit einem sehr kleinen Grenzschichtzaun, kombiniert mit einer sehr kleinen Gurney-Flap, als gleich wirksam ermittelt.

Literatur:

- R. Meyer, D.W. Bechert, W. Hage; „Separation control in corner flows and on airfoils“; DragNet European Drag Reduction Workshop; Cranfield University, UK; 25-26 Juni 2001,
- R. Meyer; „Experimentelle Untersuchungen von Rückstromklappen auf Tragflügeln zur Beeinflussung von Strömungsablösungen“; Dissertation TU-Berlin (20.12.2000), ISBN 3-89820-205-4, Mensch & Buch Verlag
- W. Hage, D.W. Bechert, R. Meyer; „A novel use of Vortex generators for separation control in the corner between a wall and a wing.“; FLOWCON - IUTAM Symposium; Göttingen; Sep. 7-11, 1998
- D.W. Bechert; „Schaufelanordnung für eine Strömungsmaschine“; Patent: DE-19834647A1; Februar 1998.

Mitteilung

Projektgruppe/	Laminarhaltung von Tragflügeln	
Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dr. J. Sesterhenn	e-mail: joern.sesterhenn@lrz.tum.de
	Anne Le Duc, MSc	e-mail: leduc@flm.mw.tum.de
	Prof. R. Friedrich	e-mail: r.friedrich@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 Unterschall

Ausgangssituation

Das Stabilitätsverhalten der Staulinienströmung entlang eines gepfeilten Flügels ist für ihre Laminarhaltung von zentraler Bedeutung. In der Vergangenheit wurde die inkompressible Strömung in Form der schiebenden Hiemenz-Strömung sowohl experimentell als auch numerisch von zahlreichen Autoren untersucht. Für den kompressiblen Fall existieren noch nahezu keine Forschungsergebnisse.

Ziel

Die Aufgabe besteht zunächst im Aufsuchen einer kompressiblen schiebenden Hiemenz-Strömung als Grundströmung. Diese wird dann auf ihr Rezeptivitätsverhalten hin untersucht. Mittelfristig soll der Einfluß von Kompressibilität und Oberflächenkrümmung untersucht werden.

Lösungsweg

Zur Berechnung von Grund- und Störströmung dient ein von Sesterhenn [1] entwickeltes Verfahren zur Integration der kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen. Die Randbedingungen an den freien Zu- und Ausströmrändern verwenden die Charakteristiken und berücksichtigen die Stromlinienneigung. Dämpfungszonen erübrigen sich.

Ergebnisse

Störungsfelder liegen für Wirbelstärke- und Entropiestörungen bei einer Schiebe-Reynoldszahl von 600, also im instabilen Bereich, vor. Die Ergebnisse zeigen, daß externe Störungen eine Störung in der Grenzschicht induzieren, während ihre Ursache das Strömungsfeld verläßt. In den beigegeführten Abbildungen ist dieser Vorgang dargestellt. Bei $x = 0$ befindet sich die Wand. Gezeigt wird die Störung (normalisiert mit der Grundströmung und als RMS-Wert in der Schieberichtung) in zwei aufeinanderfolgenden Zeitpunkten. Man erkennt, wie die aufgeprägte Störung sich der Wand nähert. Sie klingt ab, induziert jedoch nahe der Wand eine Störung, die sich als instabil erweist.

Weiteres Vorgehen

In Zukunft soll die Form der Störung variiert und die Oberflächenkrümmung einbezogen werden.

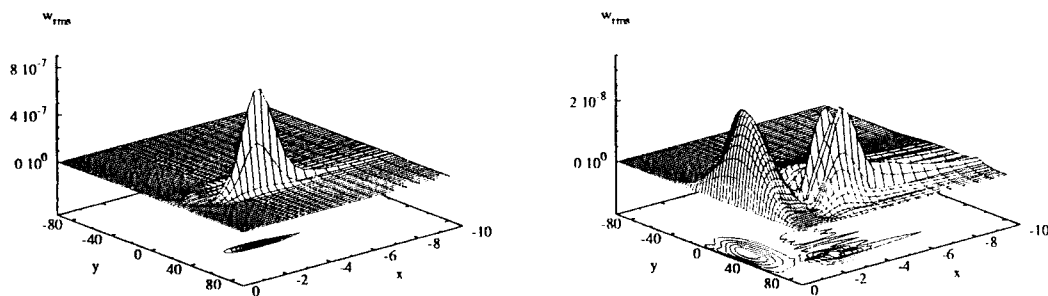


Abbildung 1: Störung der Schiebengeschwindigkeit, normalisiert mit Größen der Grundströmung und als RMS-Wert in der Schieberichtung

Literatur

- [1] Jörn Sesterhenn. A characteristic-type formulation of the Navier-Stokes equations for high order upwind schemes. *Computers & Fluids*, 30(1):37-67, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Andreas Wiedemann/ Thorsten Möller

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2642

Telefax: 0551/709-2830

e-mail: Andreas.Wiedemann@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Mehrkomponenten-LDA-Messungen in einer drallbehafteten Rohr- und Brennkammerströmung

Ausgangssituation: An einer geometrisch stark vereinfachten Dralldüse mit sich anschließender Brennkammer wurden mit Hilfe der Laser-Doppler-Anemometrie die grundlegenden Phänomene wie die Rückströmzonen (Abb. 1), der präzessierende Wirbelkern (Abb. 2) und die Düsenscherschicht untersucht. Bei der drallbehafteten Brennkammerströmung handelt es sich um eine komplexe Strömungsform, die mit sehr hohen Turbulenzgraden (Abb. 3) im Bereich der Düsenöffnung verbunden ist. Aufgrund von radialen und axialen Druckgradienten wird die aus der Dralldüse tretende Strömung zur Richtungsumkehr gezwungen und strömt zur Düsenöffnung zurück. Diese Rückströmung spielt bei der Stabilisierung von Brennerflammen eine wichtige Rolle, da sie für eine Rezirkulation der heißen Verbrennungsprodukte und eine Region mit verminderter Geschwindigkeit sorgt, in der Strömungs- und Flammengeschwindigkeit eine ähnliche Größe besitzen.

Ziel: Ziel dieser Arbeit ist es, den Anteil der durch den präzessierenden Wirbelkern hervorgerufenen Geschwindigkeitsfluktuationen an den Gesamtschwankungen zu bestimmen. Die Bestimmung dieses Anteils ist notwendig, um der Numerik genaue Anfangsbedingungen zur Verfügung zu stellen.

Lösungsweg: Das Geschwindigkeitsfeld wurde mit dem 3-D-LDA des DLR-Göttingen in verschiedenen Abständen von der Düsenöffnung in radialer Richtung vermessen. Anschließend wurde mit einem Algorithmus, der für nicht äquidistant aufgenommene Daten geeignet ist, eine Spektralanalyse dieser Meßpunkte durchgeführt. Der Einfluß des präzessierenden Wirbelkerns ist deutlich an dem „scharfen Peak“ bei 120 Hz und den Vielfachen hiervon zu sehen (Abb. 4). Für eine genauere Analyse wurde die kumulative Summe der Energie gebildet und die Summe der „Sprünge“ bei 120 Hz und den Harmonischen ins Verhältnis zur Gesamtenergie gesetzt (Abb. 5). Dies wurde für fünf verschiedene Axialpositionen bis zu einer Entfernung von ungefähr einem Düsendurchmesser von der Düsenöffnung von der Symmetrieachse bis zur Brennkammerwand durchgeführt (Abb. 6).

Ergebnis: Mit Hilfe des in Vorwärtsstreuung arbeitenden 3-D-LDAs wurde eine mittlere Datenrate von 12 kHz erzielt, so daß das Geschwindigkeitsfeld mit einer extrem hohen zeitlichen Auflösung abgetastet werden konnte. In Abb. 6 erkennt man, daß der präzessierende Wirbelkern auf der Symmetrieachse in unmittelbarer Nähe der Düsenöffnung einen Anteil bis zu 57% am RMS-Wert besitzt. In radialer Richtung fällt der Anteil sehr schnell ab und beträgt bei $y/D=0.6$ nur noch 4%. Auf der Symmetrieachse sinkt der Anteil mit zunehmender Axialposition von 57% bei $x/D=0.025$ auf 0% bei $x/D=0.625$ und $x/D=0.875$. Im Gegensatz hierzu wächst der Anteil bei $y/D=0.6$ mit zunehmender Axialposition an. Bei $y/D=1.1$ liegt der Anteil bei allen Axialpositionen unter 6% und sinkt mit zunehmender Radialposition weiter ab.

STAB

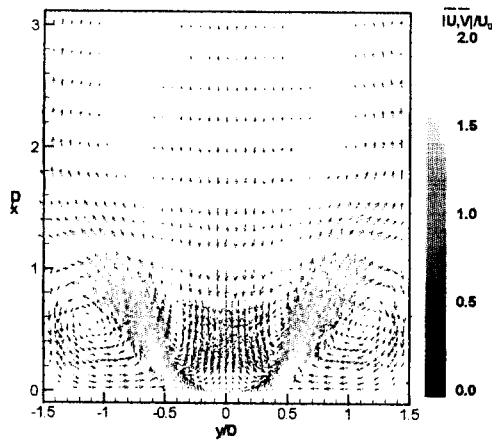


Abb. 1: Vektordarstellung der axialen und radialen Geschwindigkeitskomponente

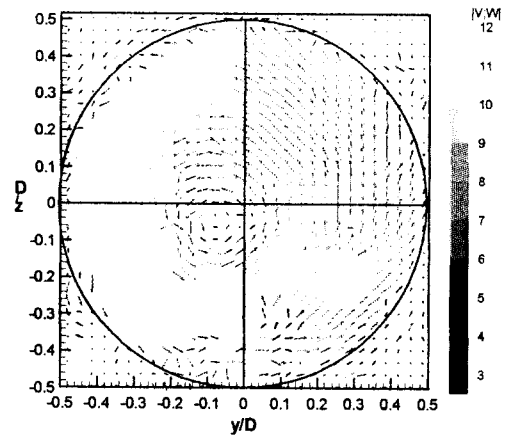


Abb. 2: Momentanes Geschwindigkeitsfeld des präzessierenden Wirbelkerns über der Dralldüse

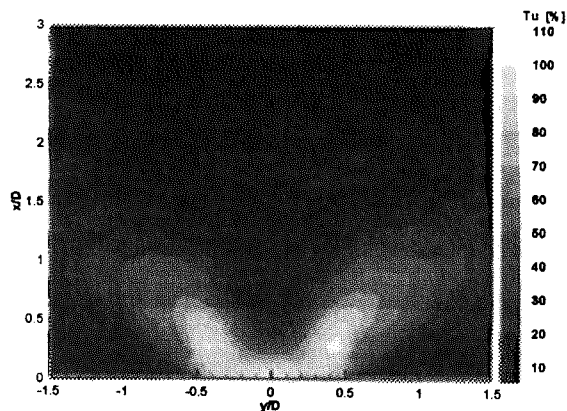


Abb. 3: Verteilung des Turbulenzgrades in der Brennkammer auf der Symmetrieachse

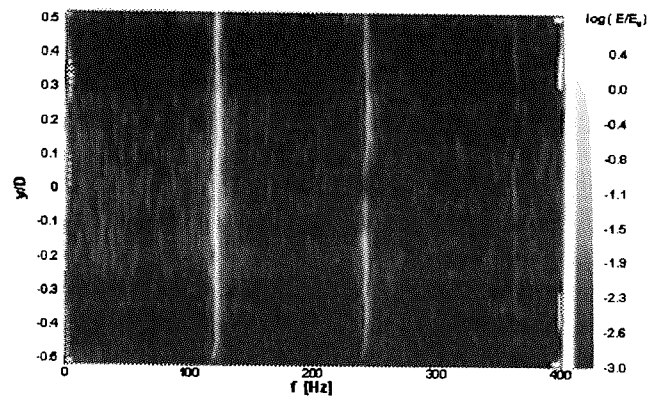


Abb. 4: Verteilung der Schwingungsenergie der radialen Geschwindigkeitskomponente

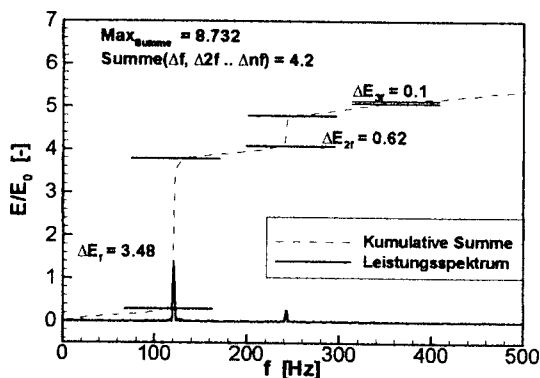


Abb. 5: Ermittlung des Anteils des präzessierenden Wirbelkerns am RMS-Wert

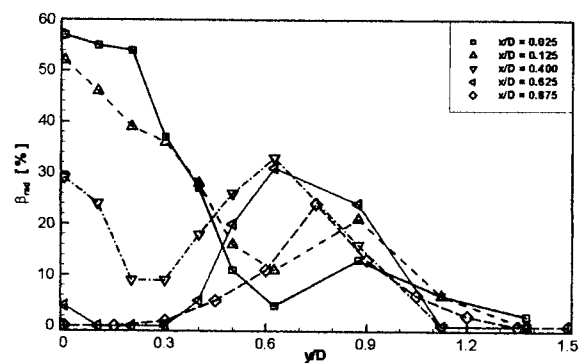


Abb. 6: Anteil des Wirbelkerns am RMS-Wert der radialen Geschwindigkeitskomponente

Literatur: Gupta, A.K., Lilley, D.G. Swirl flows, Energy and engineering science series, Abacus press, Tunbridge Wells, 1984
 Busenthür, B. Gleichgewichtszustand drallbehafteter Strömungen in zylindrischen geraden Rohren, VDI Fortschritt Bericht, VDI Verlag, Düsseldorf, Reihe 7, Strömungstechnik Nr. 137

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Laminarhaltung von Tragflügeln/Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner Dipl.-Ing. G. Bonfigli, Dr.-Ing. M. Kloker

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3422
Telefax: (0711) 685-3438
email: bonfigli@iag.uni-stuttgart.de

Thema **Direkte Numerische Simulation der Umschlagvorgänge in der 3D-Grenzschicht des DLR-Querströmungsprinzipexperimentes**

Ausgangssituation Drei Phasen können innerhalb des querströmungsinduzierten (QS-induzierten) Umschlags in dreidimensionalen Grenzschichten räumlich unterschieden werden. Bei kleinen Störamplituden entwickeln sich die einzelnen Moden in Übereinstimmung mit der linearen primären Stabilitätstheorie (PST). Überschreiten die vorhandenen primären Störungen Amplituden von 2-3% der äußeren Geschwindigkeit, treten nichtlineare Effekte ein, welche die Wachstumsraten zuerst vermindern und letztendlich vollständig unterbinden (Sättigung). Verschiedene Szenarios können in dieser Phase in Abhängigkeit von den Amplitudenverhältnissen zwischen den primären Moden beobachtet werden (Dominanz von stationären bzw. instationären Moden [1] [2]). Der Zusammenbruch wird durch die dritte Phase eingeleitet, in der räumlich lokalisierte hochfrequente Instabilitäten (HFI) auftreten. Sowohl im Experiment als auch in früheren DNS wurde eine Abhängigkeit der HFI von der Art der primären Störungen beobachtet. Ein theoretisches Modell der HFI konnte durch eine sekundäre Stabilitätsanalyse (SST) mit zweidimensionalen Eigenfunktionen der durch die gesättigten primären Störungen verformten Strömung erreicht werden [3].

Ziel Mit Hilfe von räumlichen DNS soll die Entwicklung der HFI in Abhängigkeit vom Sättigungszustand untersucht werden. Geprüft werden sollten außerdem die der SST unterliegenden Annahmen, indem man die Linearität des Problems bezüglich der HFI verifiziert. Die DNS sollten die von Bippes und Mitarbeitern [1] untersuchte QS-instabile Strömung reproduzieren. Die Anstromgeschwindigkeit beträgt $Q_\infty = 19m/s$ und die lokale Reynoldszahl wächst innerhalb des Integrationsgebietes von $Re_{\delta_1} = 570$ auf $Re_{\delta_1} = 1000$.

Lösungsweg Die Entstehung von HFI wurde für zwei idealisierte Sättigungszustände untersucht. Im Simulationsfall Vortex wurde nur die stark instabile stationäre Mode (0, 1) (die Indizes geben die Frequenz und die spannweite Wellenzahl der Störung als Vielfache der Grundfrequenz $f = 133 Hz$ und der Grundwellenzahl $\gamma = 2\pi/\lambda = 524 m^{-1}$ wieder) im vorderen Teil des Integrationsgebietes gestört. Die Strömung ist damit von gesättigten stationären primären Störungen (QS-Wirbeln) dominiert. Im Fall Wave wurde dagegen nur die instabile Mode (1, 1) als primäre Störung eingeführt und die Sättigungsregion ist von instationären Störungen (QS-Wellen) geprägt. In beiden Fällen wurden sekundäre Störungen kleiner Amplituden im Sättigungsbereich eingeführt. Ihre räumliche Entwicklung wurde untersucht.

Ergebnis

Das Bild zeigt die Stromabentwicklung von sekundären Störungen für die Sättigungszustände Vortex (a) und Wave (b). In beiden Fällen wurden bei $x = 3.0$ die Moden $(h, \pm 1)$, $1 \leq h \leq 50$, durch Ausblasen und Absaugen an der Wand gestört. Das räumliche Wachstum der HFI mit $15 \leq h \leq 30$ ist sowohl in Vortex als auch in Wave mit ähnlichen Anfachungsraten deutlich zu erkennen. Entgegen den bisherigen Annahmen ist der wellendominierte Fall Wave ähnlich stark sekundär instabil wie Vortex. Physikalisch handelt es sich um ähnliche Instabilitäten. Allerdings beschreibt $h = \text{konst}$ nicht in beiden Fällen die gleiche Mode im Sinne der SST. Die Lage der HFI ist immer durch die primären Störungen bestimmt. Da letzere in Wave laufende Wellen sind, bewegen sich die Maxima der HFI-Amplituden in der (y, z) -Ebene entlang der spannwitigen Richtung mit der gleichen Geschwindigkeit wie die primäre Welle. Im Fall Vortex sind dagegen sowohl die primären Störungen als auch die lokalen Maxima der HFI stationär. Um dies zu berücksichtigen wurde die Analyse für Bild (b) in einem schiebenden Koordinatensystem durchgeführt, das sich in spannwitiger Richtung mit der gleichen Geschwindigkeit wie die primäre Welle bewegt [4]. Dadurch werden die Moden (h, k) , mit $h = k$, als stationäre Störungen erfasst.

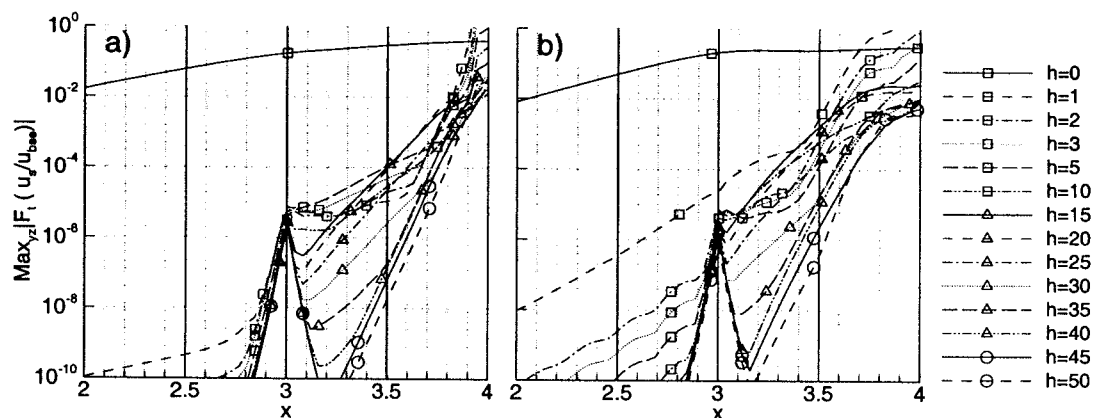


Bild: Amplitudenverlauf entlang der Stromabkoordinate x (Maximalwerte über wandnormaler und spannwitiger Richtung) der Störampplituden nach Fourier-Entwicklung in der Zeit (h ist die Frequenz adimensionalisiert mit der Grundfrequenz $f = 133 \text{ Hz}$): Fall Vortex (a), Fall Wave im schiebenden System (b). Die sekundären Störungen werden bei $x = 3.0$ angeregt.

Literatur

- [1] H. Bippes and T. Lerche. Three-dimensional boundary-layer flows unstable to crossflow instability. AIAA 97-1906, 1997.
- [2] G. Bonfigli and M. Kloker. Three-dimensional boundary-layer transition phenomena investigated by spatial direct numerical simulation. In H. Fasel and W. Saric, editors, *Laminar-Turbulent Transition*. Springer Verlag, Berlin Heidelberg, 2000. IUTAM-Symposium, Sedona, AZ, USA, 1999.
- [3] W. Koch, F. P. Bertolotti, A. Stolte, and S. Hein. Nonlinear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary stability. *J. Fluid Mech.*, 406:131–174, 2000.
- [4] P. Wassermann and M. Kloker. Private Kommunikation.

weiteres Vorgehen Untersuchungen der Entwicklung von HFI in komplexeren Sättigungsszenarios sollten durchgeführt werden. Der Einfluss der Rezeptivität auf die Entwicklung der HFI soll auch durch Implementierung alternativer Störmechanismen (Modellstörungen für aufgenommene Außenturbulenz) verifiziert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis **Physikalische Grundlagen**

Ansprechpartner Dipl.-Ing. C. Gmelin, PD Dr.-Ing. U. Rist, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** (0711) 685-3422
D-70550 Stuttgart **Telefax:** (0711) 685-3438

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

Thema **Numerische Untersuchung zum Resonanzverhalten von stochastischen Störungen in einer Blasius-Grenzschicht**

Ausgangssituation Die Untersuchung der Vorgänge beim laminar/turbulenten Strömungsumschlag mittels direkter numerischer Simulation hat mittlerweile einen sehr hohen Standard erreicht. Viele unterschiedliche Szenarien waren in der Vergangenheit Ziel der Forschung. Allerdings handelte es sich dabei in der Mehrzahl um kontrollierte Szenarien, bei denen durch explizite Vorgabe der Anfangsstörungen der Weg zur Transition und die auftretende Störungsentwicklung von Beginn an vorgezeichnet waren. Da jedoch bei „natürlicher“ Transition diese Anfangsstörung nicht vorhanden ist, sondern sich Störungen aus stochastischen Prozessen heraus entwickeln, ist in diesem Fall die Art und Weise, wie es zum Umschlag kommt, weniger offensichtlich.

Ziel Ziel der vorliegenden DNS-Untersuchungen ist, ein Szenarium zu schaffen, welches sich mehr an den Bedingungen anlehnt, wie sie bei freier Transition herrschen. Der Weg zur Transition und die dabei auftretenden Störungsentwicklungen und Resonanzen sollen aufgedeckt und analysiert werden. Ein Vergleich mit Resultaten der linearen und (soweit möglich) sekundären Stabilitätstheorie soll die Ergebnisse abrunden.

Lösungsweg Das Problem wird mit Hilfe direkter numerischer Simulation (Verfahren von Konzelmann, Rist und Kloker [2]) untersucht, wobei Störungen durch eine punktförmige Störquelle in die zunächst laminare Strömung eingeleitet werden. Im Gegensatz zu früheren Untersuchungen oszilliert die Störquelle nicht harmonisch [3], sondern wird durch ein stochastisches Zeitsignal (weißes Rauschen, siehe Abb. 1) angeregt. Durch die Breitbandigkeit des Zeitsignals und die räumliche Zusammensetzung der Störquelle aus einem großen Breich von spannwitigen Moden ist gewährleistet, daß sich eine Vielzahl von Interaktionen zwischen einzelnen Störanteilen einstellen kann. Neben der Visualisierung der Entwicklung entstehender Wirbelstrukturen mit Hilfe der λ_2 -Methode (siehe Abb. 2) wird in erster Linie das Momentansignal der spannwitigen Wirbelstärke ω_z zur Analyse herangezogen. Da die in der Grenzschicht entstehenden Störungen *nicht* periodisch sind, ist hier der Einsatz einer Fourier-Analyse wenig sinnvoll. Aussagekräftigere Resultate lassen sich durch Zuhilfenahme der diskreten Wavelet-Transformation erzielen wobei der anfangs noch wellenförmigen Struktur der Störungen durch die Wahl eines entsprechenden Motherwavelets (komplexes Morlet-Motherwavelet mit drei Schwingungsperioden/Wavelet) Rechnung getragen wird.

Ergebnis

Die auftretenden Wirbelstrukturen können zunächst nicht ohne weiteres einem bekannten Umschlagstyp zugeordnet werden, denn es stellt sich weder das typisch subharmonische (gestaffelte Anordnung) noch das typisch fundamentale (in Reihen) Umschlagsmuster, sondern eine Zwischenform zwischen beiden ein (Abb. 2). Detailliertere Untersuchungen der Waveletspektren und der zugehörigen Phasengeschwindigkeiten zeigen überdies eine Art verstimmte Resonanz im spät nichtlinearen Stadium jeweils zwischen einer 2D-Mode und einem 3D-Störungsanteil. Vergleiche mit dem Resonanzkriterium nach A.Craik [1] zeigen, daß es sich hierbei *nicht* um eine sog. Wellentriade im Craik'schen Sinne handelt,

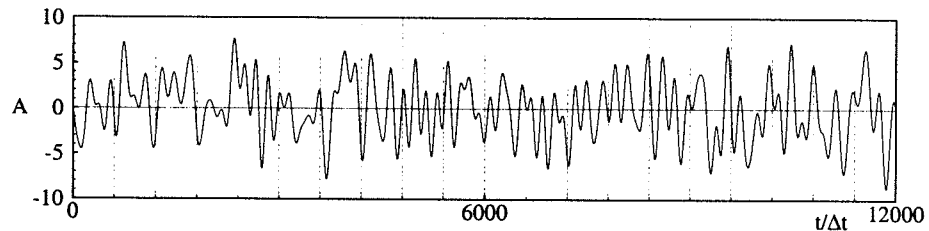


Abbildung 1: Zeitsignal zur Störungsanregung

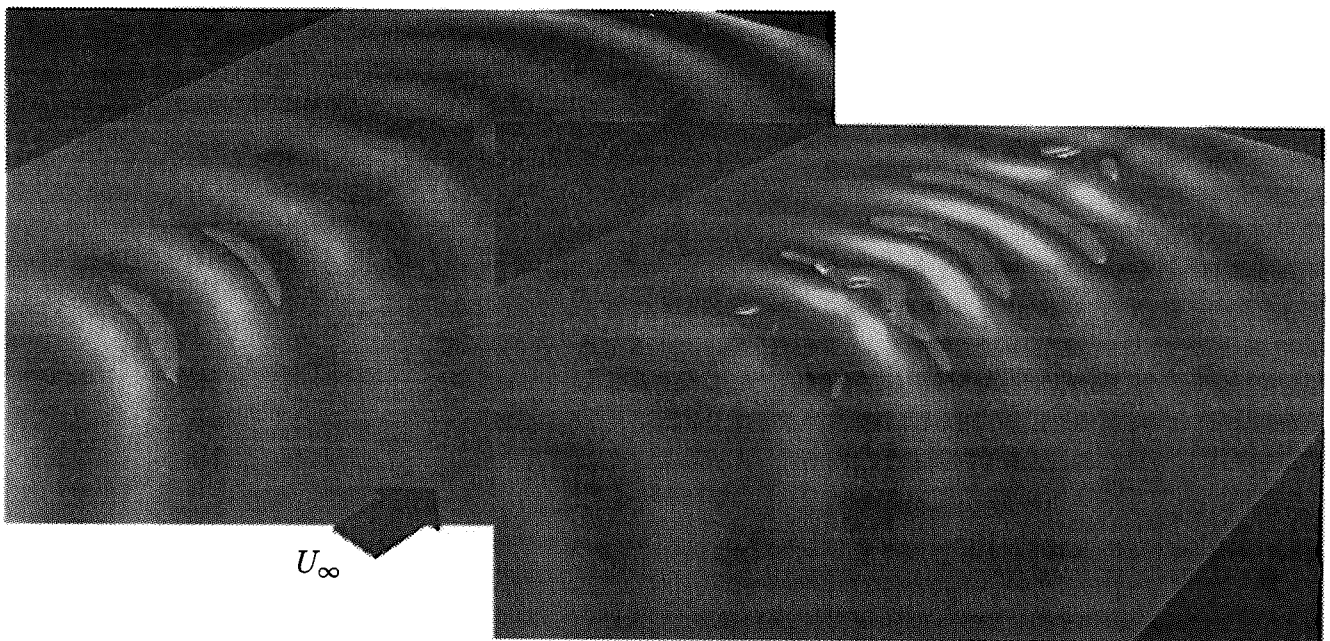


Abbildung 2: Wirbelstrukturen (λ_2 -Kriterium) über der spannweiten Wirbelstärke ω_z an der Wand; zwischen beiden Bildern liegen 2 Störungsperioden.

weiteres Vorgehen

Weiterführende Studien sollen es möglich machen, durch verbesserte Auflösung, vor allem in Spannweitenrichtung, weiter in Richtung Transition vorzustoßen. Vergleiche in späten Transitionsstadien unter anderem mit den Ergebnissen kontrollierter Szenarien stehen noch aus, da durch das benötigte breite Integrationsgebiet die spannweite Auflösung bislang eher schlecht ist.

Literatur

- [1] A. D. D. Craik. Non-linear resonant instability in boundary layers. *J. Fluid Mech.*, 50:393–413, 1971.
- [2] M. Kloker. *Direkte Numerische Simulation des laminar-turbulenten Strömungsumschlages in einer stark verzögerten Grenzschicht*. Dissertation, Universität Stuttgart, 1993.
- [3] C. Stemmer. *Direct Numerical Simulation of Harmonic Point Source Disturbances in an Airfoil Boundary layer with Adverse Pressure Gradient*. Dissertation, Universität Stuttgart, 2001.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Numerische Simulation

Ansprechpartner S. Heinrich

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295- 2831
Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner -

Thema Validierung des Strömungslösers FLOWer bei hohen Reynoldszahlen an einer anwendungsnahen Grossraumflugzeugkonfiguration.

Ausgangssituation:

Die genaue Vorhersage des aerodynamischen Widerstandes ist von entscheidender Bedeutung für die Entwicklung zukünftiger Großraumflugzeuge. Die detaillierte Kenntnis und exakte Modellierung von reibungsbehafteten, turbulenten Strömungen bei hohen Reynoldszahlen ist dabei Grundvoraussetzung.

Der Strömungslöser FLOWer ist für Transportflugzeugkonfigurationen bei üblichen Windkanalreynoldszahlen validiert. Für hohe Reynoldszahlen, wie unter Reiseflugbedingungen, besteht aber weiterer Validierungsbedarf.

Im Rahmen des Verbundvorhaben MEGAFLUG liegen Windkanalmessungen aus dem ETW an einer Flugzeugkonfiguration bei Reynoldszahlen bis zu $Re=3.8 \cdot 10^7$ für diese Art der Validierung vor.

Ziel:

Um den routinemässigen Einsatz von Navier-Stokes-Verfahren für die Entwicklung zukünftiger Transportflugzeuge im industriellen Umfeld zu ermöglichen, wurden folgende Ziele vorgegeben: Steigerung der Vorhersagequalität von numerischen Strömungssimulationen durch Nutzung des Potentials höherwertiger Mehrgleichungs-Turbulenzmodelle [TM]. Validierung der TM des Navier-Stokes-Verfahrens FLOWer an 3D-Konfigurationen bei nahezu Flugreynoldszahlen.

Lösungsweg:

Es sind strukturierte Netze für die Flügel-Rumpf-Konfiguration eines generischen Grossraumtransportflugzeuges, siehe **Bild 1** links, erzeugt worden, die in Aufbau und Größe ($2 \cdot 10^6$ bis $2.4 \cdot 10^6$ Netzelementen), ähnlich sind, wie bei industrieller Anwendung. Die Navier-Stokes-Rechnungen sind unter Verwendung der TM $k-\omega$ nach Wilcox [1], $k-\omega$ -LLR [2] und $k-\omega$ -LEA [3] durchgeführt worden. Die Berechnungen erfolgen für den Reiseflug der Flügel-Rumpf-Konfiguration im transsonischen Geschwindigkeitsbereich. Zur Validierung der Rechenergebnisse werden Windkanaldaten, bestehend aus Flügeldruckverteilungen und Kraftbeiwerten für Reynoldszahlen von $3 \cdot 10^6$ bis $3.8 \cdot 10^7$ herangezogen.

Ergebnis:

Für alle berechneten Fälle sind recht gute Übereinstimmungen zu Messungen erreicht worden. Im Detail zeigt das $k-\omega$ -LEA-TM im Vergleich zum $k-\omega$ -Wilcox-TM tendenziell eine bessere Wiedergabe

der Druckverteilungen. Verdichtungsstöße werden in besserer Übereinstimmung zum Experiment vorhergesagt. Weiter werden beginnende Ablösungen durch das $k-\omega$ -LEA-TM eher und in besserer Übereinstimmung angezeigt, wie durch das Abflachen des Auftriebsgradienten rechts in **Bild 1**. Das $k-\omega$ -LLR-TM tendiert bei Strömungsfeldern mit stärkeren Stößen zu einem unphysikalischen Verhalten.

Ein Ergebnis der Untersuchung unterschiedlicher Zweigleichungs-TM ist die Empfehlung, das $k-\omega$ -LEA-TM für transsonische Strömungssimulationen einzusetzen. Den qualitativen Verlauf des Widerstandsanstiegs mit der Machzahl zeigt **Bild 2**.

Trotz der höherwertigen TM ist in dieser Validierungsarbeit noch nicht die Vorhersagequalität wie bei den kleineren Reynoldszahlen üblich erreicht worden. Als Hauptgrund werden Modellverformungen bei diesem Kryowindkanal-Versuch vermutet.

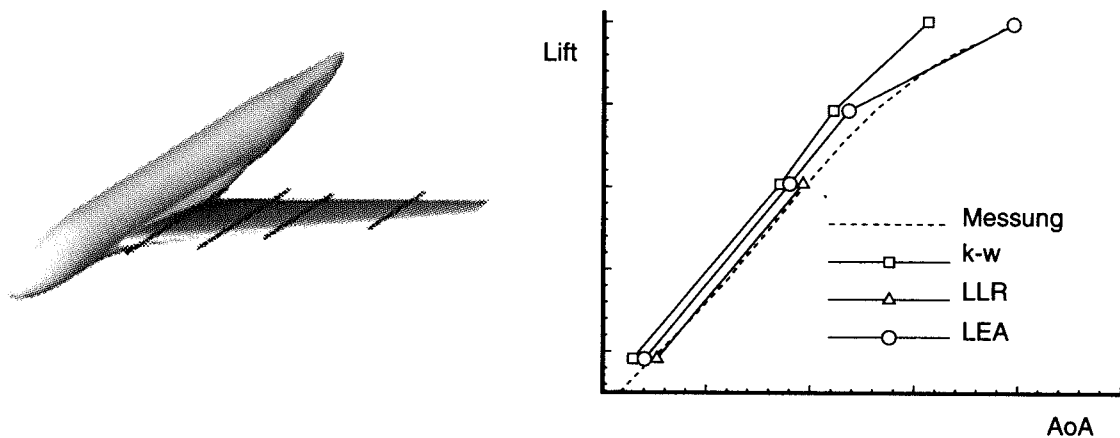


Bild 1 Generische Großraumtransportflugzeugkonfiguration und Anstellwinkelpolare

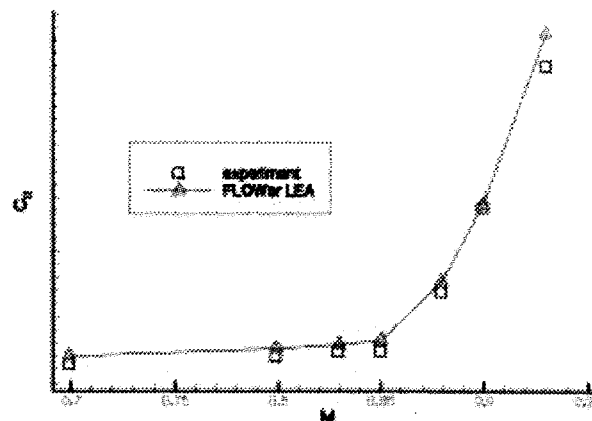


Bild 2 Vergleich der Rechnung mit Messung anhand des Widerstandsanstiegs über der Machzahl

Literatur:

- [1] Wilcox, D.C. Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models.
AIAA-Journal, Vol.26, No.11 November 1988
- [2] Rung, T., Thiele, F.: Computational Modelling of Complex Boundary-Layer Flows.
Proc. of the 9th Int. Symposium in Thermal-Fluids Engineering (ISTP-9), Singnapore, 1996
- [3] Rung, T., Lübcke, H., Franke, M., Xue, L., Thiele, F., Fu, S., Assessment of Explicit Algebraic Stress Models in Transonic Flows.
In: Rodi, W., Laurence, D., (Eds.) Engineering Turbulence Modelling and Experiments4, Elsevier, Amsterdam 1999

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. N. Jovićić, Dr.-Ing. M. Breuer

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstraße 4
91058 Erlangen

Telefon: 09131/761233

Telefax: 09131/761275

E-mail: njovicic@lstm.uni-erlangen.de

weitere Partner: Dipl.-Ing. G. Evans, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich (Fachgebiet Strömungsmechanik, Technische Universität München)

Thema: Large-Eddy Simulation der Umströmung eines Tragflügels in Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation:

Durch die Entwicklung moderner numerischer Verfahren, die Formulierung geeigneter Feinstrukturmodelle sowie nicht zuletzt durch die effiziente Implementierung der Algorithmen auf Höchstleistungsrechnern ist man heute in der Lage, mit Hilfe der Large-Eddy Simulation (LES) komplexe turbulente Strömungen mit hochgradig instationärem Charakter zu berechnen. Während sich die Problemstellungen, die mittels LES berechnet wurden, in den vergangenen Jahren hauptsächlich auf einfache Geometrien beschränkt haben, ist man in jüngster Zeit dazu übergegangen, diese Technik auch für stärker praxisbezogene Konfigurationen einzusetzen. Insbesondere bei Strömungsproblemen, die durch komplexe Strömungsphänomene wie Ablösung, Transition oder großskalige Wirbelstrukturen dominiert werden, hat sich die Large-Eddy Simulation als vorteilhaft gegenüber den heute üblichen statistischen Turbulenzmodellen auf Basis der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) erwiesen. Ein typisches Beispiel einer Strömung, die derartige Strömungsphänomene aufweist, ist die Umströmung eines Tragflügels in Hochauftriebskonfiguration. Sie ist daher ein idealer Fall, um den Nutzen der LES-Technik zu untersuchen.

Ziel:

Die bei einer solchen Tragflügelumströmung auftretenden strömungsphysikalischen Vorgänge sind noch nicht ausreichend verstanden, weshalb eine detaillierte Analyse dieser Konfiguration ein Ziel der vorliegenden Arbeit ist. Ein weiteres Anliegen ist es, die Anwendbarkeit der LES für realistische, industriennahe Strömungsuntersuchungen zu demonstrieren, um so einen industriellen Einsatz der Large-Eddy Simulation vorzubereiten. Erkenntnisse, die aus diesen Berechnungen gewonnen werden, sollen nicht zuletzt als Vergleichsmöglichkeit für weitere experimentelle und numerische Untersuchungen genutzt werden können.

Lösungsweg:

Für die Durchführung der Large-Eddy Simulationen stand das bereits vielfach validierte und für Vektor-Parallelrechner hochgradig optimierte Programm *LESOCC* [1] zur Verfügung. Die vorliegenden numerischen Simulationen wurden an den experimentellen Untersuchungen des COSTWING-Prinzipexperiments von Lerche und Dallmann [2] angelehnt. Dieses wurde speziell für die Validierung numerischer Simulationen konzipiert. Ein Tragflügel, basierend auf einem NACA-4415-Profil, wurde in einem Kanal montiert und bei Reynoldszahlen von $8 \cdot 10^4 - 8 \cdot 10^5$ untersucht, wobei der Anstellwinkel zwischen 0° und 22.5° variieren konnte. Die numerische Simulation dieses Strömungsfalles (Abb. 1) wurde im ersten Schritt für einen Anstellwinkel $\alpha = 18^\circ$ und eine Reynoldszahl $Re_c = 20\,000$ vorgenommen. Erfahrungsgemäß ist bei moderaten Reynoldszahlen zum einen die Anwendung der Stokeschen Haftbedingung an festen Wänden unproblematisch und zum anderen der Einfluss des Feinstrukturmodells noch verhältnismäßig gering.

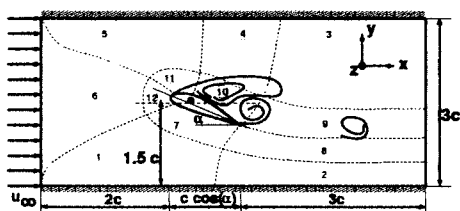


Abbildung 1: Zweidimensionale Darstellung der Strömungskonfiguration mit Blockstrukturierung.

Im Hinblick darauf, die Anzahl der Gitterpunkte nicht zu groß werden zu lassen, wurden die Kanalwände des experimentellen Versuchsaufbaus nicht aufgelöst und stattdessen Slip-Randbedingungen verwendet. Desweiteren wurden in Spannweitenrichtung periodische Randbedingungen angesetzt und eine Ausdehnung des Rechengebiets in z -Richtung von $z_{max} = 1.0 \times c$ gewählt. Diese Wahl beruht auf einer detaillierten Untersuchung der Strömung um eine angestellte, ebene Platte unter sonst gleichen Bedingungen wie beim Tragflügelfall [3]. Sie hat gezeigt, dass diese spannweiteige Ausdehnung einerseits notwendig ist, damit Wirbelstrukturen sich unbeeinflusst von den Rändern entwickeln können und andererseits einen akzeptablen Kompromiss zwischen Ausdehnung und Auflösung in Spannweitenrichtung darstellt [3,4].

Die Simulationen wurden auf dem neuen Bundesrechner am HLRB München (Hitachi SR8000-F1) auf 12 Knoten (d.h. 96 Prozessoren) durchgeführt.

Ergebnis:

Die LES-Ergebnisse zeigen, dass das gesamte Strömungsfeld stark von der Entwicklung und dem Ablöseverhalten der Hinterkantenwirbel dominiert wird. Die Strouhalzahl dieses Ablöseprozesses ist $St = fc/u_\infty = 0.63$, bzw. $St' = f'c'/u_\infty = 0.195$ gebildet mit der projizierten Länge $c' = c \cdot \sin\alpha$. Dies stimmt sehr gut mit experimentell ermittelten Werten für angestellte ebene Platten überein, bei denen eine annähernd konstante Strouhalzahl $St' \approx 0.15$ in einem Bereich von $20^\circ \leq \alpha \leq 90^\circ$ und ein starker Anstieg von St' für $\alpha < 20^\circ$ beobachtet werden konnte.

In Abb. 2 ist das zeitgemittelte Strömungsfeld für das NACA-4415 Profil anhand der Druckverteilung und Stromlinien dargestellt, aus der sich die Wirbelstruktur ersieht. Die Strömung löst kurz hinter der Profilnase ab und es bildet sich eine freie Scherschicht aus, in der eine Kelvin-Helmholtz Instabilität im instationären Strömungsfeld sichtbar ist. Über der gesamten Lee-Seite entsteht ein am Profil anliegendes und im Uhrzeigersinn drehendes Rezirkulationsgebiet. Die Ausdehnung dieser Struktur hängt im starken Maße von der Größe und Stärke des entgegengesetzt rotierenden Wirbels, der an der Hinterkante des Profils entsteht, ab. Während der Wachstumsphase dieses Hinterkantenwirbels verkleinert sich der Einflussbereich des im Uhrzeigersinn drehenden Strömungsgebietes oberhalb des Profils. Nachdem jedoch der Wirbel von der Hinterkante ablöst und stromab geschwemmt wird, dehnt sich das rechtsdrehende Rezirkulationsgebiet in den frei werdenden Raum aus, bis ein neuer Hinterkantenwirbel entsteht. Ein regelmäßiges Ablösen von Strukturen, die im Uhrzeigersinn rotieren, kann nicht beobachtet werden. Somit bildet sich im Nachlauf des Profils eine asymmetrische Wirbelstraße aus (siehe Abb. 3). Dies steht im Gegensatz zur klassischen von Kármán'schen Wirbelstraße hinter stumpfen Körpern, die eine gleichmäßige Anordnung von Wirbelstrukturen unterschiedlichen Drehsinns, aber gleicher Stärke zeigt. Im Bereich der Hinterkante und im Nachlauf ist die Strömung geprägt von dreidimensionalen Strukturen, die ein ausreichend bemessenes Rechengebiet in Spannweitenrichtung benötigen, damit sie sich ungestört entfalten können. Ist dies nicht gewährleistet, so werden in der Simulation Strömungsvorgänge wiedergegeben, die nicht den tatsächlichen entsprechen und somit zu unphysikalischen Ergebnissen führen (Details siehe Breuer & Jovićić [3,4]).

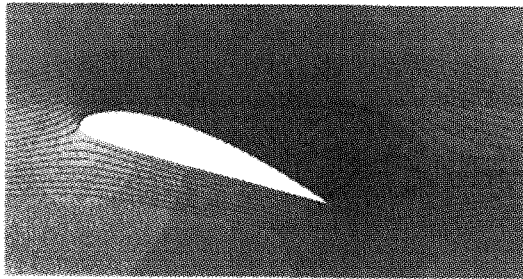


Abbildung 2: Zeitgemitteltes Strömungsfeld, Stromlinien und Druck $\bar{p}$, $Re = 20\,000$, $\alpha = 18^\circ$.

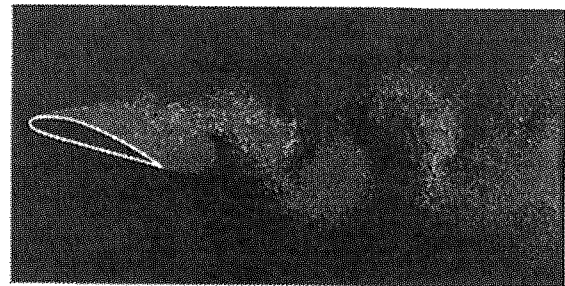


Abbildung 3: Visualisierung der asymmetrischen Wirbelstraße hinter dem Profil.

Literatur:

- [1] Breuer, M.: *A Challenging Test Case for Large Eddy Simulation: High Reynolds Number Circular Cylinder Flow*, Int. J. of Heat and Fluid Flow, vol. 21, no. 5, pp. 648–654, Elsevier, Amsterdam, (2000).
- [2] Lerche, Th., Dallmann, U.: *Das Prinzipexperiment COSTWING I: Dokumentation der Aufbauphase*, Institut für Strömungsmechanik, DLR Göttingen, IB 223-99 A04, (1999).
- [3] Breuer, M., Jovićić, N.: *Separated Flow Around a Flat Plate at High Incidence: An LES Investigation*, Proc. of the Second Int. Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, Stockholm, Sweden, June 27–29, vol. III, pp. 393–398, to be publ. in J. of Turbulence, (2001).
- [4] Breuer, M., Jovićić, N.: *An LES Investigation of the Separated Flow Past An Airfoil at High Angle of Attack*, Direct and Large-Eddy Simulation: Workshop IV, July 18–20, 2001, Enschede, The Netherlands, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht, in press, (2001).

weiteres Vorgehen:

Ein Vergleich der vorgestellten Simulationsergebnisse mit den Berechnungen der Partner aus München, die denselben Strömungsfall mit einem unterschiedlichen Löser behandelt haben, wird angestrebt. Ferner werden weitere Berechnungen derselben Konfiguration bei einer höheren Reynoldszahl, die in dem Bereich des COSTWING-Experiments liegt, durchgeführt werden. Ebenso ist geplant, zu kleineren Anstellwinkeln überzugehen, um die Auswirkungen einer weiter stromab liegenden Ablösung untersuchen zu können.

Datum: 15. Oktober 2001

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution DLR - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295-2429
Telefax: 0531 / 295-2320

weitere Partner

Thema **Approximate transition prediction
on high lift multi-element airfoil configurations**

In order to apply a coupled system consisting of a 3-D RANS method and a transition prediction module - the transition prediction module consists of a laminar boundary layer method and a transition prediction method - to high lift multi-element airfoil configurations, the DLR RANS solver FLOWer has been modified to be able to handle approximate transition locations given by the points of laminar separation. The following modifications had to be carried out:

- Capability to fix transition at the laminar separation in the RANS computation
- Capability to compute transitional flow regions

A method and an algorithm for detecting the laminar separation points were derived and implemented in FLOWer. For each element of a high lift configuration on the upper and lower side the laminar separation point is detected and the transition fixed there. The intermittency function, γ , and two transition length models - one is based on boundary layer properties (a), the other one on flat plate theory (b) - were implemented and validated in a variety of test computations at a selected high lift multi-element test case.

The test case is the 2-dimensional A310 3-element landing configuration consisting of slat, main airfoil and flap with the aerodynamic parameters $M = 0.22$, $Re = 4.1 \cdot 10^6$, $\alpha = 22.4^\circ$. The turbulence influence is caught by the application of the Spalart-Allmaras 1-equation transport model with Edwards modification.

The implementations are independent of the block topology of the computational grid and of the grid structure (structured, unstructured or hybrid grid). In the moment, the implementations are restricted to 2-D multi-element configurations.

Fig. 1 shows the convergence history of the iteration of the transition locations on the upper sides of the airfoils. The curves indicate the separation points changing with the RANS cycles, the symbols mark the laminar separation points which are interpreted as transition points. The iteration converges. Fig. 2 shows the transition lengths given by (b) and the distribution for the γ -function on all elements. The transition lengths are about 5% of the element's chord length which agrees with experimental findings. (a) yields values of about 12%-15%, which can result in small transitional separation regions directly downstream of the transition point. Fig. 3 compares the c_f -distributions of the following computed cases: fully turbulent, fixed prescribed point transition, predicted point transition and predicted transition with transition length (a). On the main airfoil the flow is slightly separated behind the transition point on the upper side. Fig. 4 compares the c_f -distributions of the cases: predicted transition with transition length (a) and (b). (b) prevents the transitional separation. The approximated transition locations are close to the prescribed ones in Fig. 1.

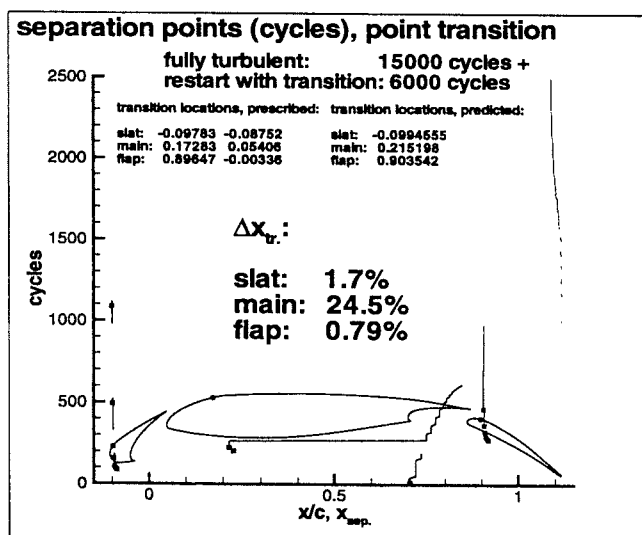


Fig. 1: convergence history of transition locations, point transition

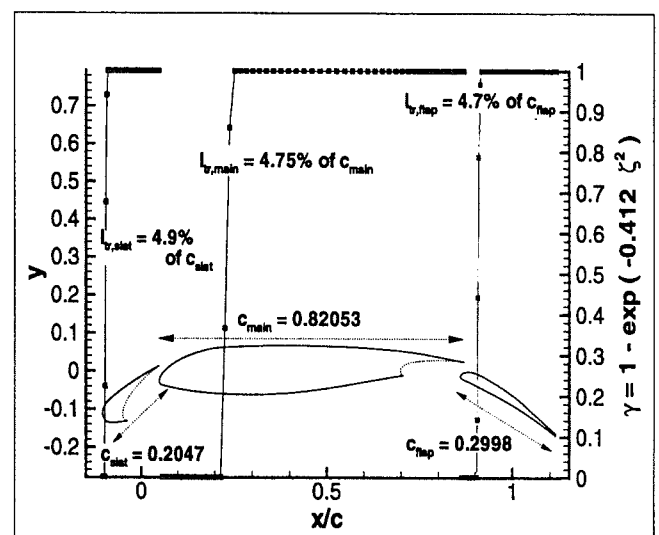


Fig. 2: transition lengths, formula (b)

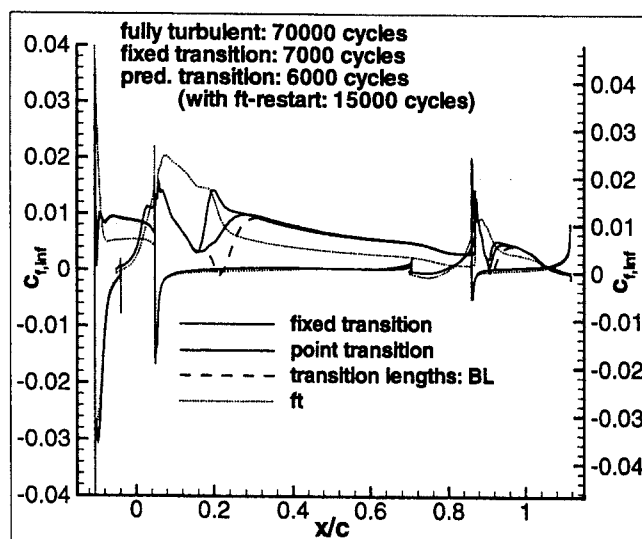


Fig. 3: c_f -distributions, fully turbulent, prescribed and predicted point transition, predicted transition formula (a)

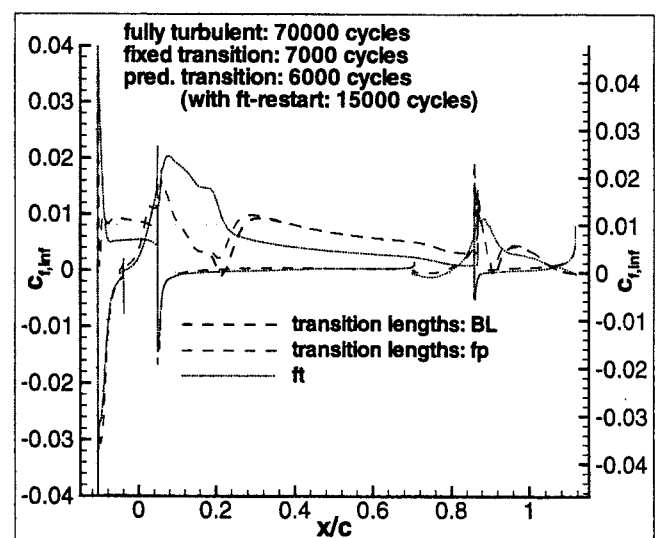


Fig. 4: c_f -distributions, predicted transition, formula (a), [BL] vs. formula (b), [fp]

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Mark Rakowitz

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2415

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail : mark.rakowitz@dlr.de

weitere Partner:

Bernhard Eisfeld, Jens Fassbender, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR – Braunschweig;

Hans Bleecke Airbus Deutschland, Bremen

Thema:

Vorhersage aerodynamischer Beiwerte an der F4-Flügel-Rumpf-Kombination mit MEGAFLOW

Ausgangssituation:

Teilnahme am AIAA CFD Drag Prediction Workshop 9-10 Juni 2001, Anaheim, CA. Der Fokus des Workshops liegt auf der Genauigkeit von CFD-Widerstandsvorhersagen. Es sollen „State-of-the-Art“ CFD-Methoden als Werkzeug für die Vorhersage aerodynamischer Beiwerte getestet werden (strukturiert, unstrukturiert auf gemeinsamen und eigenen Netzen). Dazu werden die DLR-F4 Testfälle aus AGARD-AR-303 gewählt. Innerhalb eines statistischen Rahmens wurde die Vergleichbarkeit der numerischen, sowie der experimentellen Ergebnisse untersucht. Alle Rechnungen sollen voll turbulent durchgeführt werden (Experiment mit Transition).

Ziel:

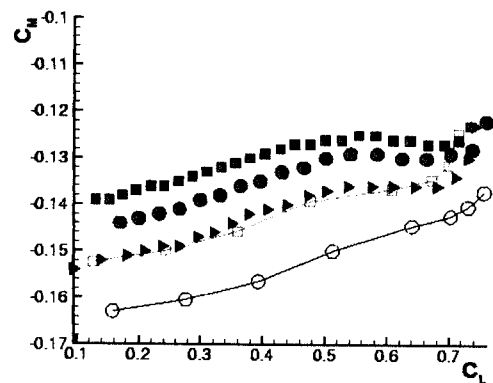
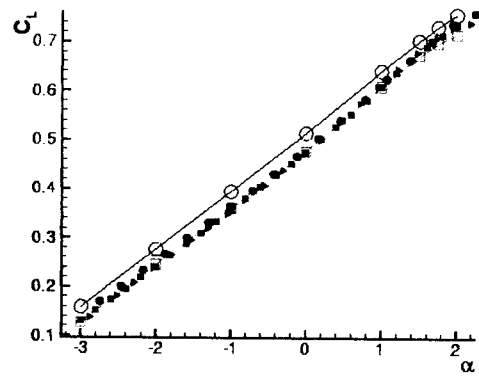
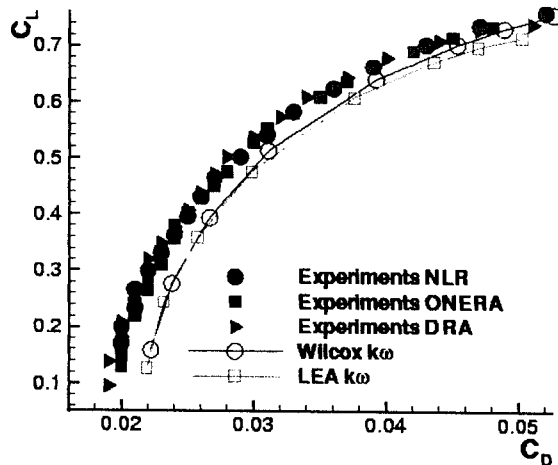
Durchführung möglichst hochwertiger, multiblockstrukturierter Rechnungen für den o.g. Workshop auf einem gegebenen und zwei selbstgenerierten Netzen. Abschätzung des numerischen Fehlers durch Netzextrapolation.

Lösungsweg:

Als Strömungslöser kommt FLOWer mit einem algebraischen Turbulenzmodell (Baldwin-Lomax mit Degani-Schiff mod.) und zwei Zweigleichungsmodellen (Wilcox-komega und LEA- komega) zum Einsatz. Die beiden selbstgenerierten Netze mit 3.5e6 und 5e6 Zellen werden unter Ausnutzung der Replayfähigkeit von MegaCads erzeugt. Zur Erzielung genauer Ergebnisse wird die künstliche numerische Dissipation minimiert.

Ergebnis:

87.5 % Skalare Diss. / 12.5 % MATRIX Diss.
 $k_2: 1/4, k_4: 1/64$
 $\zeta: 0.2$ (Skallierung Diss. aufgrund von Zellstreckung)



Vergleich von Wilcox-komega und LEA- komega Rechnungen auf dem 3.5e6 Zellen Netz mit dem Experiment

Literatur:

<http://www.aiaa.org/tc/apa/dragpredworkshop/dpw.html>

weiteres Vorgehen:

Durchführung von FLOWer-Rechnungen mit dem Eingleichungsmodell von Spalart-Allmaras mit Edwards mod. zur besseren Vergleichbarkeit mit TAU-Ergebnissen. Rechnung auf einem feinen Netz mit ca. 16e6 Zellen zur Verifikation von Netzextrapolationen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Carsten Weber

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR - Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7; 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2853

Telefax: 0531 / 295 - 2320

e-mail : carsten.weber@dlr.de

Thema:

Numerische Untersuchungen zur Leitwerksumströmung des Airbus A380

Ausgangssituation:

Der Leitwerksbereich von Verkehrsflugzeugen war in der Vergangenheit von vergleichsweise geringer Bedeutung, was die Relevanz für Strömungsuntersuchungen mittels numerischer Verfahren betrifft. Im industriellen Entwurf wurden und werden zwar rechnergestützte Methoden wie Euler- und Panelverfahren eingesetzt. Bei der Verwendung von aktuellen, sog. State-of-the-Art-Werkzeugen jedoch besteht ein erhöhter Nachholbedarf was die Anwendung stromab des Flügels angeht. Dies gilt sowohl für die Industrie, als auch für Forschungseinrichtungen. Die hier vorgestellte Untersuchung soll ein erster Schritt zum routinemässigen Einsatz von 3D-Navier-Stokes-Verfahren im industriellen Entwicklungsprozess sein.

Als Ausgangsbasis dienten Versuchsdaten aus High-Speed-Windkanalmessungen an A380-Modellen, sowie Ergebnisse aus Strömungssimulationen, die auf Eulerverfahren beruhen. Hierauf aufbauend wurden, basierend auf unstrukturierten Netzen, 3D-Navier-Stokes-Rechnungen durchgeführt, deren Ergebnisse anhand der Versuchs- und Eulerdaten zu validieren waren. Dabei sollte die Leistungsfähigkeit der angewandten numerischen Methoden erprobt und deren Präzision in Bezug auf Vorhersage aerodynamischer Beiwerte für Heck- und Leitwerksbereich von Verkehrsflugzeugen bestimmt werden. Als Grundlage für die Berechnungen wurde eine Flügel/Rumpf/Leitwerk-Konfiguration des Airbus A380 eingeführt.

Ziel hierbei ist das Erreichen einer präzisen und zuverlässigen Strömungslösung im Leitwerks- und Heckbereich der untersuchten Konfiguration, sowie daraus die Ableitung einer allgemeinen Vorgehensweise für solcherlei Anwendungen im Hinblick auf Vernetzung und Einstellung der Steuerparameter im Löser. Zusätzlich war die Minimierung des CPU-Aufwandes durch Konvergenzbeschleunigung und Verringerung der netzeigenen Elementanzahl von starkem Interesse.

Lösungsweg:

Zum Einsatz kam der DLR-TAU-Code als Strömungslöser mit Eingleichungsturbulenzmodell auf unstrukturierten, hybriden Netzen. Zur anfänglichen Abschätzung des Einflusses der Feldauflösung durch die unstrukturierten Tetraederzellen auf die Strömungsergebnisse wurde eine 2D-Rechnung vorangestellt. Anschliessend erfolgte die Berechnung von Polaren bei drei verschiedenen Trimmwinkeln in 3D. Die so gewonnenen Erfahrungen und Ergebnisse wurden zur Optimierung der Netze hinsichtlich des CPU-Aufwandes herangezogen.

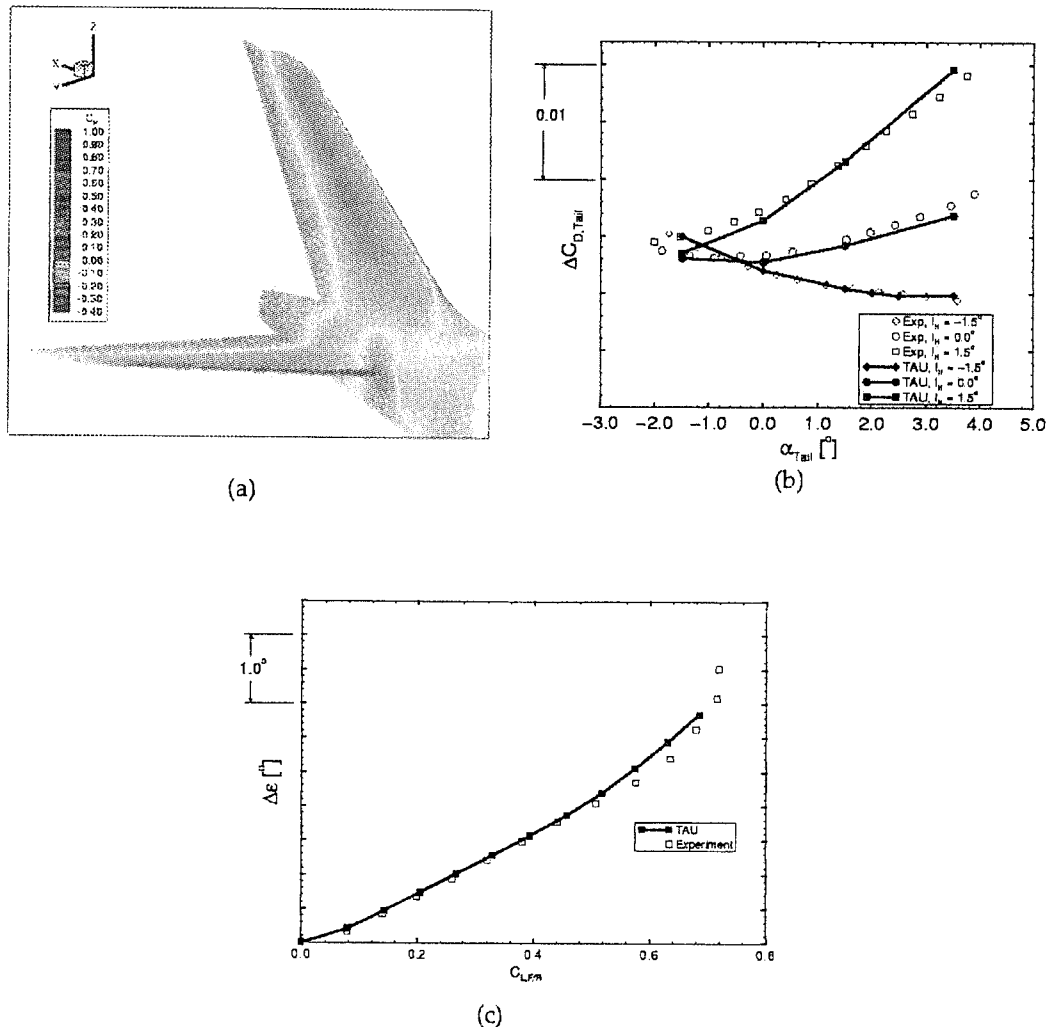


Abbildung 1: Ergebnisse einer A380-Leitwerksuntersuchung

- Hermann Schlichting
Grenzschichttheorie, Springer, 1979
- DLR
Documentation of the DLR TAU-Code, DLR (Ed.)
- CentaurSoft
Online Manual, <http://www.centaursoft.com/>

Literatur:

Weiteres Vorgehen:

Anwendung des Löserts TAU bei hohen Reynoldszahlen ($Re = 42,0E+06$). Darüber hinaus Untersuchungen im Off-Design (Simulation bei V_D). Weitere Reduktion der Netzelemente durch Verwendung von Hexaederzellen zur Auflösung der Grenzschichten.

Mitteilung

Fachkreis: Messtechnik
Ansprechpartner: F. Klinge, M. Raffel, H. Richard
Institution: Inst. für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Göttingen
Adresse: Bunsenstraße 10 **Telefon:** 0551 / 709-2471
37073 Göttingen **Email:** Falk.Klinge@dlr.de

Thema: Experimentelle Untersuchung von Blattspitzenwirbeln an einem Hubschrauber im Schwebeflug

Ausgangssituation

Der zunehmende zivile Hubschrauberverkehr erfordert eine Reduktion des damit verbundenen Fluglärms. Als Hauptursache der Lärmabstrahlung im Landeanflug gelten Interaktionen zwischen Blattspitzenwirbeln und Rotorblättern. Eine Lärmreduzierung erfordert deshalb die genaue Kenntnis der Lage und Stärke der Blattspitzenwirbel. Im Windkanalmodellversuch können nicht alle zugrunde liegenden Charakteristika gleichzeitig modelliert werden.

Ziel

Ziel der Versuchs war der Nachweis, dass die experimentelle Untersuchung von Blattspitzenwirbeln mit Hilfe von PIV, zur Erlangung detaillierter quantitativer Daten über die Position und den Aufbau der Blattspitzenwirbel, an einem Hubschrauber in Originalgröße möglich ist.

Lösungsweg

Untersucht wurde ein Hubschrauber der DLR Braunschweig vom Typ MBB 105 mit vier Rotorblättern (NACA 23012, Durchmesser 9,82m, Flügelfläche 5,25m², Flügeltiefe 0,27m) im Schwebeflug (Auftrieb 2000kg). Um die Lage der Untersuchungsebene relativ zum Rotor zu fixieren, war der Hubschrauber während des Versuchs fest mit dem Boden verbunden. Die Rotordrehzahl betrug 424 U/min, die Geschwindigkeit der Blattspitzen 218m/s. Abbildung 1 zeigt den Versuchsaufbau.

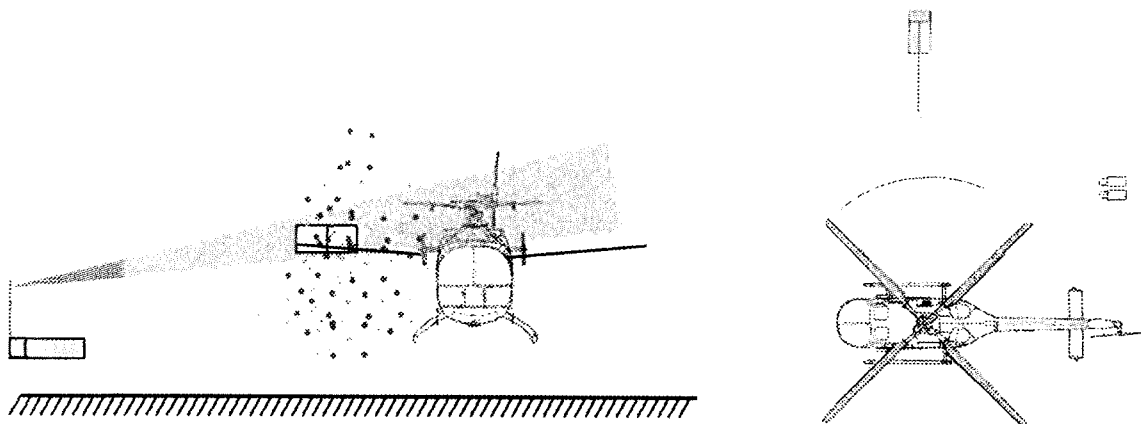


Abbildung 1: Räumliche Anordnung von Hubschrauber, Lichtschnitt und Kameras

Die für die PIV Messung benötigten Partikel wurden von verschiedenen Seedinggeneratoren erzeugt und durch ein Gebläse über die Rotorebene befördert. Die Beleuchtung der Partikel erfolgte durch ein Nd:Yag Lasersystem und eine

Lichtschnittoptik, die für eine gleichmäßige Ausleuchtung des Untersuchungsfensters sorgen. Die beleuchteten Partikel wurden von zwei CCD Kameras -bestückt mit 300mm Objektiven- aufgenommen, deren Bildbereiche innerhalb der Untersuchungsebene überlappten. Die für die PIV-Untersuchung benötigten zwei Bilder mit kurzem Zeitabstand wurden durch die CCD Kameras geliefert. Um die Bilder mit möglichst ausschließlich von den Partikel gestreutem Laserlicht zu belichten, wurden die Kameras mit einem Interferenzfilter und einem mechanischem Verschluss ausgestattet.

Ergebnisse

Trotz der schwierigen Messverhältnisse (Tageslicht, Wind, Partikelzuführung) war es möglich qualitativ hochwertige PIV-Untersuchen durchzuführen, die Aufschluss über die Lage und das Geschwindigkeitsfeld von Blattspitzenwirbeln verschiedenen Alters geben. (siehe z.B. Abb.2)

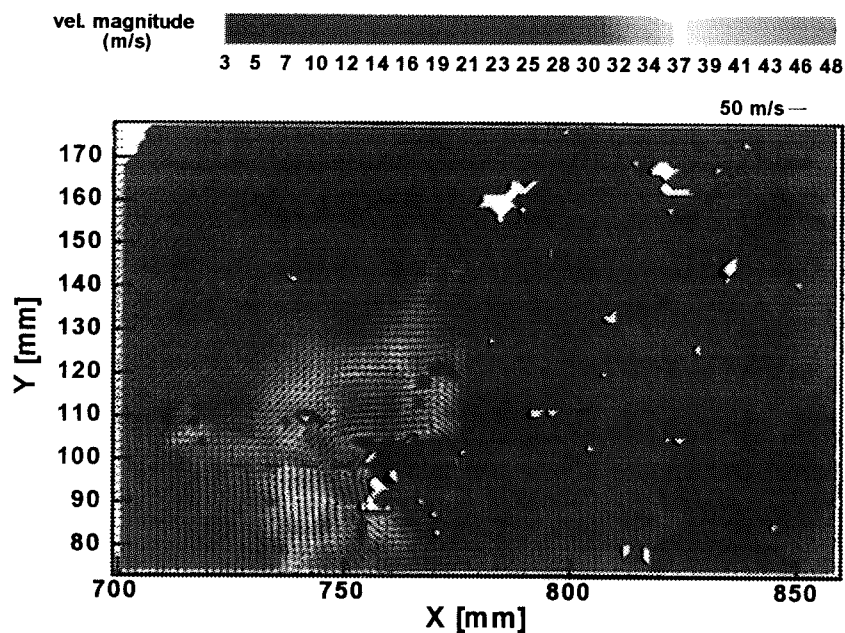


Abbildung 2: Erste PIV Ergebnisse (32 x 64 pixel und 50% / 75% Überlapp)

Weiteres Vorgehen

Die genauere Untersuchung von Blattspitzenwirbeln erfordert die Änderung des Versuchsaufbaus bezüglich folgender Punkte:

- Stereo PIV um alle Geschwindigkeitskomponenten zu erfassen
- Benutzung von Objektiven mit größerer Brennweite um die räumliche Auflösung zu verbessern
- Vermeidung des Bodeneffekts
- Verbesserung der Zuführung der Partikel
- Triggern der Bilder mit dem Rotorwinkel

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Lang, PD Dr.-Ing. U. Rist
Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution: Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21 **Telefon :** 0711/6 85 34 25
70550 Stuttgart **Telefax :** 0711/6 85 34 38
 e-mail : lang@iag.uni-stuttgart.de

Thema:

Experimentelle Untersuchungen zur Transition in einer laminaren Ablöseblase

Ausgangssituation:

Durch hohe Druckanstiege im Bereich laminarer Grenzschichten können transitionale Ablöseblasen auftreten, bei denen sich die anschließend turbulente Grenzschicht in der Regel wieder anlegt. Zum Transitionsvorgang in laminaren Ablöseblasen fehlen noch einige grundlegende Erkenntnisse über das Entstehen dreidimensionaler Strukturen und ihr Einfluss auf das Wiederanlegen der Grenzschicht. Diese Kenntnisse sind jedoch wichtig für die Modellierung der Strömung mit Ablösung.

Ziel:

Durch experimentelle Untersuchungen in enger Zusammenarbeit mit direkten numerischen Simulationen (DNS) sollen fundamentale Kenntnisse über Instabilitäts- und Transitionsmechanismen in der abgelösten Scherschicht gewonnen werden, die durch die alleinige Anwendung einer dieser beiden Methoden nicht gewonnen werden können.

Lösungsweg:

Die Experimente werden in einem besonders turbulenzarmen Wasserkanal durchgeführt. Ein Verdrängungskörper erzeugt eine druckinduzierte laminare Ablöseblase an einer frei angeströmten ebenen Platte. Mit berührungslosen Messtechniken wie LDA und PIV wird das Anfachungsverhalten definiert in die Grenzschicht eingeleiteter 2-D- und 3-D-Störungen untersucht.

Eine 3-D-Störwellenkombination entsteht durch die Interaktion der durch einen Schwingdraht eingeleiteten Tollmien-Schlichting-Welle (TS-Welle, 2-D-Störung) mit stationären Längsstörungen, die durch regelmässig unter dem Schwingdraht angeordnete Wandrauigkeiten generiert werden. Alle Messungen werden phasengekoppelt in Bezug zur Störquelle durchgeführt. Der experimentelle Aufbau wurde bereits detailliert beschrieben [1].

Ergebnis:

Phasenaufgelöste LDA-Messungen unter Einleitung einer 3-D-Störung im Vergleich mit DNS wurden in [1,2] vorgestellt.

Mit einem in Kooperation mit dem DLR neu aufgebauten PIV-System wurden bei Einleitung einer reinen 2-D-Störung (TS-Welle, ohne stationäre Längsstörung) Messungen der Amplitudenverteilungen im noch „linear“ (nach LST) angefachten Bereich bis in den Sättigungsbereich der Störung durchgeführt. Dabei wurde die fundamentale Wellenlänge analog zu den phasengemittelten LDA-Messungen [1,2] mit 18 phasenstarken PIV-Messungen abgetastet. Eine Fourieranalyse der aus jeweils 30 für einen Phasenwinkel gemittelten Messungen gewonnenen Vektorfelder liefert wandnormale Amplitudenverläufe für die fundamentale Frequenz und ihre Höherharmonischen. Ein Vergleich dieser mittels PIV gemessenen Amplitudenverläufe der TS-Welle mit dazugehörigen LDA-Messungen zeigt eine sehr gute Übereinstimmung (Abb. 1). Die Messzeit konnte mittels PIV für einen begrenzten Bereich mit hoher räumlicher Auflösung erheblich reduziert werden. Auch ein Vergleich der mit PIV gemessenen Amplitudenanfachung mit Ergebnissen der LST zeigt eine sehr gute Übereinstimmung (Abb. 2). Die Abbildungen 1 und 2 zeigen, dass auch mit PIV als momentaner Ganzfeldmethode kleine periodische Schwingungen in Grenzschichten sehr genau gemessen werden können.

Die gute optische Zugänglichkeit am Laminarwasserkanal gestattet die Positionierung des Lichtschnitts in allen drei Koordinatenebenen. So können bei Einleitung einer 3-D-Störung die beim Umschlagprozess auftretenden Strukturen identifiziert werden. Diese können mit dem 2-kanaligen LDA aufgrund der fehlenden spannwitigen Geschwindigkeitskomponente w und der geringeren räumlichen Auflösung (aufgrund langer Messzeiten in Wasser) nur schwer gemessen werden. Abb. 3 zeigt die rasche dreidimensionale Entwicklung beim Scherschichtzusammenbruch mit typisch auftretenden Wirbelstrukturen.

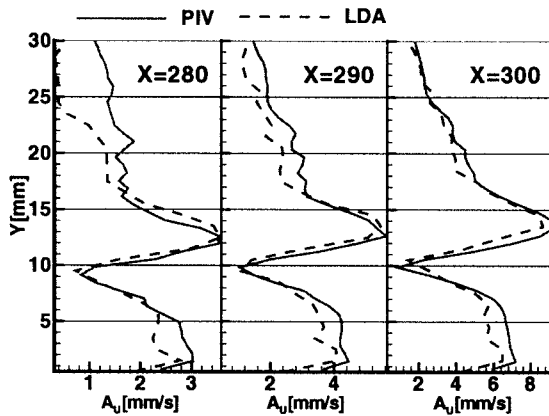


Abb. 1 Störampplitudenverläufe aus PIV- und LDA-Messungen vor der Störungssättigung

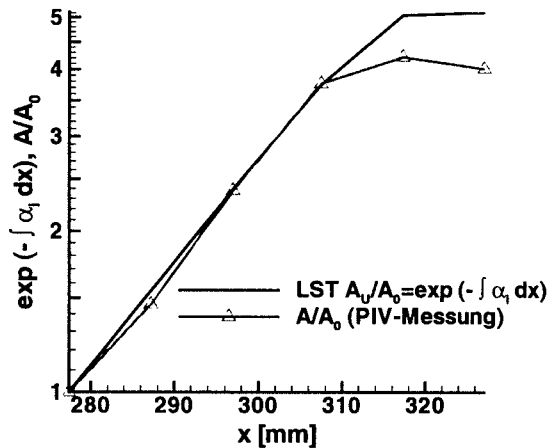


Abb. 2 Vergleich der mittels PIV gemessenen Amplitudenanfachung mit LST

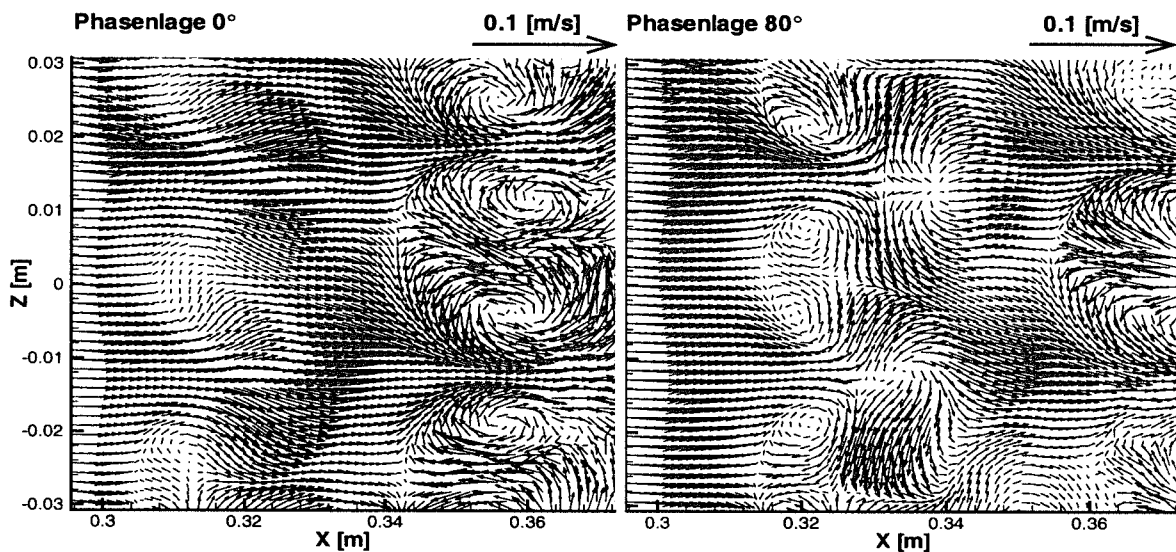


Abb. 3 Phasenstarre PIV-Messungen (xz-Ebene, $Y = 16 \text{ mm}$) im Bereich des Scherschichtzusammenbruchs nach Störungssättigung stromab $X = 310 \text{ mm}$ (Beginn des Druckanstiegs bei $X = 0 \text{ mm}$)

Literatur:

- [1] LANG, M., MARXEN, O., RIST, U., WAGNER, S.: Experimental and Numerical Investigations on Transition in a Laminar Separation Bubble, In: Wagner, Rist, Heinemann and Hilbig, editors, *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III*, 12th STAB Symposium 2000, Stuttgart, *Notes on Numerical Fluid Mechanics 77*, Springer Verlag, Heidelberg, 2000, 194-201
- [2] LANG, M., MARXEN, O., RIST, U., WAGNER, S.: Untersuchungen zur Transition in einer laminaren Ablöseblase mittels LDA, PIV und DNS, In: *Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik*, 9. Fachtagung der GALA, 18.-20. Sep. 2001, Winterthur (Schweiz), Shaker Verlag, Aachen, 2001

Weiteres Vorgehen:

Zum Vergleich aller drei Geschwindigkeitskomponenten mit dreidimensionaler DNS sollen in naher Zukunft Stereo-PIV-Messungen durchgeführt werden. Weiterhin sind LDA- und PIV-Messungen im Wiederanlegebereich der jungen, turbulenten Grenzschicht geplant.

Datum: 15.10.2001

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: D. Otter, T. J. Möller, A. Wiedemann

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungsmechanik, Abteilung Experimentelle Verfahren

Adresse: Bunsenstraße 10,
37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 – 2638
2463 / 2642

Telefax: 0551 / 709-2830

e-mail: dirk.otter@dlr.de
thorsten.moeller@dlr.de
andreas.wiedemann@dlr.de

Weitere Partner: DLR ,DNW

Thema: Strömungssichtbarmachung an einem rotierenden Deltaflügler bei transsonischer Strömung

Ausgangssituation:

Im DLR Projekt AeroSUM (Aerodynamic Simulation of Unsteady Manoevers) wurden unter anderem die Aerodynamischen Eigenschaften und die sich daraus ergebenden Kräfte und Momente an einem rotierenden Deltaflügler untersucht. Die gewonnenen Ergebnisse werden zur Erstellung eines Softwaredatenpakets benötigt, welches sich mit der Kopplung aerodynamischer Berechnungsverfahren auf Basis der Navier-Stokes Gleichung und mit dem Verfahren zur Lösung der Bewegungsgleichung des starren Körpers beschäftigt.

Ziel:

Um das Verhalten des Winkanalmodells „AeroSUM“, dessen Wirbelsysteme und die gewonnenen Ergebnisse aus Voruntersuchungen besser zu verstehen, wurde die Strömungssichtbarmachung im DNW-TWG (Transsonischer Windkanal Göttingen) bei stationärer und instationärer Rollbewegung angewendet.

Lösungsweg:

Die Technik der Strömungssichtbarmachung, die aus Laserlichtschnitt, Seeding und triggerbarer Kamera besteht, wurde explizit im DLR-Projekt AeroSUM für die Anwendung bei transsonischer Strömung weiterentwickelt.

Zwei Nebelgeneratoren wurde in der Vorkammer des TWG installiert und konnten über eine Traversiereinrichtung verschoben werden.

Das Windkanalmodell kann mit einem Rollapparat transient bis 3600°/s oder sukzessive gerollt werden. Ein Laserlichtschnitt wurde mit einer verschiebbaren Optik, (für die 60, 80 und 100%-Schnitte) und einem Argon-Ionen-Laser, der außerhalb des Plenums stand, erzeugt.

Ergebnis:

Das Verhalten von Primär- und Sekundärwirbel bei stationären und instationären Zuständen des Modells konnte beobachtet werden. Die Form der Wirbel änderte sich bei fest eingestellten Rollwinkeln nicht. Bei langsamen transienten Rollbewegungen ($10^\circ/\text{s}$) konnte das gleiche Verhalten beobachtet werden.

Bei Pendelbewegungen um die Nullage zeigte sich, dass sich das Wirbelzentrum bei bestimmten Winkeln mit Seeding füllt, welches auch als Wirbelplatzen bezeichnet wird. Dieser Effekt war von einem Winkel auf den anderen (1° Schritt) zu beobachten (siehe Bild 1+2). Die Strömungssichtbarmachungsbilder wurden bei einer Machzahl von 0,5, einen Anstellwinkel von 22° und einer Modellbewegung von $10^\circ/\text{s}$ aufgenommen. Die Lichtschnittposition liegt bei 80% der Modelllänge. Das Modell rollt von -1° nach 0° , im Flugkoordinatensystem.

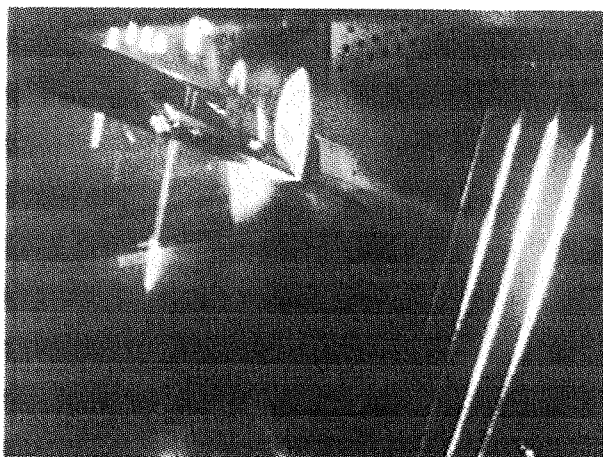


Bild 1: Rollwinkel -1°

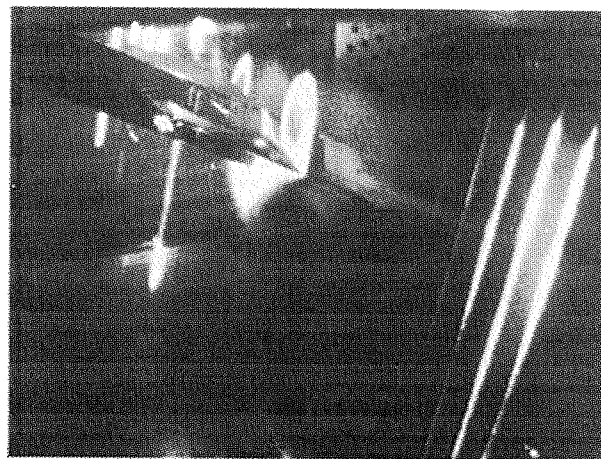


Bild 2: Rollwinkel 0°

Bei zunehmender Rollgeschwindigkeit (maximal $3600^\circ/\text{s}$) konnte eine Deformierung des primären Wirbels beobachtet werden.

Literatur:

Viktor Bader

Forschungsbericht 2000-21

Untersuchung zur Beeinflussung des Wirbelsystems an hochangestellten Deltaflügeln

ISSN 1434-8454, ISRN DLR-FB—2000-21

weiteres Vorgehen:

Bei zukünftigen Sichtbarmachungen am Deltaflügler zur Beobachtung der Wirbelsysteme, sollte die Graustufenauflösung vergrößert werden, um auch bei stark ausgesteuerten Teilbereichen noch Informationen in intensitätsschwachen Regionen zu bekommen. Des weiteren sollte der Bildausschnitt für die jeweiligen Fälle besser adaptiert werden, um nicht ein Grossteil des Bildes ohne brauchbare Informationen zu verschenken, da dieser wie oben in den Bildern offen gehalten werden muss für translatorische und rotatorische Bewegungen. Dieses könnte mit einer kleinen Kamera realisiert werden, welche sich nahe der Drehachse befindet, sich um den gleichen Winkel mitdreht und so bei jedem Rollwinkel optimal ausgenutzte Bildinformationen liefert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: B. Stasicki, D. Otter, T. Möller

Institution: AS-EV

Adresse: DLR, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Telefon: +551-709 2890 / 2638 / 2463

Telefax: 709 2830

E-mail: boleslaw.stasicki@dlr.de dirk.otter@dlr.de thorsten.moeller@dlr.de

Thema: Anwendung von Background Oriented Schlieren im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) zur Bestimmung der Stosslage

Ausgangssituation:

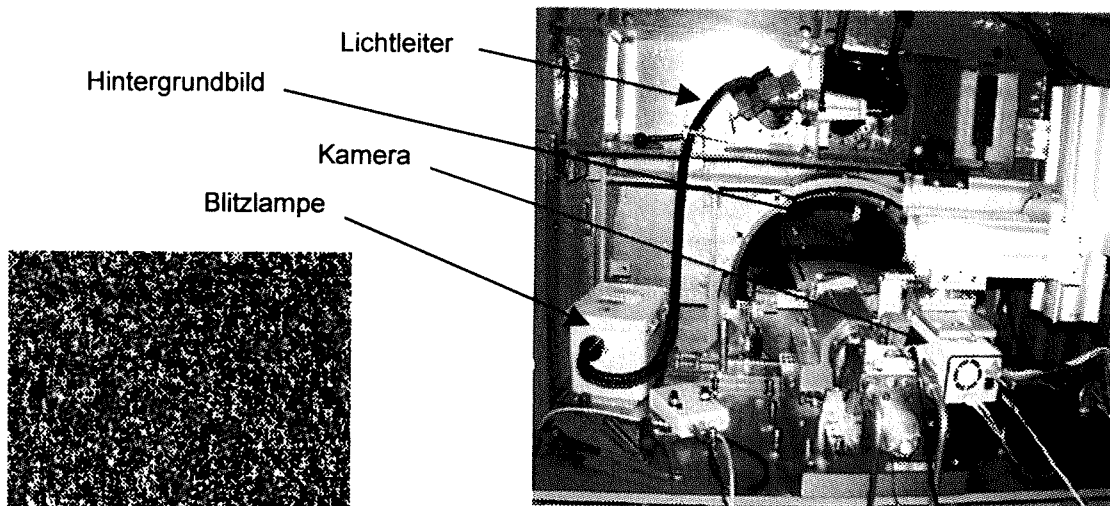
„Background Oriented Schlieren“ (BOS) [1, 2] ist eine neue, einfache und robuste Messtechnik, die auf der Variation des optischen Brechungsindex mit der Dichte in kompressiblen Medien beruht. Sie eignet sich besonders zur qualitativen Sichtbarmachung in Strömungen mit relativ grossen Dichtegradienten in denen Durchlichttechniken nur schwierig einzusetzen sind (Turbine, etc.).

Ziel:

Im Rahmen des **HGF II -Projektes Aerostabil** haben wir zum ersten mal die BOS-Technik im Transsonischen Windkanal Göttingen zur Bestimmung der Stosslage über einem nickenden Profilmodell eingesetzt. Das Experiment ist erfolgreich verlaufen, obwohl davor noch keine Erfahrungen gesammelt werden konnten. In der gleichen Messkampagne wurden andere etablierte Techniken, wie Moiré, Pressure Sensitive Paint (PSP) und Particle Image Velocimetry (PIV) eingesetzt. Die Ergebnisse wurden ausgewertet und können miteinander verglichen werden.

Lösungsweg:

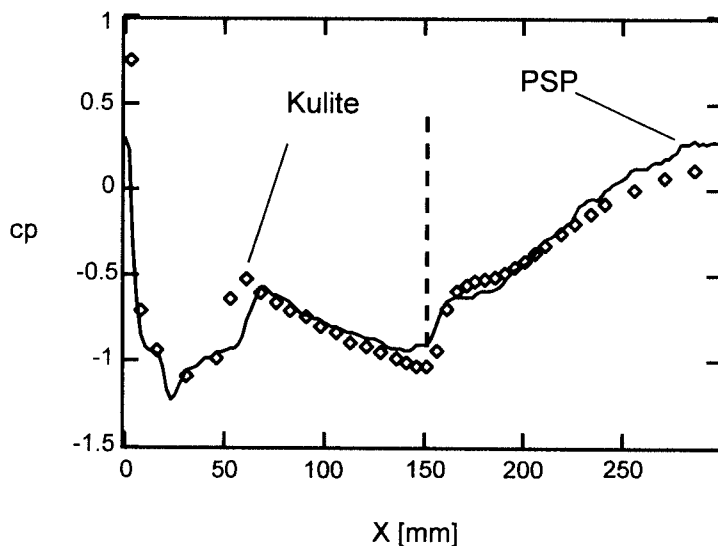
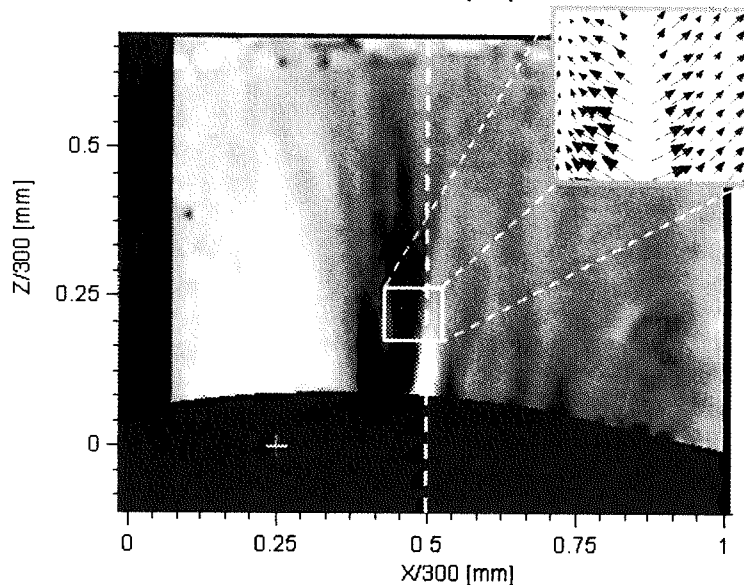
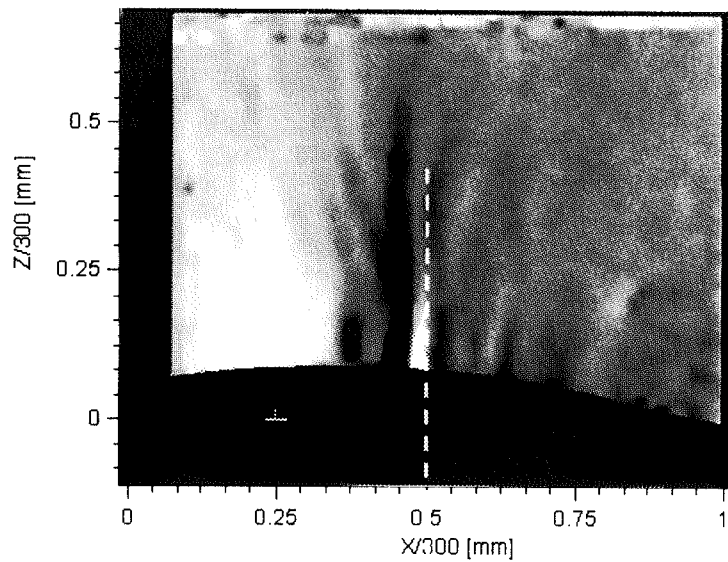
An der dem Fenster gegenüberliegenden Seitenwand des Windkanals über dem zu untersuchenden Profil wurde ein Hintergrundbild, eine speziell angefertigte Folie mit der Abbildung vom stochastisch verteilten Teilchen, befestigt. Mit der Kamera wurde zunächst (ohne Strömung) ein Referenzbild dieses Bildes aufgenommen. Dann wurde eine Bildreihe aufgezeichnet, wobei die Aufnahmen jeweils zu einem definierten Anstellwinkel des harmonisch nickenden Modells registriert wurden. Die Beleuchtung (Xenon Blitzlampe über Lichtleiter) wurde mit dem Öffnen des elektronischen Verschlusses der Kamera synchronisiert.



Hintergrundbild

BOS - Messanordnung im TWG

STAB



Bestimmung der Stosslage mittels BOS und PSP

Die so gewonnen Bildpaare (Referenzbild / Strömungsbild) wurden mit der Standard- PIV-Software [3] kreuzkorreliert. Das Programm berechnet die lokale Verschiebungen der Elemente des Hintergrundbildes und stellt sie als ein zweidimensionales Vektorfeld dar. Die Vektoren sind proportional den Gradienten der Dichte des Mediums entlang der Sichtlinie. Zur besseren Darstellung können den Vektoren Farbkonturen bzw. Graustufenkonturen zugeordnet werden.

Auf den nebenstehenden Bildern (oben und Mitte), werden in Graustufen kodiert die horizontalen Verschiebungen zwischen dem Referenzbild und dem gestörten Bild, die einen momentanen Zustand der Strömung darstellen, mit einer mittels PSP gewonnenen [4], zeitgemittelten cp-Verteilung (unten) verglichen. Die mit den beiden Messtechniken ermittelte Lage des Stosses (markiert mit der gestrichelten Linie) stimmt gut überein.

Im vergrößerten Ausschnitt kann sehr deutlich am Ort des Stosses der Richtungswechsel des Dichtegradienten erkannt werden.

Literatur:

1. Raffel, M. Richard, H., Meier, G.E.A.: „On the applicability of background oriented optical tomography for large scale aerodynamic investigations.“ *Experiments in Fluids* 28 (2000) 477-481
2. Richard, H. and Raffel, M.: „Principle and application of the background oriented schlieren (BOS) method,“ *Measurement, Science, and Technology* Vol. 12, pp. 1576-1585, August 2001
3. Willert, Ch.: „PivView,“ (Software) www.pivtech.com
4. Klein, Chr. Trinks, O., Henne, U., Sachs, W.E., Engler, R.H.: „PSP-Messung am NLR7301-DLR-AE3-Modell im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) in der dritten Messkampagne des DLR-Projekts *Aerostabil*.“ Bericht DLR-IB 223-2001 C11, 2001

Weiteres Vorgehen:

Die Auswertung der Aufzeichnungen wird noch fortgesetzt und die Auswertesoftware wird im Bezug an BOS-spezifische Anforderungen weiterentwickelt. Das Verfahren soll u.a. im Nachfolgeprojekt **HighPerFLEX** eingesetzt werden.

Datum: 7.11.2001

STAB

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

- | | | |
|--------------------|------------------------|-----------------------------|
| Abstiens 29 | Kalitzin 38 | Seiler 82 |
| Augustin 84 | Khier 64 | Sesterhenn 138 |
| | Klinge 155 | Sickmüller 60 |
| Bakic 74 | Kloker 88, 93, 99, 141 | Srulijes 82 |
| Bechert 128, 136 | Knauss 115 | Stahl 50 |
| Bellastrada 31 | Koppenwallner 113 | Stasicki 161 |
| Bieler 33 | Kreplin 40 | Stern 76 |
| Bonfigli 141 | Kreuzer 52 | Stock 92 |
| Breitsamter 31, 58 | Krumbein 149 | Streit 52 |
| Breuer 147 | | |
| Bunge 72 | Lang 157 | Theofilis 34 |
| | Longo 97, 101, 103 | Thiele 72 |
| Carstens 124 | Lüdeke 107 | Tinapp 42 |
| Le Chuiton 62 | Mack 122 | Ting 111 |
| | Marxen 132 | Verma 113 |
| Dallmann 70 | Messing 88 | Wagner 84, 86, 95, 115, 132 |
| Le Duc 138 | Meyer, G.W. 134 | 134, 143, 157 |
| Dujardin 97 | Meyer, R. 136 | Wassermann 93 |
| | Möller 139, 159, 161 | Weber 153 |
| Erdi-Betchi 68 | Nitsche 42 | Weiland 101 |
| Ertunc 126 | Nöding 76 | Weinand 76 |
| | | Weishäupl 60 |
| Fezer 99 | Opfer 90 | Weiss 115 |
| Friedrich 138 | Otter 56, 159, 161 | Wichmann 52 |
| | | Wiedemann 139, 159 |
| Gaisbauer 115 | Pahlke 66 | Wild 54 |
| Gmelin 143 | Pechloff 60 | Wörner 95 |
| Gnemmi 82 | Peric 74 | Würz 86 |
| Gölling 70 | Petrie-Repar 124 | |
| Grosche 90 | Petz 42 | Zeibig 38 |
| Grüber 117 | Psolla-Bress 56 | |
| Gurr 72 | | |
| | Raffel 155 | |
| Hadzic 74 | Rakowitz 151 | |
| Hage 128, 136 | Reckzeh 44 | |
| Hannemann 101, 103 | Rein 68 | |
| Heddergott 56 | Reynier 78 | |
| Hein 34 | Richard 155 | |
| Heinrich 145 | Richter 46 | |
| Henke 118 | Rist 84, 95, 130, 132, | |
| Hepperle 36 | 134, 143, 157 | |
| Herr 86 | Ronneberger 90 | |
| Hetsch 130 | Ronzheimer 48 | |
| Hillenherms 120 | Rosemann 46 | |
| Höhler 56 | | |
| Huppertz 29 | Schäfer 122 | |
| | Schmid 58 | |
| Jessen 105 | Schramm 101, 103 | |
| Johnston 101 | Schüleln 109 | |
| Jovicic 147 | Seegewiß 80 | |

