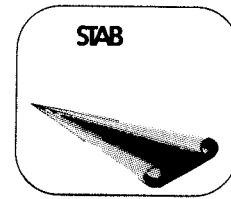


STAB



JAHRESBERICHT

2002

Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Bericht über das 13. DGLR/STAB-Symposium im November 2002	15
11. STAB-Workshop 2003: „Call for Papers“	16
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	17
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	18
Statistik zu den „Mitteilungen“	19
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	20
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	206

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 91 "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 20 bis 24), 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. Die Beiträge verteilen sich zu 6 % auf die Industrie, 55 % auf das DLR und 39 % auf die Hochschulen (bezogen auf den Erst-Autor). Auf Seite 206 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Seite 19 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen".

Die Materialsammlung für die Jahresberichte soll möglichst effektiv gestaltet werden. Beachten Sie bitte alle Hinweise auf Seite 14. Dort erfahren Sie, wie Sie selbst "Mitteilung"en verfassen können.

Die Jahresberichte werden nur an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten **Jahresberichts**, in diesem Fall **2003**, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigegeführten 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 180 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 Februar 2003

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

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2003"

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 Braunschweig, 11.-13.11.1996
- 11. DGLR-Fach-Symposium Berlin, 10.-12.11.1998
- 12. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, 15.-17.11.2000
- 13. DGLR-Fach-Symposium München, 13.-15.11.2002
- 1. STAB-Workshop Göttingen, 07.-08.03.1983
- 2. STAB-Workshop Köln-Porz, 18.-20.09.1984
- 3. STAB-Workshop Göttingen, 10.-11.11.1987
- 4. STAB-Workshop Göttingen, 08.-10.11.1989
- 5. STAB-Workshop Göttingen, 13.-15.11.1991
- 6. STAB-Workshop Göttingen, 10.-12.11.1993

- 7. STAB-Workshop Göttingen, 14.-16.11.1995
- 8. STAB-Workshop Göttingen, 11.-13.11.1997
- 9. STAB-Workshop Göttingen, 09.-11.11.1999
- 10. STAB-Workshop 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
 - Göttingen, 04.-08.03.2002

Tagungsbände, die durch einen Begutachtungs-Prozess gegangen sind:

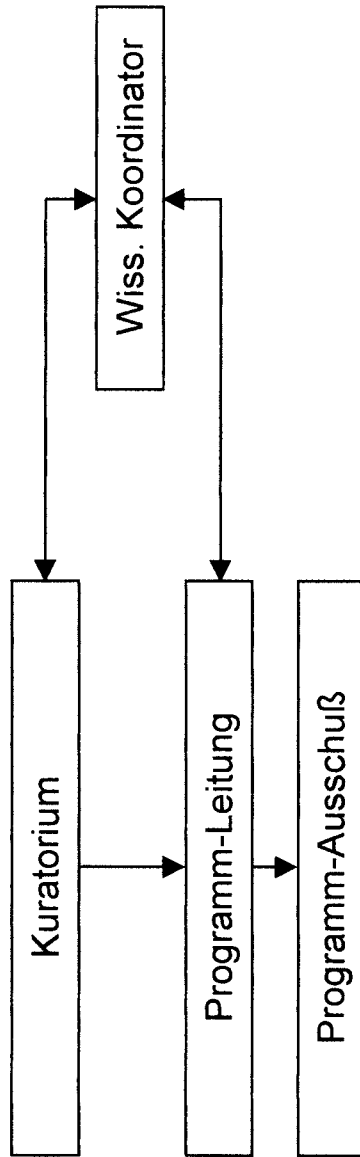
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60; Ed.: H. Körner, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72; Ed.: W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77; Ed.: S. Wagner, U. Rist, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2002
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. ??; Ed.: Chr. Breitsamter, B. Laschka, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, voraussichtlich 2003

Vorschau:

- 11. STAB-Workshop
 - Göttingen, 4.-6.11.2003
 - (Informationen dazu werden regelmäßig ins Internet gestellt)

- Kurs "PIV"
 - Göttingen, 03.-07.03.2003

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	<u>(Sprecher)</u>	(DLR, Köln)
Dr. Lachenmeier		(DFG, Bonn)
Prof. Dr. Laschka		(DGLR, Bonn)
Prof. Madelung		(TU München)
Dipl.-Ing. Schmidt		(MTU, München)
NN		(Fairchild-Dornier, Weßling)
Dr. Stüssel	<u>(Stellv. Sprecher)</u>	(EADS Aerospace Airbus, Hamburg)
Prof. Dr. Weyer		(DLR, Köln)
NN		(DLH, Hamburg)

Programm-Leitung

Dr. Breitsamter		(Technische Universität München)
chris@flm.mw.tum.de		Tel.: 089 / 289-16138; Fax: 089 / 289-16139
Dr. Bütetisch		(DLR, Göttingen)
Karl-Aloys.Buetefisch@dlr.de		Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Dr. Eitelberg		(DNW, Emmeloord)
dnw@nlr.nl		Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Dipl.-Ing. Henke	<u>(Sprecher)</u>	(Deutsche Airbus, Bremen)
rolf.henke@airbus.dasa.de		Tel.: 0421 / 538-3913; Fax: 0421 / 538-4064
Dr. Hennig		(LFK, Unterschleißheim)
paul.hennig@lfk.eads.net		Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904
Prof. Dr. Hönlinger		(DLR, Göttingen)
heinz.hoenlinger@dlr.de		Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862
	<u>(Sprecher)</u>	
Dr. Krämer		(EADS Aerospace, München)
ewald.kraemer@m.dasa.de		Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766
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
Prof. Dr. Radespiel		(Technische Universität Braunschweig)
R.Radespiel@tu-bs.de		Tel.: 0531 / 391-2971; Fax: 0531 / 391-5952
Prof. Dr. Rossow		(DLR, Braunschweig)
Cord.Rossow@dlr.d		Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Prof. Dr. Schröder		(RWTH, Aachen)
office@aia.rwth-aachen.de		Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257
Dr. Weiland		(Astrium-Space, München)
claus.weiland@astrium-space.com		Tel.: 089 / 607-28473; Fax: 089 / 607-28629
NN		(Fairchild-Dornier, Weßling)

Projektgruppen

Flügel großer Streckung

Sprecher:

Dr. Horstmann (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2430; Fax: 0531 / 295-2320
K.H.Horstmann@dlr.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@lfk.eads.net

Laminarhaltung von Tragflügeln

Dr. Schrauf (Deutsche Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-3232; Fax: 0421 / 538-2910
e-mail: g.schrauf@airbus.dasa.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
Prof. Dr. Adams (Technische Universität Dresden)
Tel.: 0351 / 463-37607; Fax: 0351 / 463-35246
e-mail: Nikolaus.Adams@ism.mw.tu-dresden.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-Schwerpunkthemen

- 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/-Forscherguppe

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

Prof. Dr. S. Wagner

(Universität Stuttgart)

Dr. Odenbach

(Universität Bremen)

Prof. Thess

(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. Wagner

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

Prof. Dr. Fernholz
Prof. Dr. Ballmann

(TU Berlin)
(RWTH Aachen)

Prof. Grundmann

(TU Dresden)

DFG-Gemeinschaftsprojekt/Schwerpunktprogramm

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

Prof. Dr. Ballmann

(RWTH Aachen)

Prof. Oberlack, Prof. Peinke
Prof. Költzsch, Prof. Körner
Prof. Hourmouziadis
Prof. Nitsche

(TU Darmstadt, Universität Oldenburg)
(TU Dresden, DLR Braunschweig)
(TU Berlin)
(TU Berlin)

Stand: Februar 2003

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

Verfassen von „Mitteilungen“:

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 2003.

Kopieren Sie sich bitte zu diesem Zweck die beiden verbindlichen Seiten aus dem Internet www.dlr.de/agstab - oder stellen sich das Raster entsprechend selbst her.

Bitte halten Sie sich unbedingt an die vorgegebenen maximal 2 Seiten pro "Mitteilung".

Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.

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

13. DGLR / STAB Fach-Symposium zur "Strömungsmechanik" in München

Dieses von der deutschen strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft STAB initiierte Symposium wurde im November 2002 an der Technischen Universität München durchgeführt. Gastgeber war der Lehrstuhl für Fluidmechanik. Die Fachliche Leitung lag in den Händen der Herren Dr. Breitsamter, Dipl.-Ing. Hilbig (Airbus Deutschland, Bremen) und Professor Laschka. Die umfangreiche Organisation wurde vom Lehrstuhl durchgeführt.

In der STAB sind alle wichtigen Gebiete der Strömungsmechanik, insbesondere die der Luft- und Raumfahrt, aus Grundlagenforschung, Großforschung und Industrie in Deutschland zusammengeschlossen. Teilweise sind auch andere strömungsmechanische Fragestellungen mit aufgegriffen worden, z.B. aus dem Automobilbau, der Gebäudeaerodynamik, der Verfahrenstechnik, dem Motorenbau, u.s.w. . Bei der mehr als 20 Jahre zurück liegenden Gründung war es das Ziel, Forschungsverbünde zu organisieren. Die STAB hat sich in ihrer Fachwelt längst einen wohlbekannten Namen erworben.

Das STAB-Symposium wird alle zwei Jahre veranstaltet. Hierbei werden primär zukunftsweisende Arbeiten aus der Grundlagenforschung, den Forschungsprogrammen des Bundes und der EU, der Förderpolitik der Deutschen Forschungsgemeinschaft, DFG, sowie aus der industriellen Forschung und Entwicklung vorgestellt, die bereits einen gewissen Abschluss erreicht haben. In Gegenphase findet der STAB-Workshop (der nächste vom 4. - 6. November 2003) statt, der mehr dem informativen Austausch über laufende Arbeiten gewidmet ist. Hier ist der DLR-Standort Göttingen traditioneller Veranstalter. Beide Tagungen genießen national sehr hohes Ansehen und haben längst auch ihre gute Tradition.

Vor insgesamt ca. 130 Teilnehmern wurden etwa 80 Vorträge in zwei parallelen Sitzungen gehalten. Die Sitzungen waren unterteilt in 'Flügel großer Streckung', 'Flügel kleiner Streckung', 'Hyperschall', 'Aeroelastik', 'Transition und strömungsphysikalische Modellbildung', 'Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation', 'Stumpfe Körper / Rumpfe', 'Triebwerke', 'Laminarhaltung und Transition' und 'Anlagen und Messtechnik'. Zu einigen hiervon wurden auch eingeladene Plenarvorträge gehalten.

Auch die wie immer sehr zahlreichen jungen Teilnehmer werden die Überzeugung vom Nutzen von Forschungsverbünden gewonnen haben. Wie auch in der Vergangenheit waren einmal mehr die positiven Auswirkungen der vernetzten Forschungsförderungen deutlich zu erkennen. Den Teilnehmern wurden nachhaltig auch Perspektiven und Anreize für ihr zukünftiges Tun eröffnet und geboten. Es zeigte sich, dass es in Deutschland eine hochmotivierte und kompetente jüngere Forscher-Generation auf diesem Fachgebiet gibt. Damit ist eine der Voraussetzungen zur Bewältigung der großen Aufgaben der Zukunft gegeben. Es war eine insgesamt sehr positive Grundstimmung spürbar.

Es hat sich wiederum auch gezeigt, wie sehr die STAB lebt, und das Motiv für ihre Gründung heute mehr denn je gültig ist. Wie immer wurde die Gelegenheit genutzt, um neue Kontakte zu knüpfen, alte zu erweitern und Verabredungen für zukünftige Arbeiten zu treffen. Die gelockerte Atmosphäre in der „Flugwerft Schleißheim“ und beim anschließenden gemeinsamen Büffet tat dazu ein Übriges. Das Symposium war bestens organisiert. Es stand auch unter Anlegung internationaler Maßstäbe auf sehr gutem wissenschaftlichen Niveau. Insgesamt kamen die Beiträge zu 12 % aus der Industrie, zu 41 % aus dem DLR und zu 47 % von den Hochschulen. Die Vorträge werden nach einem Begutachtungsprozess in der Reihe des Springer-Verlages „Notes on Numerical Fluid Mechanics“ in englischer Sprache zusammengefasst. Das Erscheinen ist für die 2. Hälfte 2003 vorgesehen.

Dr. Hans-Joachim Heinemann

- Wissenschaftlicher Koordinator der STAB -

EINLADUNG

zum

11. STAB-Workshop

4. - 6. November 2003

im DLR-Standort Göttingen

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

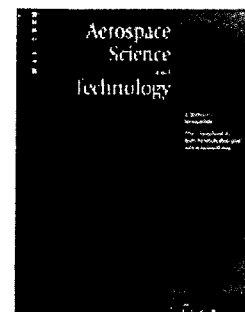
26. September 2003

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

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

Does your library subscribe to *Aerospace Science & Technology*?

Managing editors: **K. Dang-Tran**, ONERA, France
H.-J. Heinemann, DLR, Germany



About the journal

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 manufacture of aircraft, helicopters, missiles, launchers and satellites. The main scientific topics are related to: fluid dynamics, materials and structures, propulsion, flight mechanics, guidance and control, noise, sensor technology, automatic systems, data processing and transmission.

Manuscripts of three kinds are considered for publication:

- original works, surveys, and multi-disciplinary works;
- articles derived from papers delivered at conferences with no published minutes, from memoirs of theses or from summaries that have already been published but as such only;
- short notes requiring rapid publication for considerations of scientific policy.

Book reviews are also welcome in the journal.

Benefits you will receive

SCIENCE @ DIRECT
www.sciencedirect.com

Aerospace Science & Technology is available on **ScienceDirect** – the world's largest supplier of Scientific, Technical and Medical information, covering more than 1200 journals from Elsevier Science, together with an array of journals from other leading STM publishers and Societies. Over 2,000,000 articles are now available online. If your library subscribes to journals via **ScienceDirect** you will

have the following benefits:

- Browse issues and tables of contents
- Access and download articles (HTML & PDF format)
- Links from references to other articles on **ScienceDirect** or other publishers' platforms
- View abstracts of non-subscribed journals on **ScienceDirect**
- Access several years of archived materials
- Search on title, full text, author, keyword, year, etc.

SCIENCE @ DIRECT
Web Editions
www.sciencedirect.com/web-editions

From the beginning of 2000, most Elsevier Science journals will have been available as web editions to complement the print subscription. Journal issues appear as they are published with full-text articles in PDF format. Readers whose institutions hold a print subscription are able to gain free password-based IP address-controlled access to about 12 months of current issues, on a rolling basis.

CONTENTS Direct
www.elsevier.com/locate/ContentsDirect

ContentsDirect is a free alerting service that provides the contents page of every issue of a journal direct to the user's PC, via e-mail, 2-4 weeks prior to the issue appearing in libraries. If you can't access the web, please note that you can still register by sending an email to:

cdsubs@elsevier.co.uk

To order a sample copy, visit
the journal's homepage at

www.elsevier.com/locate/aescte

Bookmark this page and visit frequently for

- Editorial information
- Author Gateway information
- Special issues
- Table of contents
- Much much more

author **GATEWAY**

<http://authors.elsevier.com>

The AUTHOR GATEWAY is Elsevier Science's new online tool for authors. It provides an integrated website, allowing authors to view and access the information and tools they need to speed up the publication process as well as stay informed of new journal content and books from Elsevier Science.

SCIRUS
www.scirus.com

Scirus is a search engine for scientific information, developed by Elsevier Science. Covering nearly 70 million science related Web pages, Scirus enables scientists, students and anyone searching for scientific information to chart and pinpoint data, locate university sites, and find reports and articles in a clutter-free, user-friendly and efficient manner at **www.scirus.com**



Was ist die DGLR



Die Gesellschaft

Gliederung

Ehrungen

News

Veranstaltungen

Literatur

Forum

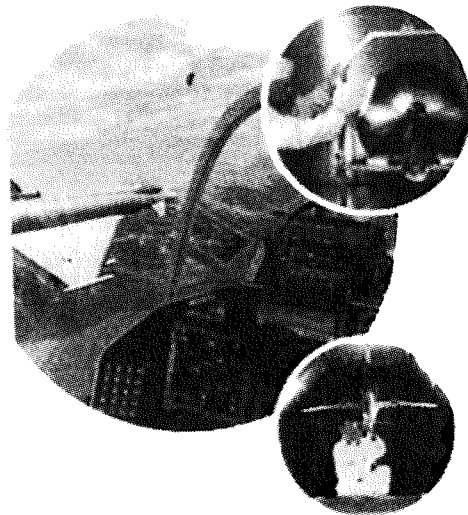
Links

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.

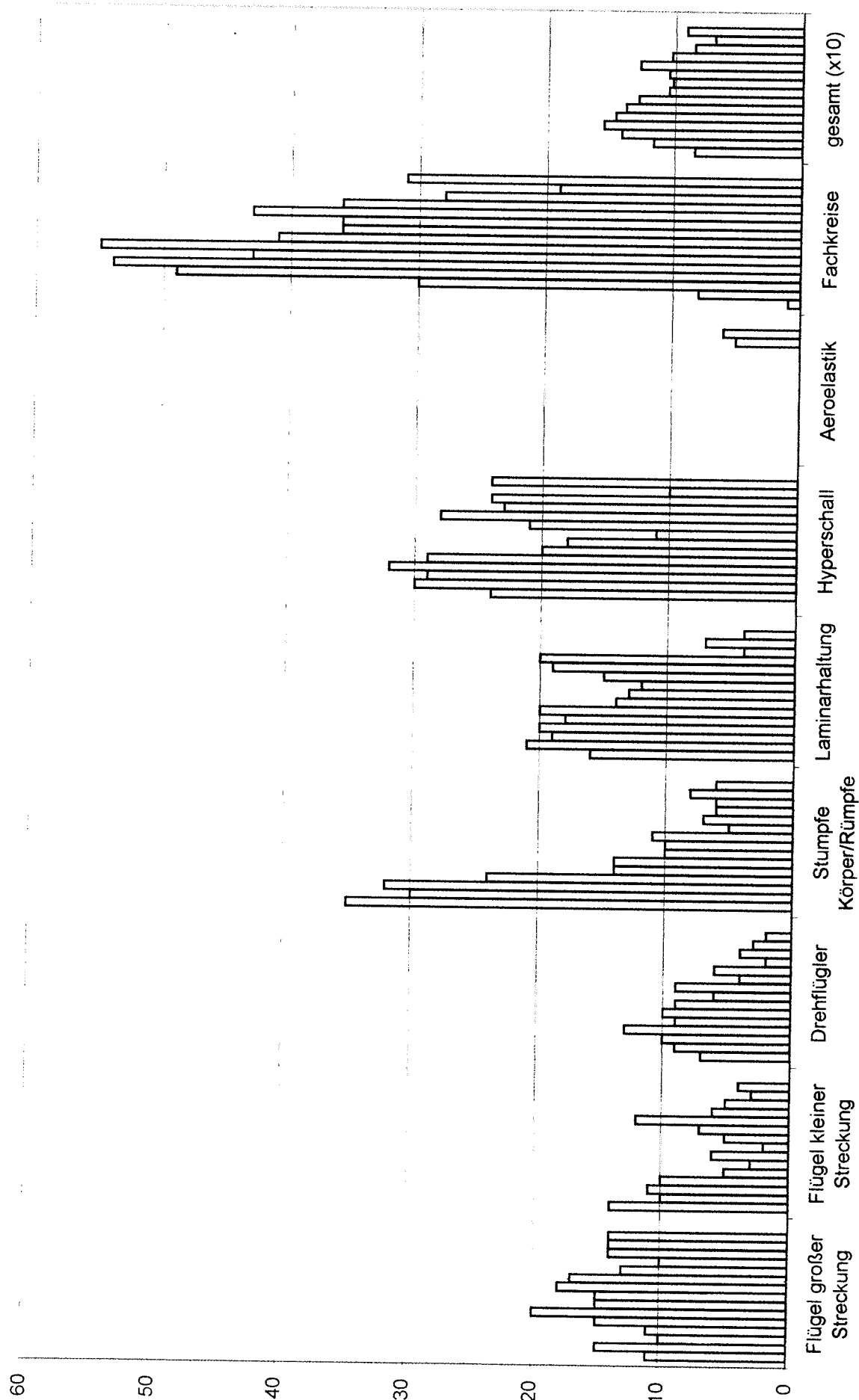
Sie fördert technische und wissenschaftliche Arbeiten in der Luft- und Raumfahrt und setzt sich für die Anwendung der in diesen Arbeiten gewonnenen Erkenntnisse ein. Mit wissenschaftlich-technischen Veröffentlichungen schafft sie ein weitreichendes Informationsforum für die Fachwelt und den interessierten 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 2002



Projektgruppe "Flügel großer Streckung"	Seite
Bellastrada/ Breitsamter	Large Transport Aircraft Wake Affected by Vortex Devices 25
Brodersen/ Frhr. v. Geyr/ Hain	Hybrid Navier-Stokes Calculations for a Transport Aircraft with Conventional and High-Bypass Engines 27
Frhr. v. Geyr/ Hoheisel/ Rossow	Einfluss transsonischer Außenströmung auf die Schubbestimmung von TPS-Einheiten im Windkanal 29
Grote/ Radespiel	Berechnung abgelöster Strömung an Leitwerksprofilen mit Ruder 31
Hansing/ Sutcliffe/ Knobloch	Numerical simulation of the propeller flow around a four-engine aircraft in high-lift configuration 33
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächenheißfilmmarrays an Hochauftriebsflügeln 35
Liebrecht/ Neuwerth/ Jacob	Untersuchung des Aerodynamischen Potentials des Oblique Flying Wing Konzeptes durch Parametrisierung und Optimierung 37
Meijering	Experimentelle Untersuchung am adaptiven transsonischen Laminarflügel 39
Rakowitz	Untersuchungen zur Ergebnisverbesserung von TAU-Simulationen mit der F4 Flügel-Rumpf Konfiguration 41
Reckzeh/ Schindler	Application of fast and advanced CFD for high-lift configuration design tasks 43
Richter/ Rosemann	Design einer 3D-Konturbeule zur experimentellen Stosskontrolle an einer transsonischen Halbmodell-Transportflugzeugkonfiguration 45
Richter/ Rosemann	Experimenteller Einsatz von Split Flaps an transsonischen Flügelprofil VC-Opt im Transsonischen Windkanal Göttingen 47
Rudnik	Numerical Investigation of the Flow around different Slat Tracks of a Swept High Lift Wing Segment 49
Soda	Numerical Investigation of Wing-Nacelle Interference Effects at Transonic Flow Conditions for a Generic Transport Aircraft Configuration 51
Wilhelm	Integrierter Entwurf von installierten Triebwerksgondeln an Verkehrsflugzeugen mit einem inversen Verfahren 53

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"	Seite
Allen/ Weishäupl/ Laschka	Klappenwirksamkeit eines Deltaflügels mit Außenlast unter Anwendung eines Euler-Verfahrens bei kleinen Störungen 55
Haase	Optimierung aerodynamischer/aeroelastischer Performance am Beispiel des X31 Flügels 57
Rütten	Vergleichende Analyse des Wirbelplatzens über einem Deltaflügel zur Identifikation von Beeinflussungsmöglichkeiten 59
Schmid/ Breitsamter	High Incidence Buffet Flow over Fighter Type Aircraft 61

Projektgruppe "Drehflügler"		Seite
Le Chuiton	Quasi-stationäre Hubschrauber-Rechnungen durch Modellierung der Rotoren anhand eines Wirkungsscheibenansatzes	63
Pahlke	Rechnungen von Rotoren im schnellen Vorwärtsflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer mit einer schwachen Aerodynamik-Struktur-Kopplung	65
Projektgruppe "Stumpfe Körper / Rümpfe"		Seite
Dujardin	Numerical assessment of turbulent flows over a dual control missile configuration	67
Klinkov/ Erdi-Betchi/ Rein	Diagnostics of supersonic two-phase flows applied to the cold spray process	69
Kovar/ Schüle	Untersuchung aerodynamischer Wechselwirkungen der Querschubsteuerung	71
Kreplin	Strömungsbeeinflussung bei stumpfen Körpern durch passive Ventilation des Nachlaufs	73
Reynier	Incorporation of an actuator disk for lattice wing modelling in an unstructured Navier-Stokes solver	75
Seiler/ Srulijes	Druck- und Wärmestrommessungen an einem asymmetrischen Kegel in Machzahl-4.5-Anströmung im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL	77
Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügel"		Seite
Becker/ Lienhart	Experimentelle Untersuchung der diskreten Absaugung durch Einzelocharrays	79
Herr/ Würz/ Wagner	Experimentelle Untersuchung zur Rezeptivität einer Oberflächenstörung an einem Tragflügelprofil gegenüber Wirbelstärkestörungen in der Anströmung	81
Peltzer/ Nitsche	Flug- und Windkanalexperimente zur natürlichen und künstlich angeregten Transition an einem 2D-Laminarflügelmodell	83
Schrauf	Cross-Flow N-Factors and Suction	85
Projektgruppe "Hyperschall"		Seite
Adeli/ Longo	Äußere Strömungsfeld-Wechselwirkungen beim Reaktionskontrollsystem (RCS) von Raumtransportvehikeln	86
Bozic	Analyse des Strömungsfeldes zwischen der Zentralstufe der Ariane 5 und wiederverwendbarer LFBB (winged Liquid Fly-Back-Booster)	88
Bozic	Heat load prediction for the longitudinal gaps and cavities of the X-38 body flap	90
Brodbeck	Entwicklung eines hybriden (strukturiert/unstrukturierten) Strömungslöser zur Simulation von Überschallströmungen	92
Eggers	Aerodynamic Design of an Ariane 5 Liquid Fly-Back Booster	94
Giese	Studies of sensitivities for the calculations of heatflux and surface temperature on the capsule MIRKA	96
Hannemann,K./ Martinez Schramm/ Karl	High enthalpy shock tunnel flow past a cylinder: A basis for CFD validation	98

Henckels/ Gruhn	Experimentelle Optimierung seines Hyperschall-Einlaufs	100
Hesse	Numerical Investigation of the Shuttle-Like Configuration PHOENIX	102
Hornung	Datensatzgenerierung für den Vorentwurf einer luftatmenden Oberstufe eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems	104
Lentz	Einsatz einer Anlage zur Extraktion und Sammlung von Sauerstoff an Bord Eines zweistufigen Raumtransportsystems	105a
Lüdeke	Integration des Strahlungsmoduls GETHRA in den Navier-Stokes Löser CEVCAT-N	107
Lüdeke	Numerische Simulation von Längswirbelstrukturen in abgelösten hypersonischen Rampengrenzschichten	109
Mack/ Schäfer	IMENS Flowfield Topology Changes due to Fluid-Structure Interaction in Hypersonic Flow using ANSYS and TAU	111
Otto	Anwendung des DLR Tau-Codes auf 3D-Hyperschallkonfigurationen	113
Reimann/ Johnston/ Hannemann, V.	Erweiterung des DLR t-Codes für Hochenthalpieströmungen	115
Reinartz	Numerical Simulation of Turbulent Flows Inside a Hypersonic Inlet	117
Martinez Schramm/ Hannemann, K.	High Speed Flow Visualization at HEG	119
Schüle	Entwicklung und Einsatz des Ölfilm-Interferometrie-Verfahrens für Wandschubspannungsmessung im Kurzzeit-Hyperschallkanal	121
Staudacher/ Mümmeler	Vergleich von LDA und Druckmessungen bei stoßinduzierter Ablösung	123
Ting/ Henze/ Schröder	Wärmeübertragungsmessungen am Raumtransportsystem ELAC 1c mit Hilfe der Flüssigkristallanstrich-Methode in Überschallströmungen	125
Verma/ Ceizki	Experimental Investigation of Flow Phenomena inside the Rocket Nozzles	127
Weiland/ Hannemann, K.	Erweiterung der Betriebsbedingungen des Hochenthalpiekanals Göttingen für das DLR-Projekt SHEFEX	129
Zeiss	Untersuchung von Wirbelströmungen anhand von Jet/Airflow Wechselwirkungen	131
Projektgruppe "Aeroelastik"		Seite
Dietz/ Schewe/ Mai	Experimentelle Untersuchung von Grenzyklusschwingungen eines superkritischen Profils nahe am "Transonic Dip"	133
Günther	Numerische Simulation von transsonischem Flattern im Zeitbereich	134
Kemme	Aeroelastische Untersuchungen eines transsonischen Verdichterrisors – ein Vergleich verschiedener Lösungsverfahren	136
Klioutchnikov/ Ballmann	DNS transsonischer Strömungen um ein schwingendes Profil	138

Pechloff/ latrou/ Weishäupl/ Laschka	Die Navier-Stokes-Gleichungen bei kleinen Störungen: Entwicklung eines effizienten Verfahrens zur Berechnung von instationären Luftkräften	140
Petrie-Repar	Development of an Efficient Linearised Navier-Stokes Solver for Turbomachinery Applications	142

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Seite

Bonfigli/ Kloker	Sekundäre Instabilität einer 3-D Grenzschicht ausgelöst durch überlagerte stationäre und laufende Querströmungswirbel	144
Brunn/ Nitsche	Aktive Beeinflussung der Strömungsablösung in axialsymmetrischen überkritischen Diffusoren durch periodische Anregung	146
Foyi/ Friedrich	DNS of supersonic turbulent channel flow	148
Hetsch/ Rist	Untersuchungen zum Schiebewinkeleinfluss auf laminare Vorderkantenblasen in 3-dimensionalen Grenzschichten	150
Jakirlic, Oswald Tropea	Numerische Modellierung transsonischer Umströmung von Tragflügeln mittels kommerzieller CFD-Software AVL-SWIFT	152
Jester-Zürker/ Jakirlic	Reynolds-Spannungsmodellierung drallinduzierter Ablöseerscheinungen – Vortex Breakdown	154
Manhart/ Friedrich	Untersuchung einer druckinduzierten Ablösung mit direkter numerischer Simulation	156
Sesterhenn/ Friedrich	Rezeptivitätsanalyse der Staulinieninstabilität eines stumpfen Körpers im Hyperschall	158
Wassen/ Thiele	Ablösekontrolle in Diffusorströmungen durch periodische Anregung	160
Wörner/ Rist/ Wagner	Detaillierte Untersuchung der Strömung in der Nähe eines isolierten Wandrauhigkeitselements	162

Fachkreis "Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation"

Seite

Deister	Automatic feature-based sampling of native CAD data for surface grid generation	164
Heinrich/ Melber	Implementierung einer Präkonditionierungstechnik für Strömungen kleiner Mach-Zahlen im DLR TAU-Code und Anwendung im Hochauftrieb	166
Hofmann	Shock-Vortex-Interaction in a Transonic Turbocompressor	168
Holzäpfel	A subgrid-scale model correction for strong streamline curvature effects	170
Khujadze/ Oberlack	DNS and scaling laws from new symmetry groups of turbulent boundary layer with zero pressure gradient	172
Krumbein	On modelling of transitional flow and its application on a high lift multi-element airfoil configuration	174
Ronzheimer	Post-Parametrisierung von CAD-Geometrien mit Hilfe von Freiform-Deformation und Netzgenerierungstechniken	176
Rossow	Flow Computation at All Speeds	178

Rudnik	DLR Contributions to Code Validation Activities within the EC European High Lift Project EUROLIFT	180
Stiller	Parallele adaptive FEM für die Simulation instationärer und turbulenter Strömungen	182
Stumpf	Numerical study of four-vortex aircraft wakes	184
Widhalm	Verbesserung der Robustheit von Upwind Schemata mit der Least Square Rekonstruktionsmethode im DLR TAU-Code	186
Windte/ Radespiel	Numerische Simulation von laminaren Ablöseblasen an Tragflügeln	188

Fachkreis "Messtechnik"		Seite
Burkhardt/ Hoefener/ Nitsche	Erfassung statischer und zeitlich hochaufgelöster dynamischer Wandschubspannungen mit einem Kombinationssensor aus piezoresistivem Oberflächendraht und Hitzdraht	190
Burkhardt/ Nitsche	Oberflächen-Hitzdraht-Technik: Simulationen und Anwendung in periodisch instationären Grenzschichten	192
Holst	Investigation of Wall Interference and Support Interference Using Two TWIG Models of Different Scale	194
Klein	PSP-Messungen an einer Plugdüse: Aerodynamik von Plugdüsenflächen Vorexpansion	196
Klinge/ Kirmse/ Kompenshans	Experimentelle Untersuchung des Tragflächenspitzenwirbels an einem Halbmodell des Airbus A340 im Transsonischen Windkanal in Göttingen durch Stereo Background Oriented Schlieren (BOS) und Stereo Particle Image Velocimetry (PIV) zur Bestimmung des Geschwindigkeits- und Dichtefeldes	198
Meyer/ Nitsche	Experimentelle Untersuchungen zur Adaptionsgüte adaptiv geschlitzter Windkanalmessstrecken anhand ausgewählter Testkörper	200
Fachkreis "Anlagen"		Seite
Gruhn/ Henckels	Simulationen aerodynamischer Interaktionen einer Düsenströmung im Hyperschallwindkanal H2K	202
Henckels	Experimente an Flugkörper-Gesamtkonfigurationen mit Gitterflügeln	204

Mitteilung

Projektgruppe	Flügel großer Streckung
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 Telefon +89-289-16129 85748 Garching +89-289-16137 Telefax +89-289-16139
weitere Partner	Dr.-Ing. K. Hünecke – Airbus Deutschland GmbH – Bremen
Thema	Large Transport Aircraft Wake Vortex Affected by Vortex Devices
Ausgangssituation	The rolled up wake vortex shed by the wing of a Large Transport Aircraft (LTA) may represent a high risk factor for a following airplane encountering it. The vortex pair extending many span dimensions downstream of the generating airplane can cause sudden upwash, downwash or rolling for the following aircraft depending on the orientation that aircraft encounters the wake. As the strength of the wake is approximately proportional to the weight of the generating aircraft, it is clear that a small airplane encountering the wake of a large or very large aircraft can experience a dangerous upset in the rolling moment which can exceed its rolling control capability with dramatic consequence. Safe separation rules have been imposed to prevent the occurrence of wake vortex encounters. These separation standards, set many years ago, seem to be overprotective and to hold up the exploitation of the increasing air traffic. A better understanding of the wake evolution, especially in terms of unsteadiness and instabilities, should lead to design guidelines which permits to reach a satisfactory reduction of both the strength and persistency of the wake vortex.
Ziel	EU funded research programs have been addressed to improve current knowledge of wake vortex. The entire C-Wake project and part of the AWIATOR project are devoted, through both numerical simulations and experimental investigations, to provide a better understanding of the wake vortex behaviour in order to find productive guidelines, which lead to the realization of the most efficient tools (wake monitoring in airport areas, active and passive vortex alleviation devices) to gain a reduction of the wake vortex hazard. Reaching this goal also implies the possibility of a critical review and a future updating of current separation rules.
Lösungsweg	Advanced hot-wire anemometry technique has been employed to measure the three velocity components of the wake's flow field originating from a half-model of a four-engined large transport aircraft (LTA-E4) set in high-lift configuration ($\alpha = 9.5^\circ$, slats and flaps deployed, Fig.1). The wake has been investigated over several rectangular planes normal to the freestream velocity up to a maximum of 6 wingspans downstream of the model. The whole flow field is described by means of both averaged and unsteady quantities and the outcoming effects on the wake development affected by passive vortex devices has been evaluated.

Ergebnis The wake, initially constituted of a vortex layer with embedded vortices coming from the main sources (wing-tip, outboard flap edge, engine nacelles, wing-fuselage junction), rolls up within one span dimension downstream of the model. The vortex resulting from merger of the outboard flap vortex (OFV) with the outboard nacelle vortex (ONV) acts as the rolling center of the wake (Fig. 2). Finally, the merging between the OFV-ONV system and the WTV occurs resulting in the so called vortex pair flow pattern marked by a corresponding increased vorticity content (Fig. 3). Vorticity peak and vorticity distribution of the OFV vortex can be altered by means of passive vortex devices, mounted in the trailing edge region of the outboard flap. Spectral analysis reveals the existence of dominant frequencies, which can be referred to different known instability mechanism (Fig. 4).

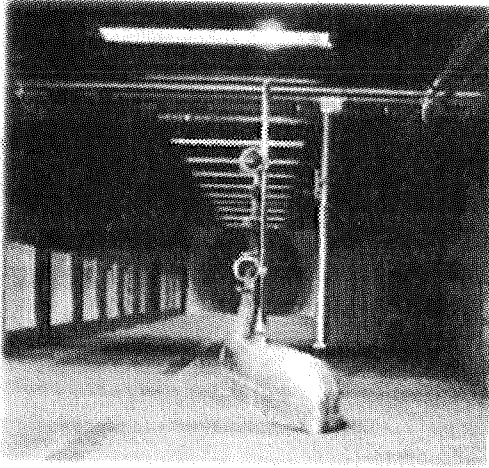


Fig.1 1: The LTA-E4 type half-model.

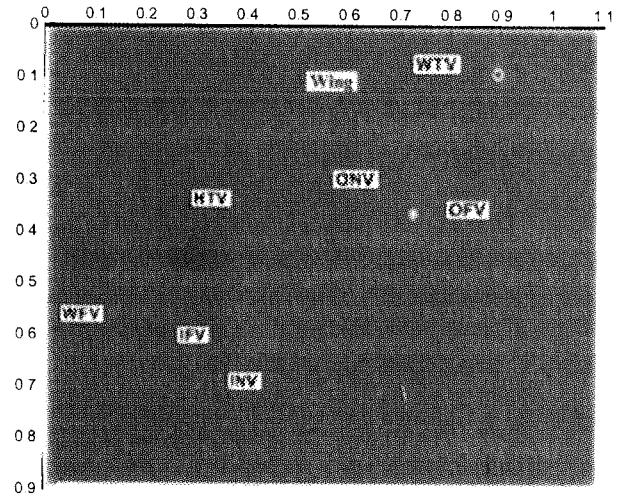


Fig. 2: Non-dimensional axial vorticity distribution at $x^* = 1.0$. The roll up is progressing.

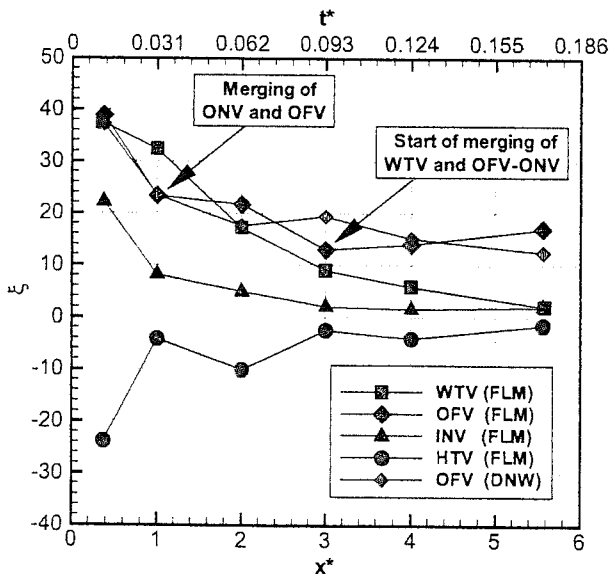


Fig 3: Non dimensional axial peak vorticities ξ at the six measured stations (x^*).

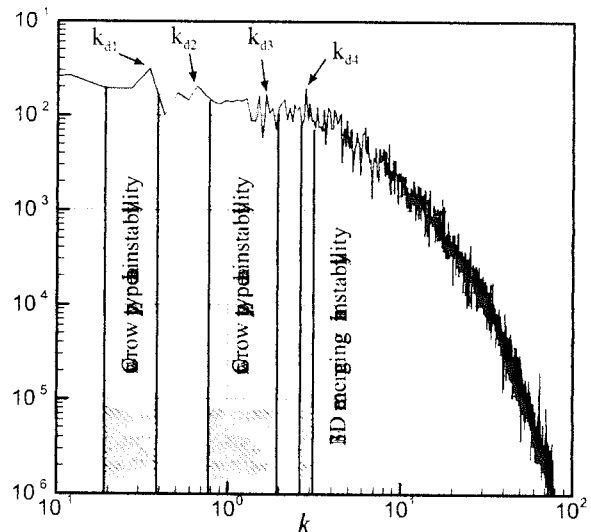


Fig 4: Normalized power spectral density of axial velocity fluctuations for the OFV at $x^* = 5.56$.

Literatur

- [1] C. Bellastrada, C. Breitsamter, B. Laschka:
Investigation of Turbulent Wake Originating from a Large Transport Aircraft in Landing Configuration, Proc. CEAS Aerospace Aerodynamics Research Conference, 10-13 June 2002, Cambridge, UK.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: O. Brodersen (1), R. Hain (2), H. Frhr. v. Geyr (1)

Institution: (1): DLR, Institute for Aerodynamic and Flow Technology
(2): Graduate Student, Technical University of Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 2952439

Telefax: 0531 2952320

e-mail: o.brodersen@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Hybrid Navier-Stokes Calculations for a Transport Aircraft with Conventional and High-Bypass Engines

An important aspect during the design of a new commercial transport aircraft is the integration of engines under the wing. The advantages of high-bypass engines with lower specific fuel consumption and reduced noise emissions should not be downgraded by strong flow accelerations or even separations in the vicinity of the engines and pylons. Otherwise drag may increase and buffeting effects could restrict the flight envelope [1].

During the last decade several European projects, e.g. DUPRIN I/II, ENIFAIR, AIRDATA, had a focus on engine-airframe integration including extensive wind tunnel experiments and numerical investigations [2,3,4]. Both approaches need a high effort if turbo-powered engines are used. The CFD computations have been time-consuming due to the structured grid generation that has been used. Another difficulty is the application of a suitable turbulence model.

In the MEGAFLOW project a substantial progress has been achieved in the development of unstructured, hybrid solution techniques [5]. The computation of engine-airframe installation drag has been demonstrated lately with a good accuracy for an Airbus-like configuration with different engines modelled by through-flow nacelles [6]. In the investigations presented here the hybrid flow solver TAU together with the grid generation package Centaur from CentaurSoft will be applied to investigate the accuracy of the solutions when the configurations are equipped with powered engines.

The DLR-ALVAST configuration with a conventional, a Very-High-Bypass-Ratio (VHBR), and an Ultra-High-Bypass-Ratio engine has been tested extensively in the ENIFAIR project so that a large data base for the validation of the computations is available. The TAU computations use the Spalart-Allmaras (including the Edwards modification) and the $k-\omega$ turbulence models. The results will be compared to the experiments and calculations from the AIRDATA project where results have been computed with the structured approach using FLOWer.

Figure 1 shows a part of the unstructured surface grid of ALVAST with the conventional engine and Figure 2 with the VHBR engine. The grids include anisotropic elements in spanwise direction and an initial fine resolution in areas where high gradients are expected, e.g. leading edge, shock wave. Grid adaptations will be performed to reduce the spatial discretization errors. First results have been obtained for all configurations. Figures 3 and 4 compare the pressure distributions at a section close to the inboard and outboard side of the pylon for the flow conditions $Ma=0.75$, $C_L=0.5$, $Re=4.3 \cdot 10^6$ and the engine at start-of-cruise condition.

The investigations will be continued focusing on a grid refinement study using the TAU adaptation and the calculation of total drag and component drag, e.g. wing, nacelle, and pylon.

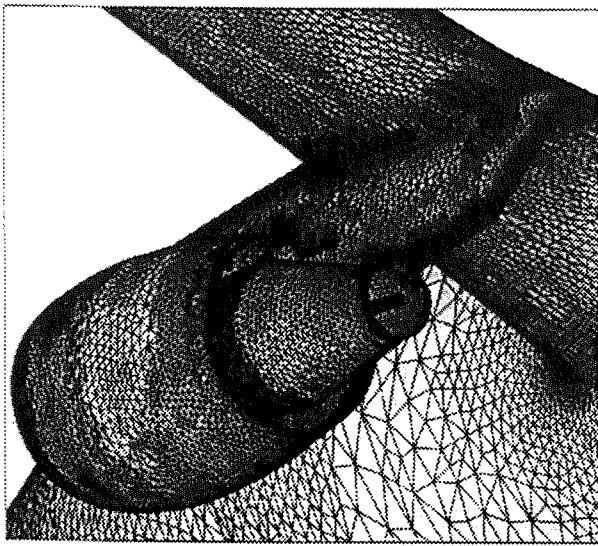


Figure 1: Adapted surface grid of the ALVAST configuration with conventional engine.

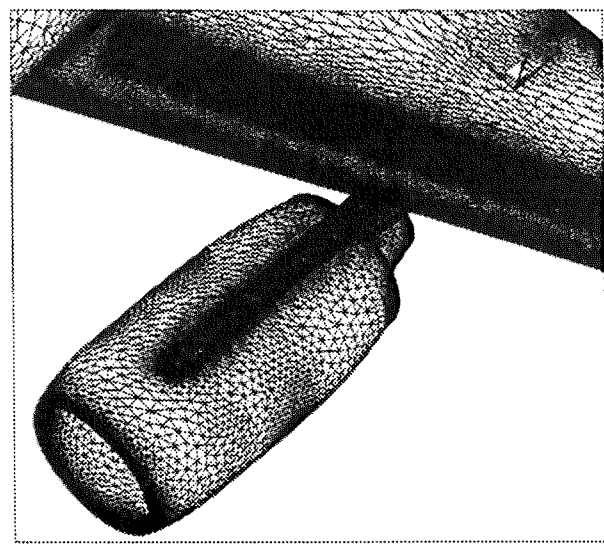


Figure 2: Initial surface grid of the ALVAST configuration with VHBR engine.

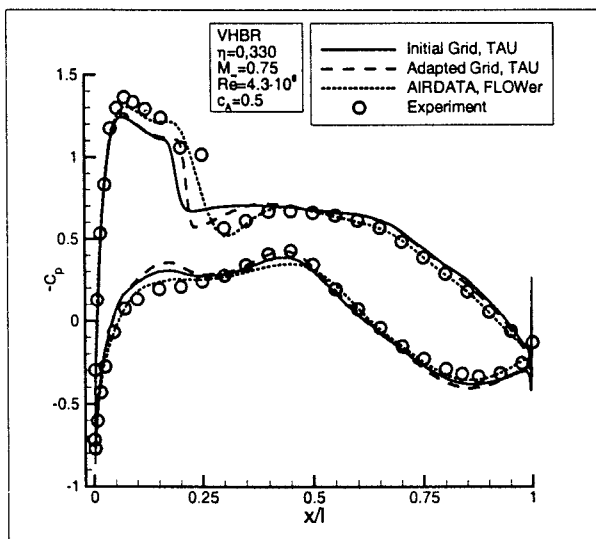


Figure 3: VHBR, pressure distributions of TAU (hybrid) and FLOWer (structured) $k-\omega$ computations compared to experiments.

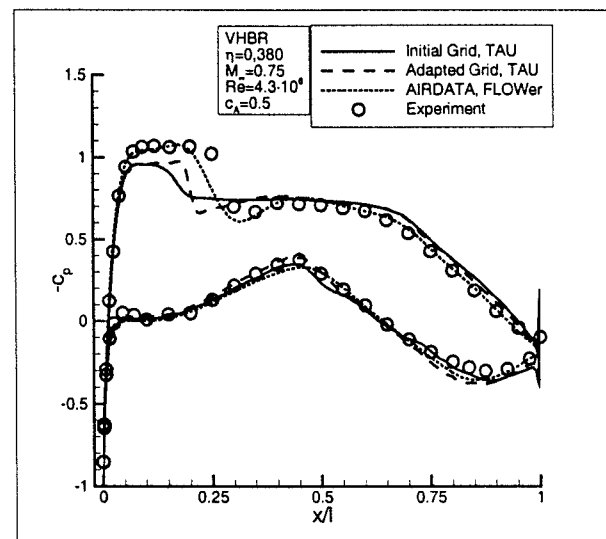


Figure 4: VHBR, pressure distributions of TAU (hybrid) and FLOWer (structured) $k-\omega$ computations compared to experiments.

Literatur:

- [1] Hurez A.: *Recent Progress on Powerplant / Airframe Integration at Aerospatiale Matra Airbus*. ICAS Paper, 2000, pp. 283.1-283.10
- [2] Burgsmüller W., Rollin C., Rossow C.-C.: *Engine Integration on Future Transport Aircraft – The European Research Programms DUPRIN/ENIFAIR*. ICAS Paper 98-5.6.2, 1998
- [3] Geyr H. Frhr. v.: *Key Results of Detailed Thrust and Drag Studies on the ALVAST Configuration*. Proc. of EU-Workshop on Aerodynamic Engine/Aircraft Integration for Transport Aircraft, DLR Braunschweig, 2000, pp. 12.1-12.17
- [4] Rudnik R., Rossow C.-C., Geyr H. Frhr. v.: *Numerical Simulation of Engine/Airframe Integration for High-Bypass Engines*. AST, Vol. 6, 2002, pp. 31-42
- [5] Kroll N., Rossow C.-C., Schwamborn D., Becker K., Heller G.: *MEGAFLOW – A Numerical Flow Simulation Tool for Transport Aircraft Design*. ICAS Paper, 2002
- [6] Brodersen O., Stürmer A.: *Drag Prediction of Engine-Airframe Interference Effects using Unstructured Navier-Stokes Calculations*. AIAA Paper 2001-2414, 2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Innovative Flügelendformen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Alexander Büscher, Prof. Dr.-Ing. Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2985

Telefax: (0531) 391-5259

e-mail : a.buescher@tu-bs.de

weitere Partner: Airbus UK, Airbus D, DLR, NLR, ONERA, Alenia, ETW, ...

Thema: Auslegung und Berechnung von Flügelendformen zur Reduzierung des induzierten Widerstandes

Ausgangssituation: Zur Reduzierung des induzierten Widerstandes an Flügeln von Verkehrsflugzeugen wird als ein Lösungsvorschlag die Verwendung von nichtplanaren Flügelendformen untersucht. Da der induzierte Widerstand auftriebsabhängig ist und sich somit bei unterschiedlichen Flugzuständen ändert, müssen bei der Auslegung einer Flügelendform Kompromisse eingegangen werden. Aus diesem Grund ist eine Parameterstudie der Geometrie erforderlich. Ausführliche numerische 3D-Rechnungen mit Hilfe eines Euler- oder RANS-Lösers erfordern allerdings eine nur schwer zu realisierende Rechnerkapazität.

Ziel: Das erste Ziel dieser Arbeit ist es, ein aerodynamisches Nachrechnungsverfahren zu entwickeln, das schnell eine zuverlässige Aussage über die Widerstände einer Flugzeugkonfiguration geben kann. Aufgrund des oben genannten Lösungsansatzes ist eine Möglichkeit zur Einbindung von nichtplanaren Geometrien unbedingt erforderlich.

Lösungsweg: Zur schnellen und günstigen Gewinnung der benötigten Ergebnisse wurde eine approximative Vorhersagemethode gewählt, die aus bewährten numerischen und theoretischen Einzelkomponenten besteht. Eventuelle geringere Genauigkeiten gegenüber Euler- oder RANS-Lösern werden dabei in Kauf genommen.

Den Hauptteil des Programmpakets bildet ein Mehrfach-Traglinienverfahren [1] höherer Ordnung, das zur Berechnung von Auftriebsverteilung und induziertem Widerstand verwendet wird. Der Widerstand wird dabei in der sog. Trefftz-Ebene [2] bestimmt. Das Verfahren ist aufgrund seiner Fähigkeit, Pfeilung und Nichtplanarität eines Flügels mit einbeziehen zu können, sehr gut für die zu untersuchende Kategorie von Flugzeugen geeignet.

Desweiteren beinhaltet das Programm ein Modul zur Abschätzung der Widerstände verursacht durch Rumpf, Leitwerk und Triebwerke und deren Interferenz miteinander (nach [3]). Die dafür verwendete halbempirische Vorgehensweise stellt für eine erste Näherung ausreichend genaue Ergebnisse zur Verfügung.

Der Profilwiderstand wird mittels eines auf einer Datenbank basierenden Approximationsverfahrens ermittelt, das auf einem Polynomansatz höherer Ordnung basiert. Um den Widerstand eines Verkehrsflugzeuges im Transschall mit Hilfe einer Datenbank approximieren zu können, wurden Auftriebsbeiwert, Reynoldszahl, Machzahl, Pfeilung und ein eventueller Klappenausschlag als Parameter definiert. Dementsprechend muß die Datenbank im voraus mit Hilfe eines 2D-Strömungslösers gefüllt werden, der auch die Effekte in den Profilhrenzschichten berücksichtigt (z.B. [4]).

Ergebnis: Das aerodynamische Nachrechnungsverfahren wurde den Vorstellungen entsprechend umgesetzt. Eine noch andauernde Verifizierung des Verfahrens wird anhand einer Untersuchung der einzelnen Komponenten durchgeführt.

Der bereits abgeschlossene Teil beinhaltet u.a. die Einflussuntersuchung der Paneldiskretisierung auf die Berechnung des induzierten Widerstandes und der Auftriebsverteilung längs der Spannweite durch das Mehrfach-Traglinienverfahren. Dabei hat sich gezeigt, dass schon eine grobe Diskretisierung zu einer netzunabhängigen, konvergenten Lösung führt (vgl. Abbildung 1). Dies ist ein für Verfahren, die die Trefftz-Ebene zur Widerstandsbestimmung nutzen, bekanntes Verhalten.

Zum jetzigen Zeitpunkt sind zwar schon sämtliche relevanten Parameter implementiert, eine ausreichende Verifizierung von Ergebnissen liegt allerdings erst für Rechnungen vor, die die Pfeilung und den Klappenausschlag als Konstante voraussetzen. Approximierte Profilwiderstände unter Zuhilfenahme der drei Parameter Machzahl, Reynoldszahl und Auftriebsbeiwert zeigt Abbildung 2. Diesen Ergebnissen sind die ermittelten Werte der Datenbank gegenübergestellt. Der Vergleich zeigt in großen Bereichen gute Übereinstimmung.

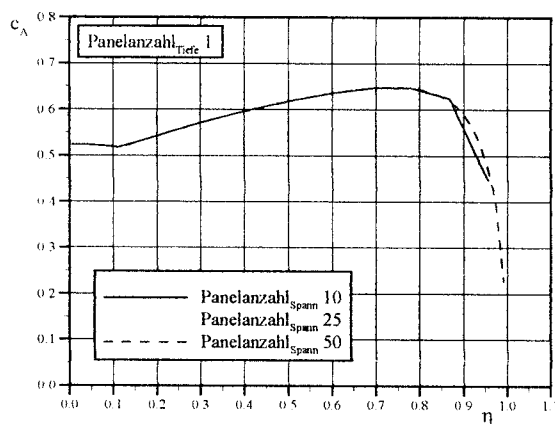


Abbildung 1: c_A -Verteilung längs Spannweite

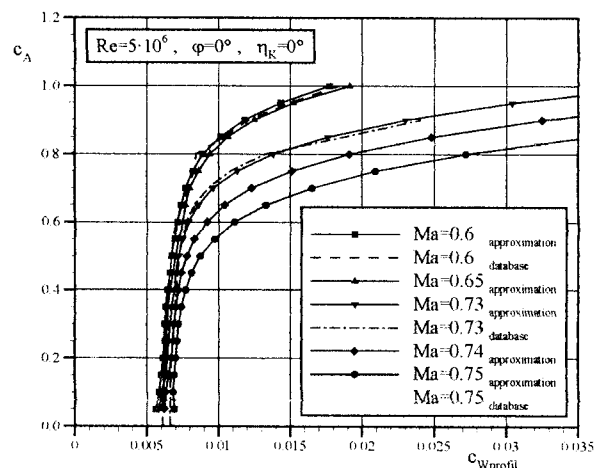


Abbildung 2: Widerstandspolare

Literatur:

- [1] **Horstmann, K.-H.:** *Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen*, Dissertation, Technische Universität Braunschweig, 1987
- [2] **Trefftz, E.:** *Prandtl'sche Tragflächen- und Propeller-Theorie*, Z. angew. Math. Mech., Bd. 1, Ht. 3, S. 206-218, 1921
- [3] **Raymer, D. P.:** *Aircraft design: A conceptual approach*, AIAA Inc, 3rd Edition, Reston (Virginia), 1999, pp 340-359
- [4] **Drela, M.:** *A User's Guide to MSES 2.95*, MIT Computational Aerospace Science Laboratory, 1996

Weiteres Vorgehen: Eine weiterreichende Verifikation des Datenbankverfahrens ist dringend erforderlich. Diese muß unter Einbezug und Variation sämtlicher Parameter erfolgen. Sind die Ergebnisse ausreichend durch Nachrechnungen untermauert, soll sich eine Verifikation der Ergebnisse des gesamten Nachrechnungsverfahrens anschließen. Dies wird mit Hilfe von 3D-Lösungen aus RANS-Simulationen geschehen, die gleichzeitig einen Vergleich der benötigten Rechenzeiten erlauben.

Datum: Februar 2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Heiko Frhr. von Geyr, H. Hoheisel, C.-C. Rossow

**Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Abteilung : Transportflugzeuge**

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-2445

Telefax: 0531-295-2320

e-mail :heiko.vgeyr@dlr.de

Thema: Einfluß transonischer Außenströmung auf die Schubbestimmung von TPS-Einheiten im Windkanal

Ausgangssituation:

Im Zuge sich verschärfender Umweltrandbedingungen und gesetzlichen Auflagen zur Schadstoff- und Lärmreduzierung gewinnen Triebwerke mit hohem Nebenstromverhältnis zunehmend an Bedeutung. Mit einer Vergrößerung des Nebenstromverhältnisses steigt der Außendurchmesser der Triebwerksgondel an, so daß das Einhalten der erforderlichen Bodenfreiheit zu einer engen Kopplung eines Triebwerks mit Flügel und somit zu einem Anstieg des aerodynamischen Widerstandes führt. Eine der wesentlichen Aufgaben der Triebwerksintegration liegt in der Minimierung des globalen Installationswiderstandes, der neben dem reinen Installationswiderstand auch denjenigen Anteil umfaßt, der sich infolge des Einflusses des Triebwerksstrahls auf die Flügelumströmung ausbildet.

Die experimentelle Bestimmung des globalen Installationswiderstandes strahlgetriebener Transportflugzeugkonfigurationen erfordert eine Methode zur exakten Trennung der an der Gesamtkonfiguration angreifenden Kräfte in einen Schub- und einen Widerstandsanteil. Eine gängige Methode besteht in der Rückrechnung eines idealen Schubes unter Windkanalbedingungen aus dort gemessenen Strömungsgrößen in einen realen Schub unter Verwendung von Korrekturkoeffizienten, die aus der statischen Kalibrierung der TPS-Einheiten gewonnen werden (Standard-Bookkeeping-Methode,SBM). Eine Auswertung derart ermittelter Widerstandsbeiwerte für die ALVAST-Konfiguration, bestückt mit TPS6402, VHBR und UHBR Triebwerks simulatoren, bei transonischer Anströmung zeigen physikalisch unverständliches Widerstandsverhalten. Zum einen zeigt das Nebenstromverhältnisses einen nahezu verschwindenden Einfluß auf den Widerstand [1]. Zum anderen stellt sich für konstante Auftriebsbeiwerte bei einer Erhöhung der Triebwerksleistung eine Reduktion des Widerstandes ein [1].

Ziel und Lösungsweg:

Das wesentliche Ziel dieses Beitrages ist die Untersuchung zur Eignung der Standard-Bookkeeping-Methode zur Bestimmung des Bruttoschubes unter transonischen Anströmbedingungen. Der wesentliche Unterschied zwischen Kalibrier- und Windkanalbedingungen ist die fehlende Gondelumströmung im Eichtank. Für kleine Machzahlen ($M < 0.2$) ist in [2] die Eignung nachgewiesen worden. Mit Zunahme der Kompressibilitätseffekte und des Impulseinflusses der Außenströmung bei transonischen Machzahlen ist eine signifikante Änderung in der Strahlentwicklung zu erwarten. Im Rahmen dieses Beitrages wird das CFD-Verfahren FLOWer verwendet, um den Einfluß der Außenmachzahl auf den Bruttoschub eines Triebwerks simulators aufzuzeigen. Aus einer Impulsbetrachtung lassen sich die einzelnen Schubkomponenten identifizieren, so daß eine Evaluierung des Schubes aus dem Standard-Bookkeeping-Verfahren durchgeführt werden kann.

Ergebnis:

Bild 1 zeigt den Einfluß der Anströmmachzahl auf das Strahlverhalten am Beispiel des TPS6402, im oberen Teil für $Ma=0.75$, darunter für $Ma=0.34$. Die Reduktion der Strahlaufweitung mit steigender Außengeschwindigkeit führt zu Änderungen von schubrelevanten Kräften, angedeutet durch die Strukturänderung des Überschallfeldes entlang der Kerntriebwerkverkleidung. Ein Detailbeispiel des Außenströmungseinflusses ist in Bild 2 dargestellt. Der Hinterkantendruck der Gondel weist mit zunehmender Machzahl eine deutliche Abweichung zum Druck der freien Anströmung (Eichtankbedingungen) auf. Aus diesen Druckunterschieden lassen sich Korrekturterme formulieren, die dem Schubanteil angehören und somit in einem erweiterten Bookkeeping-Verfahren berücksichtigt werden. Wie in Bild 3 veranschaulicht zeigt der Vergleich der Polaren nach der SBM mit den Polaren nach der erweiterten Methode eine signifikante Auswirkung auf den aerodynamischen Widerstand. Die jetzt deutlich zu erkennende Abhängigkeit des Widerstandes vom Nebenstromverhältnis wird nach Bild 4 von numerischen Ergebnissen, entnommen dem AIRDATA-Projekt, qualitativ bestätigt. Das erweiterte Verfahren sowie eine detailliertere Analyse der Schubabhängigkeit von der Außengeschwindigkeit wird eingehender im Beitrag veranschaulicht.

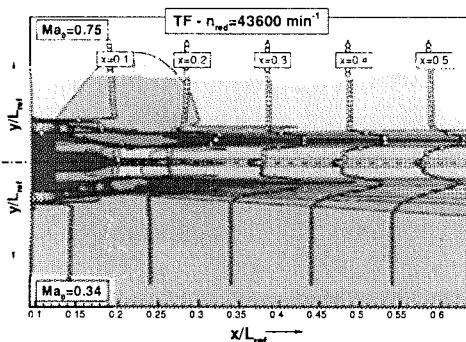


Bild 1: Einfluß der Machzahl auf die Strahlaufweitung

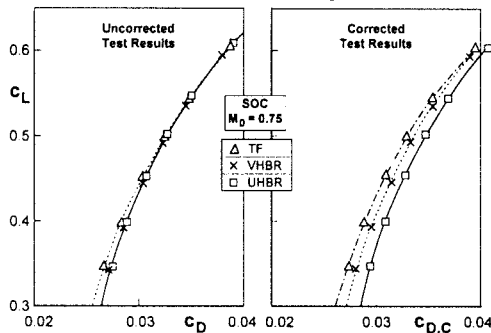


Bild 3: Vergleich der Polaren nach SBM und erweiterter Methode

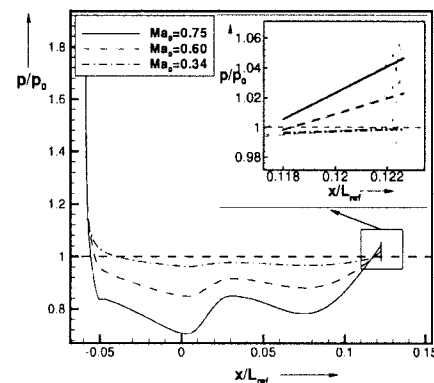


Bild 2: Außenströmungseinfluß auf Hinterkantendruck

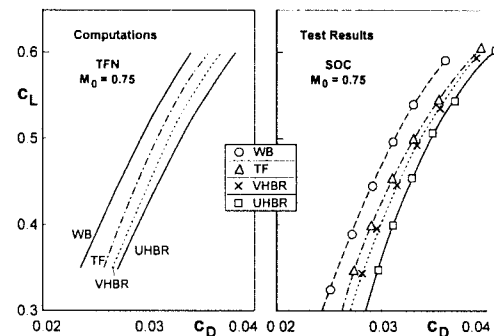


Bild 4: Einfluß der Druckkorrektur im Vergleich zu CFD

Literatur:

- [1] Hoheisel, H.
Engine Thrust Determination for Wind Tunnel Experiments
Proceedings of the Workshop on EU-Research on Aerodynamic Engine/Aircraft Integration for Transport Aircraft, DLR Braunschweig, 26-27th, September, 2000
- [2] Lechner, C
Experimentelle Untersuchung der Übertragbarkeit der Kalibrierung von Turbosimulatoren auf die Anwendung im Windkanal
Dissertation Universität Hannover, 1998

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Arne Grote, Prof. Dr.-Ing. Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2976

Telefax: (0531) 391-5259

e-mail : arne.grote@tu-bs.de

weitere Partner:

Thema: Berechnung abgelöster Strömung an Leitwerksprofilen mit Ruder

Ausgangssituation: Leitwerksprofile weisen mit zunehmender aerodynamischer Belastung einen nichtlinearen Verlauf der Wirksamkeit von Leitwerksflosse und –ruder auf, da das Strömungsverhalten insbesondere bei ausgeschlagenem Ruder durch Ablösungen auf dessen Saugseite beeinflusst wird. Für den Entwurf heutiger Leitwerke von Transportflugzeugen werden Projektmethoden und Analyseverfahren auf der Grundlage der Potentialtheorie eingesetzt, die diese Strömungsablösungen nur mit einiger Unsicherheit vorhersagen können.

Ziel: Ziel dieser Arbeit ist es, mit der numerischen Berechnung der zweidimensionalen Strömung um aktuelle Leitwerksprofile, einen Beitrag zur Validierung des DLR-Navier-Stokes Verfahrens TAU [2] für die Vorhersage der Leitwerkswirksamkeit zu leisten. Bisherige Entwurfsmethoden könnten dadurch höherwertig ergänzt oder ersetzt werden. Die hierzu erforderlichen Profilumströmungen werden ohne und mit Berücksichtigung eines Ruderausschlags bis in den Bereich des Maximalauftriebs simuliert und analysiert.

Lösungsweg: Am Beispiel zweier Leitwerksprofile, des symmetrischen NACA 64A010 für das Seitenleitwerk und eines unveröffentlichten „Nose-droop“ Profils für das Höhenleitwerk, werden diese Untersuchungen durchgeführt. Die Wahl der Anströmbedingungen erstreckt sich dabei aufgrund der zur Verfügung stehenden experimentellen Untersuchungen (darunter [1] und [4]) auf einen Reynoldszahlbereich von $Re_{\infty} = 0.9 \cdot 10^6 \dots 4.1 \cdot 10^6$. Für diese Rechnungen wird die turbulente Strömung zum einen mit dem Spalart-Allmaras, zum anderen mit dem $k-\omega$ Turbulenzmodell von Wilcox für die Testfälle sowohl mit vollständig turbulenter Grenzschicht als auch mit fixierter Transitionslage simuliert. Die Bestimmung der Transitionslage erfolgt durch Vergleichsrechnungen mit dem Programm XFOIL und der darin implementierten e^n -Methode. Alle für die Rechnungen mit TAU erforderlichen hybriden Netze sind mit der kommerziellen Software Centaur™ so erstellt, dass eine lokale Netzverfeinerung im Bereich der Profilnase die Auflösung der im untersuchten Reynoldszahlbereich charakteristischen hohen Saugspitzen gewährleistet. Die Unabhängigkeit der Ergebnisse von der Diskretisierung des Raumes ist durch Netzkonvergenzstudien nachgewiesen.

In den Untersuchungen stellt sich heraus, dass das Verhalten beider Profile maßgeblich durch die Transition der Grenzschicht bestimmt wird, die aufgrund des hohen Druckanstiegs unmittelbar stromab der Saugspitze an der Profilnase über eine laminare Ablöseblase erfolgt. Erst durch die Berücksichtigung der Transition gelingt es daher, die Strömungsphänomene näherungsweise zu erfassen, die das Ablöseverhalten dieser Profile bestimmen.

Ergebnis: Die bisherigen Untersuchungen [3] mit dem Spalart-Allmaras Turbulenzmodell zeigen, dass am Profil eine Verminderung des Auftriebsbeiwerts durch das Auftreten der laminaren Ablöseblase bestimmt wird. Die Sensitivität der Grenzschicht bezüglich des Druckanstiegs bei der Transition über eine laminare Ablöseblase, die schließlich zum Aufplatzen der Blase und damit zum Strömungsabrisß führt, wird in Übereinstimmung mit Experimenten [4] berechnet (vgl. Bild 1). Die Berücksichtigung eines Ruderausschlags führt zu einer zusätzlichen Saugspitze an der Vorderkante des Ruders, die in den Vergleichsmessungen bereits im mittleren Anstellwinkelbereich zu einer Strömungsablösung auf der Rudersaugseite führt (vgl. Bild 2). In den Rechnungen mit dem Spalart-Allmaras Turbulenzmodell zeigt sich jedoch, dass diese Strömungsablösungen nur unzureichend, d.h. bei zu hohen Anstellwinkeln wiedergegeben werden können. Das Modell erzeugt nach langen turbulenten Lauflängen von mehr als 60% Profiltiefe eine turbulente Grenzschicht mit sehr fülligem Geschwindigkeitsprofil und ermöglicht damit zu hohe Druckanstiege. Erste Vergleichsrechnungen mit dem $k-\omega$ Modell von Wilcox zeigen für die Testfälle mit Ruderausschlag eine bessere Annäherung der berechneten Ergebnisse an die Messungen. Der vollständige Vortrag wird detaillierte Analysen der Strömungsverhältnisse am Profil mit Ruder für neuere Varianten der Spalart-Allmaras und $k-\omega$ Modelle enthalten.

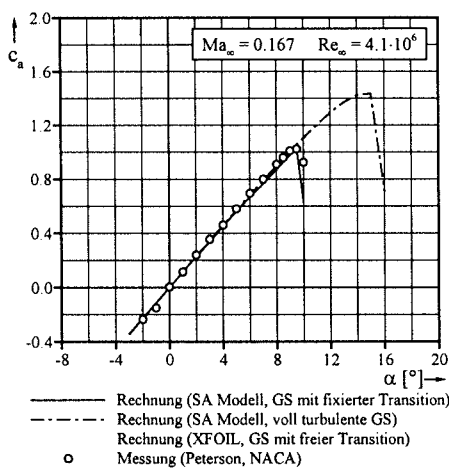


Bild 1: Profil NACA 64A010 ohne Ruderausschlag

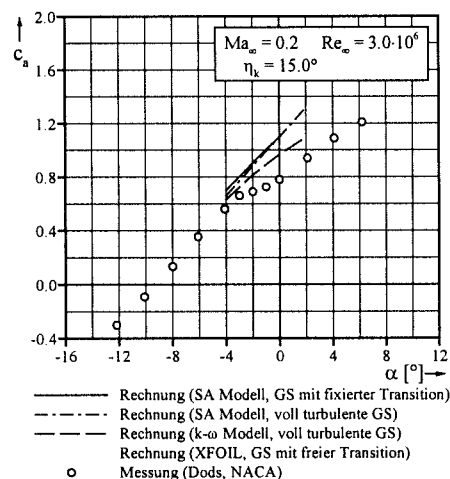


Bild 2: Profil NACA 64A010 mit Ruderausschlag

Literatur:

- [1] **Dods Jr., J.B.:** *Wind-tunnel investigation of horizontal tails IV: unswept plan form of aspect ratio 2 and a two-dimensional model*. NACA Technical Memorandum A8J21, Washington, USA, December 1948.
- [2] **Galle, M.; Gerhold, T.; Evans, L.:** Parallel computation of turbulent flows around complex geometries on hybride grids with the DLR TAU code. In: **Kayes, D.; Ecr, A.; Satofuka, N.; Fox, P.; Periaux, L.:** *Parallel computational fluid dynamics*. North Holland, 2000, pp 223-230.
- [3] **Grote, A.:** *Numerische Strömungssimulation an Leitwerksprofilen mit Ruder*. Diplomarbeit Nr. 276, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 2002.
- [4] **Peterson, R.F.:** *The boundary-layer and stalling characteristics of the NACA 64A010 airfoil section*. NACA Technical Note 2235, Washington, USA, November 1950.

Weiteres Vorgehen: Die Ergebnisse zeigen, dass die Vorhersagefähigkeit von fortschrittlichen Turbulenzmodellen für ablösende Grenzschichten bei komplexem Verlauf der Druckverteilung untersucht und bewertet werden müssen, um zu Vorhersagen der Leitwerkswirksamkeit zu gelangen. Die Untersuchungen zeigen aber auch, dass ein dringender Bedarf an detaillierten Messungen besteht, um eine geeignete Datenbasis zu schaffen, mit der sich numerische Verfahren zuverlässig validieren lassen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung

Fachkreis:

Ansprechpartner: Jörg Hansing, Mark Sutcliffe, Olaf Knobloch

Institution: FH Hamburg; Airbus Deutschland; DLR Göttingen

Adresse: Hünefeldstraße 1 - 5, 28199 Bremen

Telefon:

Telefax:

e-mail:

Thema: Numerical simulation of the propeller flow around a four-engined aircraft in high-lift configuration

Operating propellers, especially wing mounted propellers have significant and sometimes subtle effects on the aerodynamics on an airplane: There are two sources of propeller effects, those due to the direct forces and moments created by the propeller and those due to the propeller slipstream. The direct forces and moments are more or less predictable, whereas the slipstream effects are difficult to predict and their effects are sometimes subtle. In order to shed more light on this subject, a method to simulate the propeller flow aerodynamics has been developed and implemented into the DLR RANS code TAU. The method is based on an actuator disc model and tested on an actual four-engined transport aircraft in high-lift configuration at low speed. The flow in the propeller area is defined using flow parameters on inflow and outflow surfaces on the actuator disc. The inflow surface is the upstream facing side of the propeller, (i.e. a fluid particle flows into the propeller) with the outflow surface facing downstream. In order to simulate the effects of a propeller, the method allows a pressure ratio and a swirl angle on a propeller outflow surface to be defined using a polynomial as a function of the propeller radius. In addition a general outflow direction on the outflow disc as well as a desired inflow direction on the inflow disc surface can be set.

These inflow and outflow parameters could be partly validated using experimental data of a so called 'isolated propeller' wind tunnel test and a simple generated 'isolated propeller' CFD model of the same geometry. The hybrid grid of this model can be seen in Fig. 1(left). It includes the inflow disc, the outflow disc, a bounding surface of Euler type, connecting both discs. The discs are fixed with a generic nacelle geometry. The effect of the propeller model on the flow is shown in Fig. 1(right), with stream ribbons describing the enforced rotating flow.

The computed high-lift configuration is a right half model with two nacelles and in right direction co-rotating propellers with flaps and tabs deployed, without vertical and horizontal stabilisers. For simulating the left half model, the grid is mirrored while the propeller rotating direction is maintained. Effects due to the non-symmetric flow aerodynamics of the wings on the symmetry plane are assumed to be small. The surface grid, the field grid on the wing and in the symmetry plane can be seen in Fig. 2. The grid consists of 400k points on the surface, 30 prisms layers close to the surface to capture the boundary-layer effects and has a total size of 13m points.

Computations are performed for two incidences ($\alpha = 0$ dgr. and 7.6 dgr.) with the propeller parameters adjusted to simulate a thrust coefficient of $C_T = 0.1$ and an advanced ratio of $J = 0.8$. Preliminary results are shown in Figs. 3 and 4. In Fig. 3 the flow released from the outboard engine outflow disc is shown utilising velocity coloured stream ribbons while the surface contours represent the pressure distribution. In Fig. 4 the surface pressure distribution of a plane within the outer engine propeller stream shows good agreement between the computed result and the experimental data.

In the final paper a comprehensive description of the propeller boundary condition in the TAU code shall be composed to provide necessary information for the suitable application of this method. To achieve this more validation data will have to be extensively studied. More results from a second 'isolated propeller' wind tunnel test are due to come since the initial test considered two angle of incidence, only. With latter results available other angles of incidence as well as other thrust coefficients and advanced ratios shall be investigated to obtain data for the whole range of real flight conditions.

STAB

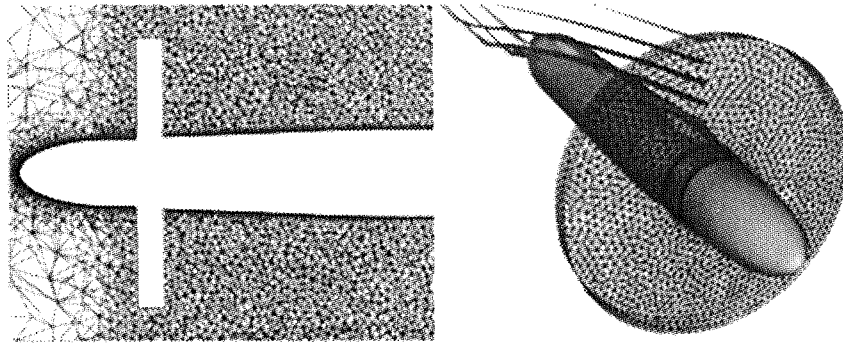


Figure 1: (left) A slice through the field mesh and (right) the surface grid with stream ribbons representing the velocity behaviour downstream of the outflow disc.

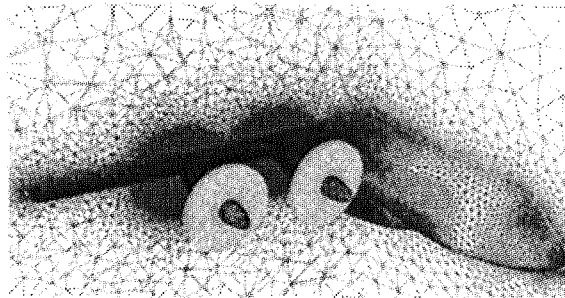


Figure 2: Surface grid of front part of aircraft, field grid on the wing and in the symmetry plane.

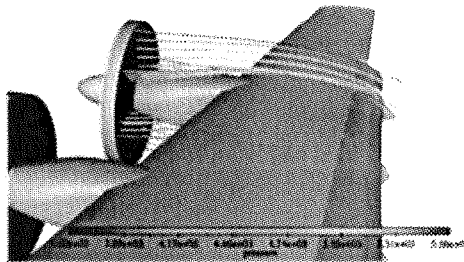


Figure 3: Computed result of the configuration at $Ma = 0.2$, $\alpha = 7.6^\circ$ and $Re = 1.4m$, with $C_T = 0.1$ and $J = 0.8$. Stream ribbons are released from the outboard engine outflow disc representing the local velocity vectors, contours on the surface illustrating the pressure distribution.

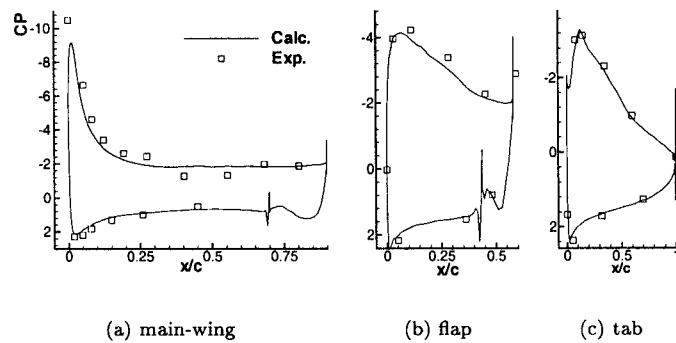


Figure 4: Computed result of the configuration at $Ma = 0.2$, $\alpha = 7.6^\circ$ and $Re = 1.4m$, with $C_T = 0.1$ and $J = 0.8$. Pressure distribution of a plane within the outboard propeller stream.

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 Inst. für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin	
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

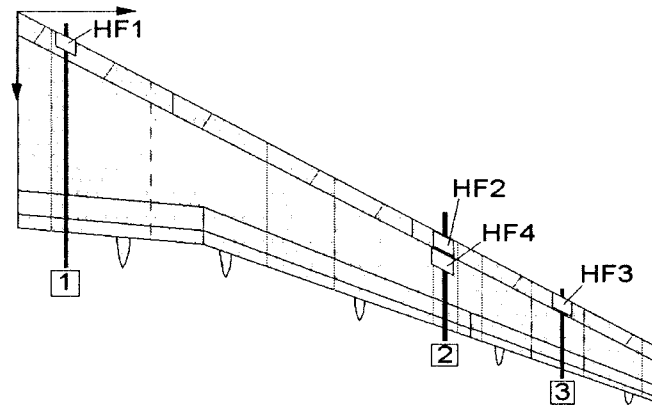
Lösungsweg

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.

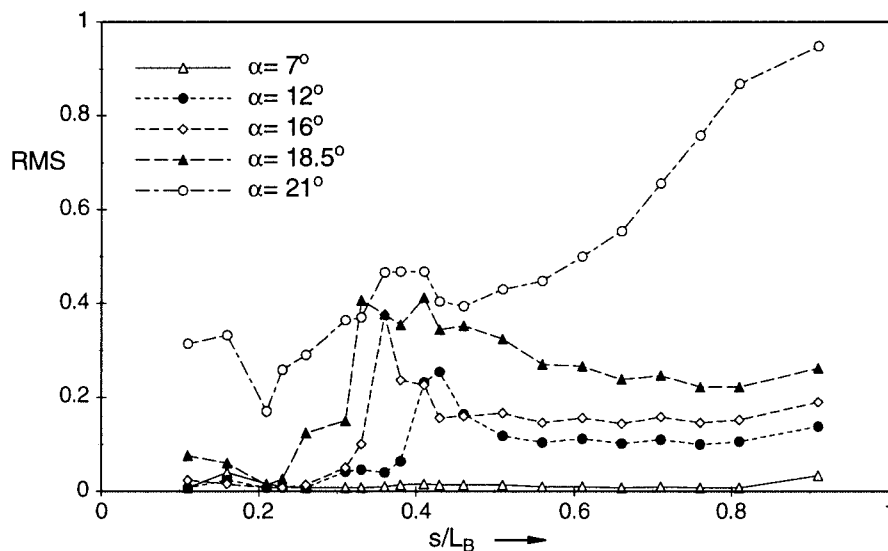
Ergebnis

Im Rahmen des EU-Projekts EUROLIFT wurden Heißfilmmessungen an einem Halbmodell in Hochauftriebskonfiguration im Windkanal LSWT-Bremen von Airbus Deutschland durchgeführt. Es sollten die Positionen des Grenzschichtumschlages und möglicher Ablöseblasen für Start- und Landekonfigurationen bestimmt werden. Dazu wurden drei Heißfilmarrays am 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. Insgesamt wurden bei diesen Messungen mehr als 90 Sensoren gleichzeitig mit Konstant-Temperatur-Anemometern betrieben.



Anordnung der Heissfilmmarrays am Slat und Hauptflügel des EUROLIFT-Modells



RMS-Verteilungen der Heissfilmsignale am Slat (HF2)
(Landekonfiguration, $U_{\infty} = 60$ m/s)

Weiteres Vorgehen

Im Rahmen des EU-Projekts AEROMEMS II wird die Oberflächenheißfilmtechnik an einem 2d-Hochauftriebsmodells im Windkanal DNW-NWB zu einer weiteren Anwendung kommen. In einer ersten Messung sollen die Strömungsphänomene, insbesondere die Strömungsablösung am Slat untersucht werden. Später wird dann die Ablösung mittels MEMS¹-Aktuatoren der Partner beeinflusst werden.

¹ MEMS= Microfabricated-Electro-Mechanical-Systems

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

B. Liebrecht

Institution:

Institut für Luft-und Raumfahrt der RWTH-Aachen

Adresse: Wüllnerstraße 7, 52056 Aachen

Telefon: 0241-8096814

Telefax: 0241-8092233

e-mail: liebrecht@ilr.rwth-aachen.de

Autoren: B. Liebrecht, G. Neuwerth, D. Jacob

Thema:

Untersuchung des Aerodynamischen Potentials des Oblique Flying Wing Konzeptes durch Parametrisierung und Optimierung.

Ausgangssituation:

Ausgehend von den Ergebnissen der linearisierten Potentialtheorie für schlanke Körper im Überschall wurde bereits in den 50er Jahren von Jones [1][2] ein Tragflügel mit elliptischem Grundriß, der gegenüber der Anströmrichtung schiebend („oblique“) angestellt ist, als eine Konfiguration erkannt, die den Widerstand bei gegebenem Auftrieb minimiert. In der Folgezeit wurde dieses Konzept weiter untersucht, wobei eine Nurflügelkonfiguration die maximale Ausnutzung der spezifischen Vorteile versprach [3][4][5].

Aerodynamische Untersuchungen eines solchen Oblique Flying Wing (OFW) [6][7][8] zeigten, daß eine sorgfältige aerodynamische Formgebung nötig ist, um das aerodynamische Potential der Konfiguration nutzen zu können.

Ziel:

Das theoretische aerodynamische Potential eines OFW soll detailliert untersucht. Dazu soll die Geometrie eines OFW vollständig parametrisiert und in Verbindung mit einem automatischen Algorithmus optimiert werden.

Lösungsweg:

Durch eine parametrisierte Darstellung sind sämtliche formbestimmenden Parameter eines OFW erfaßt worden. Damit wurde erreicht, daß durch Variation der Parameter ein größerer Bereich von Konfigurationen untersucht werden kann als bisher. Insbesondere komplett asymmetrische Konfigurationen, bei denen nicht nur die Profilierung, sondern auch Grundriß, V-Form und Verwindung unsymmetrisch über die Spannweite verteilt sind, haben den in [8] begonnenen Ansatz ausgeweitet und detailliertere Untersuchungen ermöglicht.

Zur aerodynamischen Berechnung wurde ein Panelverfahren benutzt, um kurze Rechenzeiten zu ermöglichen.

Zur Optimierung der Parameter wurde ein spezieller genetischer Algorithmus erstellt, der trotz der hohen Anzahl von Parametern und der sehr komplexen Zielfunktion eine Optimierung ermöglicht. Dabei wurde der Einfluß verschiedener Randbedingungen betrachtet. Zuerst wurden Optimierungen bei gegebenen Volumina durchgeführt, um den Zusammenhang zu den theoretischen Überlegungen (Sears-Haack Körper) zu schaffen.

Anschließend wurden Optimierungen durchgeführt, bei denen eine vorgegebene Kabine als Randbedingung in der Geometrie integriert wurde. Dadurch wurde es möglich, das aerodynamische Potential realitätsnaher OFW-Konfigurationen zu ermitteln und die Gleitzahlen mit denen eines herkömmlichen Verkehrsflugzeuges mit ähnlicher Kabinengeometrie zu vergleichen.

STAB

Ergebnis:

Die Ergebnisse für die Optimierung mit gegebenen Volumina bestätigen die durch einfache theoretische Überlegungen für dünne Tragflügel in [1] und [2] berechneten aerodynamischen Eigenschaften eines OFW. Die unter diesen Randbedingungen optimierten Geometrien eignen sich aufgrund ihrer Form jedoch nicht zur Unterbringung einer sinnvollen Kabine.

Wesentlich realitätsnäher sind deshalb die Geometrien wie in Abbildung 1, die unter Vorgabe von vorgegebenen Kabinen optimiert wurden und ähnlich gute aerodynamische Eigenschaften aufweisen.

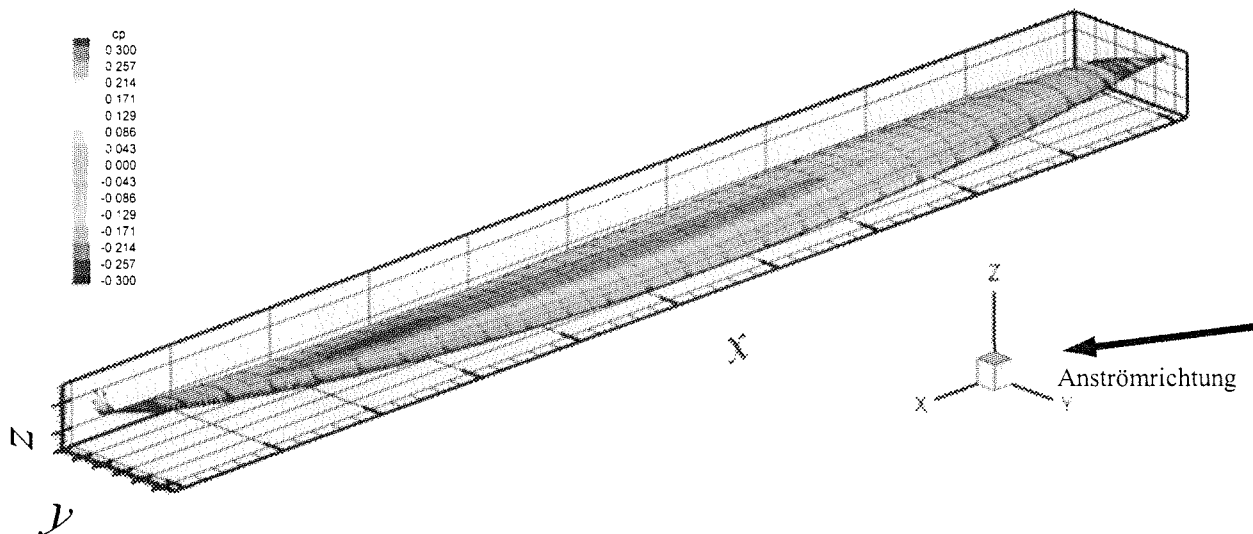


Abbildung 1: optimierte Geometrie bei vorgegebener Kabine

Literatur:

- [1] Jones, R.T.: *The Minimum Drag of Thin Wings in Frictionless Flow*, Journal of The Aeronautical Sciences, Feb. 1951, pp. 75-81
- [2] Jones, R.T.: *Theoretical Determination of the Minimum Drag of Airfoils at Supersonic Speeds*, Journal of The Aeronautical Sciences, Dec. 1952, pp. 813-822
- [3] Boeing Commercial Airplane Co.: *Oblique Wing transonic transport configuration development*, final report, NASA CR 151928
- [4] Van der Velden, A.: *Aerodynamic Design and Synthesis of the Oblique Flying Wing Supersonic Transport*, Stanford University Report SUDDAR 621, June 1992
- [5] Galloway, T.L., Phillips, J.A., Kennelly, R.A.jr., Waters, M.H.: *Large Capacity Oblique All-Wing transport Aircraft*, NASA Doc. ID 19960023626
- [6] Li, P.; Seebass, R., Sobieczky, H.: *Oblique flying wing aerodynamics*, AIAA 96-2120
- [7] Van der Velden, A.: *Supersonic Aircraft Shape Optimization*, in Sobieczky, H. (ed.): *New Design Concepts For High Speed Air Transport*, Springer Verlag 1997
- [8] Li, P.; Seebass, R., Sobieczky, H.: *Manual Aerodynamic Optimization of an Oblique Wing Supersonic Transport*, Journal of Aircraft Vol. 36, No.6. Nov.-Dec. 1999

weiteres Vorgehen:

Im nächsten Schritt soll das aerodynamische Modell des Panelverfahrens um einen Reibungsansatz erweitert werden. Der Optimierungsalgorithmus soll durch den Einsatz von automatischer Differenzierung erweitert und so die Konvergenz beschleunigt werden.

Des weiteren ist eine experimentelle Untersuchung geplant, um die Ergebnisse der Optimierung zu validieren.

Datum: 10/07/2002

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Flügel großer Streckung
Fachkreis:
Ansprechpartner: Alexander Meijering
Institution: Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen
Adresse: Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 **Telefon:**+49 241-8095426
D-52062 Aachen **Telefax:**+49 241-8092257
E-mail: alex@aia.rwth-aachen.de

Thema: Experimentelle Untersuchung am adaptiven
transsonischen Laminarflügel

Ausgangsposition

Während einer typischen Mission moderner Verkehrsflugzeuge ändern sich die Flugzustände beträchtlich. Durch Anwendung der adaptiven Tragflügeltechnologie soll das volle Leistungspotential in jedem Punkt der Flugpolare durch eine optimale Flügelkontur ausgenutzt werden.

Ziel

Zur Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften von Tragflügeln bei unterschiedlichen transsonischen Flugbedingungen werden numerische und experimentelle Untersuchungen an einem Tragflügel mit einer adaptiven Oberseite durchgeführt. Damit das gesamte Verbesserungspotential hinsichtlich der Gleitzahl ausgeschöpft werden kann, ist die Berücksichtigung der laminar-turbulenten Transition der Grenzschicht unerlässlich. Die Stossstärke soll abgeschwächt werden, um somit die negativen Effekte der Stoß-Grenzschicht Wechselwirkung zu reduzieren und Ablöseblasen zu vermeiden. Somit soll das Buffetphänomen zu höheren Machzahlen und Auftriebsbeiwerten verschoben werden.

Lösungsweg

Zur Ermittlung des Leistungspotentials der adaptiven Tragflügeltechnologie wird erstmals das Strömungsfeld um ein Tragflügelmodell mit einer adaptiven Oberseitenkontur bei transsonischen Anströmgeschwindigkeiten experimentell untersucht. Die Kontur des Windkanalmodells wird von den Ergebnissen der numerischen Optimierung vorgegeben.

Die detaillierte Bestimmung des Strömungsfeldes um das adaptive Tragflügelmodell hinsichtlich der Transitionslage und der damit zusammenhängenden Strömungsphänomene, wie Ablösung und Lambda-Stoßkonfigurationen, erfolgt mittels lokalen und zonalen Messverfahren. Zur Ermittlung lokaler instationärer Transitionsdaten wird die Multi-Sensor-Heißfilmtechnik mit 20 Sensoren eingesetzt. Die Heißfilmtechnik wird von der Flüssigkristalltechnik ergänzt, um eine globale Erfassung der Transitionslage und der abgelösten Bereiche auf der gesamten Profiloberseite zu ermöglichen. Die aerodynamischen Beiwerte werden aus Druckverteilungen auf der Profiloberfläche sowie im Profalnachlauf bestimmt. Weiterhin werden optische Strömungssichtbarmachungsverfahren eingesetzt, die Aussagen über Stoßpositionen und die Ausdehnung und Lage der abgelösten Bereiche ermöglichen.

Ergebnisse

Das adaptive Tragflügelmodell mit einem Grundriß von 200 x 400 mm wurde für Reiseflugbedingungen ausgelegt und besteht aus einer variablen Oberseitenstruktur die durch 9 Traversen adaptiert werden kann (Abb. 1). Die Traversen sind äquidistant zwischen 12,5% und 72,5% der

Sehnenlänge verteilt und ermöglichen einen Verstellweg der mindestens 10% der lokalen Profildicke entspricht.

Die numerische Optimierung hinsichtlich der Gleitzahl und der Vermeidung von Ablöseblasen wurde für einen Ein-Punktentwurf mit einer Mach-Zahl $Ma_\infty = 0.74$ und einen Auftriebsbeiwert $C_L = 0.40$ durchgeführt. Die numerisch optimierte Tragflügelgeometrie wurde am adaptiven Windkanalmodell eingestellt und experimentell untersucht.

Ein Vergleich der experimentell ermittelten Druckverteilungen zwischen dem Originalprofil und dem optimierte Profil ist in Abb. 2 dargestellt. Die Ablöseblase, die am LVA-1A Profil vorhanden ist, wurde vollständig vermieden. Zusätzlich ergibt sich eine Reduktion der Stoßstärke.

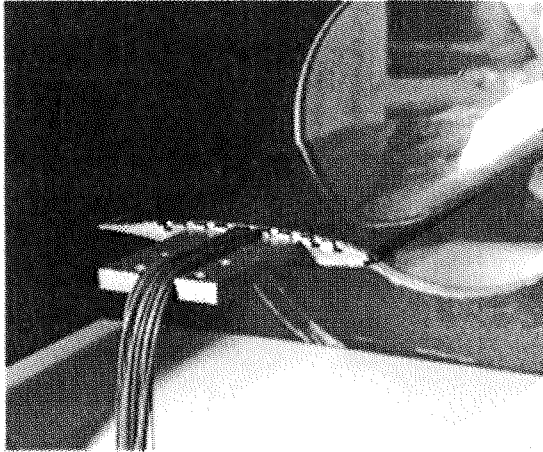


Abb. 1: Adaptives Tragflügelmodell im Transonic Windkanal

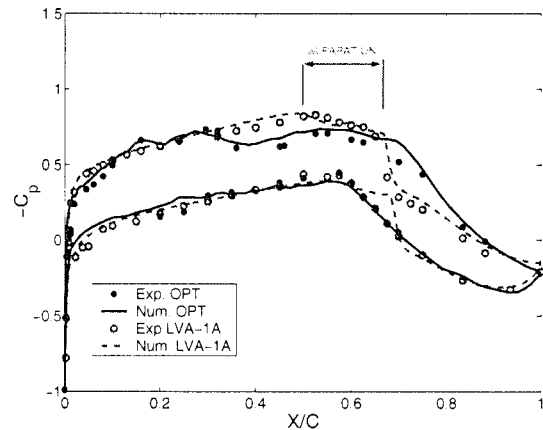


Abb. 2: Gegenüberstellung der experimentell und numerisch ermittelten Druckverteilungen vom LVA-1A und der optimierten Kontur bei $Ma_\infty = 0.74$ und $C_L = 0.38$

Das Schattenbild (Abb. 3) zeigt eine durch die Ablöseblase hervorgerufene Lambda-Stoßkonfiguration. Aus dem Schattenbild in Abb. 4 ist eine Abschwächung der Stoßstärke am optimierten Profil ersichtlich. Zusätzlich ist der Lambda-Stoß nicht mehr erkennbar.

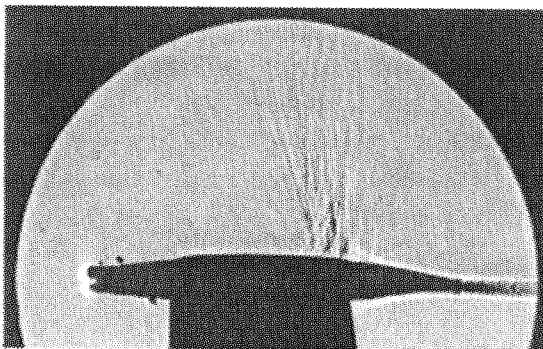


Abb. 3: Schattenbild des LVA-1A bei $Ma_\infty = 0.74$ und $C_L = 0.38$

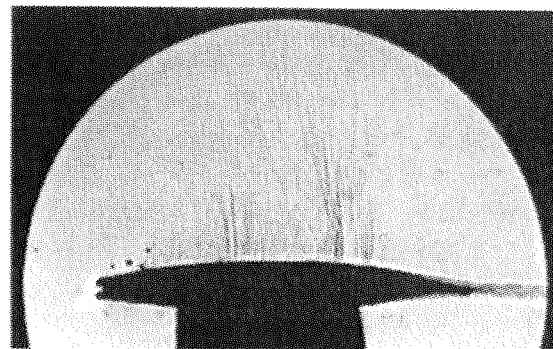


Abb. 4: Schattenbild der optimierten Kontur bei $Ma_\infty = 0.74$ und $C_L = 0.36$

Weiteres Vorgehen

Die experimentellen Untersuchungen am adaptiven Laminarflügel werden um mehrere Konturen erweitert, um somit das Potential zur Leistungssteigerung der adaptiven Tragflügeltechnologie mit natürlicher Transition zu ermitteln.

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

email: mark.rakowitz@dlr.de

weitere Partner: Dr. Mark Sutcliffe

Airbus Deutschland GmbH

28183 Bremen

Telefon: 0421 / 538-3439

Telefax: 0421 / 538-4486

email: Mark.Sutcliffe@airbus.com

Thema: Untersuchungen zur Ergebnisverbesserung von TAU - Simulationen mit der F4 Flügel-Rumpf Konfiguration

Ausgangssituation: In [1] wurden umfangreiche Simulationen mit den DLR-Strömungslösern FLOWer und TAU im Rahmen des AIAA CFD Drag Prediction Workshops 2001 [2] an der DLR - F4 Flügel-Rumpf Konfiguration durchgeführt.

Die gute Lösungsqualität der FLOWer Ergebnisse auf einem strukturierten Netz konnte von den TAU Lösungen auf unstrukturierten Hybridnetzen nicht nachvollzogen werden (s. Bilder 1-4).

Erste Versuche mit Variationen der Hybridnetze in [1] zeigten keine signifikanten Verbesserungen der TAU-Simulationen. Zum Zeitpunkt der Berichtslegung von [1] war es noch nicht machbar, das strukturierte F4-Netz in ein unstrukturiertes Format zu konvertieren, so dass es nicht möglich war zu vergleichen, wie sich die beiden Strömungslöser auf einem identischen Netz verhalten. Somit konnte nicht abschliessend geklärt werden, ob die Unterschiede in den Ergebnissen hauptsächlich auf den Einfluss der Strömungslöser oder den Einfluss der unterschiedlichen strukturierten, bzw. unstrukturierten Netze zurückgehen.

Ziel/Lösungsweg: Das Ziel der vorliegenden Untersuchung ist es, die vorhandene Software für die Konvertierung von strukturierten in unstrukturierte Netze weiterzuentwickeln, um auch Mehrblocknetze mit komplexen Geometrien umwandeln zu können. Aus dem folgenden Vergleich von FLOWer und TAU auf einem identischen F4-Netz können dann klare Rückschlüsse über den Einfluss von den Strömungslösern, bzw. den Netzen auf das Ergebnis gezogen werden. Ein erster Vergleich mit einem konvertierten M6-Netz (Bilder 5 a/b) zeigt nur minimale Unterschiede zwischen FLOWer und TAU auf ein und demselben Netz. Stellt sich das gleiche Resultat für das konvertierte F4-Netz ein, kann gefolgert werden, dass die Unterschiede der FLOWer- und TAU Ergebnisse in [1] hauptsächlich auf den Einfluss der unterschiedlichen Netze zurückgehen. Anschliessend kann untersucht werden, welche Änderungen am unstrukturierten Netz erforderlich sind, um die Ergebnisqualität zu steigern.

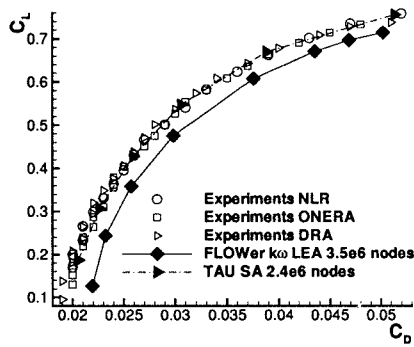


Bild 1: $F4 - C_A(C_w)$ FLOWer und TAU auf DLR-Netzen

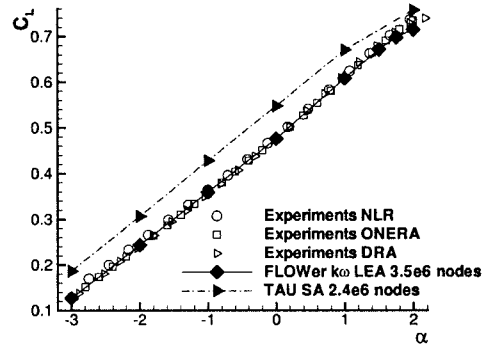


Bild 2: $F4 - C_L(\alpha)$ FLOWer und TAU auf DLR-Netzen

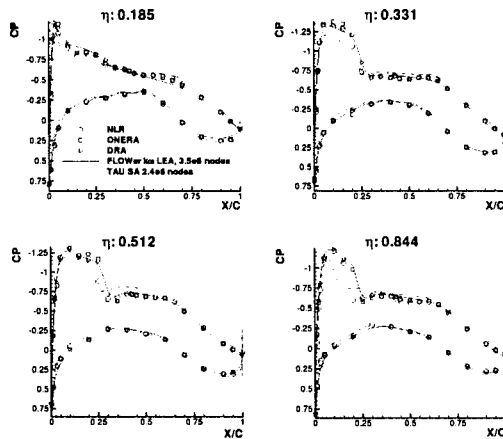


Bild 3: $F4 - C_p(x/c)$ FLOWer und TAU auf DLR-Netzen

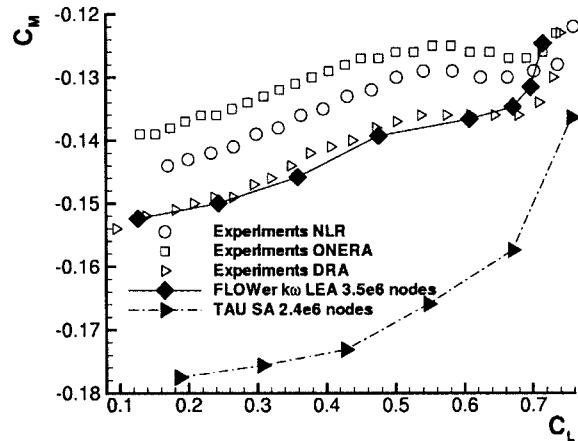


Bild 4: $F4 - C_M(C_L)$ FLOWer und TAU auf DLR-Netzen

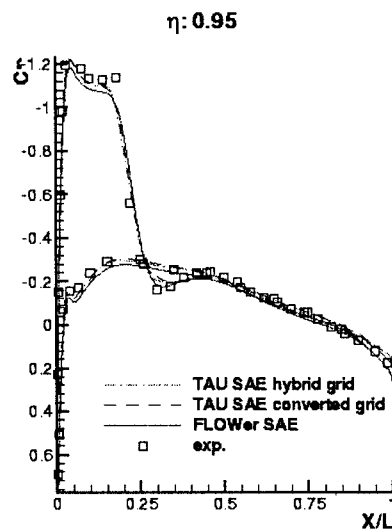
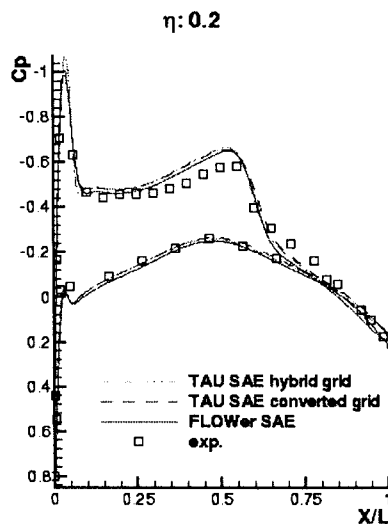


Bild 5a/b: M6 - Vergleich FLOWer und TAU auf strukturierten, konvertierten und hybriden Netzen

- Literatur:**
- [1] Rakowitz M., Sutcliffe M., Eisfeld B., Schwamborn D., Bleecke H., Fassbender J.: „Structured and Unstructured Computations on the DLR-F4 Wing-Body Configuration“, AIAA Paper 2002-0837, 2002.
 - [2] „AIAA CFD Drag Prediction Workshop“, <http://www.aiaa.org/tc/apa/dragpredworkshop/dpw.html>, 9-10 June, Anaheim, CA 2001.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh, Dipl.-Ing. Klaus Schindler

Institution

Airbus Deutschland GmbH, Bremen

Adresse

Aerodynamic Design & Data Dept.
EGAG
Hünefeldstraße 1-5
28183 Bremen

Telefon 0421 / 538-2136 and -5441

Fax 0421 / 538-2267

e-mail: Daniel.Reckzeh@airbus.com

e-mail: Klaus.Schindler@airbus.com

Thema**Application of fast and advanced CFD for high-lift
configuration design tasks****Ausgangssituation und Ziel**

The design of Airbus high-lift configurations is characterised by several needs and constraints. The aerodynamic design is integrated in multidisciplinary relations with other disciplines as systems or structures design, which imply requirements and limitations to the opportunities in aero design. The solution to be found has to be the optimum solution for the overall aircraft, fulfilling the projects requirements and it has to be delivered in time for the projects schedules.

In the past the required time for the verification of the aerodynamic design was characterised by the turn-around-time for the needed windtunnel model design, manufacture and testing. Besides the windtunnel test being also today the backbone for high-lift design verification, the developments made in CFD-methods capable to cope with complex flows allows their integration into the high-lift design process.

The essential advantage of the use of CFD is the significant reduction in the time required for design assessment. Based on CFD-predictions the interaction in the iterative multidisciplinary design can be coupled far closer. E.g. the aero-assessment of different kinematics systems to deploy the flap does not have to "wait" for the next windtunnel campaign but can be directly assessed by the means of a suited CFD-tool. The aim is to make best use of available CFD-tools to improve the design quality, but also costs and turn-around-time.

Lösungsweg

Due to the stringent timescales in the design process the set-up of a "chain of methods" has major importance (*Figure 1*). As advanced methods capable to predict complex flows around a 3D-configuration of course require still a high expense in pre- and post processing and CPU-time the selection of a method best adapted to the current task is necessary. To know "which tool to select" deep knowledge on the effects dominating the design's performance is necessary but also the experience if the method is capable to capture these effects. E.g. the appearance of confluent boundary layers can be a performance-limiting effect on a multi-element airfoil but with the use of a classical panel method the designer would not get it predicted.

Following tasks are examples for work being conducted with the use of CFD in recent Airbus projects.

2D section design (with "fast" 2D-Panel- and 2D-Navier-Stokes-methods)

- Contour design and optimisation for various trailing edge system designs
- Configuration optimisation, e.g. maximum deployment of high-lift system (*Figure 2*), setting optimisation considering multidisciplinary constraints

3D wing design (with "fast" quasi-3D- and 3D-Panel-methods)

- Contour design and optimisation for various trailing edge system designs
- Assessment of lift, drag, pitching moment and spanwise loading of elements
- Prediction of flow separation and maximum lift
- Prediction of Reynolds-number effects to support scaling to full-scale conditions
- Assessment of elements pressure distributions

3D configuration design (with "advanced" 3D-Panel-, 3D-Euler-, and 3D-Navier-Stokes-methods)

- Prediction of wing and fuselage pressure distributions with local 3D-effects
- Prediction of flow separation and maximum lift
- Detailed flow analysis on the surface and in the near & far field
- Prediction of Reynolds-number effects to support scaling to full-scale conditions

- Assessment of nacelle integration effects with engine & propeller flow modelling
- Prediction of ground effects, wall effects and verification of W/T wall correction
- Prediction of wake vortex effects and downstream flow quality

Ergebnis und weiteres Vorgehen

The ongoing development in grid-generator's and CFD-code's capabilities to cope with complex configurations in combination with available computing power will lead to a significant increased use of CFD as a standard tool for high-lift design tasks. Major importance therefore will be laid in future on one hand on the user-friendliness of the methods but also especially on the careful validation of the application cases in order to know best about the uncertainties and limitations in prediction to consider them when selecting the design based on CFD-results. Having now "all kinds of CFD-tools" (*Figure 1*) available for the use in Airbus high-lift design a focus will be made on these issues to feed them back to the tools developers.

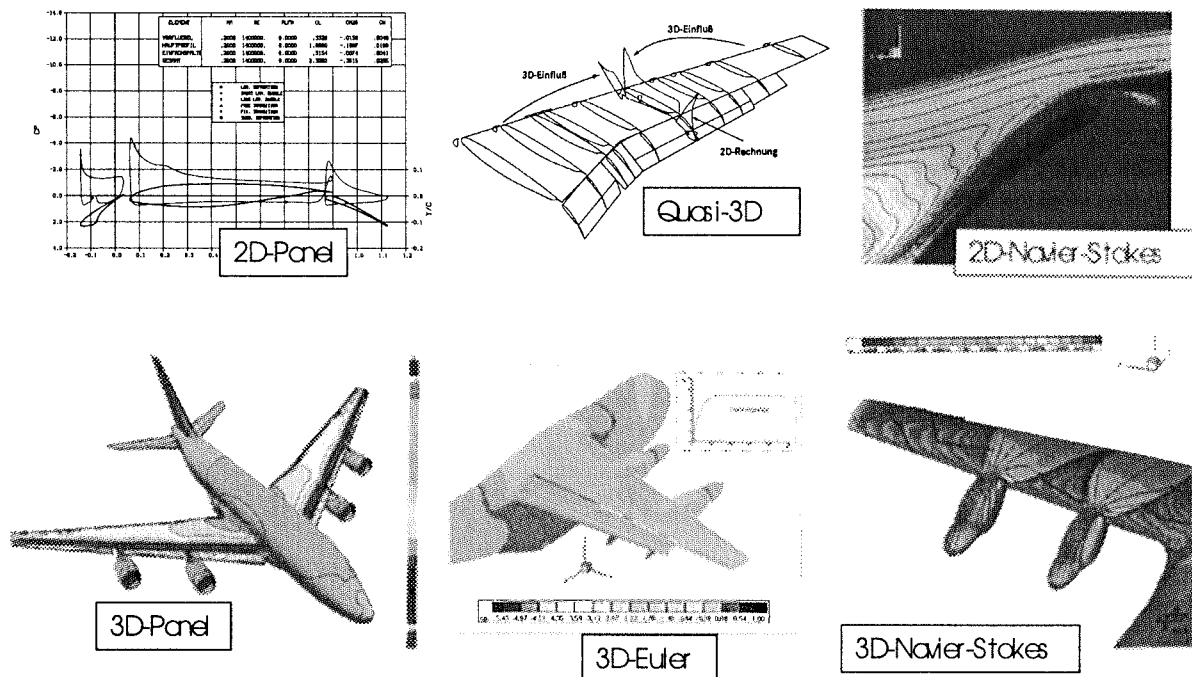


Fig. 1: Available CFD-methods for design verification of high-lift configurations

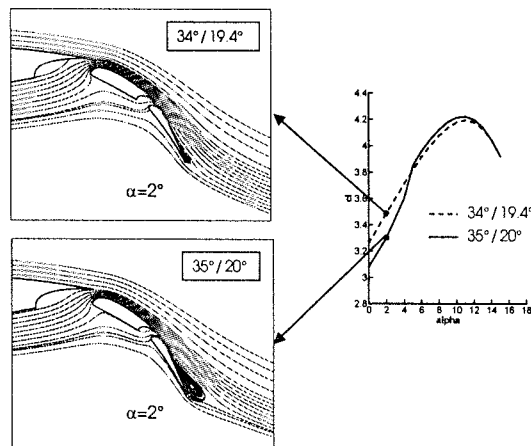


Fig. 2: Assessment of the maximum deflection potential of a double slotted flap with a 2D Navier-Stokes method

Datum: July 2002

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner

Kai Richter, Dr. 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

ONERA, Airbus Deutschland

Thema

Design einer 3D-Konturbeule zur experimentellen Stosskontrolle an einer transsonischen Halbmodell-Transportflugzeugkonfiguration

Ausgangssituation

Die Kontrolle des in der Umströmung von transsonischen Transportflugzeugflügeln vorhandenen Verdichtungsstoßes ermöglicht eine aerodynamische Leistungssteigerung bei Reiseflug- und High-Speed-Off-Design-Bedingungen. Hierzu wurde der Einfluss einer Konturbeule auf den Verdichtungsstoß in der Vergangenheit in zahlreichen Untersuchungen sowohl numerisch als auch experimentell untersucht. Es wurde dabei grundsätzlich die wellenwiderstandsreduzierende Wirkung der Profilaufdickung festgestellt, die auf eine Teilumwandlung des Stoßes in eine nahezu isentrope Kompression zurückgeht. Bis dato beschränkten sich derartige Untersuchungen jedoch auf zweidimensionale Profilumströmungen [1] oder schiebende 2D-Profile, d.h. 2.5D-Situationen [2]. Neben der numerischen Simulation steht nun insbesondere die experimentelle Untersuchung einer Konturbeule an einer dreidimensionalen Flügel-Rumpf-Konfiguration im Blickpunkt des Interesses. Eine derartige Untersuchung wurde jetzt in einer Kooperation von DLR, ONERA und Airbus Deutschland an einer transsonischen Halbmodell-Transportflugzeugkonfiguration durchgeführt.

Ziel

Zur experimentellen Stosskontrolle an einer transsonischen Halbmodell-Transportflugzeugkonfiguration sollte die Kontur einer 3D-Beule basierend auf experimentellen Ergebnissen bez. Stärke und Position des Verdichtungsstoßes auf dem Flügel entworfen werden.

Lösungsweg

Die dreidimensionale Form der Konturbeule wurde auf Basis von experimentell ermittelten Daten für Stosslage und -stärke erarbeitet. Hierzu wurde die Stosslage auf dem Flügel aus PSP-Messdaten einer früheren Messkampagne desselben Halbmodells extrahiert. Als spannwitiger Einsatzbereich der Beule auf dem Flügel wurde bei gegebener Anströmbedingung $0.55 \leq y/b \leq 0.97$ gewählt. Die Ausdehnung der Beule in Strömungsrichtung wurde mit einer Länge von $l_b/c = 20\%$ der lokalen Profiltiefe c festgelegt. Die Kontur folgt der Biegelinie eines beidseitig eingespannten Balkens unter Einzelkrafteinfluss, die ihr Maximum bei $x_b/l_b = 60\%$ der Beulentiefe aufweist.

In zweidimensionalen, numerischen Untersuchungen bei DLR und ONERA wurde festgestellt, dass mit dieser Art der Beule eine bestmögliche Beeinflussung mit

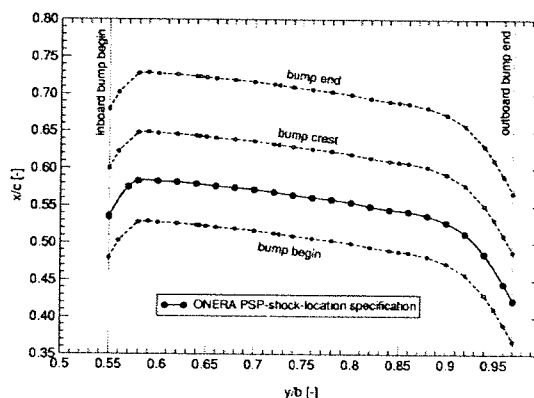


Abbildung 1: Spezifikation der Konturbeulenlage

einem Abstand des Beulenmaximums $\Delta x/c = 6.5\%$ stromab des Stoßes erfolgen kann. Dadurch ergab sich ein in spannweitischer Richtung der Stoßfront exakt angepasster Verlauf der Beule, Abbildung 1.

Die lokale Höhe der Konturbeule wurde entsprechend der Stossstärke ebenfalls an das vorliegende Strömungsfeld angepasst. Hierzu wurden von der ONERA Stossstärken aus drei verfügbaren Druckverteilungsschnitten ermittelt und anhand von zweidimensionalen, numerischen Untersuchungen Beulenhöhen zur optimalen Beeinflussung in diesen Schnitten erarbeitet, Abbildung 2. Basierend auf dieser 2D-Höhenverteilung wurde anhand des aus den PSP-Ergebnissen ermittelten Stosswinkels $\Phi_{\text{shock}} = 26.5^\circ$ die 3D-Verteilung der Höhe des Beulenmaximums festgelegt. Um einen gleichmäßigen Übergang von der Beule auf die Basisflügelkontur im Inboard- bzw. Outboard-Randbereich zu gewährleisten, wurde hier ein lineares Abfallen der Beulenhöhe auf Null vorgesehen. Somit konnte die volle Stossskontrolle innerhalb $0.58 \leq y/b \leq 0.95$ erzielt werden.

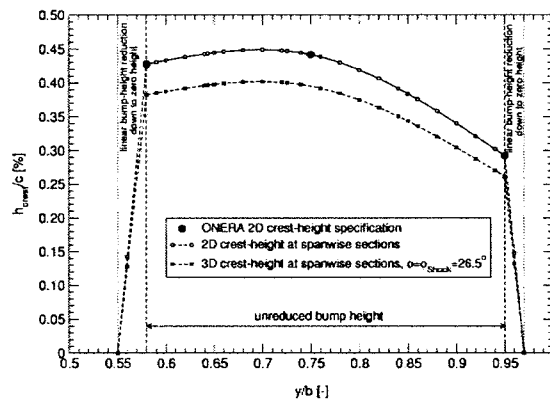


Abbildung 2: Spezifikation der Konturbeulenhöhe

Zur Erstellung der dreidimensionalen Beulenkontur wurde der Flügel entsprechend der CAD-Vorgaben in zahlreiche, spannweitig verteilte Schnitte aufgeteilt. Zum Aufbringen der Beulenkontur wurde der einzelne Profilschnitt von seinem lokalen Anstellwinkel auf $\alpha_{\text{lokal}} = 0^\circ$ transformiert und die Profilaufdückung entsprechend der lokalen Lage und Höhe normal zur Profilschnittsehne zur Profilkontur addiert. Nach Rücktransformation standen die dreidimensionalen Konturen von Unter- und Oberseite der Beule zur Stossskontrolle an der Halbmodell-Transportflugzeugkonfiguration zur Verfügung.

Ergebnis

Zur Durchführung experimenteller Stossskontrolle an einer transsonischen Halbmodell-Transportflugzeugkonfiguration mittels Konturbeule wurde die, dreidimensionale Beulenkontur auf Basis vorliegender PSP-Messergebnissen in Kooperation mit ONERA und Airbus Deutschland entworfen. Eine nach diesen Daten gefertigte Negativform der Beule wurde im Experiment verwendet, um die Konturbeule passgenau auf dem Flügel aufzubringen. Hierzu wurde die auf dem Flügel befestigte Form mit flüssigem Harz gefüllt, so dass nach Aushärten und Abnehmen der Schale die Form der Konturbeule auf dem Flügel zurückbleibt, Abbildung 3.

In dieser Konfiguration wurde der Einsatz der Konturbeule zur Stosssbeeinflussung an einer transsonischen Halbmodell-Transportflugzeugkonfiguration im S2MA mittels Kraft-, Druck- und PSP-Messungen untersucht.

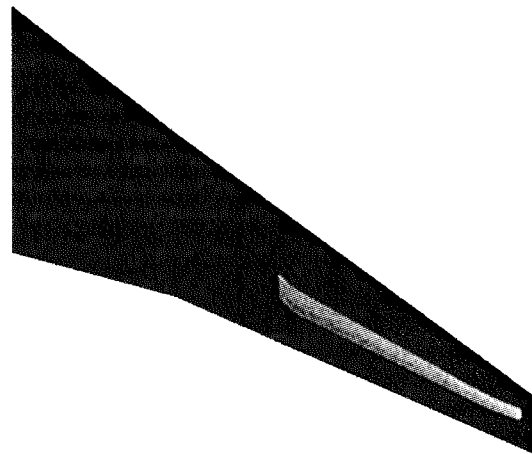


Abbildung 3: CAD-Draufsicht des Flügels mit Konturbeule

Literatur

- [1] Knauer, A.: „Die Leistungsverbesserung transsonischer Profile durch Konturmodifikationen im Stoßbereich“, DLR-FB-1998-03, 1998
- [2] Birkemeyer, J.: „Widerstandsminimierung für den transsonischen Flügel durch Ventilation und adaptive Konturbeule“, DLR-FB-1999-28, 1999

weiteres Vorgehen

Auswertung der Messergebnisse; Validierungsrechnung mit Navier-Stokes-Verfahren

Datum: 31.01.2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Kai Richter, Dr. 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 Deutschland	
Thema	Experimenteller Einsatz von Split Flaps am transsonischen Flügelprofil VC-Opt im Transsonischen Windkanal Göttingen	

Ausgangssituation

Im Rahmen des Technologievorhabens ProHMS wird in Kooperation von Airbus Deutschland und dem DLR ein neuartiger Flügel mit multifunktionalen Steuerflächen für ein Flugzeug nächster Generation (FNG) entwickelt [1]. Bei Start und Landung soll dieser Flügel eine deutliche Verbesserung der aerodynamischen Leistung durch ein neuartiges, multifunktionales Hochauftriebssystem im Vergleich zu konventionellen Flügeln erreichen. Beim High-Speed-Design des neuartigen Flügels für Reiseflugbedingungen wird gezielt der adaptive Einsatz der Steuerflächen miteinbezogen, so dass z.B. eine spannweite Lastumverteilung vorgenommen werden kann, die zur Reduktion von Flügellasten und Widerstand führt. Als Steuerflächen werden in diesem Ansatz konventionelle Tabs verwendet. Als alternative Möglichkeit zur Wölbungssteuerung werden ebenfalls Mini-TEDs (Miniature Trailing-Edge Devices) in Form von Split Flaps untersucht.

Ziel

Der Einfluss von Split Flaps auf die transsonische Umströmung eines zweidimensionalen Flügelprofils soll untersucht und hinsichtlich ihres Potentials zur aerodynamischen Leistungssteigerung bewertet werden.

Lösungsweg

Der Einsatz von Split Flaps (SF) wurde am zweidimensionalen Profil VC-Opt im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) experimentell untersucht [2]. Die Messungen wurden mit einem Profilmodell der Spannweite $b = 1$ m und der Profiltiefe $c = 0.4$ 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. Die Transition wurde mit einem Streifen bei $x_t/c = 10\%$ auf Druck- und Saugseite des Modells fixiert. Außer dem Basisflügel kam das Profil zusätzlich mit Split Flaps der Länge $l_{sf}/c = 2\%$ mit Ausschlagwinkeln $\delta_{sf} \in [0^\circ, 7.5^\circ, 15^\circ, 22.5^\circ, 30^\circ, 37.5^\circ]$ und einer Scharnierlage bei $x_{sf}/c = 98.5\%$ zum Einsatz. Neben der Variation des Ausschlagwinkels wurde ein Vergleich von Split Flap und divergenter Hinterkante vollzogen. Des weiteren wurden verschiedenartig perforierte Split Flaps untersucht. Abbildung 1 zeigt die schematische Darstellung von Split Flap und divergenter Hinterkante.

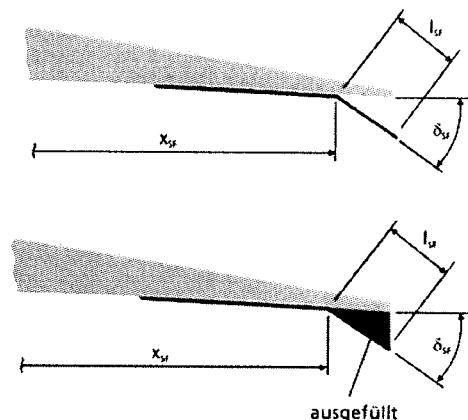


Abbildung 1: Split Flap (oben) und divergente Hinterkante (unten)

Ergebnis

Trotz ihrer geringen geometrischen Abmaße ist die Split Flap wie andere MiniTEDs in der Lage, einen starken Einfluss auf die transsonische Profilumströmung am VC-Opt-Profil auszuüben. Wie bei der Gurney Flap bewirkt die Split Flap eine Strömungsumlenkung an der Profilhinterkante und die Ausbildung eines Totwassergebiets stromab hiervon. Dieses führt zu einer Zirkulationszunahme in der Profilumströmung im Vergleich zum Basisprofil und zum anderen wird die Druckverteilung durch das Totwassergebiet in einer für MiniTEDs charakteristischen Weise im hinteren Profilbereich aufgespreizt. Das Rear-Loading wird dadurch mit zunehmendem Klappen ausschlagwinkel δ_{sf} deutlich erhöht und das Überschallgebiet durch die gesteigerte Zirkulation ausgedehnt. Beides führt wie bei der Gurney Flap zu deutlichem Auftriebszuwachs, hier in Abhängigkeit von SF-Länge und SF-Winkel, Abbildung 2a. Der Maximalauftrieb kann durch den Einsatz von Split Flaps ebenfalls erhöht werden. Dieses ist auf die Verschiebung des Ablösebeginns zu höheren Auftriebsbeiwerten infolge der Reduktion des adversen Druckgradienten im hinteren Bereich der Oberseitenumströmung zurückzuführen. Die aerodynamische Leistung des VC-Opt-Profil hinsichtlich der Gleitzahl kann durch den Einsatz von Split Flaps ebenfalls verbessert werden. Neben einer Erhöhung des maximalen Gleitzahl wird durch eine Split Flap mit variablem Ausschlag eine deutliche Erweiterung des günstigen Betriebsbereichs des Profil hin zu höheren Auftriebsbeiwerten erzielt, Abbildung 2b.

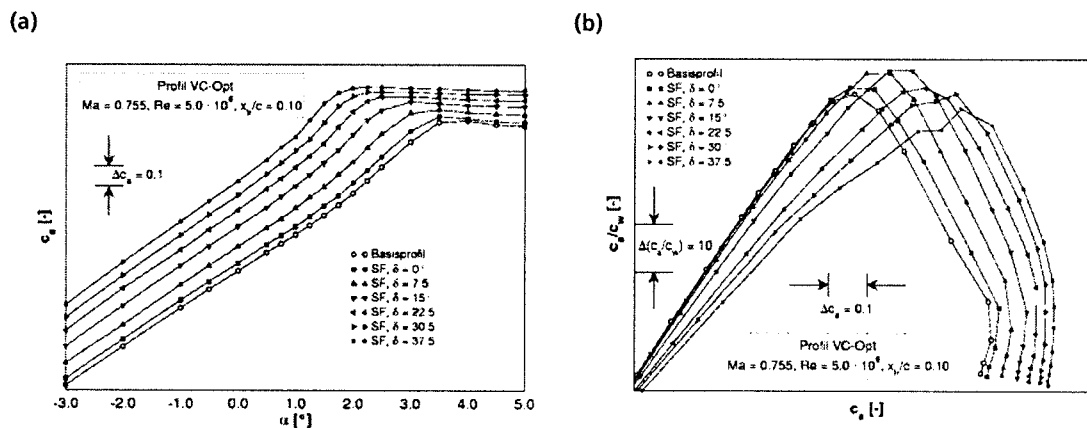


Abbildung 2: Auftriebskurven (a) und Gleitzahlkurven (b) des VC-Opt-Profiles im Basiszustand sowie mit Split Flaps (SF) verschiedener Ausschlagwinkel δ bei $Ma = 0.755$

Der Vergleich zwischen normaler Split Flap mit offenem Spalt und divergenter Hinterkante, d.h. Split Flap mit ausgefülltem Spalt, zeigt kaum Unterschiede. Dieses zeigt, dass die Split Flap als technische Umsetzung einer variablen divergenten Hinterkante verwendet bzw. die Split Flap bei Windkanalmodellen mit komplizierten geometrischen Verhältnissen durch eine einfacher zu fertigenden divergenten Hinterkante ersetzt werden kann.

Bei der Untersuchung von Split Flaps mit einer Perforation von ca. 10% konnte festgestellt werden, dass dieses am VC-Opt-Profil kaum bis gar keinen Einfluss auf die aerodynamische Leistung des VC-Opt-Profiles im Vergleich zu nicht perforierten Split Flaps hat. Die Variation der Art der Perforation (vertikale, horizontale Schlitze, kreisförmige Bohrungen) bei nahezu gleichem Durchflussverhältnis zeigte ebenfalls keinen Einfluss.

Literatur

- [1] G. Dargel, H. Hansen, J. Wild, T. Streit, H. Rosemann, K. Richter, „Aerodynamische Flügelauslegung mit multifunktionalen Steuerflächen“, DGLR Jahrestagung 2002, DGLR-2002-096, 2002
- [2] K. Richter, „Druckverteilungsmessung am 2D-Profil VC-Opt mit Split Flaps im Transsonischen Windkanal Göttingen“, Interner Bericht, DLR, IB-224-2003 C 01, 2003

weiteres Vorgehen

Numerische Simulation von Profilumströmungen mit Split Flaps mit dem Navier-Stokes-Verfahren Tau

Datum: 30.01.2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Rudnik

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: 38108 Braunschweig,
Lilienthalplatz 7

Telefon: 0531/2952178
Telefax: 0531/2952320
e-mail: ralf.rudnik@dlr.de

weitere Partner: Arno Ronzheimer

Thema: Numerical Investigation of the Flow around different Slat Tracks of a Swept High Lift Wing Segment

Ausgangssituation:

The aerodynamic application of modern CFD methods based on RANS equations has matured to a state, where 3-dimensional aircraft configurations with a deployed high lift system are manageable [1]. Yet, while the global complexity of the simulated aircraft configurations is extended, a number of secondary geometry features of the considered configurations, such as slat or flap tracks and fairings, are usually still neglected due to grid point number and turn-around time restrictions. On the other hand, e.g. the blockage of slat tracks in the slot between slat and main wing or the displacement of large flap track fairings [2] can significantly influence the global aerodynamic parameters. In addition, experimental aero acoustic investigations have shown, that the complex vortex dominated flow around a slat track can be a significant aero acoustic noise source.

Ziel:

Facing this background, a numerical investigation is carried out to evaluate the dominant features of the flow around the slat track of a typical large transport aircraft-type wing in landing configuration. As the optical access at that portion of the high lift wing is quite limited, numerical investigations represent a straightforward means to enhance the understanding of the flow field. In particular the interaction of the vortex flow, which evolves at the lee side of the tracks, with the fixed wing leading edge and the slat lower side is of importance to assess potential aero acoustic effects.

Lösungsweg:

To investigate the track flow, a wing segment is modelled, which has a span wise extension according to the track separation distance. Figure 1 shows the CAD model and Figure 2 the surface description of the hybrid unstructured grid, generated with the commercial CENTAUR grid generation system. The total grid point number amounts to 3 mil. points. For the flow computations the DLR unstructured Navier-Stokes flow solver TAU and the Spalart-Allmaras turbulence model with Edwards modification is used. At both span wise boundaries of the computational domain periodic boundary conditions are prescribed.

Ergebnis:

In order to assess the influence of slat tracks on the aerodynamics of the configuration, a track as used for a wind tunnel model is investigated and compared to a track, which has the size and position of the real aircraft track. In Figure 3 and Figure 4 computed isobars on both configurations are shown together with wall streamlines. First evaluations reveal, that the model track produces about 15 lift counts higher total lift than the aircraft track. This is due to increased velocity levels at the slat trailing edge and the fixed wing leading edge, that are

induced by the larger vortex, that develops behind the model track. From the aero acoustic point of view, adverse acoustic effects of this interaction are anticipated. In the final paper a detailed analysis of the different flow fields will be presented. In addition, a configuration without track will be computed and analysed to allow a broader study of the track influence. Moreover, an investigation of the influence of grid resolution by local grid adaptation is scheduled to analyse the numerical influence on the prediction of the vortex flows.

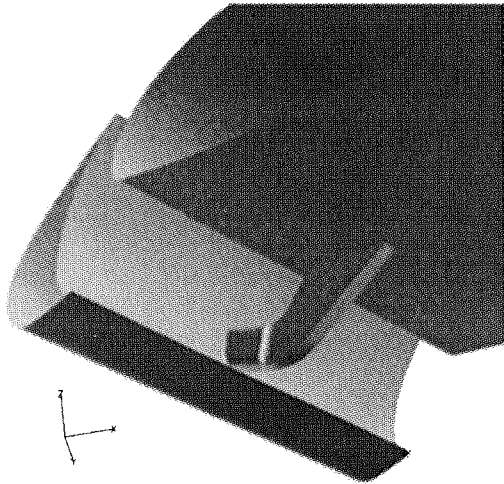


Figure 1. CAD geometry of model track

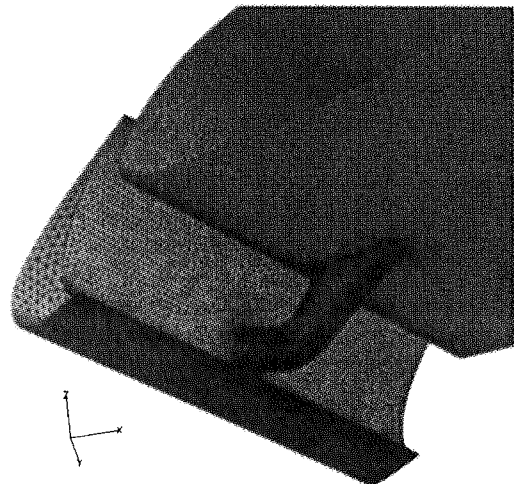


Figure 2. Unstructured surface grid

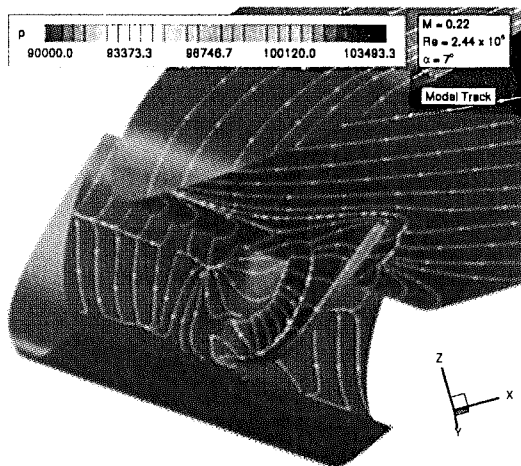


Figure 3. Surface flow around model track

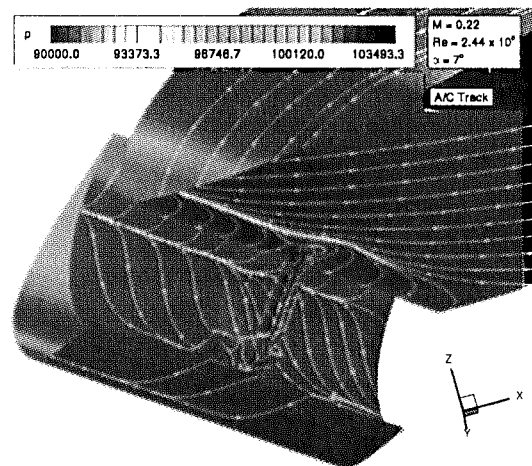


Figure 4. Surface flow around aircraft track

Literatur:

- [1] R. Rudnik, S. Melber, A. Ronzheimer, O. Brodersen, *3D RANS Simulations for Transport Aircraft High Lift Configurations*, Journal of Aircraft, Vol. 38, No. 5, Sept.-Oct., 2001, pp .895-903 (2001)
- [2] Christopher L. Rumsey et.al., *Three-Dimensional Effects on Multi-Element High Lift Computations*, AIAA paper 2002-0845, 2002

Datum: 20.06.02

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starfluglertechnologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Ante Soda

Institution: DLR Institute of Aeroelasticity

Adresse:

DLR-AE

Bunsenstrasse 10

D-37073 Goettingen

Telefon: 0551 709 23 56

Telefax: 0551 709 28 62

e-mail : ante.soda@dlr.de

weitere Partner: Tiana Tefy

Thema:

Numerical Investigation of Wing-Nacelle Interference Effects
at Transonic Flow Conditions for a Generic Transport Aircraft Configuration

Ausgangssituation:

The following numerical tools have been developed and are available for aerodynamic analysis and design of a wing-pylon-nacelle cluster:

- Grid generation codes: Aengus_MB (in-house developed, 3-D, structured multi-block [3]), Centaur (commercial, 3-D, unstructured/hybrid [5]),
- Flow solvers: Tau-Code (DLR code, finite volume, unstructured, Euler/N-S [6]), EUVIMB (in-house developed, finite volume, structured multi-block, Euler [4]),
- Original geometry data: HPF7 aerofoil, DLR-F6 nacelle, DLR-F6 pylon.

Ziel:

Modern transport aircrafts fly at transonic cruise conditions where local supersonic flow regions and shock waves occur. This may lead to non-linear aeroelastic problems (non-linear flutter, LCO) which cause fatigue and it is important to get an accurate understanding of the complex aerodynamic phenomena for the transonic flow conditions [1]. For flutter related phenomena the integration of large engine nacelles seems to play an increasingly important role [2]. Therefore a basic investigation of the engine interference effects on flutter is planned in the DLR-ONERA project HighPerFlex. The current work focuses at the numerical investigation of steady physical phenomena that occur in the region of wing-pylon-nacelle cluster for a generic transport aircraft configuration. These results are used to define a wind-tunnel model geometry for the experimental flutter research planned at TWG.

Lösungsweg:

- 1) Definition of investigation strategy and numerical test cases (variation of geometry parameters),
- 2) Grid generation (variation of grid parameters, use of both structured and unstructured approaches, Figures 1 and 2),
- 3) Flow solutions (use of both structured and unstructured CFD flow solvers, inviscid and viscous calculations, variation of flow parameters, Figures 3 and 4).

Ergebnis:

Both CFD solvers, the EUVIMB Euler multi-block code and the Tau-code, were run in the Euler mode at first. They were both successful in capturing the important flow features, especially in the critical region between nacelle, pylon and wing lower surface where strong acceleration due to channel flow effect occurs. Furthermore, the comparison of results obtained with both codes showed good overall agreement (Figures 3 and 4). Strength and position of the shock wave is accurately predicted and its dependency on the geometry parameters variation is investigated. Current work is completed with the simulation of viscous effects in order to define the details of wind-tunnel geometry and the correct positions of pressure measurement points.

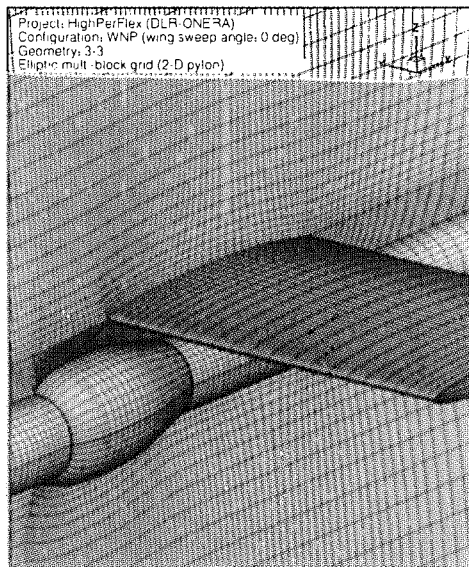


Figure 1: Structured multi-block grid.

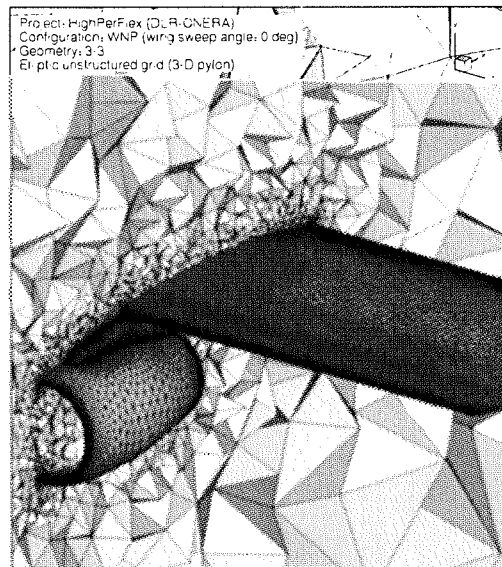


Figure 2: Unstructured grid.

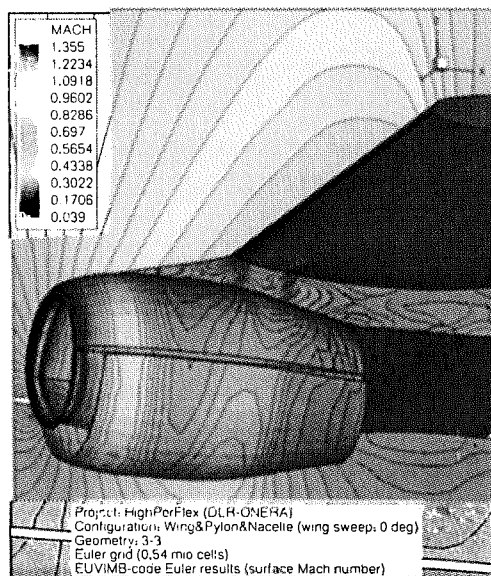


Figure 3: Mach number surface distribution (EUVIMB result)

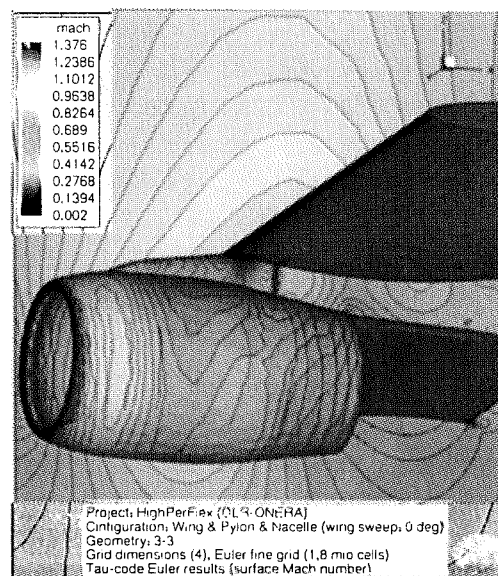


Figure 4: Mach number surface distribution (Tau-code result)

Literatur:

- [1] Bisplinghoff, R.L., Ashley, H., and Halfman, R.L., „An Introduction to the Theory of Aeroelasticity“, John Wiley and Sons, New York, USA, 1955
- [2] Rossow, C.C., Godard, J.L., Hoheisel, H., and Schmitt, V., „Investigation of Propulsion Integration Interference Effects on a Transport Aircraft Configuration“, AIAA/SAE/ASME/ASEE 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Nashville (TN), USA, 1992
- [3] Soda, A., „The Multi-Block Grid Generator Aengus_MB – Development and Applications For Complete Transport Aircraft Configurations“, DLR-IB 232-2001 C 05, Germany, 2001
- [4] Tefy, T., „A Multi-Block Euler Solver for 3D Compressible Flows: User's Guide“, DLR-IB to be published in 2002
- [5] <http://www.centaursoft.com>
- [6] Many authors, „Tau-Code User Guide“, Release August 12, 2001, DLR, Germany, 2001

weiteres Vorgehen:

Within the HighPerFlex project the following development is planned:

- Validation of steady CFD results with the TWG experimental data,
- Numerical simulation of unsteady flow around the HighPerFlex geometry,
- Validation of unsteady CFD results with the TWG experimental data.

Datum:

Goettingen, 17/06/2002

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflüglertechnologie / Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Roland Wilhelm

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-2283

Telefax: 0531-295-2320

e-mail : roland.wilhelm@dlr.de

Thema: Integrierter Entwurf von installierten Triebwerksgondeln an Verkehrsflugzeugen mit einem inversen Verfahren

Ausgangssituation: Neben der Nachrechenaufgabe, bei der eine existierende Konfiguration strömungsmechanisch analysiert wird, besteht die Entwurfsaufgabe darin, zu einem vorgegebenen Strömungsfeld eine geeignete Geometrie zu finden, die bei gegebenen Anströmparametern dieses Strömungsfeld erzeugt. Zu solchen Verfahren zählen neben Optimierungsmethoden besonders inverse Verfahren. Bei diesen wird das zu erreichende Strömungsfeld z.B. in Form einer Zieldruckverteilung auf der zu entwerfenden Kontur vorgegeben. In einem Entwurfskreislauf wird das inverse Verfahren mit einem Strömungslöser gekoppelt, um so in einem iterativen Ansatz zu versuchen, die Zieldruckverteilung zu erreichen. Das dieser Arbeit zugrunde liegende inverse Verfahren wurde zum Entwurf von Profilen und Flügeln [1] sowie isolierter Triebwerksgondeln [2] unter Einbindung des block-strukturierten DLR Strömungslösers FLOWer verwendet. Eine Erweiterung des Verfahrens ermöglicht den Entwurf installierter Triebwerksgondeln, wobei dabei der unstrukturierte DLR Strömungslöser TAU eingesetzt wird [3].

Ziel: Das in Bild 1 gezeigte modulare Verfahren soll zum inversen Entwurf eines installierten Triebwerks eingesetzt werden. Dabei ist es das Ziel, für eine gegebene Ausgangskonfiguration, die bei einer erhöhten Reiseflugmachzahl betrieben werden soll, eine Triebwerksgondel zu entwerfen. Die zu erwartenden Änderungen des Strömungsfeldes im Bereich von Flügel, Pylon und Triebwerksgondel sollen dabei so gering wie möglich gehalten werden.

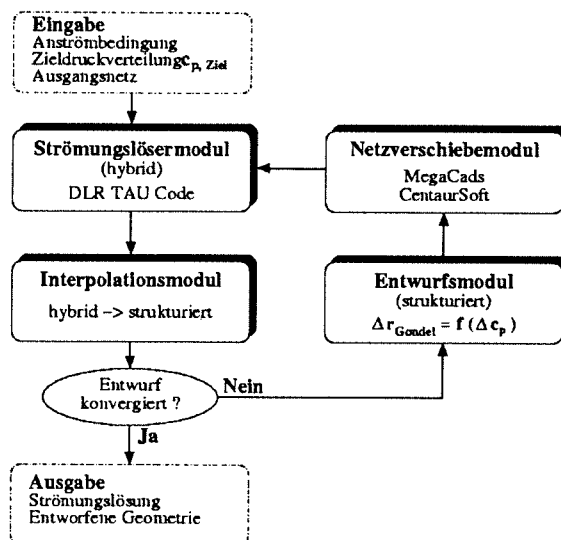


Bild 1: Ablaufdiagramm des modularen Entwurfsverfahrens unter Verwendung unstrukturierter Nachrechengitter

Lösungsweg: Bei der für diesen Entwurf verwendeten Ausgangskonfiguration handelt es sich um die DLR ALVAST Konfiguration, ausgestattet mit einer VHBR- (very high bypass ratio) Triebwerksgondel. Die für den Entwurf erhöhte Flugmachzahl beträgt $Ma_\infty = 0.82$ bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 1.5^\circ$. Um eine Triebwerksgondel mit möglichst geringen Strömungsfeldänderungen zu entwerfen, wird als Zieldruckverteilung die Druckverteilung der installierten Triebwerksgondel bei der ursprünglich geringeren Flugmachzahl $Ma_\infty = 0.75$ vorgegeben. Aufgabe des Entwurfsverfahrens ist es nun, eine geeignete Gondelkontur zu entwerfen.

Ergebniss: Das Ergebniss des Entwurfs ist in Bild 2 zu sehen. Dargestellt sind Oberflächen-druckverteilungen und Profile der Triebwerksgondel in drei Schnitten in Umfangsrichtung bei $\Theta = 45^\circ$ (Pylon, aussenbord), 180° und 315° (Pylon, innenbord). Die Druckverteilungen zeigen jeweils die Ausgangs- und Zieldruckverteilung sowie die Druckverteilung des Entwurfs. Die Profile zeigen die Ausgangs- und die entworfene Geometrie. Wie zu sehen ist, wird die Zieldruckverteilung in allen drei Schnitten erreicht. Leichte Abweichungen sind im Einlauf bei $\Theta = 180^\circ$ zu erkennen. Um die höheren Druckbeiwerte der Zieldruckverteilung zu erreichen, wird der maximale Radius der Triebwerksgondel verkleinert (siehe Profilschnitt bei $\Theta = 180^\circ$), was zu einer schlankeren Gondel führt. Weiterhin wird der Radius der Vorderkante verkleinert, um die Saugspitzen zu verringern.

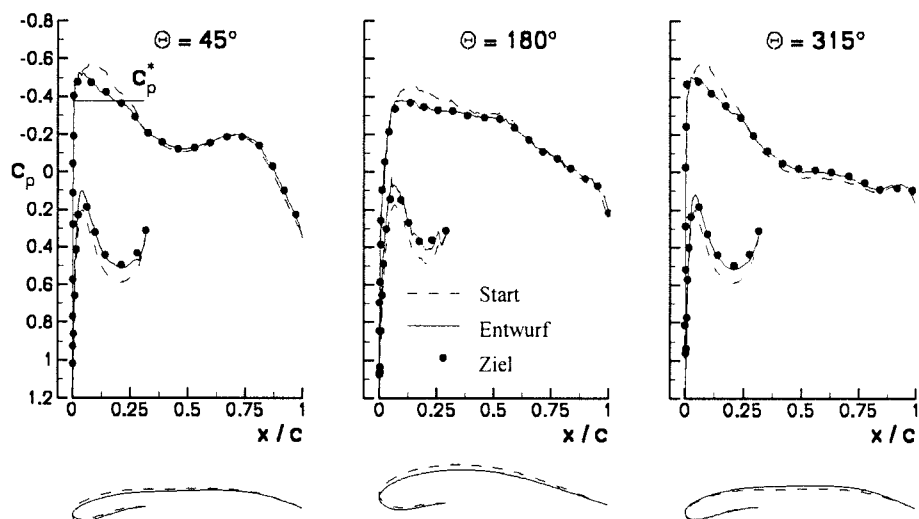


Bild 2: Entwurf einer installierten Triebwerksgondel bei $Ma_\infty = 0.82$: Druckverteilungen und Profile in drei Schnitten in Umfangsrichtung

Literatur:

- [1] Bartelheimer, W.: *An Improved Integral Equation Method for the Design of Transonic Airfoils and Wings*. AIAA Paper 95-1688, 1995
- [2] Hepperle, M., Bartelheimer, W., Bousquet, O.: *Application of an Inverse Design Method to the Design of Transonic Nacelles*. In Hoheisel, H. (Herausgeber.): *Aspects of Engine-Airframe Integration for Transport Aircraft*. DLR Mitteilungen 96-01, 1996
- [3] Wilhelm, R.: *An Inverse Design Method for the Design of Isolated and Wing-Mounted Engine Nacelles*. AIAA Paper 2002-0104, 2002

Weiteres Vorgehen: Bei dem gezeigten Entwurf wurden keine geometrischen Randbedingungen berücksichtigt. In weiteren Entwürfen soll dies geschehen und gegen die Änderungen im Strömungsfeld abgewogen werden. Ausserdem ist der Entwurf bei anderen Betriebspunkten zu untersuchen.

Datum: 20. Juni 2002

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel kleiner Streckung Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. A. Allen, Dr.-Ing. C. Weishäupl, o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka		
Institution	Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon	+89-289-16149
		Telefax	+89-289-16151
weitere Partner	—		
Thema	<i>Klappenwirksamkeit eines Deltaflügels mit Außenlast unter Anwendung eines Euler-Verfahrens bei kleinen Störungen</i>		
Ausgangssituation	Die Klappenwirksamkeit eines Fluggeräts ist über die gesamte Flugenvelope sicherzustellen. In diesem Zusammenhang wurde am Lehrstuhl für Fluidmechanik der Technischen Universität München FLM-TUM die Klappenwirksamkeit eines 53°-Deltaflügels ausgestattet mit einer inneren und äußeren Hinterkantenklappe im transsonischen Bereich numerisch untersucht. ^{2,3} Die Simulationen ergeben, daß die Klappenwirksamkeit mit zunehmenden Anstellwinkel abnimmt, was auch aus experimentellen Daten bekannt ist.		
Ziel	Der Deltaflügel soll nun in seiner Geometrie um eine Außenlast ergänzt werden. Schwerpunkt der hier vorgestellten Untersuchung liegt in der Beurteilung des Einflusses der Außenlast auf die Klappenwirksamkeit. Dazu werden harmonische Oszillationen der inneren und äußeren Klappe durchgeführt. Untersucht wird der transsonische Bereich bei verschiedenen Anstellwinkeln.		
Lösungsweg	Numerische Simulationen unter Verwendung der nichtlinearen Euler-Gleichungen bieten eine gute Ergebnisqualität, sind aber mit einem erheblichen Rechenzeitaufwand verbunden. Da bei vielen instationären Strömungen die Annahme, daß die instationäre Störung klein gegenüber der stationären Grundströmung ist, zulässig ist, hat der Lehrstuhl für Fluidmechanik der Technischen Universität München ein Euler-Verfahren bei kleinen Störungen FLM-SDEu entwickelt.¹ Unter der Annahme kleiner Störungen wird dabei 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 (Small Disturbance Euler) herleiten. Die Vorteile einer solchen Methode lassen sich wie folgt zusammenfassen: Die Ergebnisqualität ist gegenüber einem nichtlinearen Euler-Verfahren sehr zufriedenstellend. Der instationäre Lösungsanteil resultiert direkt ohne Extraktion aus der Gesamtlösung. Die Rechenzeit ist gegenüber einem nichtlinearen Verfahren erheblich reduziert. 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 FLM-SDEu wird auf die instationäre aerodynamische Simulation von Schwingungen der Inboard- und der Outboard-Klappe eines 53° -Deltaflügels mit Außenlast bei transsonischer Anströmung für verschiedene Anstellwinkel angewandt. Die Diskretisierung des Rechenspaces erfolgt mit einem strukturierten Multiblock-Netz. Das Startnetz wird mittels ICEM-CFD erzeugt, die Netzglättung erfolgt mit dem lehrstuhleigenen Netzglätter GRID-FLM. Geometrie und Oberflächennetz sind in Bild 1 dargestellt. Stationäre und instationäre Ergebnisse werden vorgestellt und die Klappenwirksamkeit quantifiziert.

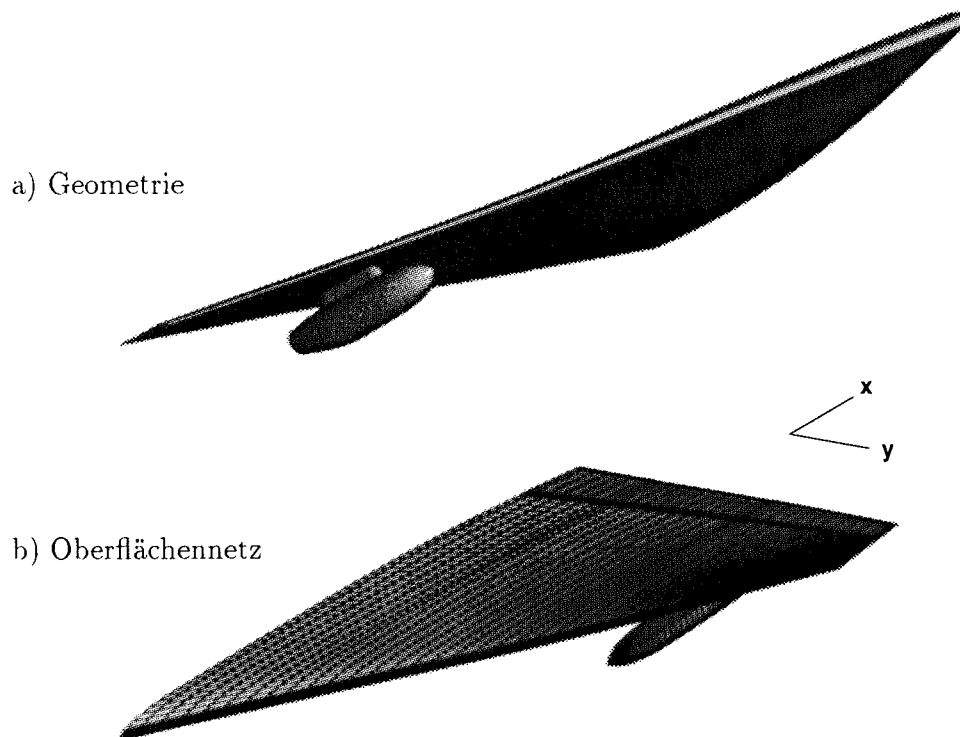


Bild 1: Geometrie und Oberflächennetz

- Literatur**
- [1] E. Kreiselmaier, B. Laschka:
Small Disturbance Euler Equations: Efficient and Accurate Tool for Unsteady Load Prediction. Journal of Aircraft, Vol. 37, No. 5, 2000, pp. 770-778.
 - [2] C. Weishäupl, B. Laschka:
Nonlinear and Small-Disturbance Euler (SDEu) Calculations for Delta Wing Flap Efficiency. AIAA Paper 2000-0124, 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, USA, 10-13 January, 2000.
 - [3] C. Weishäupl, A. Pechloff, U. Sickmüller:
Instationäre Luftkräfte bei Klappenschwingungen mit Hilfe der Euler Gleichungen für kleine Störungen (SDEu). TUM-FLM-99/26, Lehrstuhl für Fluidmechanik, Technische Universität München, Garching, 1999.
- weiteres Vorgehen** Das Verfahren FLM-SDEu wird weiterentwickelt und auf verschiedene Problemstellungen angewandt: Momentan wird FLM-SDEu um eine Grenzschichtkopplung erweitert, zudem wird die zweite Harmonische berücksichtigt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fluegel kurzer Streckung

Ansprechpartner: Werner Haase

Institution: EADS Deutschland GmbH, Military Aircraft

Adresse: Dept. MT63, Build. 70.N
D-81663 Munich

Telefon: +49-(0)89-607-24457
Telefax: +49-(0)89-607-29766
e-mail : werner.haase@m.eads.net

weitere Partner: Joachim Grashof, Martin Stettner

Thema: Optimierung aerodynamischer/aeroelastischer Performance am Beispiel des X31 Fluegels

Ausgangssituation:

Zur Steigerung aerodynamischer/aeroelastischer Performance werden verstaerkt Optimierungsverfahren eingesetzt. Dabei haben gradienten-basierte Verfahren einen hohen Stellenwert und sind ausreichend validiert. Fuer eine Optimierung mit diskreten Designparametern jedoch sind sie nicht einsetzbar. Daher sollen evolutionaere Algorithmen zum Einsatz kommen, die diesen Beschraenkungen nicht unterliegen.

Ziel:

Ziel ist einerseits die aerodynamische Optimierung des Fluegelgrundrisses der X31, einem Demonstratorflugzeug (Rockwell/EDAS-M) mit Schubvektorsteuerung. Hierzu werden sowohl ein genetischer Algorithmus als auch eine evolutionaere Strategie eingesetzt und als multi-objective Fall behandelt. Die hauptsaechliche Zielfunktion fuer den aerodynamischen multipoint Optimierungs Testfall ist die Minimierung des Widerstands in zwei unterschiedlichen Flugbereichen (transonic/supersonic).

Im zweiten Fall wird eine interdisziplinaere Optimierung angestrebt, die die Rollrate des Fluegels maximieren und gleichzeitig das Gewicht minimieren soll. Zum Einsatz soll ein genetischer Algorithmus kommen, der sowohl die zwei kontinuierlichen (Klappenstellungen der inboard bzw. outboard Klappe) als auch einen diskreten Designparameter (Ort der Klappenteilung) handhaben kann.

Lösungsweg:

Es werden evolutionaere Algorithmen auf ihre Einsatzmoeglichkeit hin untersucht. Fuer den aerodynamischen Testfall werden die EULER Gleichungen geloest fuer eine Fluegelgeometrie mit variabler Klappenstellung. Da sowohl ein transsonischer als auch ein supersonischer Flugzustand simultan optimiert wird, ist eine multi-objective Optimierung eine geeignete Vorgehensweise, nicht zuletzt weil die Paretokurve der nicht-dominierten Individuen dem Ingenieur ein zusaetzliches Entwurfsmittel an die Hand gibt.

Fuer den aeroelastischen Optimierungsfall werden die EADS-M inhouse Software LAGRANGE (aeroleastisches Optimierungssystem) und der ebenfalls EADS-M-eigene HISS-D code (Panel Verfahren) miteinander kombiniert und schliesslich in den Optimierungsprozess eingebunden.

Fuer beide Optimierungsbeispiele wird die FRONTIER Software eingesetzt, die urspruenglich Ergebnis eines EU Vorhabens ist, inzwischen aber als kommerziell ausgereifte Technologie zur Verfuegung steht.

STAB

Ergebnis:

Aerodynamische Planform Optimierung:

Zwei unterschiedliche Flugbereiche werden untersucht:

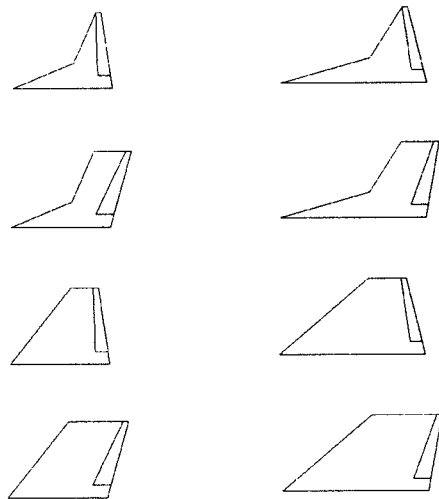
1. Transsonischer Fall:

$Ma=0.7$, $H=6\text{km}$ und $c_A=0.95$, was bei einer "sinnvollen" Rollrate einem Lastvielfachen von $n=3.5g$ entspricht bei einem Staudruck von $q=16,197\text{N/m}^2$; Daraus resultiert ein Anstellwinkel von $\alpha=17^\circ$ der bei der Optimierung beibehalten wird. Die Klappenstellung wird auf 0° eingefroren.

2. Supersonischer Fall:

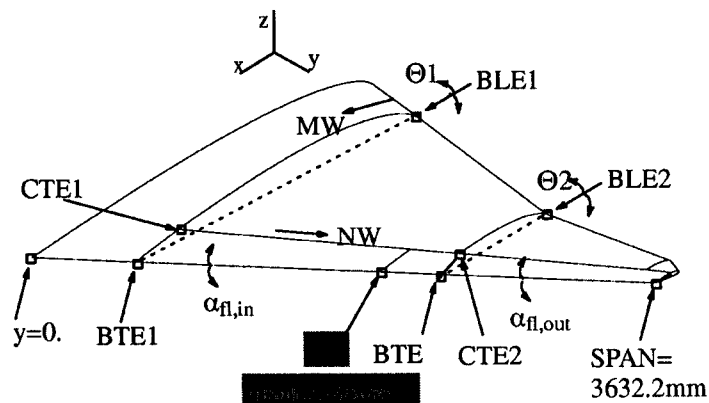
$Ma=1.4$, $H=10\text{km}$ und $c_A=0.07$ wurden hier gewählt, was einem Flugzustand bei $n=1g$ und $q=36,363\text{N/m}^2$ entspricht. Dieser Auftrieb soll erreicht werden durch sowohl den Anstellwinkel des Flügels als auch der Stellung der Klappen, die zusätzlich zur Trimmung benutzt werden um ein angenaehertes Nick-Nullmoment zu erreichen. Wenn hier von "angenaehertem" Nullmoment gesprochen wird, dann bedeutet das, dass $c_M=0$ nicht gefordert wird (eben nur ein kleiner Wert), da grosse Trimmungen durch den Vorflügel (Canard) vorgenommen werden.

Das nebenstehende Bild zeigt mögliche Flügelgrundrisse fuer den X31 Flügel, die bei der vorgegeben Parameterisierung erreicht werden koennen.



Aeroelastische Optimierung:

Fuer diesen Fall wird ein supersonischer Flugzustand ($Ma=1.2$) gewählt. Die aerodynamische Rechnung wird mit einem Panelverfahren hoeherer Ordnung ausgefuehrt. Die strukturelle Lösung beinhaltet eine interne Optimierung (Gradientenmethode), die ein minimales Gewicht fuer den gegebenen Flugzustand ermittelt. Das Gesamtsystem wird mit einem genetischen Algorithmus hinsichtlich der Rollrate, die es zu maximieren gilt, optimiert. Das folgende Bild zeigt die Parameterisierung, die fuer diesen Fall (mit drei Designparametern) benutzt wurde.



Literatur:

G. Schneider et al (2001): Determining wing aspect ratio of a regional aircraft with multi-disciplinary optimisation. DGLR Bericht 2001-05, ISBN 3-932182-21-9.

Weiteres Vorgehen:

Optimierung im weitesten Sinne wird bei EADS-M in vielen Bereichen eingesetzt. Die bisherigen Ergebnisse mit evolutionaeren Methoden werden weiter verfolgt, um eine hoechstmögliche Flexibilität dann zu erreichen, wenn notwendig. Fuer den Fall, dass lokale Optima nicht erwartet werden, sind gradientenbasierte Methoden (hierbei auch adjungierte Methoden) sicher weiter erste Wahl. Vom ingenieurmaessigen Standpunkt kann aber auch der erhoehte Aufwand eines evolutionaeren Algorithmus gerechtfertigt sein.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung / Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Markus Rütten

Institution: DLR - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Technische Strömungen

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2867
Telefax: (0551) 709-2404
e-mail: markus.ruetten@dlr.de

weitere Partner: Dr. Krämer, EADS-M, Ottobrunn
Dr. Claus Wagner, DLR, Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen

Thema:

Vergleichende Analyse des Wirbelplatzens über einem Deltaflügel zur Identifikation von Beeinflussungsmöglichkeiten

Ausgangssituation:

Bei einem Deltaflügel führt schon ein mittlerer Anstellwinkel bei einer entsprechenden Anströmung zu einer Ablösung der Strömung entlang der gesamten Vorderkante. Auf der Saugseite des Flügels bilden sich zwei Vorderkantenwirbel, die die Strömung auf der Saugseite maßgeblich beeinflussen. Durch die hohen Umfangs- und Axialgeschwindigkeiten erzeugen sie unterhalb ihrer Wirbelachse auf der Flügeloberfläche eine Druckabsenkung, Auftrieb und Widerstand werden nichtlinear verstärkt. Durch das veränderte Druckfeld und der Wandreibung entstehen durch weitere Ablösungen zusätzliche Sekundärwirbel. Bis zu mäßigen Anstellwinkeln bleibt die Strömung symmetrisch und vorhersagbar, über einen kritischen Wert hinaus verstärken sich die Wirbel, bis das Wirbelplatzen eintritt. Uplötzlich weitet sich der Wirbelkern auf und die Geschwindigkeiten der Strömung nehmen deutlich ab. Der Druck im Strömungsfeld nimmt dadurch stark zu, das Auftriebsverhalten ändert sich und Nickmomente treten auf. Da das Phänomen meist unsymmetrisch auftritt, entstehen auch starke Rollmomente, wodurch das Flugverhalten destabilisiert wird und die Manövrierfähigkeit eines Flugzeuges mit Deltaflügelkonfiguration deutlich nachteilig beeinflusst wird

Ziel:

Um die destabilisierende Wirkung des Wirbelplatzens hinaus zu zögern oder zu vermeiden, sind Erkenntnisse über die Vorhersagbarkeit und die Struktur des Wirbelplatzens unbedingt erforderlich, die dann erst eine aktive Beeinflussung und Steuerung des Wirbelsystems erlauben. Die räumlich und zeitlich aufgelöste Struktur des Wirbelplatzens ermöglicht das Verifizieren und Entwickeln verschiedener phys. Modellvorstellungen, um die entscheidenden Parameter einzugrenzen und zur aktiven Steuerung zu nutzen.

Lösungsweg:

Die Wirbelstruktur über einem generischen Modell eines 75Grad gepfeilten Deltaflügels wird mit Hilfe einer numerischen Simulation untersucht. Zur Anwendung kommt das vor Ort entwickelte DLR Strömungssimulationsprogramm TAU, das die Untersuchung reibungsbehafteter Strömungen zeitgenau und räumlich mit einer Genauigkeit 2. Ordnung erlaubt. Es werden instationäre Rechnungen mit so hoher zeitlicher und räumlicher Auflösung durchgeführt, daß alle wesentlichen Strömungsstrukturen und Strukturänderungen erfaßt werden. Dazu wird von einer stabilen Ausgangslage durch Variation des Anstellwinkels, d.h. langsame Erhöhung des Winkels, die Struktur des Wirbels langsam verändert bis das Wirbelplatzen auftritt. Die so gewonnenen Daten dienen der weiteren Analyse. Die Analysen selbst finden sowohl im globalen Koordinatensystem als auch im lokalen Wirbelkoordinatensystem statt.

Bei ersteren kommen verschiedene Wirbelidentifikationsmodellen mit ihren unterschiedlichen Kennzahlen zur Anwendung. Ein Vergleich der Kennzahlentwicklung von der stabilen Wirbelstruktur bis zum Wirbelplatzen erlaubt über deren physikalische Interpretation Rückschlüsse auf die wesentlichen Einflußgrößen auf das Wirbelplatzen. Der Bezug zum lokalen Wirbelkoordinatensystem erlaubt die direkte Verbindung zu theoretisch aufgestellten Platzmodellen, da deren Kenngrößen zumeist für axialsymmetrische Koordinatensysteme bzw. entsprechend formulierte und vereinfachte Navier-Stokes Gleichung hergeleitet worden sind.

Vorläufige Ergebnisse:

Die Analyse des Datensatzes im globalen Koordinatensystem wird mit den bekannten Modellen Wirbelstärke, Λ_2 , kinematische Wirbelzahl, Totaldruckverlust, Helicity und einem Invariantenmodell durchgeführt. Aus den jeweiligen Herleitungen ist ein Vergleich der physikalischen Einflußgrößen möglich. Die Vergleichbarkeit der einzelnen Wirbelmodelle läßt sich an Korrelationen zeigen, die in Schnittebenen durchgeführt wird.

Hier zeigt sich, daß im Fall des Wirbelsystem eines Deltaflügels alle angewandten Kriterien anschlagen und die vorhandenen Strukturen wiedergeben. Die Analysen im globalen System zeigen, daß eine axialsymmetrische Beschreibung des Primärwirbels durchaus gerechtfertigt ist, sobald sich der Wirbel ausreichend ausgebildet hat und von der Oberfläche hinreichend entfernt ist.

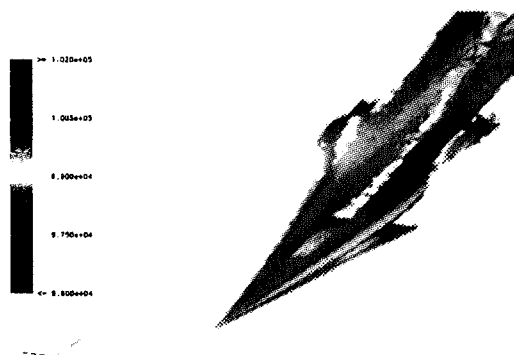


Abb. 1: Wirbelidentifikation mittels Invariante $Q = 0$ des Geschwindigkeitsgradiententensors

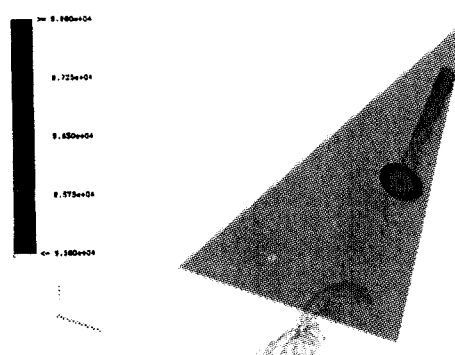


Abb. 2: Wirbelvisualisierung mittels Stromlinien und Druckkontur im lokalen Koordinatensystem

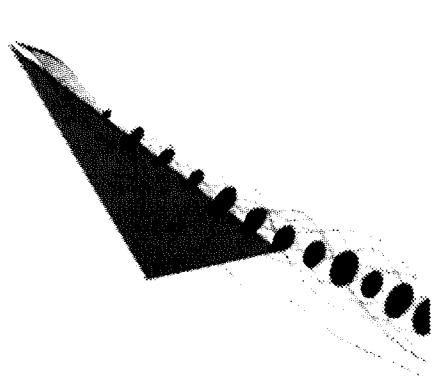


Abb. 3: Extraktion von Analyseflächen zur Definition der lokalen Wirbelkoordinaten

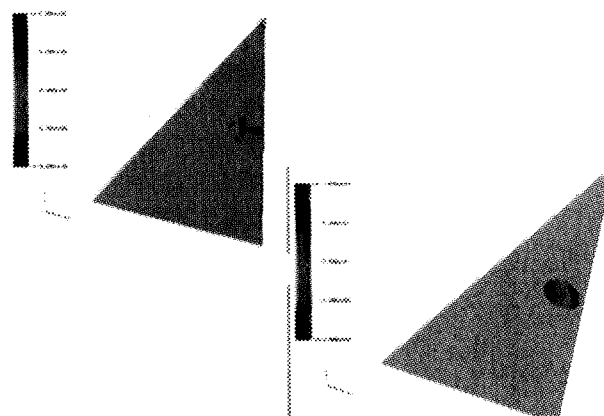


Abb. 4: Stabilitätskennzahl nach Ludwig (oben links) Zirkulation (unten rechts) in lokalen Koordinaten

Zur Bestimmung der lokalen Wirbelkoordinatensystem wird zuerst die Wirbelachse mittels des Paralleloperators von M. Roth bestimmt. Senkrecht dazu verlaufende axialsymmetrische Schnitte bilden die Analyseflächen, auf denen dann die verschiedenen Größen transformiert werden. Somit lassen sich dann Wirbelstabilitätsmodelle, z.B. von Ludwig, Leibovich, Jones u.a., anwenden und miteinander vergleichen. Bei Erhöhung des Anstellwinkels zeigt sich, daß diese Kriterien zum Teil anschlagen und Hinweise auf ein bevorstehendes Wirbelplatzen liefern. Beim Wirbelplatzen selber lassen sich diese Verfahren nicht anwenden, da zu einen eine eindeutige Wirbelachsenbestimmung scheitert, zum anderen die Voraussetzung einer axialsymmetrischen Strömungsstruktur nicht mehr gegeben ist.

Weiteres Vorgehen:

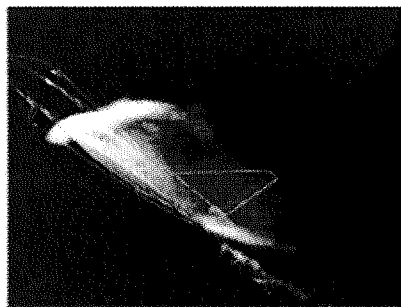
Die Korrelation der einzelnen Wirbelplatzmodelle wird eingehender untersucht, um die Anzahl der verantwortlichen Parameter einzugrenzen. Der Einfluß von Wirbelsteuermaßnahmen, wie Klappen, Geometrieänderungen und Einblasedüsen, wird mit den jetzt verfügbaren Analyseverfahren ebenfalls auf ihre Wirkungsweise und Effizienz untersucht. Ziel ist die Entwicklung neuartiger und effizienter Wirbelsteuermechanismen.

Datum: 21.06.2002

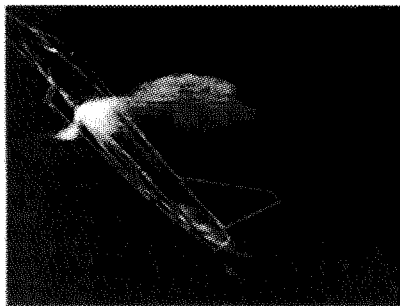
Mitteilung

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
	85748 Garching	Telefax	+89-289-16137
weitere Partner	Dr.-Ing. J. Becker – EADS		
Thema	High Incidence Buffet Flow over Fighter Type Aircraft		
Ausgangssituation	Modern high agility aircraft reach high angles of attack in the post stall region. The ability of future thrust vectored aircraft to operate at very high incidence conditions for longer periods and its benefits for air combat are sufficiently demonstrated. Typical fighter aircraft generate depending on the angle of attack (aoa) several strong vortices through swept leading edges, strakes and canards which may influence pressure and velocity distribution near the fin. Especially the wing vortices are known as sources of fin buffet, limiting fin life cycle and flight envelope. The influence of bursting wing leading edge vortices at lower aoa are thoroughly investigated. Recent measurements on a representative delta canard configuration at aoa up to 90° proved the extensibility of prior results to higher aoa. The influence of leading edge and canard setting on buffet intensity at the fin is recognized but needs further examination. The dominant flow pattern changes at very high aoa from burst vortex flow to vortex shedding. This effect is hardly investigated and the few prior works focus on low aspect ratio delta wings. [1,2]		
Ziel	The investigations are aimed to improve the understanding of a delta canard configuration's fin buffet loads related to different dominant flow patterns at full aoa-range. This is required for developing and improving fin buffeting alleviation methods.		
Lösungsweg	The experiments are conducted on a model of a representative delta canard fighter aircraft in a low speed wind tunnel. The leading edge sweep is $\varphi_W = 50^\circ$ and leading edge deflection angle is changeable by $\delta_{LE} = -20^\circ$. The canard deflection angle can be changed continuously up to $\delta_C = -60^\circ$. The fin is equipped with nine piezoresistive pressure transducers opposite to each other on both sides of the fin to measure the instantaneous surface pressures. First part of the experiment is a comprehensive measurement of fin surface pressures at full aoa-range. Canard and wing leading edge flap settings are varied. Range and resolution of parameter changes are increased compared to prior measurements. The Reynolds number based on the wing mean aerodynamic chord is nearly 1 million. Second part of the experiment is flow visualisation through laser light sheet technique. Planes of different position and orientation are used. The illuminated pattern are recorded by a videocamera at 25Hz per full picture. The recordings are digitized and enhanced by basic picture editing operations (contrast, background noise, superposition of model contour). The achievable Reynolds number is limited to approximately 250000.		

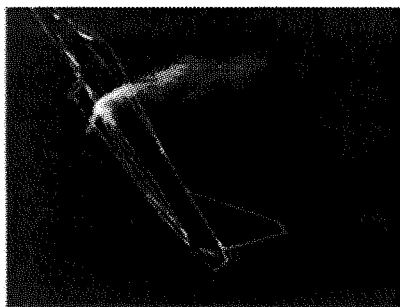
Ergebnis The picture rate was not high enough to resolve the flow pattern fluctuations but the instantaneous flow pattern shows the position of vortex bursting location, size of burst vortex flow or occurrence of vortex shedding, Fig. 1. Comparing these pictures to the measured fin surface pressures allows an improved characterization of buffet loads through the full α -range, Figs. 2, 3.



a) $\alpha = 35^\circ$



b) $\alpha = 45^\circ$



c) $\alpha = 55^\circ$

Fig. 1: Laser light sheets of EF2000 delta wing flow at several high incidences for a plane parallel to freestream and normal to wing surface.

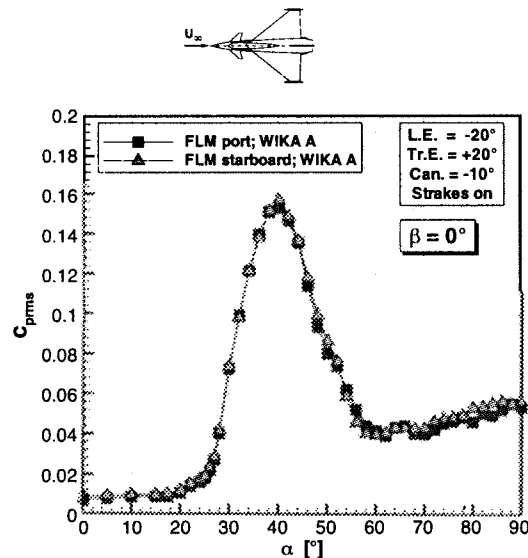


Fig. 2: Unsteady fin surface pressures $c_{p_{rms}}$ of both sides of the fin as function of angle of attack; $U_\infty = 40 \text{ m/s}$, $Re_{l_\mu} = 0.97 \times 10^6$, $\beta = 0^\circ$.

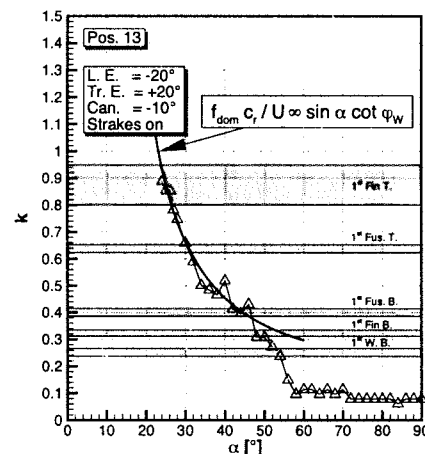


Fig. 3: Dominant reduced frequencies k_{dom} of buffet pressures as function of angle of attack; grey shaded frequency bands: ranges of possible excited structural modes.

- 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 The influence of side slip remains to be investigated. A local velocity measurement technique is required for further information about the flow field.

Datum 23.6.2002

STAB

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

Thema Quasi-Stationäre Hubschrauber-Rechnungen durch Modellierung der Rotoren anhand eines Wirkungsscheibenansatzes

Ausgangssituation:

Zeitgenaues Navier-Stokes Verfahren, welches für viskose Strömungen für die Berechnung der Umströmung von Hubschrauberrümpfen validiert wurde.

Ziel:

Entwicklung und Implementierung eines Wirkungsscheibemodells für Hubschrauberhaupt- und Heckrotoren.

Lösungsweg:

Rotoren werden durch eine auf der Rotorebene gesetzten Kraftverteilung modelliert, die zum Beispiel anhand des Rotorsimulations-Verfahren S4 des DLR erzeugt werden kann. Diese Kraftverteilung muss erstmal in das Koordinatensystem des Rechnernetzes umgewandelt und dann als Impuls- und Energiequellterme in die Navier-Stokes-Grundgleichungen eingefügt werden.

Ergebnis:

Eine realistische Konfiguration, nämlich der Eurocopter Dauphin-Rumpf, wurde im Vorwärtsflug gerechnet. Im Bild 1 ist die dreidimensionale Verteilung der X-Komponente des Wirbeligkeitsvektors an einzelnen senkrecht zur Hauptströmungsrichtung gestellten Ebenen zu sehen, wobei die Randwirbel des Rotores sichtbar gemacht worden sind. Im linken Teil des Bildes ist ein Ergebnis für eine gleichförmige (konstanter Drucksprung) bzw. im rechten ein für eine ungleichförmige Actuator Disc (Kraftverteilung) dargestellt. Im Bild 2 sind Vergleiche mit experimentellen Druckmessungen aufgemahlt worden: rechts für einen isolierten Rumpf und links für eine Rumpf-Hauptrotor-Konfiguration. Dabei erkennt man den Vorteil einer ungleichförmigen Actuator Disc, indem sie Druckmessungen insbesondere auf dem Heckausleger und Leitflächen besser widerspiegeln kann.

Literatur:

[1] Le Chuiton, F. "Actuator Disc Modelling for Helicopter Rotors", 28th ERF, Bristol, England, Sept. 2002.

weiteres Vorgehen:

Demnächst wird eine gesamtvalidierung der Entwicklung durchgeführt, indem eine vollständige Konfiguration, also Rumpf-Hauptrotor-Heckrotor, gerechnet werden muss. Ausserdem müssen auch Triebwereinlass und -Auslass modelliert werden.

AD: Uniform Delta Pressure

AD: ONERA force distribution

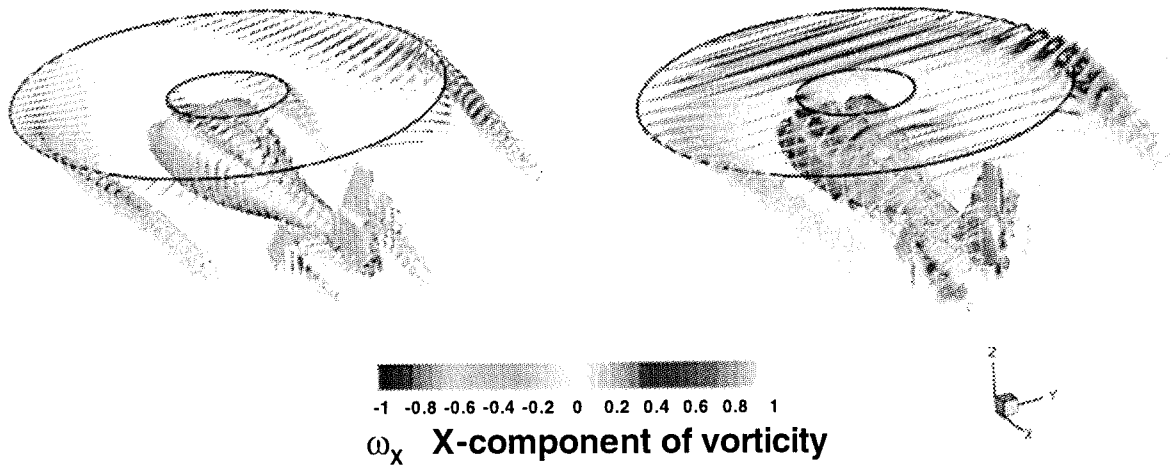


Bild 1: Wirbeligkeitsverteilung

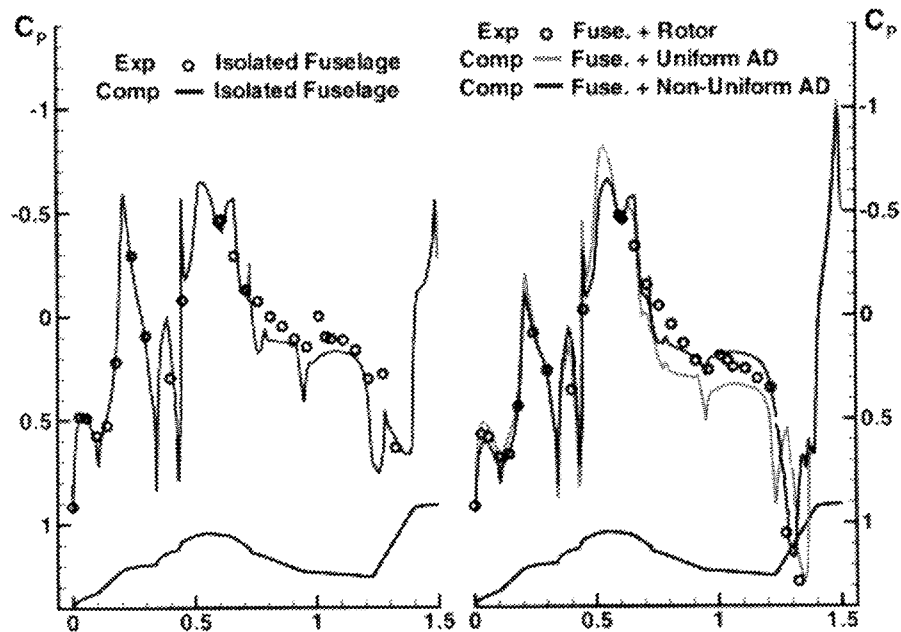


Bild 2: Vergleich mit Druckmessungen

Mitteilung

Projektgruppe/ DREHFLÜGLER
Fachkreis

Ansprechpartner Gunawan Kowani

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2457.

Telefax: 0531 / 295 - 2914

weitere Partner Michel Costes, Onera, DAAP, BP 72-29, av. de la Division Leclerc,
F-92322 Chatillon Cedex, France, Telefon.: 0033-146734229

Thema Vorticity confinement method for the conservation of a free vortex

Ausgangssituation:

The vorticity confinement method is applied to an Euler based code for the computation of a flow with a free vortex. The vortex that otherwise dissipates quickly due to the numerical viscosity can now be conserved for a long distance.

Ziel:

To conserve the vortex in a relatively coarse grid for a rotor configuration

Lösungsweg:

Body forces are applied on the vortex in order to compensate the effect of the numerical viscosity and to eliminate dissipation effects. This body force is added to the momentum and the energy equation in the form of source terms, the continuity equation remains unaffected. Only the distribution of the vorticity is sufficient to determine the body force direction. The amount and the distribution of the body forces is linked to the numerical viscosity through the vorticity transport equation [2]. Thus the confinement parameter can be determined automatically in contrast to the original method [1] in which it is empirical.

Ergebnis:

The method is applied to the convection of the 2D vortex on a cartesian grid and it is found that the vortex can be conserved for a long distance although there is an oscillation of the vortex strength. It is found that the grid uniformity is important in order to conserve the vortex. For a non cartesian grid no satisfactory results can be obtained so far. Probably the truncation error is bigger than the artificial viscosity. For a rotor case the pressure distributions with or without confinement on the surface show no discrepancy but in the wake there are significant differences.

Literatur:

- [1] Hu, G., Grossmann, B. and Steinhoff, J., „A Numerical Method for Vorticity Confinement in Compressible Flow,“ AIAA Journal, vol 40, no 10, 2002
- [2] Costes, M. and Kowani, G., „An Automatic Anti-Diffusion Method for Vortical Flows Based on Vorticity Confinement,“ AHS Meeting, San Francisco, 2002

weiteres Vorgehen

To apply the density confinement method to 3D rotor cases.

Bild 1 The initial vortex (left), the vortex after some elapsed time without confinement (middle) and with confinement (right)

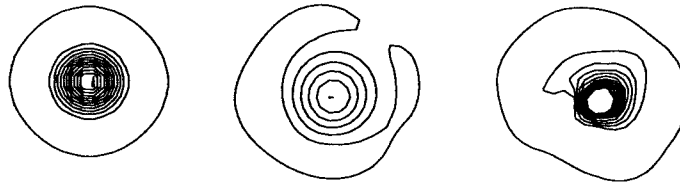
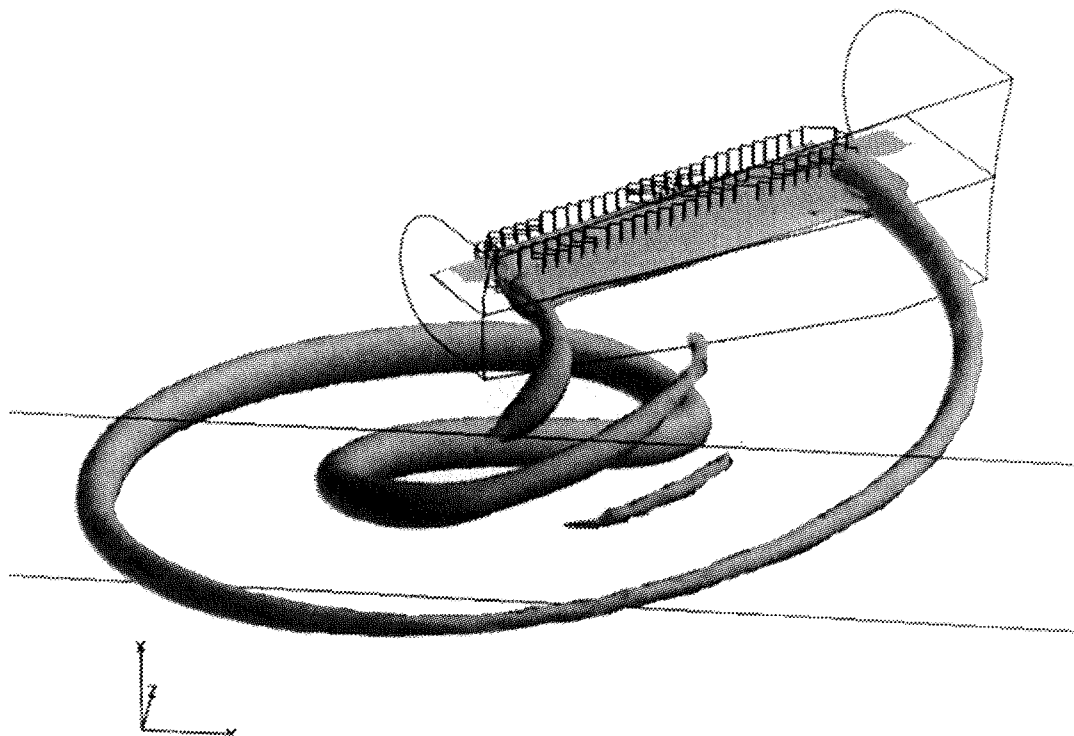


Bild 2 A single rotor in forward flight computed with constant parameter confinement, $M=0.2$,



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 Navier-Stokes Verfahren, welches für die Berechnung der Umströmung von Rotoren im schnellen Vorwärtsflug unter der Annahme starrer und elastisch sich verformender 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 Rechnetz 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, der Tangentialkräfte und der Nickmomente (cn+ct+cm-Kopplung) zwischen dem Rotorsimulationsverfahren und dem CFD-Verfahren durchgeführt.

Ergebnis:

Bild 1 zeigt Ergebnisse, die mit der oben beschriebenen Kopplungsstrategie erzielt wurden, wobei die CFD-Rechnungen mit einem isolierten Blatt durchgeführt wurden. Man sieht den Verlauf des Normalkraftbeiwertes und des Nickmomentenbeiwertes an 3 radialen Positionen für zwei Rechnungen (S4-Verfahren ohne Kopplung [gestrichelt], gekoppeltes FLOWer/S4-Verfahren für ein isoliertes Blatt [durchgezogen]) im Vergleich zu den experimentellen Daten [1]. Die Übereinstimmung mit den experimentellen Daten ist insgesamt zufriedenstellend, wenn man bedenkt, dass nur Einzelblattrechnungen

durchgeführt wurden. Der Verlauf des Nickmomentenbeiwertes wird durch die Simulation insbesondere für $r/R=0,5$ weniger gut wiedergegeben.

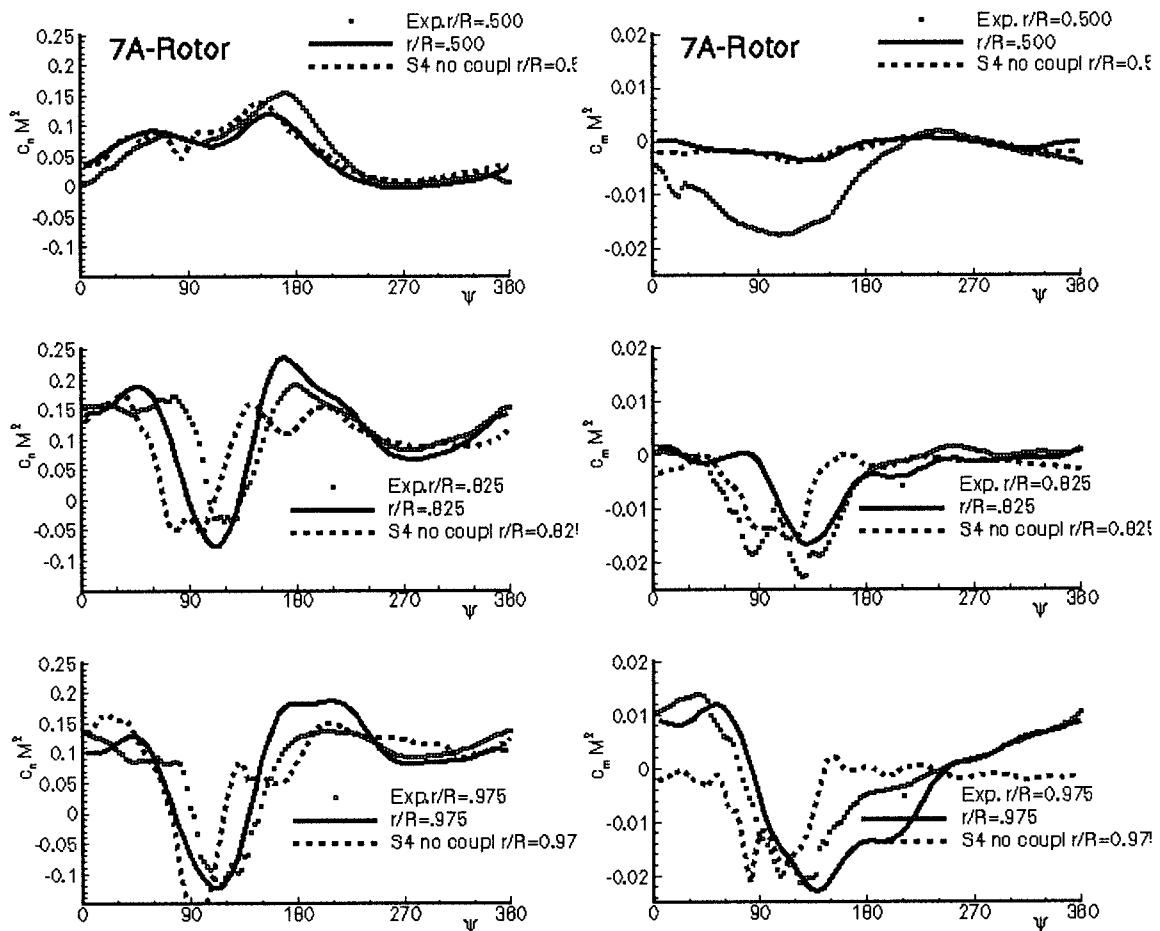


Bild 1: Verlauf des Normalkraft- und des Nickmomentenbeiwertes

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.
- [3] Pahlke, K., van der Wall, B. „Progress in Weak Fluid Structure Coupling for Multibladed Rotors in High-Speed Forward Flight“, 28th European Rotorcraft Forum, Paper 67, Bristol, 2002.

weiteres Vorgehen:

Zunächst sollen die Rechnungen mit der Chimärentechnik für 4-Blattrotoren wiederholen werden, um den Rotornachlauf als Teil der CFD-Lösung berücksichtigen zu können. Danach ist vorgesehen, die schwache Kopplung in ähnlicher Weise mit dem Programm HOST als Rotorsimulationscode durchzuführen.

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: A. Dujardin

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

weitere Partner: RTO AVT panel 082

Thema: Numerical assessment of turbulent flows over a dual control missile configuration.

Ausgangssituation:

The comprehension and numerical reproduction of turbulent flow phenomena is an important aspect for aerodynamic design. The various existing numerical models remain somehow empirical and not adapted to each kind of configuration and/or flow regime. As the problem of turbulence is also critical point for military vehicles, a RTO task group has been created to investigate these issues. On the other hand the new unstructured flow solver TAU[1] being developed by DLR to fulfil the needs of small turn around time in numerical studies for complex geometries has several turbulence models implemented which require to be assessed for high speed flows.

Ziel:

The group has to investigate the state-of the art in turbulence modelling and numerical predictions for missile configurations in supersonic flows. As first, the capacity of the code to accurately predict body forces in comparison with experimental data for low and higher angle of attack will be evaluated. Furthermore, the turbulence modelling assessment will be explored through the reproduction by the computation of complex field phenomena observed during experiments. One of the main point will be the vortices induced by the body, the canards and the tail fins.

Vorgehensweise:

The chosen dual control missile in X-configuration provides a suitable test-case for the study of complex turbulent flow fields. Two different turbulence models are being used : a one equation model (Spalart-Almaras) and a two equations model (K- ω). The computing meshes have been provided by the NASA Langley centre. They are fully unstructured, and allow to check the grid dependency of the solution (700 000 and 1 500 000 nodes).

Mach numbers of $M = 1.75$ and $M = 2.5$, as well as angles of attack of 6° and 24° are investigated. Pitching moment, lift and drag coefficients are compared with the experimental data from NASA, and the field topology comparison is done according to the measurement made by ISL.

	C_l	C_d	C_m
Experimental data	9.36	4.72	-3.91
Spalart-Almaras model	9.06	4.75	-3.6
Wilcox K-ω model	9.35	4.85	-3.76

Table 1: Comparison of aerodynamic coefficients for $\alpha = 24^\circ$

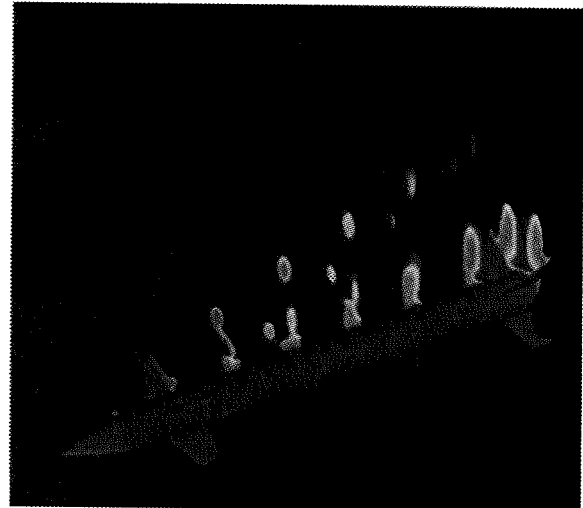


Fig 1: Total pressure contour. Visualisation of the vortices at $\alpha = 24^\circ$.

Ergebnis :

On table 1, one can see the comparison of aerodynamic body forces between experimental data and the numerical solution obtained with the various turbulent models at $M = 1.75$. For the small angle of attack (not shown here), the prediction is quite good. The Lift coefficient matches almost perfectly the measured one, and even if the drag and moment are slightly over-predicted, they remain under 5 % in error accuracy. For a higher angle of attack, the results are rather good showing good agreement with the experimental data (see table 1). The two turbulence models give similar results. The comparison of body forces alone is not significant to get a precise insight of the turbulence models capacity, as even laminar or euler computations give a relatively good prediction.

The figure 2 shows the distribution of total pressure in the field. The different vortices are clearly visible : the two vortices created in the wake of the upper and lower canard as well as the vortices induced by the growing and largely separating boundary layer along the body due to the high angle of attack.

Literatur:

[1] Mack A., Hanneman V., *Validation of the unstructured DLR-TAU-Code for hypersonic flows*, AIAA 2002-3111, 2002.

Weiteres Vorgehen:

Comparison with flow field visualisation has to be provided by ISL.

Date: 28/01/20003

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner:

Dipl.-Phys. Konstantin Klinkov

Dipl.-Ing. Ali Erdi-Betchi

Univ.-Doz. Dr. Martin Rein

Institution:

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:

Bunsenstraße 10

37073 Göttingen

Telefon: +49 551 709 2623

+49 551 709 2671

Telefax: +49 551 709 2811

e-mail : konstantin.klinkov@dlr.de

martin.rein@dlr.de

Thema:

Diagnostics of supersonic two-phase flows applied to the cold spray process

Ausgangssituation:

The cold gas-dynamic spraying method (or simply cold spray) is a high-rate material deposition method which was developed in the mid-1980s at the Institute of Theoretical and Applied Mechanics (ITAM, Russia, Novosibirsk) [1]. The deposition of coatings is performed by the impact of high-velocity particles that are in a solid state. Powder particles are accelerated by a supersonic free jet. The temperature of the gas is sufficiently lower than the melting temperature of the materials/particles. The method enables one to produce coatings made of most metals and alloys (Al, Zn, Cu, Fe, Ti, Ni etc.) on various substrates of metals and dielectrics. Because cold spray does not use high-temperature heating to melt the feed material, the method is very attractive for depositing oxygen-sensitive materials such as copper and titanium.

The actual mechanisms by which solid-state particles deform and bond on impact has not been well characterized. The quality of coatings depends on particle velocity, size and density, on the reservoir pressure and temperature of the gas, on the nozzle shape and length, and other process parameters [2,3].

Studying supersonic two-phase flows and shock wave structures produced by jets impinging on substrates is important for an interpretation of the process. The complexity of a mathematical description of multiphase jets requires experimental measurements covering a wide range of parameters. In particular, the importance of the character of jet-substrate interactions, the influence of particles on shock structures, particle velocities and trajectories, and particle distributions and concentrations in the jet need to be studied.

Ziel:

Adjustment of the applied system for optimum cold spray processes, in particular for producing anti-corrosion coatings.

Lösungsweg:

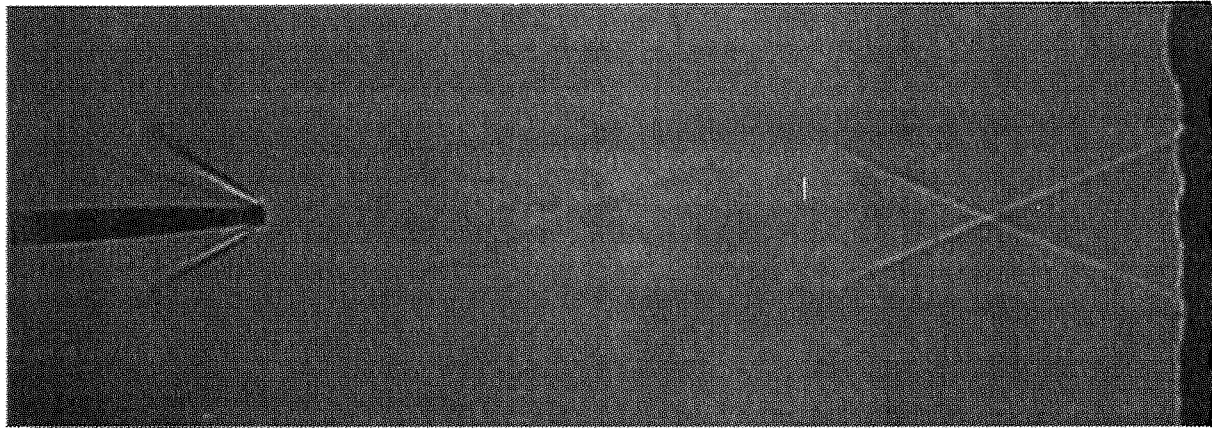
We have developed diagnostics of supersonic two-phase flows that are applied to the cold spray facility. The set-up of the facility and preliminary results were described at the STAB-Workshop 2001. Main features of our facility are: axisymmetric jets; working gas: air, flow Mach number: $M=2.6-2.8$; reservoir temperatures: $T_0 = 20-500\text{ C}^\circ$, degree of underexpansion: 0.3-1.2; powder materials: Zn, Al, Cu; particle size: 20-40 μm . in the cold spray process extremely slender nozzles are applied. Therefore, a major issue is the strong influence of boundary layers formed within the nozzle, on the flow.

The methods of diagnostics included:

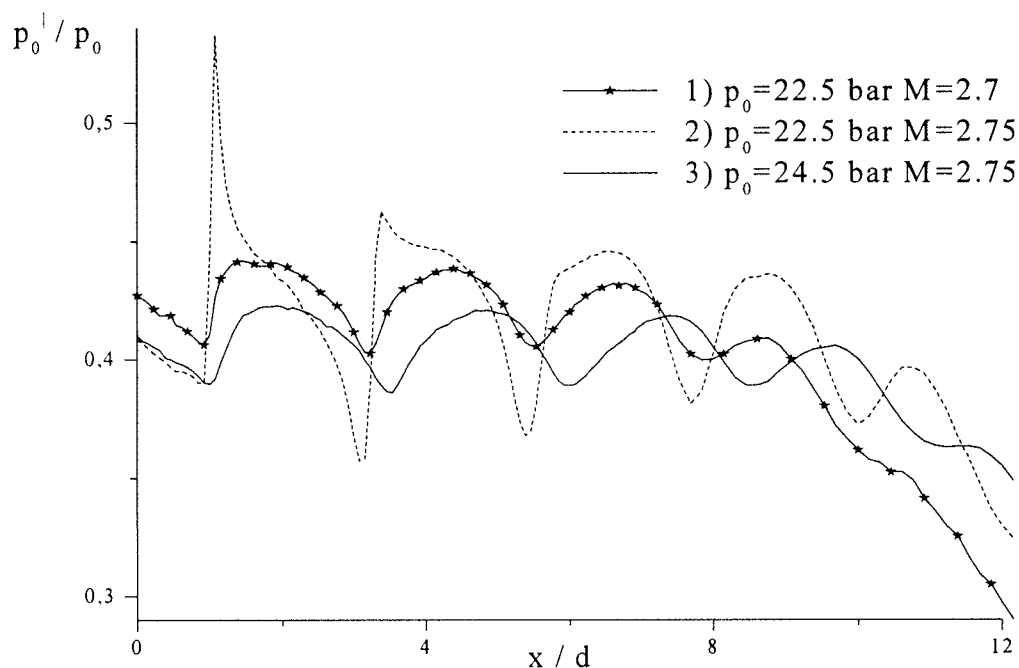
- measurement of stagnation pressure in the free unloaded jet by Pitot gage;
- methods of shadowgraph and schlieren visualization;
- measurement of particles velocity in the loaded jet by the L2F method.

Ergebnis:

Unloaded and loaded jet parameters and conditions of jet impinging on the substrate were studied in the cold spray facility of DLR. Optimal parameters and conditions for cold spray processes were identified.



Typical shadow image of the free supersonic jet with Pitot gage. Mach number: $M=2.75$.



Axial pressure profiles, p_0^l , measured by Pitot gage scaled by the reservoir pressure p_0 .

1: nozzle with smooth surface; 2,3: same nozzle with eroded (rough) surface.

Literatur:

- [1] Alkhimov A.P., Kosarev V.F., Papyrin A.N. A Method of Cold Gas-Dynamic Deposition // Dokl. Akad. Nauk SSSR, Vol 315 (No. 5), 1990, pp. 1062-1065;
- [2] Dykhuizen R.C, Smith M.F. Gas Dynamic Principles of Spray // J. Therm. Spray Technol., Vol. 7 (No. 2), 1998, pp. 205-212;
- [3] Alkhimov, A.P., Klinkov, S.V., Kosarev, V.F. The Features of Cold Spray Nozzle Design. // J. of Thermal Spray Technology, V.10, N2, June 2001, pp. 375-381;
- [4] 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:

Further investigations of the influence of particles on the flow and the shock structures will be performed. Based on these investigations new nozzles appropriate for different applications will be designed.

Datum:
20.06.02

STAB

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Stumpfe Körper / Rumpfe

Ansprechpartner

Dr. Anke Kovar, Dr. Erich Schüle

Institution

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen

Adresse

37073 Göttingen, Bunsenstr. 10

Telefon 0551/709-2803

Telefax 0551/709-
2811

e-mail anke.kovar@dlr.de

weitere Partner

DLR Köln (Herr Emunds), ISL (Dr. Leopold, Dr. Schäfer)

Thema

Untersuchung aerodynamischer Wechselwirkungen der Querschubsteuerung

Ausgangssituation

Die Querschubsteuerung wird eingesetzt zur Steuerung von Flugkörpern bis in den hohen Überschall. Durch supersonisches Ausblasen eines Strahles aus Düsen geringen Durchmessers aus der Oberfläche des Flugkörpers baut sich ein Wechselwirkungsgebiet auf, dass sich zwischen dem austretenden Strahl und der ankommenden Grenzschicht ergibt. Diese Wechselwirkung erzeugt ein komplexes Strömungsfeld um die Düse, deren Kraftwirkung je nach Konfiguration die reine Schubwirkung des Strahls abschwächen oder verstärken kann. Die Kraftwirkung ist jedoch unsicher in der Vorhersage. Eine umfassende Übersicht der Literatur zur Problemstellung gibt z.B. [1].

Ziel

Die begonnene Grundlagenuntersuchung hat zum Ziel, die Wechselwirkungen zwischen Grenzschicht und Strahl bzw. die Lage und Größe der Ablöseblase zu optimieren, so dass eine maximale Steuerfähigkeit bzw. Kraftverstärkung bei einem minimalen Aufwand eintritt und damit einhergehend der Verbrauch des als Querstrahl eingesetzten Gases minimiert wird. Ergebnisse, die aus Windkanalexperimenten gewonnen werden, sollen mit dem beim DLR entwickelten Navier-Stokes-Strömungslöser TAU nachgerechnet und zur Validierung des TAU-codes [2, 3] herangezogen werden.

Lösungsweg

Zu Beginn der Untersuchung wurden Strömungsvisualisierungen mittels Ölanstrich- und Schattenbildern an einem Windkanalmodell durchgeführt, die die komplexe Struktur des Strömungsfeldes aufzeigten. Wärmeübergangsmessungen an verschiedenen Konfigurationen zeigten die Beeinflussung der Größe und Lage des Ablösegebietes.

Ergebnis

Abbildung 1 zeigt die mit Ölanstrich- und Schattenbildern gewonnene Strömungsstruktur um den Düsenaustritt. Der ausgehende Querschubstrahl wird von der Strömung als Hindernis wahrgenommen und in Strömungsrichtung umbogen. Dabei kommt es zu einem Aufstau der Strömung von dem Strahl. Durch die Kompression erhöht sich der Druck, der die Grenzschicht zum Ablösen bringt. Durch die Ablösung wird ein schiefer Stoss erzeugt. Das durch die

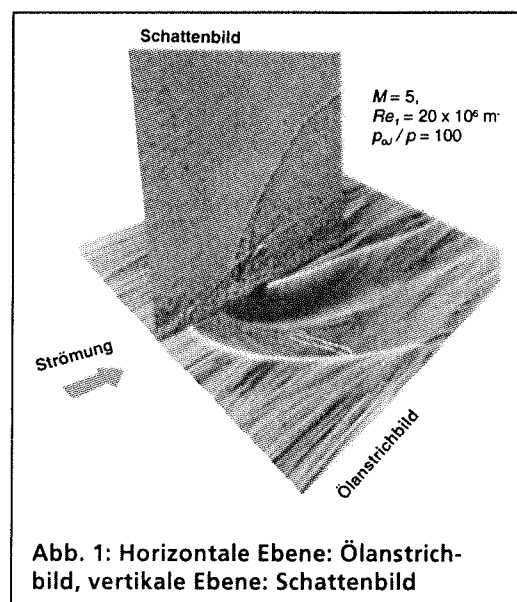
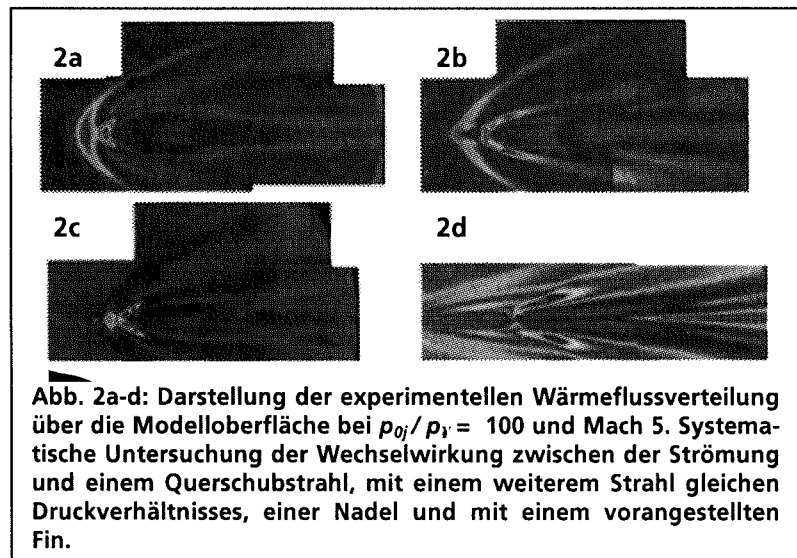


Abb. 1: Horizontale Ebene: Ölanstrichbild, vertikale Ebene: Schattenbild

Verdrängung der Strömung hinter der Düse entstehende Unterdruckgebiet, wird durch den höheren Umgebungsdruck durch Einmischen der äußeren Strömung wieder aufgefüllt.

Die durchgeführten Wärmeübergangsmessungen basieren auf Infrarotaufnahmen der Oberfläche einer ebenen Platte mit Querschub. Diese geben Aufschluss darüber, wie sich die Strömungsverhältnisse bei Wechselwirkungen mit weiteren vorgeschalteten Strahlen bzw. Steuerelementen verändern. Die Darstellung der Wärmeübergangsmessungen zeigt die mit Mach 5 ankommende Strömung

für die untersuchten Fälle. Der Druck des Querstrahls zum statischen Druck der Anströmung wurde hierbei systematisch von nominell ca. 25 bis 100 variiert. Abb. 2a zeigt den Wärmeübergang des Referenzfalls, d.h. nur den der Anströmung exponierten Querstrahl. Den stärksten Wärmeübergang findet man in dem Bereich vor dem Strahlaustritt. Dies resultiert aus dem Aufstauen der Strömung vor dem Strahl. Hinter dem Strahl findet man eine geringere Erwärmung, hervorgerufen durch den kalten Strahl, der von der wärmeren Anströmung quasi abgekoppelt ist. Der Versuch wurde mit drei verschiedenen vorgeschalteten Elementen in einer Grundlagenstudie wiederholt. Diese bestanden aus einem weiteren Strahl gleichen Druckverhältnisses (Abb. 2b), einer Nadel (Abb. 2c) und eines Fins (Abb. 2d), entsprechend eines konventionellen Steuerelements. Die Wärmeübergangsmessungen zeigen die zunehmende Beeinflussung des Strömungsfeldes durch die vorgenommene Strömungskontrolle.



Literatur

- [1] R.J. Margason, 1993: "Fifty Years of Jet in Cross Flow Research", AGARD-CP-534, Computational and Experimental Assessment of Jets in Cross Flow, Symposium in Winchester, UK, 19th-22nd April, 1993
- [2] T. Gerhold und J. Evans, 1999: "Efficient Computation of 3D-Flows for Complex Configurations with the DLR TAU-Code Using Automatic Adaptation", Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol.72., Vieweg.
- [3] D. Schwamborn, T. Gerhold und V. Hannemann, 1999: "On the Validation of the DLR TAU-Code", Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol.72, Vieweg

Weiteres Vorgehen

Die hier gewonnenen Ergebnisse werden durch weitere Kraftmessungen im Rohrwindkanal an einem Gesamtmodell (Flugkörper mit Querschubstrahl mit gleichen Konfigurationen) ergänzt, sowie durch Wanddruckmessungen an einer ebenen Platte. Die Ergebnisse werden in einer Datenbank zusammengetragen und als Vergleichsbasis für Validierungsrechnungen herangezogen, die mit dem Navier-Stokes-Verfahren TAU durchgeführt werden.

Datum: 30.01.2003

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper/Rümpfe	
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	Dr. F.-R. Grosche, Dr. Mei Lu	
Thema	Strömungsbeeinflussung bei stumpfen Körpern durch passive Ventilation des Nachlaufs	
Verfasser:	F.-R. Grosche, M. Lu und H.-P. Kreplin	

Ausgangssituation:

Der Widerstand stumpfer Körper beruht im wesentlichen auf dem Druckwiderstand infolge Strömungsablösung. Der Nachlaufquerschnitt ist oft größer als der Querschnitt des Körpers selbst. Es ergeben sich große Druckdifferenzen zwischen Vorder- und Rückseite des Körpers und damit ein hoher Widerstand. Außerdem sind die Grenzen des Totwassergebietes im allgemeinen instabil. Dadurch bilden sich große Wirbel im Nachlauf des stumpfen Körpers. Infolge dieser instationären Strömungskomponenten können auch die Kräfte auf den Körper stark instationär in Bezug auf Stärke und Richtung sein, so dass u. U. heftige Vibrationen auftreten.

Ziel : Diese unerwünschten Effekte sollen durch geeignete Beeinflussung der Umströmung der stumpfen Körper verringert werden. Angestrebt wird eine Verkleinerung und Stabilisierung des Totwassers.

Lösungsweg: Die passive Ventilation des Nachlaufs zwecks Widerstandsreduzierung wurde bereits 1990 von Meier et al. vorgeschlagen und erstmalig an Kugelmodellen erprobt [1,2]. Die Nachlaufventilation erfolgt durch einen Strömungskanal entlang der Modellachse zwischen dem vorderen Staupunktbereich und der Rückseite der Kugel, siehe **Bild 1**.

Die ersten Windkanalmessungen im Göttinger 1-m-Kanal an Kugeln ließen bereits erkennen, dass die passive Ventilation des Nachlaufs den Widerstand bei überkritischen Reynoldszahlen auf etwa die Hälfte verringern kann. Bei unterkritischen Reynoldszahlen ist der Ventilationseinfluss dagegen schwach. Bei diesen ersten Versuchen konnten nur niedrige überkritische Reynoldszahlen bis zu etwa $Re \approx 8,5 \times 10^5$ erreicht werden. Es stellte sich daher die besonders für technische Anwendungen wichtige Frage, ob die Widerstandsverminderung durch Ventilation des Nachlaufs auch bei höheren Reynoldszahlen erhalten bleibt. Ferner erschien es als wünschenswert, außer der Kugel auch andere stumpfe Körper zu betrachten.

Daher wurde in weiteren Experimenten die Verminderung des Widerstands stumpfer Körper durch passive Ventilation des Nachlaufs an Kugeln und an einem gestreckten stumpfen Körper, der aus zwei Halbkugeln und dazwischen eingefügtem Zylinder bestand (**Bild 2**), bis zu sehr hohen Reynoldszahlen durch Messungen im Hochdruck-Windkanal des DLR Göttingen unter-

sucht, [3,4]. Unterschiedliche Streckungen des Halbkugel-Zylinder-Modells ließen sich auf einfache Weise durch Variation der Zylinderlänge verwirklichen. Der Einfluss der Ventilation auf Widerstand, Auftrieb und Nickmoment wurde durch Kraftmessungen bei Reynoldszahlen bis zu $Re \approx 10^7$ und bei verschiedenen Anstellwinkeln bestimmt. Außerdem wurden Druckverteilungsmessungen und Strömungssichtbarmachungen in einem Wasserkanal durchgeführt. Einflüsse der Modellaufhängung sowie von Einzelrauhigkeiten der Modelloberfläche wurde ebenfalls untersucht [4].

Ergebnisse: Die bei niedrigen überkritischen Reynoldszahlen gefundene Widerstandsverringering ist auch im transkritischen Bereich bis zu den höchsten experimentell erreichten Reynoldszahlen wirksam. Sie beträgt bei einer Kugel mit einer Querschnittsfläche des Ventilationskanals von nur ca. 2 % des Kugelquerschnitts bis zu 66%. Bei gestreckten stumpfen Körpern ohne Anstellwinkel wird der Ventilationseinfluss mit zunehmender Streckung geringer, für die untersuchten Anstellwinkeln 5° und 10° bleibt er dagegen weitgehend erhalten. Das Nickmoment der ventilierten Kugel ist bei positiven Anstellwinkeln negativ, d.h. stabilisierend. Bei den gestreckten Körpern wirkt die Ventilation dagegen destabilisierend auf das Nickmoment.

Bild 1 Kugelmodell mit passiver Ventilation

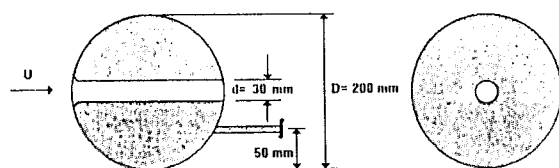
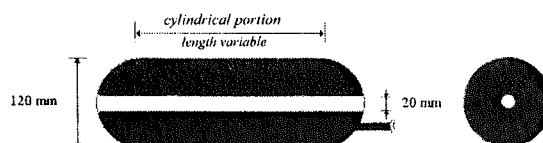


Bild 2: Halbkugel-Zylindermodell



Literatur

- [1] Meier, G.E.A.; Suryanarayana, G.K.; Pauer H. : Widerstandsverminderung durch Ventilation. DLR Bericht 90-06, 1990
- [2] Suryanarayana, G.K.; Pauer, H.; Meier, G.E.A. : Bluff-body drag reduction by passive ventilation. Exp. in Fluids 16, 1993, pp. 73-81
- [3] M. Lu, F.-R. Grosche, G.E.A Meier; Drag reduction of a sphere at supercritical Reynolds numbers using passive ventilation. Proceedings IUTAM-Symposium on Mechanics of Passive and Active Flow Control, 7.-11.Sept. 1998, (eds .G.E.A. Meier and P.R. Viswanath) Kluwer Academic Publishers, Dordrecht / Boston / London (1999) 127-133
- [4] M. Lu: Widerstandsverminderung durch Ventilation stumpfer Körper bei höheren Reynoldszahlen. Dissertation Univ. Hannover, DLR Forschungsbericht 2001-28

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: Andreas Henckels (DLR-KP)
Erich Schüle (DLR-Gö)

Thema:

Incorporation of an actuator disk for lattice wing modelling in an unstructured Navier-Stokes solver.

Ausgangssituation:

The implementation of an actuator disk for lattice wings modelling in a structured Navier-Stokes solver has been already achieved. The forces due to the lattice wing were interpolated from a database filled with experimental results found in the literature. The numerical tool has been validated by comparisons against the experiments performed at DLR Köln for a missile with lattice wings. The method has been applied to supersonic flows with and without angle of attack to confirm its validity for missile applications.

Ziel:

The method is going to be incorporated in an unstructured solver and will be coupled to a procedure computing the forces involved by the lattice wings using a semi-empirical method. Firstly, the tool will be applied on an isolated lattice wing for validation at subsonic and supersonic Mach numbers. Then, a complete missile will be computed for a large range of Mach number and angle of attack.

Lösungsweg:

An actuator disk for the prediction of flow around lattice wings has already been incorporated in the DLR structured code FLOWER. The effect of lattice wings on the flow were modelled through forces interpolated from a database. This approach has been applied to a missile with lattice wings in order to predict its performances in terms of forces and moments. The numerical predictions put in evidence some discrepancies with the experiments. These discrepancies were not observed for a body alone and came from the database which was not valid at high angle of attack due to the presence of a vortical flow impacting on one lattice wing. This established the validity of the method but demonstrated also the strong dependency of the predictions on the database. In order to reduce the required time for a design loop, this approach is now going to be incorporated in the

unstructured solver, TAU. On the other hand, to improve the reliability of the predictions, the database will be replaced by a program providing the forces using a semi-empirical method.

Ergebnis:

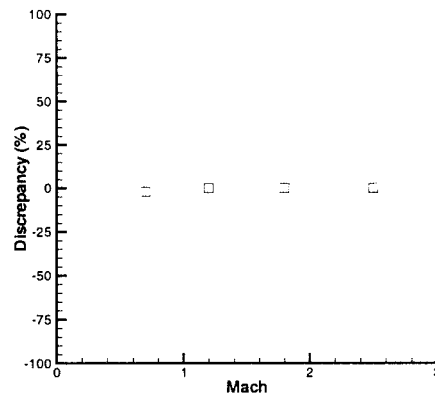


Figure 1: Differences between the experimental data and the numerical predictions of the axial force coefficient for a lattice wing in function of the Mach number.

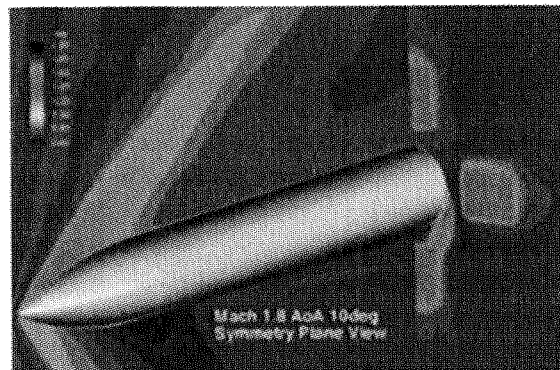


Figure 2: Mach number field at Mach 1.8 (AoA 10 deg) computed with the AUSM scheme and the Baldwin-Lomax model.

Weiteres Vorgehen:

The objective is to develop, a design tool based on CFD, for predicting the performances of a vehicle with lattice wings, in term of forces and moments, with a low error margin (around 10 %). In this purpose, the actuator disk to be incorporated in the unstructured solver TAU will be coupled to a program providing the forces using a semi-empirical method.

Literatur:

Ph. Reynier, U. Reisch, J. Longo and R. Radespiel, Numerical study of hypersonic missiles with lattice wings using an actuator disk, AIAA Paper 2002-2719, 20th Applied Aerodynamics Conference, June 24-27, St Louis, Missouri.

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/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. Friedrich Seiler, Dr.-Ing. Julio Srulijes

Institution: Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)

Adresse: 5, Rue du Général Cassagnou
F-68301 Saint-Louis

Telefon: +33 3 8969 5042

Telefax: +33 3 8969 5048

e-mail: seiler@isl.tm.fr

weitere Partner: -

Thema:

Druck- und Wärmestrommessungen an einem asymmetrischen Kegel in Machzahl-4,5-Anströmung im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL.

Ausgangssituation:

Zur Steuerung schnellfliegender Projektile (Flugkörper oder Geschosse) können klassische Verfahren, wie z. B. Klappen, Ruder, etc. nur bedingt eingesetzt werden. Gefordert wird eine schnelle Ansprechzeit, möglichst keine Luftwiderstandserhöhung beim Steuern und hohe Effizienz. In Frage kommen hierzu mehrere Konzepte. Hierzu zählen u. a. die Strahlspoiler, die Verbrennung eines Treibstoffes an der Außenhaut, die Deformation der Projektilkontur und die Ventilation durch Steuerkanäle.

Ziel:

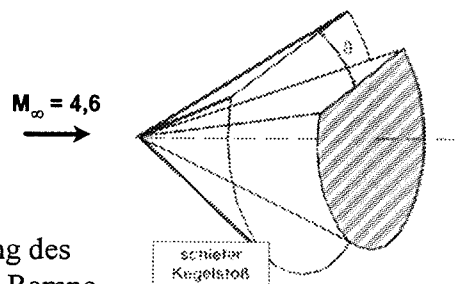
Diese Studie befasst sich mit grundlegenden Untersuchungen zum Punkt „Steuerung durch Deformation der Projektilnase“. Ziel dabei ist, experimentelle Angaben über die Druckverteilung um eine Kegelspitze mit einseitig eingefräster Rampe zu erhalten. Aus der Asymmetrie der Drücke soll in Begleitung mit theoretischen Abschätzungen die Größe der seitlichen Kraftwirkung bewertet werden. Aus punktuellen Wärmeübergangsmessungen wird die thermische Belastung bestimmt und diese mit einem analytischen Ansatz zur Berechnung des Wärmeflusses in die Kegeloberfläche verglichen.

Lösungsweg:

Die Versuche erfolgten im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL bei Machzahl 4,6 und Flugbedingungen wie in ca. 7 km Höhe. Die verwendeten Kegelmodelle besitzen 20° Kegelhalbwinkel mit jeweils $15^\circ/16^\circ/17^\circ/18^\circ$ Rampe. Sie sind mit mehreren Messstellen versehen, an denen die Wanddrücke und auch die Wärmeströme detektiert werden. Parallel dazu zeigen Strömungsaufnahmen mit dem Differentialinterferometer die Lage der Kopfwelle an der Kegelseite wie auch an der Rampenseite. Parallel zu den Experimenten erfolgten Rechnungen mit Lösungen der Grenzschichtgleichungen zur Druck- und Wärmestromverteilung am Kegel. Der Vergleich dient zur Einschätzung der Qualität der Rechnung.



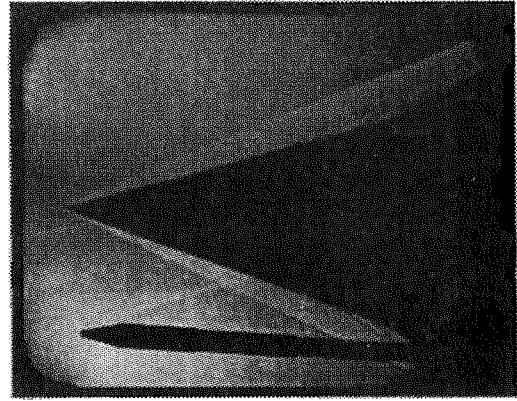
Stoßrohrlabor



Prinzipzeichnung des
Kegelmodells mit Rampe

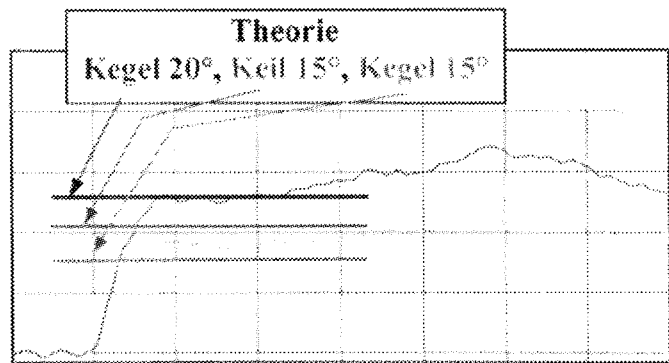
Ergebnis:

Die Strömung um das mit 15° -Rampe versehene 20° -Keilmodell ist im Bild rechts anhand eines mit einem Differentialinterferometer aufgenommenen Interferenzbildes darstellt. Deutlich sichtbar ist die in Überschallanströmung an der Kegelseite (im Bild unten) und an der Abflachung (oben) vorhandene schiefe Kopfwelle. Der Stoßabstand oben entwickelt sich größer als der unten am Keil. Dieser Befund deutet darauf hin, dass die Strömung über der Abflachung sich mehr oder weniger wie über einem Keil ausbildet, wobei jedoch die seitliche Wechselwirkung mit den Kegelströmung zu beachten ist.



Differentialinterferogramm

Druckmessungen erfolgten über Anbohrungen an der Kegelseite wie auch an der Seite der Abflachung. Zum Einsatz kamen Druckgeber der Fa. PCB. Anhand des beigefügten Diagramms lässt sich beispielhaft das Ergebnis aus den Druckmessungen diskutieren. Aufgetragen ist der 80 mm von der Spitze entfernt gemessene Druckverlauf an der Kegelseite (rote Kurve) sowie der Druck an der auf 15° abgeflachten Seite (grüne Kurve). Zusätzlich als Linien eingezeichnet sind die für die Messstelle berechneten Druckniveaus: rot) 20° Kegel, blau) 15° Keil, grün) 15° Kegel.



1 ms/div

Druckregistrierungen

Zusätzlich als Linien eingezeichnet sind die für die Messstelle berechneten Druckniveaus: rot) 20° Kegel, blau) 15° Keil, grün) 15° Kegel. Rechnung und Messung stimmen an der Kegelkontur praktisch überein. Auf der Seite der Abflachung befindet sich das Druckniveau niedriger. Weder das Ergebnis der Rechnung für einen 15° -Keil noch das für einen 15° -Kegel trifft zu. Der Druck an der abgeflachten Seite stellt sich als Überlagerung beider, eines 15° -Kegels und eines 15° -Keils dar. Mit zunehmendem Winkel der Abflachung überwiegt mehr und mehr die Kegelform, bei abnehmendem Winkel die Keilform.

Die Wärmestrommessungen erfolgten mit im ISL entwickelten und gefertigten Dünnschichtsonden. Diese bestehen aus einem zylindrischen Glaskörper, der stirnseitig mit einer ca. $0,5 \mu\text{m}$ dicken Platinschicht versehen ist. Mit Änderung der Temperatur der Platinschicht ändert sich deren Widerstand. Mit Hilfe einer Lösung der Wärmeleitungsgleichung lässt sich der Wärmestrom in die Sonde berechnen. Die so an den Messstellen bestimmten Wärmeströme werden mit theoretischen Abschätzungen des Wärmeflusses für die Keil- wie auch für die Kegelströmung verglichen.

Literatur:

D. Zibret, Etude théorique et expérimentale de l'influence d'un écoulement supersonique sur un cône asymétrique. Diplomarbeit am ISL, 1999
F. Seiler, J. Srulijes, H. F. Lehr, K. W. Naumann, Verfahren zur Steuerung eines Überschallflugkörpers sowie Überschallflugkörper, Deutsche Patentschrift Nr. 198 39 493

weiteres Vorgehen:

Im hohen Überschall sind die Spitzen von Flugkörpern hohen Wärmebelastungen ausgesetzt. Dieses aktuelle Forschungsthema wird in den nächsten Jahren intensiv weiterverfolgt, um verlässliche Daten über die Aufheizung der Körperstruktur zu gewinnen.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Flugkörper/Rümpfe**Ansprechpartner:** Prof. Dr.-Ing. Friedrich Seiler, Dr.-Ing. Julio Srulijes**Institution:** Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)**Adresse:** F-68301 Saint-Louis
5, Rue du Général Cassagnou**Telefon:** +33 3 8969 5042**Telefax:** +33 3 8969 5048**E-Mail:** seiler@isl.tm.fr**Weitere Partner:** -**Thema:** Strömungsuntersuchungen an einem asymmetrischen Kegel in
Überschallanströmung mit den Stoßrohr-Windkanälen des ISL**Ausgangssituation:**

Zur Steuerung schnellfliegender Projektile (Flugkörper und/oder Geschosse) können klassische Verfahren, wie z. B. Klappen, Ruder, etc. nur bedingt eingesetzt werden. Gefordert wird eine schnelle Ansprechzeit, möglichst keine Luftwiderstandserhöhung beim Steuern und hohe Effizienz. In Frage kommen hierzu mehrere Konzepte. Hierzu zählen u. a. die Strahlspoiler, die Verbrennung eines Treibstoffes and der Außenhaut, die Deformation der Projektilkontur und die Ventilation durch Steuerkanäle.

Ziel:

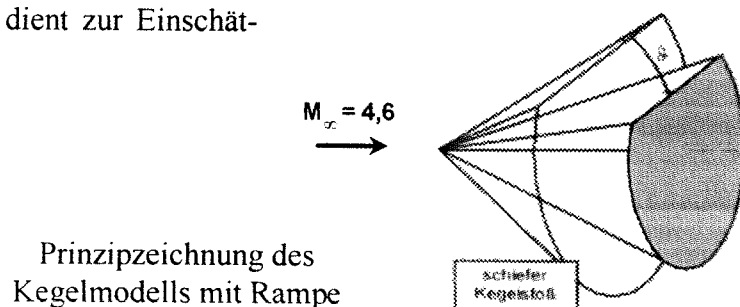
Diese Studie befasst sich mit ersten grundlegenden Untersuchungen zum Punkt „Steuerung durch Deformation der Projektilnase“. Ziel dabei ist in der Anfangsphase, experimentelle Angaben über die Druckverteilung um eine Kegelspitze mit einseitig eingefräster Rampe zu erhalten. Aus der Asymmetrie der Drücke soll in Begleitung mit theoretischen Abschätzungen die Größe der seitlichen Kraftwirkung bewertet werden. Aus punktuellen Wärmeübergangsmessungen wird die thermische Belastung bestimmt und diese mit einem analytischen Ansatz zur Berechnung des Wärmeflusses in die Kegeloberfläche verglichen.

Lösungsweg:

Die Versuche erfolgen im Stoßrohr-Windkanal STB des ISL bei Machzahl 4,6 und Flugbedingungen wie in ca. 7 km Höhe. Die verwendeten Kegelmodelle besitzen 20° Halbwinkel mit jeweils $15^\circ/16^\circ/17^\circ/18^\circ$ Rampe. Sie sind mit mehreren Messstellen versehen, an denen die Wanddrücke und auch die Wärmeströme detektiert werden. Parallel dazu zeigen Strömungsaufnahmen mit dem Differentialinterferometer die Lage der Kopfwelle an der Kegelseite wie auch an der Rampenseite. Parallel zu den Experimenten erfolgten Rechnungen mit Lösungen der Grenzschichtgleichungen zur Druck- und Wärmestromverteilung am Kegel. Der Vergleich dient zur Einschätzung der Qualität der Rechnung.



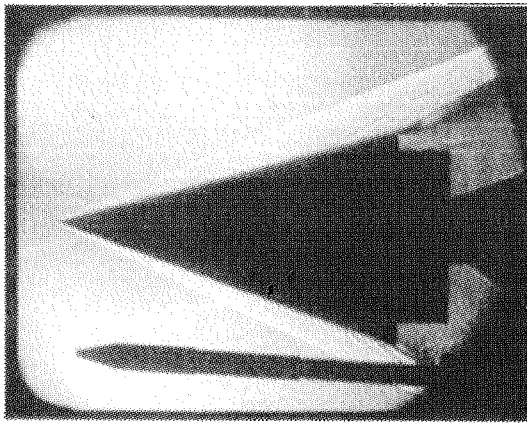
Stoßrohlabor



Die
20°-
mit

Deutlich
der

sich
Befund



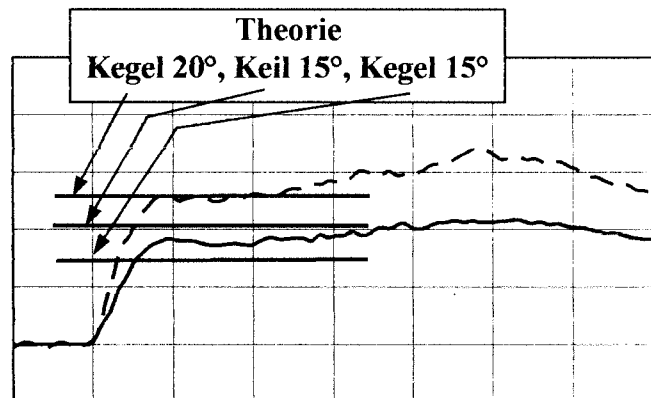
Ergebnis:

Strömung um das mit 15°-Rampe versehene Kegelmodell ist im Bild rechts anhand eines Differentialinterferometers aufgenommenen Interferenzbildes darstellbar. sichtbar ist die in Überschallanströmung an Kegelseite (im Bild unten) und an der Abflachung (oben) vorhandene schiefe Kopfwelle. Der Stoßabstand oben entwickelt größer als der unten am Kegel. Dieser deutet darauf hin, dass die Strömung über der

Abflachung sich mehr oder weniger wie über einem Keil ausbildet, wobei jedoch die seitliche Wechselwirkung mit der Kegelströmung zu beachten ist.

Differentialinterferogramm

Druckmessungen erfolgten über Anbohrungen an der Kegelseite wie auch an der Seite der Abflachung. Zum Einsatz kamen Druckgeber der Firma PCB. Anhand des beigefügten Diagramms lässt sich beispielhaft das Ergebnis aus den Druckmessungen diskutieren. Aufgetragen ist der 80 mm von der Spitze entfernt gemessene Druckverlauf an der Kegelseite (obere Kurve) sowie der Druck an der auf 15° abgeflachten Seite (untere Kurve). Zusätzlich als Linien eingezeichnet sind die für die Messstelle berechneten Druckniveaus: obere Linie) 20° Kegel, mittlere Linie) 15° Keil, untere Linie) 15° Kegel. Rechnung und Messung stimmen an der Kegelkontur praktisch überein. Auf der Seite der Abflachung befindet sich das Druckniveau niedriger. Weder das Ergebnis der Rechnung für einen 15°-Keil noch das für einen 15°-Kegel trifft zu. Der Druck an der abgeflachten Seite stellt sich als Überlagerung beider, eines 15°-Kegels und eines 15°-Keils dar. Mit zunehmendem Winkel der Abflachung überwiegt mehr und mehr die Kegelform, bei abnehmendem Winkel die Keilform.



Druckregistrierungen

Die Wärmestrommessungen erfolgten mit im ISL entwickelten und gefertigten Dünnfilmsonden. Diese bestehen aus einem zylindrischen Glaskörper, der stirnseitig mit einer ca. 0,5 µm dicken Platinschicht versehen ist. Mit Änderung der Temperatur der Platinschicht ändert sich deren Widerstand. Mit Hilfe einer Lösung der Wärmeleitungsgleichung lässt sich der Wärmestrom in die Sonde berechnen. Die so an den Messstellen bestimmten Wärmeströme werden mit theoretischen Abschätzungen des Wärmeflusses für die Keil- wie auch für die Kegelströmung verglichen.

Literatur:

- F. Seiler, J. Srulijes, H. F. Lehr, K. W. Naumann, Verfahren zur Steuerung eines Überschallflugkörpers sowie Überschallflugkörper, Deutsche Patentschrift Nr. 198 39 493
F. Seiler, J. Srulijes, Pressure and heat flux measurements at the surface of an asymmetric cone at Mach number 4.6 in ISL's shock tunnel STB, STAB Symposium 2002, München

Weiteres Vorgehen:

Im hohen Überschall sind die Spitzen von Flugkörpern und Geschossen hohen Wärmebelastungen ausgesetzt. Dieses aktuelle Forschungsthema wird in den nächsten Jahren intensiv weiterverfolgt, um verlässliche Daten über die Aufheizung der Körperstruktur zu gewinnen.

Datum: 10. Februar 2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Stefan Becker, Hermann Lienhart

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstr.4, 91058 Erlangen

Telefon: 09131 8528272

Telefax: 09131 8529503

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

weitere Partner:

Universität Stuttgart

Thema:

Experimentelle Untersuchung der diskreten Absaugung durch Einzelocharrays

Ausgangssituation:

Für die passive Laminarhaltung der Grenzschicht an Flügeln für Großraumflugzeugen reicht die Laminarhaltung durch Formgebung, wie sie schon seit langem erfolgreich bei Segelflugzeugen eingesetzt wird nicht aus. Es ist erforderlich bei derart transsonischen gepfeilten Flügeln eine Absaugung im Nasenbereich vorzunehmen. Dieses Konzept der Hybrid Laminarhaltung (Hybrid Laminar Flow Control) wird realisiert durch eine an die äußere Druckverteilung angepasste Absaugung durch Lochbleche, womit eine Stabilisierung der Grenzschicht erreicht wird. Dennoch sind viele Einzelheiten des physikalischen Verhaltens der Strömung über Lochblechen mit ihren möglichen Auswirkungen auf die Stabilität und ihre Störungserzeugung noch weitgehend unklar. So fehlen umfassende Erkenntnisse wie z.B. über lokale Auswirkungen konzentriert hoher Absaugedruckströme, über den Einfluss von Lochunregelmäßigkeiten, sowie über die gegenseitige Beeinflussung von Lochreihen und deren Wirkung auf die Rezeptivität der Grenzschicht.

Ziel:

Ziel der geplanten experimentellen Untersuchungen ist es nun, die bisher erzielten Erkenntnisse über die Strömungstopologie an einer Einzellochabsaugung zu erweitern auf Lochreihen mit verschiedenem Lochabstand und auf Einzellocharrays. Von besonderem Interesse ist dabei der Absaugemenge auf die Rezeptivität der Grenzschicht.

Lösungsweg:

Die Untersuchungen werden durchgeführt in einer zweidimensionalen Blasiusgrenzschicht. Betrachtet wird bei den experimentellen Arbeiten unterschiedliche Absaugeraten, wobei ein detaillierter Einblick über die physikalischen Mechanismen der Transitionsbeschleunigung bzw. -verzögerung in Abhängigkeit von der Absaugemenge erhalten wird. Die Untersuchungen stehen im Zusammenhang zu direkten numerischen Simulationen und dienen gleichzeitig als Benchmarktest. Für die Untersuchungen wird der am LSTM-Erlangen im letzten Jahr fertiggestellte brechungsindexangepasste Kanal mit einem Messstreckenquerschnitt von $0.4\text{m} \times 0.6\text{m}$ und einer Messstreckenlänge von 2.5m benutzt. Für die damit möglichen sehr wandnahen Messungen sollen hier Laser-Doppler-Messungen durchgeführt werden. Die Untersuchungen erfolgen mit einem LDA, das alle drei Komponenten des Geschwindigkeitsvektors, einschließlich der Turbulenzgradverteilung ermittelt. Aufgrund der sehr wandnahen Messungen ist eine Bestimmung der lokalen Wandschubspannungsverteilung möglich. Weiterhin sollen Informationen über die Anfachung bzw. Auslöschung von sich eventuell ausbildenden Instabilitätswellen aus den gemessenen Leistungsdichtespektren gewonnen werden. Die Absaugeuntersuchungen erfolgen bei einer freien Anströmung ohne zusätzliche Störquellen vor der Absaugung.

STAB

Ergebnis:

Die vorliegende Arbeiten dokumentieren die Ergebnisse der Untersuchungen der Geschwindigkeitsverteilung in einer Blasiusgrenzschicht mit Absaugung. Ausgangspunkt der Untersuchungen waren direkte numerischen Simulationen mit äquivalenten Versuchsparametern [Messing, 1999]. Ziel der Untersuchungen war es neben der Analyse der physikalischen Mechanismen des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags bei verschiedenen Absaugekriterien einen Benchmarktest für die direkten numerischen Simulationen zu liefern. Daher wurden alle Untersuchungen in enger Kooperation mit der Universität Stuttgart durchgeführt.

Markante Unterschiede ergaben sich in der Geschwindigkeitsverteilung oberhalb der Absaugelöcher. Die Annahme einer $\cos^3$ Geschwindigkeitsverteilung konnte in den Experimenten nicht bestätigt werden. Für die Regulierung des Absaugeraten wurde als Bezugsparameter die mittlere Geschwindigkeit im Absaugeloch zur Außengeschwindigkeit bei relativ gleichen Volumenstrom für die Beurteilung herangezogen. Nicht beobachtet werden konnte in den Experimenten das charakteristische contrarotierende Wirbelsystem hinter den Absaugelöchern. Es zeigt sich eine Interaktion der Strömung der benachbarten Absaugelöcher. Hinter den Absaugelöchern wurden Störpeaks in der Grenzschicht beobachtet, die bei einer überkritischer Absaugung angefacht werden und zu einen turbulenten Grenzschichtumschlag führen. Die auftretenden Störungen zeigen dabei ein stochastiche Verhalten siehe Abbildung 1. Es konnte keine domienierende Anfachungsfrequenz gefunden werden.

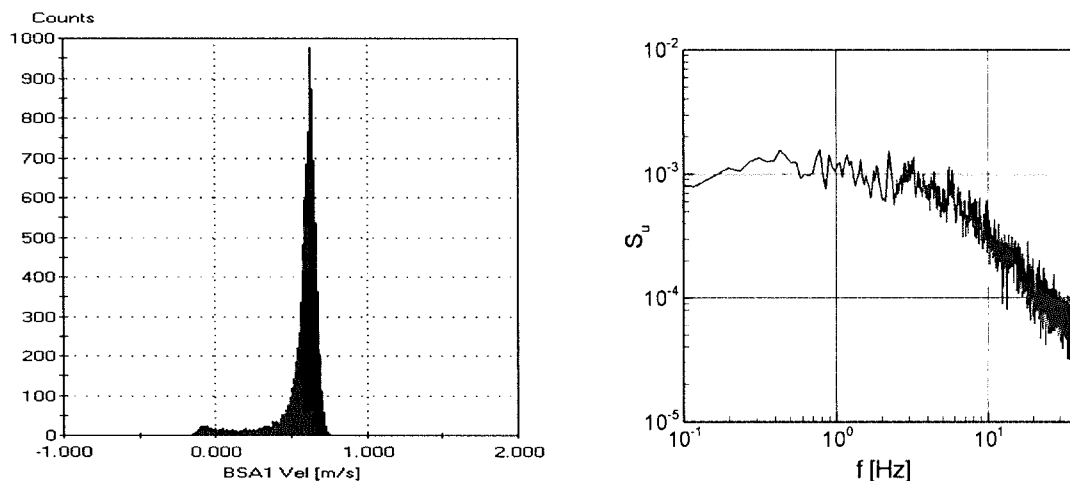


Abb1 : Histogramm und Leistungsdichtespektrum in der Grenzschicht hinter den Absaugelöchern

Literatur:

Messing [1999]: Messing, R., Kloker, M.: „DNS Untersuchungen der diskreten Absaugung durch Einzelloch-Arrays“, Forschungsbericht zum Forschungsvorhaben 20A 9505G, Universität Stuttgart, 1999

weiteres Vorgehen:

Aus diesen direkten kombinierten Untersuchungen werden Erkenntnisse erwartet, die das strömungsphysikalische Verständnis der Absaugevorgänge und deren Dimensionierung entscheidend verbessern helfen und damit einen verbessertes Verständnis auf die Übertragbarkeit auf Großraumflugzeuge ermöglichen

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
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3424

Telefax: (0711) 685-3470

e-mail: stefan.herr@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner Prof. Y. S. Kachanov, ITAM, Novosibirsk, Russia

Thema Experimentelle Untersuchungen zur Rezeptivität einer Oberflächenstörung an einem Tragflügelprofil gegenüber Wirbelstärkestörungen in der Anströmung

Ausgangssituation

Am Beginn des Transitionsprozesses steht die Generierung von Tollmien-Schlichting-Wellen (TS-Wellen) in der Grenzschicht durch Interaktion von Störungen in der Außenströmung mit Inhomogenitäten der Grundströmung (Rauigkeiten aber auch das Grenzschichtwachstum) — die *Rezeptivität*. Die Umsetzung langwelliger Störungen (Schall/Wirbelstärke) in der Außenströmung in kurzwellige TS-Wellen wird am Laminarwindkanal im Rahmen des Schwerpunktprogramms Transition der DFG untersucht. Dabei wurden bereits Experimente sowohl unter dem Einfluss des natürlichen Störspektrums der Windkanalströmung als auch kontrollierte Experimente mit der Einleitung von definierten Schallstörungen /1/ in die Windkanalströmung durchgeführt.

Ziel

Es soll die Rezeptivität gegenüber Wirbelstärkestörungen untersucht werden. Dabei ist die Orientierung des Wirbelstärkevektors ein wesentlicher Parameter. Neben den Untersuchungen zur verteilten Rezeptivität bei Orientierung des Wirbelstärkevektors senkrecht zur Anströmung und der Profilnase /2/ ist bei den hier vorgestellten Untersuchungen der Wirbelstärkevektor senkrecht zur Anströmung und parallel zur Profilnase ausgerichtet. Vergleichbar zur akustischen Rezeptivität /1/ soll der *wirbelbehaftete* Rezeptivitätskoeffizient

$$G_{wr} = \frac{A_{TS0}}{A_{Wirbel} A_{rauh}}$$

bestimmt werden. Dabei bezeichnet A_{TS0} die Anfangsamplitude der TS-Welle an der Rauigkeit, A_{Wirbel} die (Referenz-)Amplitude der wirbelbehafteten Störung und A_{rauh} die Höhe der Rauigkeit.

Lösungsweg

Im Laminarwindkanal des IAG ($Tu \leq 0.02\%$) werden detaillierte Hitzdrahtmessungen in der Grenzschicht eines symmetrischen Profils als kontrolliertes Experiment durchgeführt. In Anlehnung an ein Verfahren von Dietz /3/ wird die Wirbelstärke mit Hilfe eines Schwingdrahtes (Wolfram: $25 \mu m$, $Re_D \leq 50$), der ca. 43 mm stromauf der Profilnase in Spannweitenrichtung gespannt ist, eingeleitet. Der Draht schwingt, durch einen Piezo-Aktuator angeregt, mit definierter Frequenz. Die mechanische Spannung des Drahtes ist so angepasst, dass sich eine stehende Welle (Knotenabstand: ca. 145 mm) ausbildet. Die Anregungsfrequenz wurde so gewählt, dass sie der am meisten angefachten TS-Frequenz ($f_{TS} = 1088.9 Hz$) entspricht (Abb.1). Im Nachlauf des Schwingdrahtes entsteht bei dieser Anregungsfrequenz eine antisymmetrische Wirbelstraße, deren wandnormaler Verlauf in Abb.2 dargestellt ist. Die TS-Amplituden werden an der in Abb.2 mit TSA, die Amplituden für die Wirbelstraße an der mit GSR bezeichneten wandnormalen Position gemessen. Da die TS-Anfangs-Amplituden nicht direkt messbar sind, werden TS-Amplituden an den in Abb.1 markierten Stromabpositionen aufgenommen und aus ihrer Stromabentwicklung auf die Werte an der Rauigkeit extrapoliert.

Datum: 21. Juni 2002

STAB

Ergebnis

Der spannweite Verlauf für die Störung am Grenzschichttrand (GSR) und die TS-Amplitude (TSA) ist in Abb.3 zu sehen. Dabei ist an der in Abb. 1 markierten Störposition ein 2D Störstreifen (Höhe $\leq 0.04 \cdot y_\delta$) angebracht. An den Positionen der Knoten des Schwingdrahtes ergeben sich in beiden Verläufen Minima, daher ist in Abb.3 auch der Verlauf der auf die am Grenzschichttrand gemessenen Werte bezogenen TS-Amplituden eingezeichnet. Die Stromabentwicklung für die normierten und in Spannweitenrichtung gemittelten Amplituden ist in Abb.4 dargestellt. Die Werte für die TS-Welle wurden auf die jeweils am Grenzschichttrand gemessene Amplitude normiert; die Ergebnisse am Grenzschichttrand sind auf die insgesamt mittlere Amplitude bezogen. Da die Amplitude am Grenzschichttrand nahezu konstant ist und der Verlauf für die TS-Amplitude dem von der linearen Theorie vorhergesagten entspricht, kann man auf diese Weise den Wert für $\frac{A_{TS0}}{A_{Wirbel}}$ an der Störposition extrapolieren (Abb.4). Durch Bezug dieses Wertes auf die Amplitude des Störstreifens A_{rauh} ergibt sich der Rezeptivitätskoeffizient $G_{wr} = 0.0255$. Das ist um ca. ein Größenordnung kleiner als der in /1/ bei dieser Frequenz ermittelte Wert für die akustische Rezeptivität.

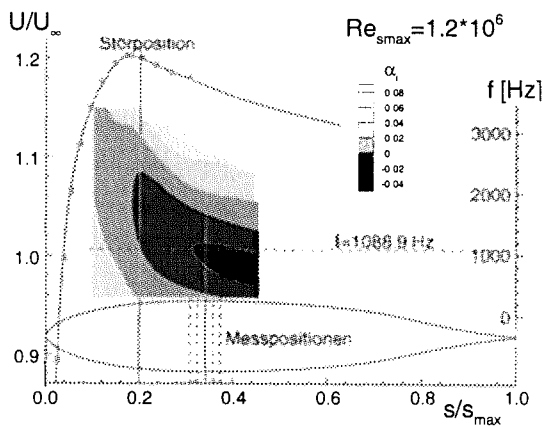


Abbildung 1: Störposition und Messpositionen am untersuchten Profil

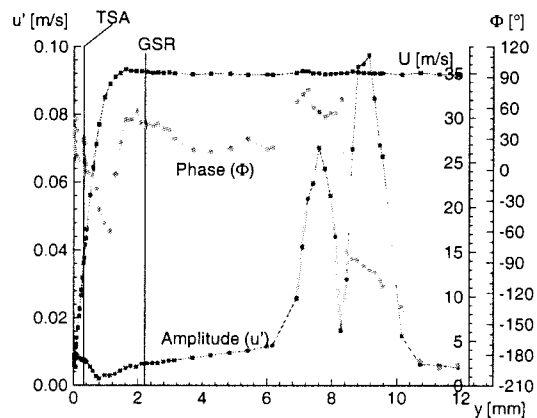


Abbildung 2: Wandnormale Verläufe von Amplitude und Phase für die Anregungsfrequenz ($f = 1088.9 \text{ Hz}$)

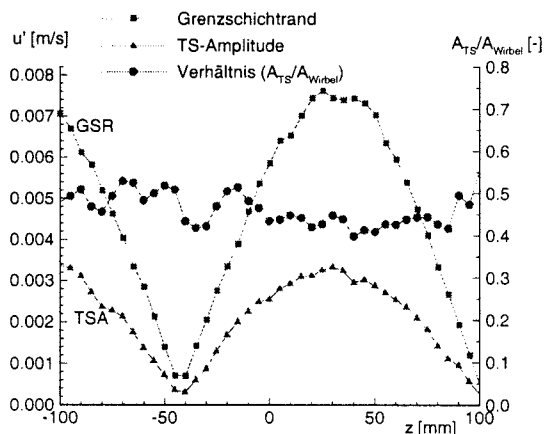


Abbildung 3: Spannweiter Verlauf der Amplitude am Grenzschichttrand (GSR), der TS-Amplitude (TSA) und dem Verhältnis beider

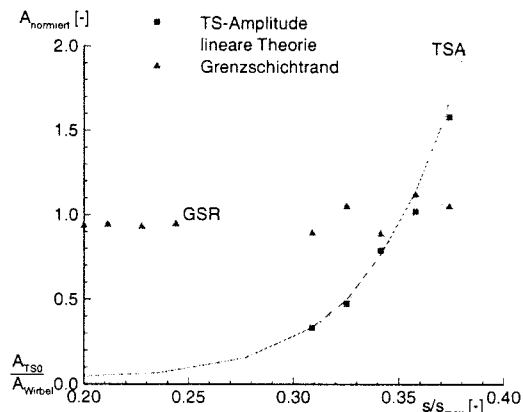


Abbildung 4: Stromabentwicklung der normierten Amplitude am Grenzschichttrand (GSR) und der TS-Welle (TSA)

- Literatur** /1/ W. WÜRZ, S. HERR, A. WÖRNER, U. RIST, S. WAGNER, Y.S. KACHANOV: *Three-dimensional roughness-acoustic receptivity of a boundary layer on an Airfoil. Experiment and DNS*, submitted to J. Fluid Mech., 2001
- /2/ W. WÜRZ, S. HERR, S. WAGNER, Y.S. KACHANOV: *A first experimental approach to the distributed 3D-vortex receptivity of a boundary layer on an airfoil*, 11. ICMAR. ITAM Novosibirsk 2002
- /3/ A.J. DIETZ: *Local boundary-layer receptivity to a convected free-stream disturbance*, J. Fluid Mech., Vol. 378, 1999

weiteres Vorgehen Versuche mit einem lokalen 3D-Störelement sollen die Ermittlung der kompletten 3D-Rezeptivitätsfunktion ermöglichen.

Datum: 21. Juni 2002

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Laminarhaltung und Transition**Ansprechpartner:** Dipl.-Ing. I. Peltzer, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche**Institution:** TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt**Adresse:** Sekr. F2, Marchstr. 12
10587 Berlin

Telefon: +49(0)30 314 23094

Telefax: +49(0)30 314 22955

e-mail: Inken.Peltzer@tu-berlin.de

weitere Partner: DFG-Projektpartner, VSPP "Transition", Themenkreis IV**Thema:** **Flug- und Windkanalexperimente zur natürlichen und künstlich angeregten Transition an einem 2D-Laminarflügelmeßhandschuh****Ausgangssituation:**

Im Rahmen des DFG-VSPP "Transition" wurden an einem Motorsegler G109 von verschiedenen Hochschulgruppen umfangreiche Untersuchungen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag im Flugversuch durchgeführt [1]. Im Berliner Teilprojekt wurde u.a. die dazu notwendige flugtaugliche Messtechnik entwickelt, sowie zeitlich und räumlich hochaufgelöste Messungen mit PVDF-Sensorarrays durchgeführt. Die Untersuchungen konzentrierten sich dabei auf den Fall der künstlichen Anregung der Grenzschicht, wobei die verschiedenen Messverfahren gegenübergestellt und mit Direkten Numerischen Simulationen (DNS) verglichen wurden.

Ziel:

In den vorliegenden Untersuchungen soll aufbauend auf den Erfahrungen aus dem Hochschulgruppenprojekt das Augenmerk auf die Entwicklung der natürlichen TS-Instabilitäten gerichtet werden. Dabei sollen zunächst kleinste Störungen im linearen Anfachungsstadium der Grenzschicht bis zum frühen nichtlinearen Stadium im Flug- und Windkanalversuch analysiert werden. Daran anschließend sollen künstliche Störungen generiert werden, um diese Entwicklung der natürlichen Störstrukturen nachzubilden und um diese als Eingangsgrößen für die DNS (in Zusammenarbeit mit dem IAG der Universität Stuttgart) zu berücksichtigen.

Lösungsweg:

Für die Flugmessungen wurde ein Segelflugzeug vom Typ TWIN II Grob G103 eingesetzt und mit einem Freiflugmesshandschuh von einem Meter Spannweite ausgerüstet. Dieser Messhandschuh verfügt über einen austauschbaren Messeinsatz mit einer Spannweite von 0.6 m, der mit verschiedenen Sensoren und Aktuatoren variabel ausgerüstet werden kann. Die Windkanalmessungen wurden im Laminarwindkanal des IAG der Universität Stuttgart durchgeführt, der wegen seinem geringen Turbulenzgrad für Transitionsuntersuchungen besonders geeignet ist. Für diese Experimente wurde der Messeinsatz in ein 1:1 Handschuhmodell eingebaut. Deshalb kann für Flug- und Windkanalmessungen der gleiche Messeinsatz mit identischer Sensoranordnung und Messtechnik eingesetzt werden.

Zur Erfassung der Störungen im sehr frühen linearen Anfachungsstadium wurden bei 33 % Flügeltiefe 16 Oberflächenhitzdrähte spannweitig nebeneinander angeordnet. Weiter stromab, also in einem etwas späteren Anfachungsstadium der Grenzschicht, wurde ein PVDF-Sensorarray mit 74 Einzelsensoren integriert, das bei ca. 46 % Flügeltiefe beginnend 4 spannweitige Reihen mit je 16 Sensoren aufweist. Weitere Sensoren dieses Arrays sind in Strömungsrichtung angeordnet. Der spannweitige Sensorabstand beträgt jeweils 7 mm. Um künstlich Störungen in die Grenzschicht einzukoppeln, wurden 7 Punktstörquellen bei 20 % Flügeltiefe spannweitig nebeneinander eingebaut. Dabei wurden Miniaturlautsprecher direkt unter der Flügelhaut angebracht, die unabhängig voneinander mit Hilfe eines Signalprozessors angesteuert wurden, so daß beliebige Störsignale erzeugt werden konnten.

Ergebnis:

Für Flug- und Windkanalexperimente wurde zunächst anhand der im Flug gemessenen Druckverteilung bei einer Geschwindigkeit von 23.6 m/s eine definierte Strömungskonfiguration festgelegt. Die Ergebnisse der ersten Messungen an diesem Laminarhandschuh wurden in [2] vorgestellt. In Abb. 1 und 2 werden für diesen Flugfall die Zeitsignale der 16 spannweitigen Oberflächenhitzdrähte für drei Fälle (a. natürliche Transition, b. Anregung mit einem Frequenzgemisch aus 400Hz/ 500Hz/ 600Hz/ 700Hz/ 800Hz gleichphasig ($\Phi = 0^\circ$) und c. Anregung mit demselben Frequenzgemisch gegenphasig ($\Phi = 180^\circ$)) ausgewertet und dargestellt. In der Abb. 1a wird ein kurzer Ausschnitt einer Messung als Konturplot bei natürlicher Transition gezeigt. Über den gesamten hier gemessenen spannweitigen Bereich sind zweidimensionale Wellenfronten zu erkennen. Außerdem ist in eben diesem Zeitabschnitt an der spannweitigen Position von $z = 60-80$ mm die Anfachung und Dämpfung eines typischen TS-Wellenpaketes mit relativ geringer räumlicher Ausdehnung zu sehen, das etwas später erneut angefacht und wieder gedämpft wird. Ebenso treten zu einem anderen Zeitpunkt schräglaufige Wellenzüge auf, die den spannweitigen Phasenversatz der Störungen widerspiegeln und die, trotz des sehr frühen linearen

Anfuchungsstadiums, auf das Vorhandensein von 3D-Störmoden in der Grenzschicht hinweisen. Die simultan betriebenen Sensoren ermöglichen die Fouriertransformation der zeitlich und räumlich erfassten Signale in den Frequenz-Querwellenraum. Dabei ist die Querwellenzahl die inverse Querwellenlänge und damit ein Maß für die spannweitige Ausbreitungsrichtung der angefachten TS-Wellen. Die Querwellenzahl ist auf den doppelten Sensorabstand normiert. In der Abb. 2 wird das zu den Zeitsignalen berechnete Frequenz-Querwellenspektrum dargestellt.

Im Fall der natürlichen Transition ist bei kleinen Querwellenzahlen im Frequenzband von 500 Hz bis 1000 Hz ein Maximum der Amplituden zu erkennen. Dieses Frequenzband wird mit zunehmendem Schräglaufwinkel, also größerer Querwellenzahl, schmaler und auch die Amplituden werden kleiner. Demzufolge dominieren hier die 2D-Störmoden, aber es sind ebenfalls 3D-Störanteile vorhanden.

Der Konturplot für den Fall der Anregung mit einem Frequenzgemisch aus 5 Frequenzen ist in Abb. 1b zu sehen. Im Frequenz-Querwellenspektrum (Abb. 2b) wird deutlich, daß die Amplituden für alle Frequenzen angestiegen sind. Die angeregten Frequenzen 600 Hz und 700 Hz werden am stärksten angefacht, aber grundsätzlich dominieren auch hier die 2D-Störungen. Die Abb. 1c zeigt den Konturplot und die Abb. 2c das Frequenz-Querwellenspektrum bei gegenphasiger Ansteuerung der benachbarten Punktstörquellen. Im unteren Teil des Konturplots ist zu sehen, daß es aufgrund der gegenphasigen Anregung zur Ausbildung von einzelnen Zellen stromab der Störquellen kommt. Im oberen Teil des gleichen Konturplots sind auch geschlossene, schräglauflende Wellenzügen zu erkennen. Dieser Anregefall ist deutlich von einem 3D-Störspektrum geprägt. Auch im Frequenz-Querwellenspektrum hat sich das Maximum der Amplituden im angefachten TS-Frequenzband zu höheren Querwellenzahlen verschoben.

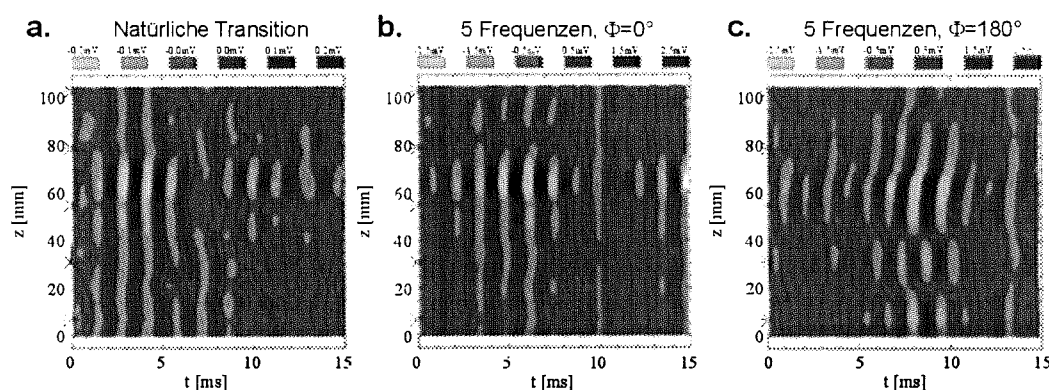


Abbildung 1: Konturplots für die natürliche und künstlich angeregte Transition - gemessen von 16 Oberflächenheizdrähten bei 33% Flügeltiefe im Flugversuch ($U = 23.6$ m/s)

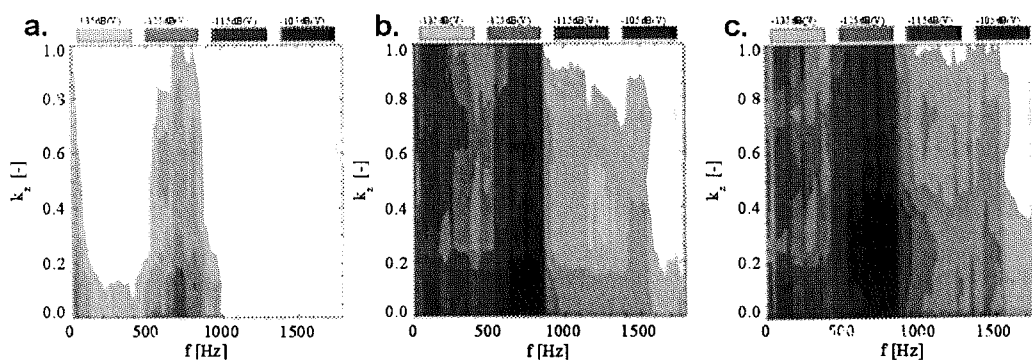


Abbildung 2: Frequenz-Querwellenspektren für die obigen Anregefälle

Literatur:

- [1] Nitsche, W., Suttan, J., Becker, S., Erb, P., Kloker, M., Stemmer, C.: Experimental and numerical investigations of controlled transition in low-speed free flight. *Aerosp. Sci. Technol.* Volume 5 (2001) 245-255
- [2] Peltzer, I., Nitsche, W.: Flugexperimente und Windkanaluntersuchungen zur spannweitigen Störentwicklung von TS-Instabilitäten an einem Laminarflügel. In: *DGLR-Jahrestagung 2000*. Volume JT2000-172. (2000) 201-208
- [3] Stemmer, C., Kloker, M.: Interference of Wave Trains with Varying Phase Relations in a Decelerated Two-Dimensional Boundary Layer. In S. Wagner, U. Rist, H.-J. Heinemann, R. Hilbig eds.: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III*. Volume 77 of NNFM., Springer Verlag (2002) 239 - 246

weiteres Vorgehen:

Weitere Untersuchungen sollen zeigen durch welches Anregeszenario der natürliche Transitionsprozeß künstlich kontrolliert nachgebildet werden kann. Außerdem soll in Zusammenarbeit mit dem IAG der Universität Stuttgart gezeigt werden, zu welchen Ergebnissen diese künstlichen Störvorgaben bei der DNS führen [3].

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung und Transition
Fachkreis:
Ansprechpartner: Dr. G. Schrauf
Institution: Airbus Deutschland, EGAG
Adresse: Hünefeldstraße 1 - 5, 28199 Bremen **Telefon:** 0421 538 3232
Telefax: 0421 538 4486
e-mail: g.schrauf@airbus.dasa.de

Thema: Cross-flow N-Factors and suction.

Ausgangssituation

Four years ago, an Airbus A320 equipped with a hybrid laminar-flow fin was used to perform a series of flight tests. The goals of these tests were, first, to demonstrate that laminar flow can be achieved on an Airbus-sized aircraft and, second, to explore the limits of the applicability of hybrid laminar-flow control.

As the flight tests had to cover a wide parameter range, an oversized suction system with individual control of the mass flow in each suction chamber was installed. This individual control allowed us to reduce the suction in the chambers at the leading edge until transition occurred.

In addition, by flying with sufficiently large side slip, we could to obtain different cases with cross-flow transition at large chord-wise positions.

Ziel

In this paper we will compare

- (A) cases with large cross-flow amplification at the leading edge due to reduced leading edge suction, and
- (B) cases with large cross-flow amplification behind the suction panel obtained by flying with sideslip.

The cases of both categories are complementary insofar as cross-flow amplification occurs for the cases in category (A) at locations with large surface curvature, rapid boundary-layer growth, and considerable three-dimensionality of the boundary layer flow, whereas the opposite holds for the cases in category (B).

Lösungsweg

We will evaluate sequences of flight measurements in which leading edge suction was reduced consecutively until transition occurred over the suction panel resulting in a type (A) case. Next, we will consider a series of measurements in which the sideslip angle was increased so that the pressure distribution was changed from the normal distribution provoking Tollmien-Schlichting transition to a modified one causing transition due to cross-flow behind the suction panel, i.e. to a cross-flow transition of type (B).

Those sequences of consecutive flight measurements will be evaluated with local and non-local theory. We will compare the correlated N -factors obtained with both theories and show that both classical stability theory and linear PSE are suitable for evaluation and design, even though the limiting N -factors correlated with linear PSE are smaller than those obtained with classical, local theory.

Literatur:

- [1] R. Henke, *A320 HLF FIN Flight Tests Completed*. Air&Space Europe Vol. 1 No 2, 78-79, 1999.
- [2] G. Schrauf, *Evaluation of the A320 hybrid laminar fin experiment*. ECCOMAS 2000, 11-14 September 2000, Barcelona, Spain.
- [3] G. Schrauf, *Large-Scale Laminar Flow Tests Evaluated with Linear Stability Theory*. 19th Applied Aerodynamics Conference Anaheim, CA, 11 – 14 June 2001.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: R.Adeli , Dr. J. Longo

Institution: DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS)

Adresse: Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-3310
Telefax: 0531-295-2320
E-mail: Reza.Adeli@dlr.de

Weitere Partner: H. Edmund, DLR-AS, KP

Thema:

Äußere Strömungsfeld-Wechselwirkungen beim Reaktionskontrollsystem (RCS) von Raumtransportvehikeln.

Ausgangssituation:

Die Manövrierfähigkeit von Hyperschallvehikeln hängt primär stark von der RCS-Effizienz ab. Die Wirksamkeit von Steuerstrahlen von RCS-System wird durch das äußere Strömungsfeld beeinflusst. Das RCS wird bislang nach einer weitgehend empirischen Vorgehensweise entworfen. Dabei verlässt man sich vor allem auf Windkanalversuche. Allerdings sind bei Windkanalversuchen mit aktivieren Steuerstrahlen nicht alle Ähnlichkeitsparameter der Flugbedingungen einzuhalten und somit müssen relativ große Unsicherheiten von dem Erstflug in Kauf genommen werden.

Ziel:

Vorhersage, die Schubverstärkung durch Wechselwirkung mit der Umgebungsströmung sowie der Einfluss der Steuerstrahlen auf die aerodynamischen Beiwerte und die Wärmelast in der Umgebung von Steuerdüse eines Hyperschallvehikels mit Hilfe numerische Verfahren.

Lösungsweg:

Die ersten Schritt in diese Arbeit sich auf die Berechnung und Validierung unter Windkanalbedingungen ohne Strahlausblasung bezieht. Um diese Untersuchungen genau zu ermitteln wurde die Messergebnisse aus Windkanälen [1] zur Verfügung gestellt. Aus dem Geometrischen Entwurf von Hochgeschwindigkeitsgenerischkörper wurde zunächst mit dem Netzgenerierungssystem Centaur ein Netz für die Oberfläche des Körpers erzeugt (Abb.1) Für das eingesetzte Navier-Stokes-Verfahren wurde das Strömungsgebiet durch ein unstrukturiertes Netz mit 543062 Punkten diskretisiert. Weiterhin wurde das Strömungsgebiet verfeinert durch Netzadaption auf Basis erste Navier-Stokes Lösungen. Danach wurde CFD-Lösungen für Verschiedene Turbulenzmodelle durchgeführt ($k\omega$, $k\varepsilon$, *Spalart – Almaras*,...).

Ergebnis:

An Hand von durchgeführten Rechnungen, das $k\omega$ Turbulenzmodell wurde gewählt. Abbildung 2 zeigt Oberflächendruckverteilungen für Machzahl $M_a = 2.8$ und Reynoldszahl $R_e = 1.14e+07$ für verschiedene Anstellwinkel. Die gute Übereinstimmung mit Experimente ist zu sehen.

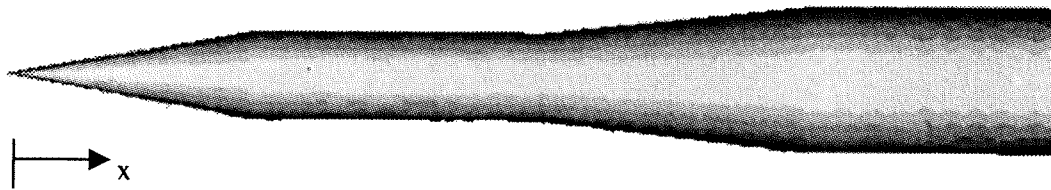


Abb.1: Hyperschallflugkörper Konzept

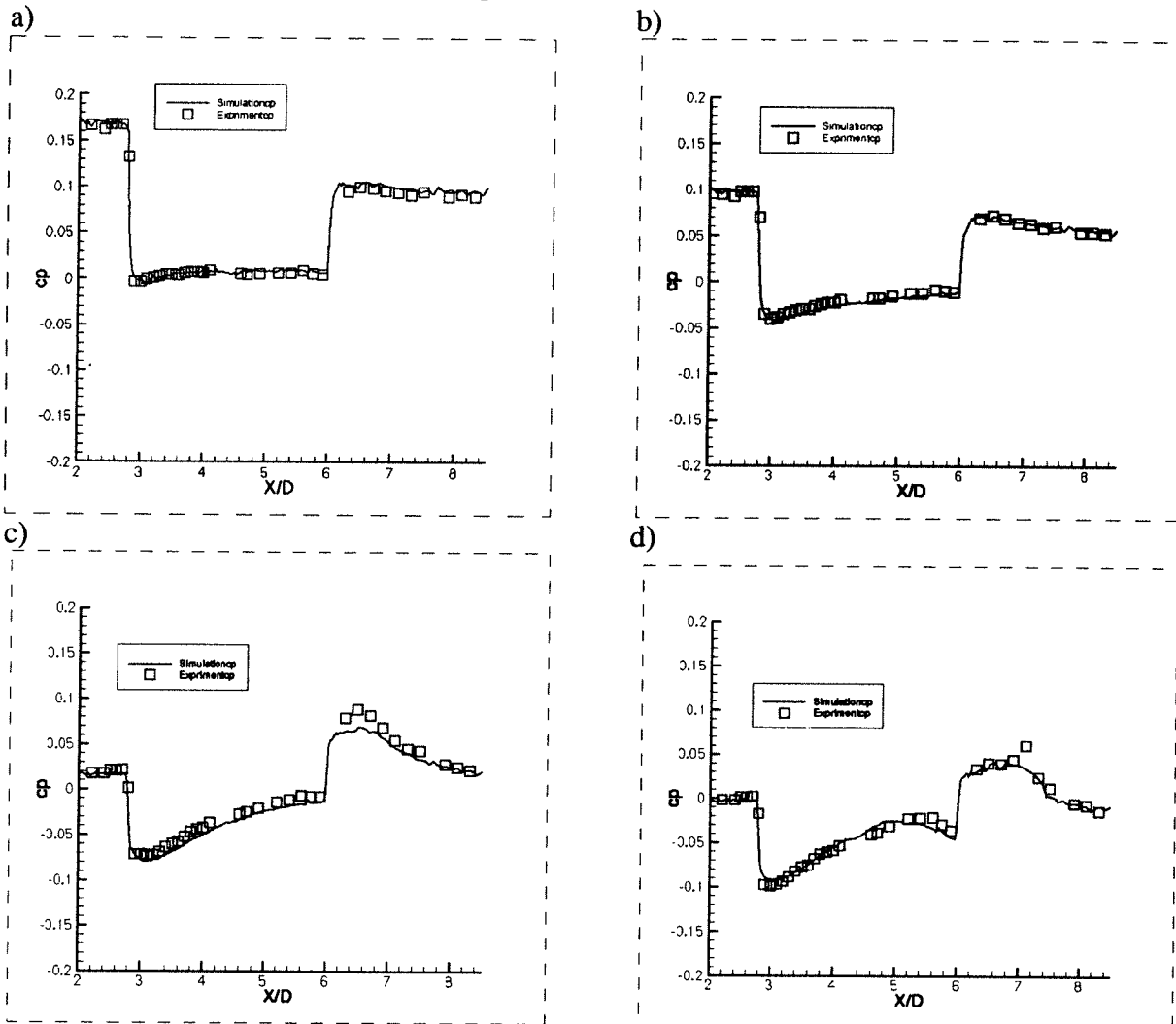


Abb.2: Vergleich der Experimentell und numerisch ermittelten Druckbeiwerte über Längsschnitt der Oberhalbsymmetrieebene bei Anstellwinkel a) $\alpha = -5^\circ$ b) $\alpha = 0^\circ$ c) $\alpha = 10^\circ$ d) $\alpha = 15^\circ$

Weiteres Vorgehen:

Numerische Simulationen durch die Aktivierung des Querschubstrahls.

Literatur:

[1] H.Esch; Druckverteilungsmessung an einem Flugkörperrumpf im Überschall-Messdaten, DLR IB-39113-97C03, 13.02.1997

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Ognjan Božić

Institution: DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-3326
Telefax: 0531-295-2320
e-mail: ognjan.bozic@dlr.de

weitere Partner: DLR – SART, Köln MAN-Technologie AG, Augsburg
ASTRIUM GmbH, Bremen Kayser-Threde GmbH, München

Thema: Analyse des Strömungsfeldes zwischen der Zentralstufe der Ariane 5 und wiederverwendbarer LFBB (winged Liquid Fly-Back-Booster)

Ausgangssituation:

Im deutschen Forschungsprogramm für Weltraumtechnologien zukünftiger Trägerraketen ASTRA wird die Austauschmöglichkeit von Feststoff-Boosterraketen mit einem neuen Typ von wiederverwendbaren Boosterraketen [1] überprüft. Dieser neu konzipierte Booster wird mit ein Paar Flügeln, Fins und Canards aufgerüstet. Die LFBB verfügen über drei Vulkan-2 Triebwerken (auf kryogene flusige Treibstoff O_2/H_2) für die Antriebsphase. Für den Flug in der Marsch- und Landungsphase sind drei Strahltriebwerke von Typ EJ 200 vorgesehen.

Im zweiten Abschnitt der Systemkonzeptuntersuchung wurden auch aerodynamische Eigenschaften der gesamten Konfiguration Ariane5 + 2 LFBB (Abb. 1) in der Antriebsphase bis zur Boostertrennung analysiert (ca. Höhe $H = 54$ km und Geschwindigkeit $Ma = 6$). Nach der Trennung wird jeder LFBB durch ferngesteuerten Flug auf die Landebahn der Weltraumshafens Kourou geleitet.

Ziel:

Innerhalb der aerodynamischen Studie für die gesamte Konfiguration Ariane5 + 2 LFBB wurden analysiert: Druckverteilung auf Vehikeloberflächen; Widerstandsbeiwerte im Machzahlbereich $Ma = 1,02 - 6,0$; Einfluß von Verbindungen zwischen LFBB und Zentralstufe Ariane 5 (ECV) auf Steigerung von Widerstandskräften; Stoß-Stoß-Interaktionen, welche lokale Zonen mit erhöhten Drucklast auf die Vehikeloberflächen verursachen.

Lösungsweg:

Die aerodynamische Analyse wurde auf der Basis der Euler-Methode, welche die Bestimmung von Drucklasten und aerodynamischen Kräften bzw. Momenten erlaubt, durchgeführt. Die Geometrie wurde mit dem CAD System CATIA erzeugt. Das unstrukturierte Eulernetz (10,7 Mill. Tetraeders) wurde mit dem Programm CENTAUR (Preprozessor) generiert. Die Strömungsberechnungen wurden mit der TAU-Code, DRL (Löser) durchgeführt. Es wurden zwei Netze generiert (ohne und mit eingebauten mechanischen Verbindungen) und sieben Strömungssimulationen im Machzahlbereich $Ma = 1,02$ bis $5,99$ durchgeführt.

STAB

Ergebnis: (siehe ebenso [2])

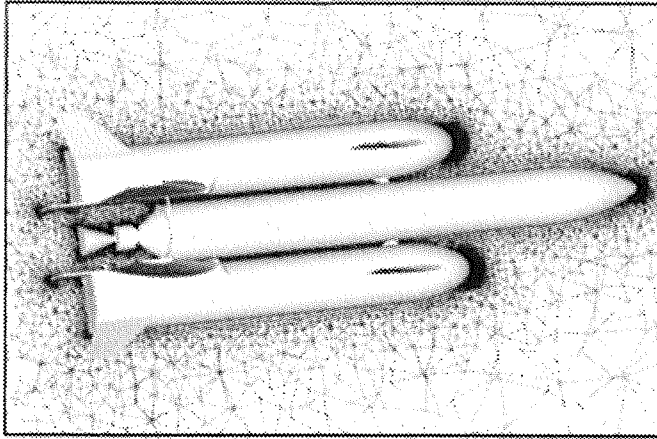


Abb. 1: Unstrukturiertes Raumnetz generiert um die Konfiguration Ariane5 + 2 LFBB

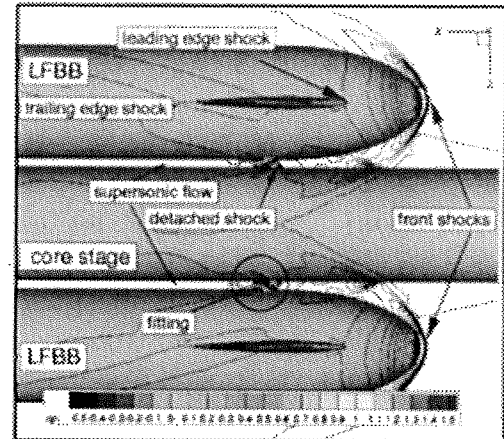


Abb. 2: Druckverteilung C_p um die Canard-Flügel ($Ma=5,99$; $\alpha=0^\circ$)

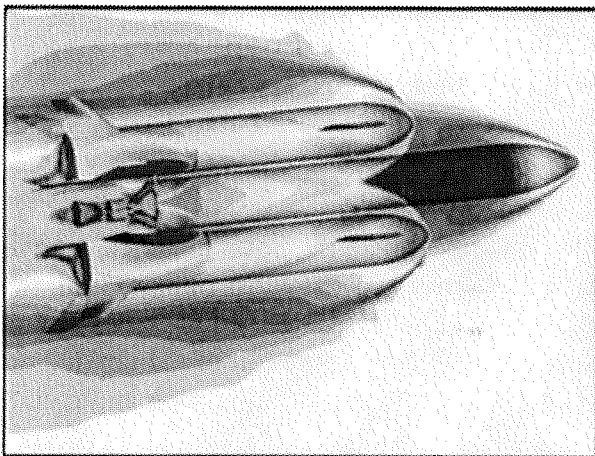


Abb. 3: Strömungsfeld um die Konfiguration Ariane 5 + 2 LFBB ($Ma=5,99$, $\alpha=0^\circ$)

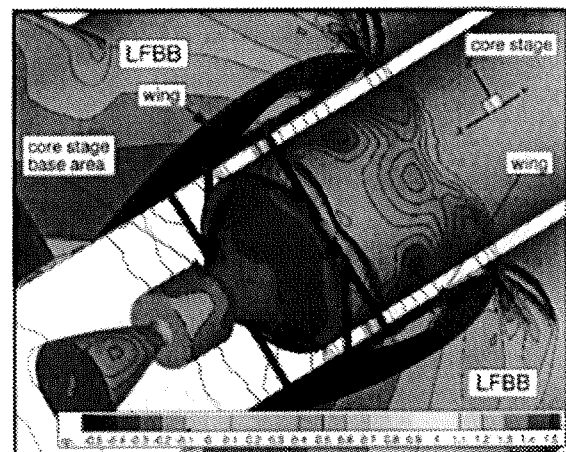


Abb. 4: Druckverteilung auf dem hinteren Teil des Vehikels ($Ma=1,6$; $\alpha=0^\circ$)

Für den höchsten dynamischen Druck (kritische Fall bei $Ma = 1,6$ – s. Abb. 4) wurde die Strömung um die Vehikelkonfiguration zwei mal berechnet: Erstens mit eingebauten Verbindungen zwischen Zentralstufe der Ariane 5 und zwei LFBB, zweitens ohne eingebauten Verbindungen. Die Berechnung der aerodynamischen Kräfte hat auf erhöhten Widerstand von 6,8 % für Konfiguration mit eingebauten Verbindungen, im Vergleich mit Vehikelkonfiguration ohne Verbindungen, hingewiesen.

Weiteres Vorgehen:

- Eulersimulation mit eingeschalteten sieben Triebwerken (Ariane 5 + 2 LFBB) um Düseneffekte in der Spalten und hinteren Teil des Vehikels zu klären.
- NS-Simulation zur genauen Feststellung des Einflusses der Reibung auf aerodynamische Kräfte, Identifizierung der Wirbelstruktur im hinteren Teil des Vehikels und der Stoß-Stoß-Grenzschicht-Interaktionen.

Literatur

- [1] M. Sippel; J. Klevanski; H. Burkhardt; Th. Eggers; O. Božić; Ph. Langolf; A. Rittweger
Progres in Design of a Reusable Launch Vehicle Stage, AIAA Paper 2002-5220, 2002
- [2] Th. Eggers; O. Božić
Aerodynamic design and Analysis of an Ariane 5 Liquid Fly-Back Booster
AIAA Paper 2002-5217, 11th AIAA/AAAF Int. Conf., 29.09. – 4.10.2002, Orleans, Fr

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Ognjan Božić

Institution: DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-3326
Telefax: 0531-295-2320
e-mail: ognjan.bozic@dlr.de

weitere Partner DLR – AS Bs/Gö, Department Wind Tunnels, Köln-Porz
DLR - BK , Stuttgart

Thema: **Heat Load Prediction for the Longitudinal Gaps
and Cavities of the X - 38 Body Flap**

Ausgangssituation:

During the reentry phase of X-38 space vehicle into atmosphere the nose, the leading edges and the control surfaces are exposed to very high thermals loads. Most important are the ones near the junction between body flap and cavity (s. Fig. 1). Here the heat loads are expected to be very close to the material limit and a trouble-free actuation of the contral surface requires a careful investigation of effects like heat conduction, convection and radiation on the heat transfer distribution.

Ziel:

Numerical flow simulation of radiation environment in the lateral gap between cavity and body-flap of the X-38 vehicle.

Lösungsweg:

The flow field around the flaps model is calculated with the DLR Navier-Stokes Code CEVCATS-N on a numerical grid with more than 1.500.000 control volumes (Fig. 2-3). The grid is a multigrid, multiblock, structured type one, adapted for calculations of viscous hypersonic flow and was developed with the program MEGACADs. The Navie-Stokes-Code CEVCATS-N V4.3 contains the GETHRA modul for calculation of emission and absorption between visible surfaces in the permeable environment (without gas transition) [1].

Ergebnis:

The investigated flow condition is $Ma = 7.3$, laminar flow, $Re = 9520$, with following assumptions: perfect gas flow; radiation adiabatic wall without (case 1) and with view factors (case 2); equilibrium air, radiation adiabatic wall without (case 3) and with view factors (case 4) was also simulated. Cooled and uncooled nose model conditions are also considered. The computations indicate that the temperature at the side of the flap in the gap is 95 % of the stagnation temperature when considering equilibrium flow and accounting for the view factors.

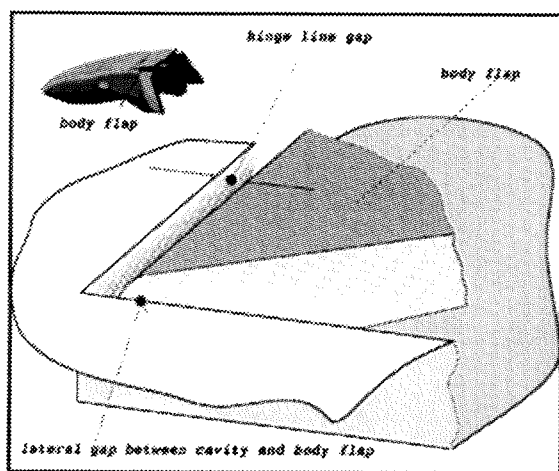


Fig. 1: Description of L3K model

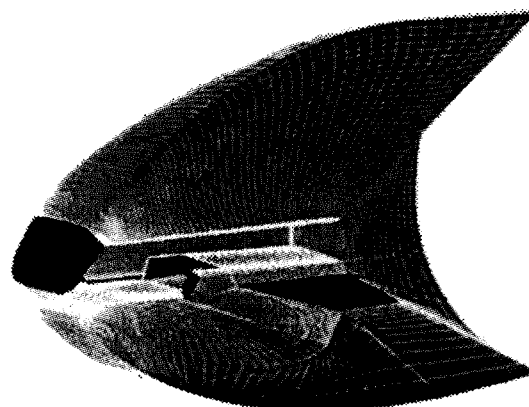


Fig. 2: Numerical grid of hypersonic flow field around L3K model

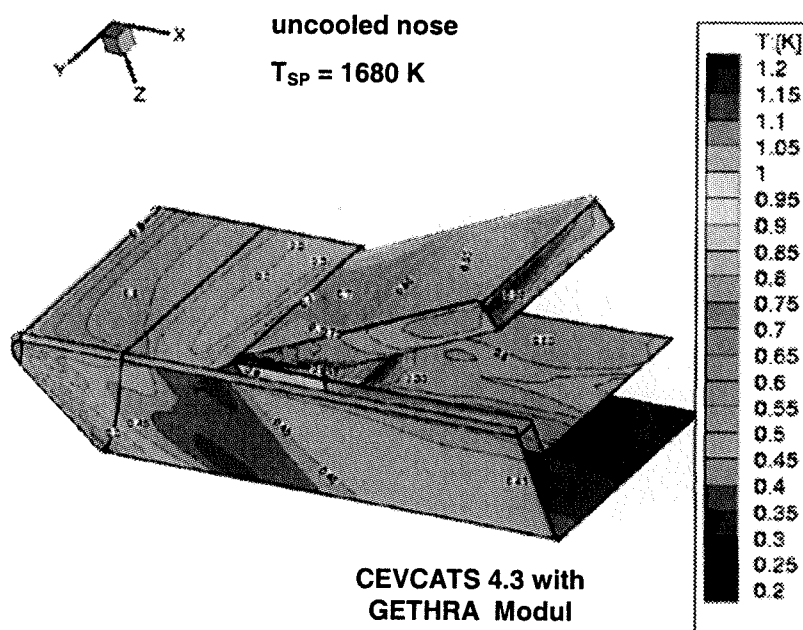


Fig. 3: Distribution of surface temperature $T \text{ (K)}$ on the flaps model. Simulation conditions: fully catalytic walls, equilibrium air, $Ma = 7,3$, laminar $Re = 9520$, angle of attack $\alpha = 30^\circ$, body flaps angle $\delta = 20^\circ$

weiteres Vorgehen:

Assessment of the numerical results by means of experimental data to be obtained in the arc-heated facility L3K of DLR-Cologne (Fig. 4) .

Literatur:

[1] Höld, R., Fornasier, L.

Berechnung der Wärmeflußbilanz für Fluggeräte unter Berücksichtigung der direkten Strahlung zwischen Konfigurationsteilflächen

DASA-LME211-HYPAC-TN-315, 1993

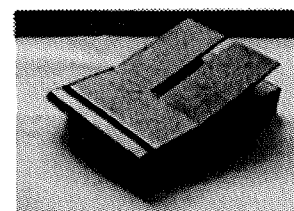


Fig. 4: Flap model for experimental investigation in the Arc Heated Facility L3K

T_{SP} – temperature at stagnation point

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Carsten Brodbeck

Institution: Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen

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

Telefon: 0241/80-95433
Telefax: 0241/80-92257
e-mail: carstenb@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: -

Thema:

Entwicklung eines hybriden (strukturiert/unstrukturierten) Strömungslöser zur Simulation von Überschallströmungen

Ausgangssituation:

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

Ziel:

Simulation einer vereinfachten Stufentrennung des zweistufigen Raumtransporters ELAC-EOS

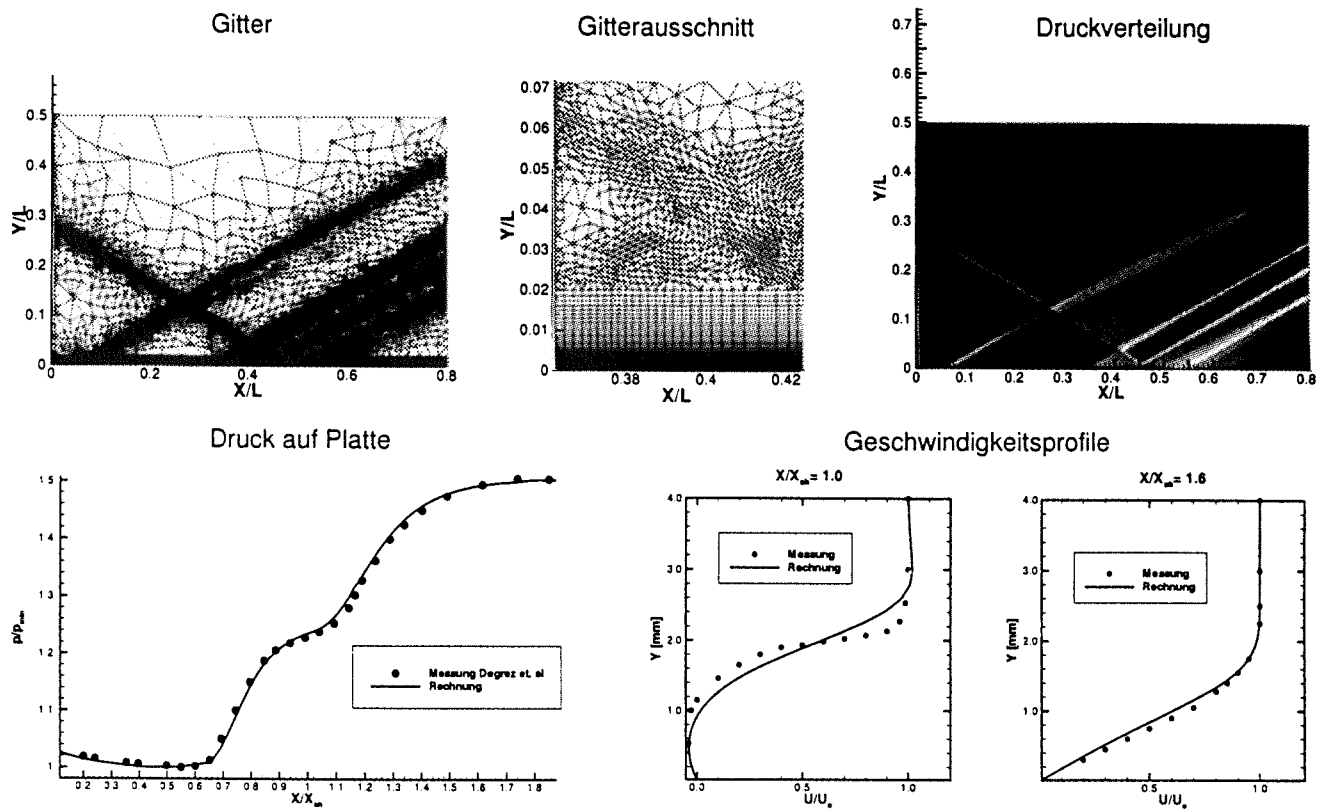
Lösungsweg:

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

Ergebnis:

• Auf laminare Plattengrenzschicht einfallender Stoss:

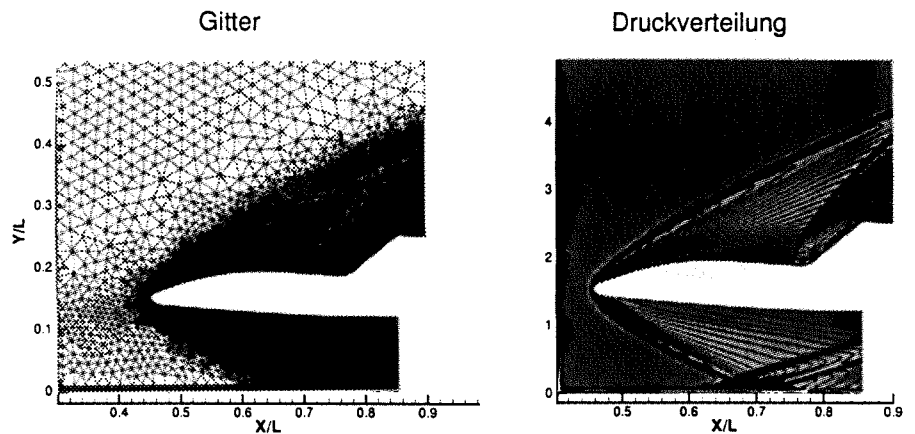
$Ma=2.2$, $Re=2.4 \times 10^5$



• EOS über ebener Platte

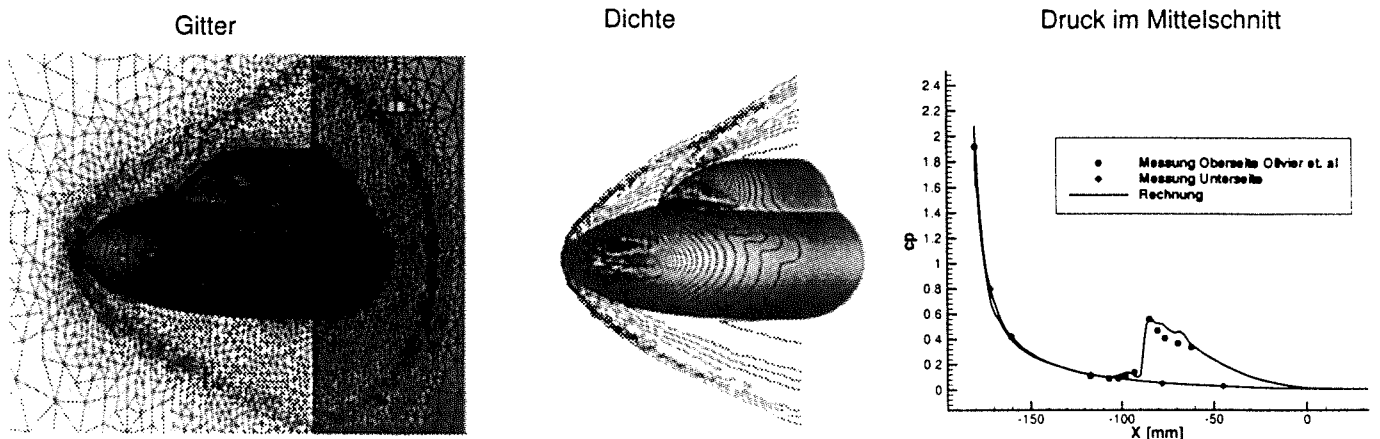
$Ma=4.04$, $Re=9.22 \times 10^6$

EOS Eulerrandbedingung



• Doppel ellipsoid

$Ma=6.6$, $Re=0.52 \times 10^6$



Datum:

05.06.2002

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Thino Eggers

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 2436

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Aerodynamic Design of an Ariane 5 Liquid Fly-Back Booster

Ausgangspunkt:

Within the German future space launcher technology research program ASTRA two reusable first stage designs are under investigation. The one dedicated for near term application with an existing expendable core stage is called a winged liquid fly-back booster (LFBB). The results of the ASTRA-analyses of the year 2000 and 2001 indicate that such a reusable booster stage in connection with the Ariane 5 expendable core stage is technically feasible and competitive with other reusable and advanced expendable launchers. The regarded partially reusable space transportation system consists of two booster stages, which are attached to the expendable Ariane 5 core stage to upgrade the technology level (**Fig. 1**).

Ziel:

During the second design loop of the LFBB the current aerodynamic dataset has to be refined. The now applied aerodynamic and flight dynamic simulation of the return flight requires trimmed aerodynamic datasets between $M=0.27$ and $M=7$ and angles of attack of $5^\circ < \alpha < 35^\circ$. Within the design tight margins concerning longitudinal stability and trim have to be taken into account. Furthermore, the behaviour of the booster has to be robust over the complete Mach number range, which gives safety with view to the expected aerodynamic uncertainty margins.

Lösungsweg:

The aerodynamic studies concerning wing shape and position are based on unstructured Euler calculations for $M < 2$ (DLR TAU) and surface inclination methods are used for $M > 2$ (DLR HOTSOSE). Additionally, these studies are the basis for the definition of a wind tunnel model for the DLR windtunnels TMK and H2K. The force measurements at Mach numbers between $0.5 < M < 7$ are planned for the end of 2002. They will be used to verify the aerodynamic approach for conditions without and with sideslip.

Ergebnis:

During the aerodynamic design several configurations without and with Canard were considered. The results indicated severe problems concerning longitudinal stability and trim for the configuration without Canard („Y6“, **Fig. 2**). The trim of this vehicle is only possible for $M < 5.6$ and an unrealistic position of center of gravity at $x_G/l=0.75$. Here, the required flap deflections are in the order of $\eta=30^\circ$ in hypersonic flow and more than $\eta=-10^\circ$ for $M < 2$. Additionally the configuration is highly unstable. Based on these results it was decided to investigate several configurations with canards but identical bodies. The results for the final and most promising vehicle („Y7“) are given in **Fig. 3**. During the trim calculations the small bodyflap was fixed as $\eta=5^\circ$, the wing was clean and only the canards were deflected for trim. It is

obvious that „Y7“ is robust even for a realistic position of center of gravity at $x_S/l=0.62$. The obtained canard deflections are always smaller than $\eta=5^\circ$. The configuration is stable for $M > 5.5$ and only slightly unstable between $0.27 < M < 5.5$. The pitching moment coefficients for $M < 2$ and $\alpha=5^\circ$, which is the expected angle of attack along this part of the trajectory, are given in **Fig. 4**. The comparison of the two shown canard deflections underlines also for these Mach numbers that the deflections will be always smaller that $\eta < 7^\circ$.

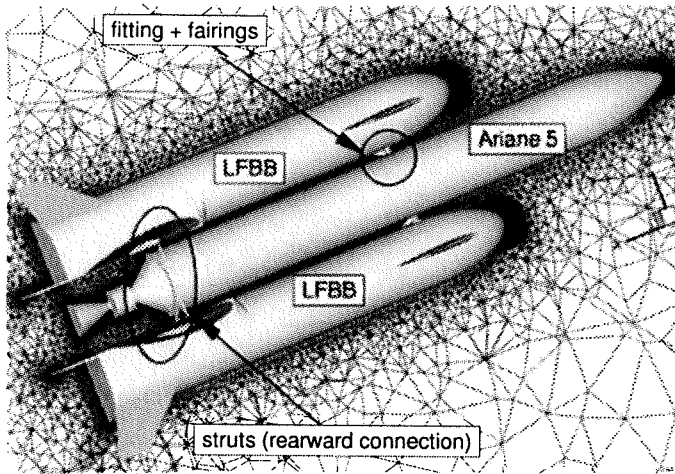


Fig 1: Ariane 5 with liquid fly-back boosters

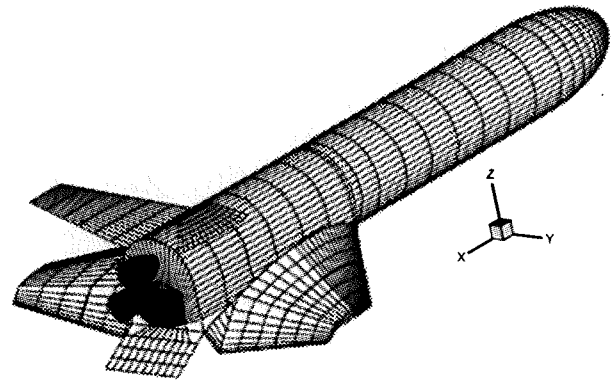


Fig 2: Configuration „Y6“, $\eta_{bf}=30^\circ$, $\eta_{wf}=30^\circ$

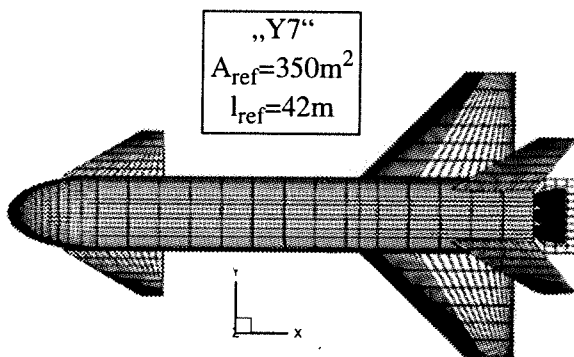


Fig 3: Trim results for configurations „Y7“, $M > 2$

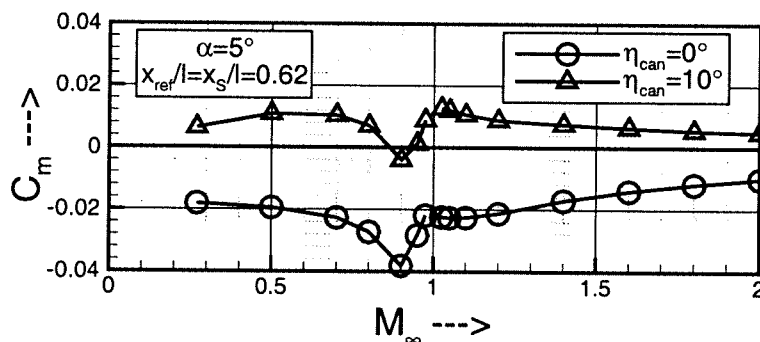
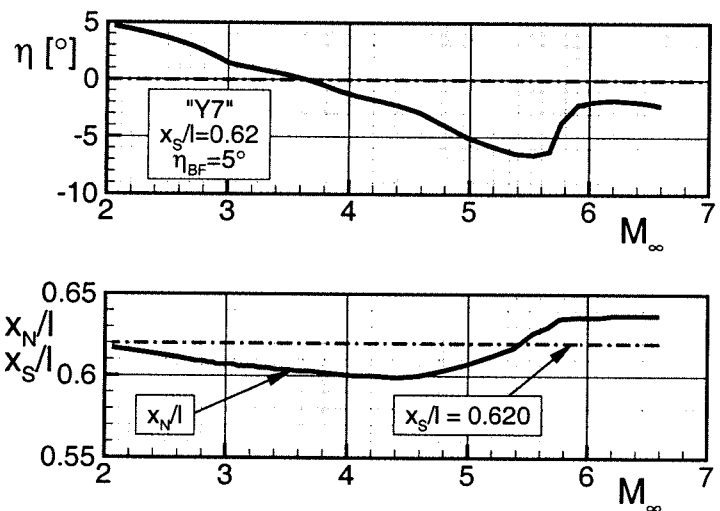


Fig 4: Trim results for configurations „Y7“, $M < 2$

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis
Authoren P. Giese
Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Adresse Lilienplatz 7 **Telefon:** 0531 / 295 - 2453
38108 Braunschweig **Telefax:** 0531 / 295 - 2330
Thema Studies of sensitivities for the calculations of heatflux and surface temperature on the *capsule MIRKA*

Ausgangssituation: The numerical prediction of heatflux and surface temperature is an important and cost efficient tool for the design of thermal protection systems (TPS) of reentry capsules. For high Mach numbers real gas effects, radiation of surfaces and especially the catalytic behaviour of surfaces have great influences.

Ziel: The accomplished activities in this study are made to receive an overview and a feeling of the numerical requirements in terms of grid densities, real gas effects and catalycity to achieve reliable prediction data, close to that from flight measurements.

Lösungsweg: The computed flow studies are performed by means of the DLR Navier-Stokes code CEVCATS-N [1]. It is a computer code for the solution of 3D unsteady Navier-Stokes equations in integral form. Perfect as well as real gas with chemical equilibrium and non-equilibrium flows are accounted for. Adiabatic walls, fixed temperature and radiation walls can be simulated. Also the catalytic behaviour of the surface can recently simulated. The spatial discretisation is done by means of a finite volume scheme. 2D and 3D calculations with according discretisation models can be carried out (**Figure 1**). For the present study, chemical non-equilibrium flows are computed solving the Navier-Stokes equations with thin layer approximation in the boundary layer.

Ergebnisse: The influence of the grid density on the heatflux density and the surface temperature are shown in **Figure 3 and 4** for coarse, medium and fine 2D polarsymmetric meshes. The influence of catalycity is demonstrated in **Figure 5**. A comparison of heatflux density between full 3D calculation on the half model and measurements is also shown in Figure 5 for the case Mach number 21 and $\alpha = 8^\circ$, $\beta = 0^\circ$. These combination of angles of incidence and yaw is close to the measurements during flight conditions: $\alpha = 8.0^\circ$ and $\beta \approx 1.0^\circ$ [2]. One of main objectives of the present study is to show the great influence of the catalycity on the surface temperature and heatfluxes. By comparisons with measurements it can be shown, that especially for the trajectory point M = 21, H = 56.2 km the surface close to the stagnation point behaves as fully catalytic meanwhile on the other regions, the surfaces values ($\Phi \geq 40 [^\circ]$) are in good agreement with finite catalytic simulation.

Weiteres Vorgehen:

- [1] Brück, S., Radespiel, R., Schwamborn, D.:
Extension of The Euler/Navier-Stokes Code CEVCATS to Inviscid Nonequilibrium Flows.
DLR-IB 223-95 CO3, 1995.
- [2] Frühholz, H. and Reich, G.:
1998, MIRKA - Hitzeschildexperiment HEATIN - Endbericht.
Technical Report MK-EH-RP-2002 / 01 / 01, DASA, Dornier Satellitensysteme GmbH

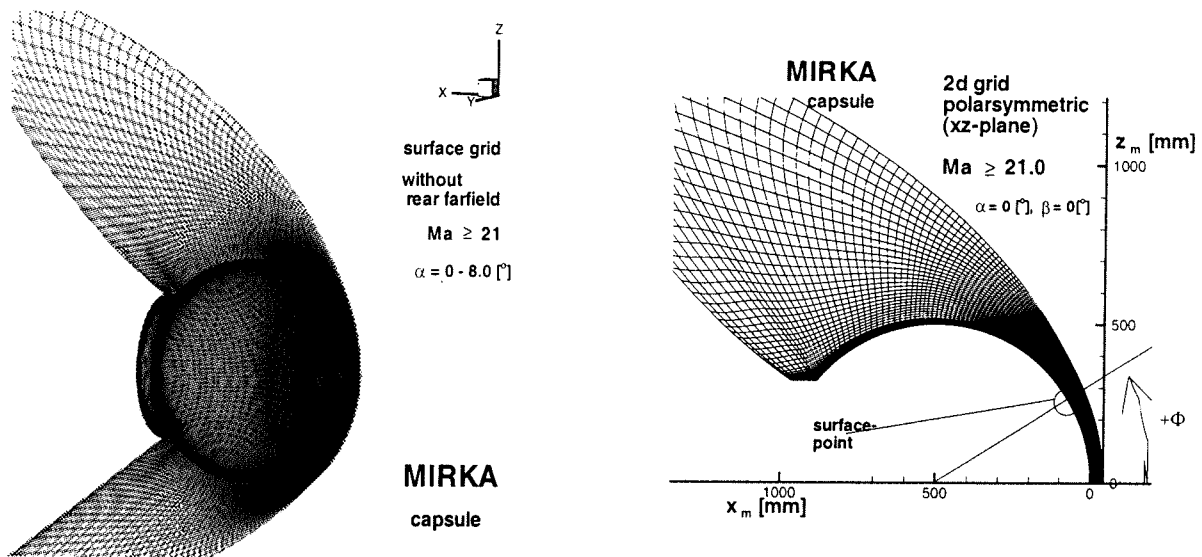


Figure 1,2 : 3D and 2D polarsymmetric grids of the investigated configurations for the reentry vehicle MIRKA

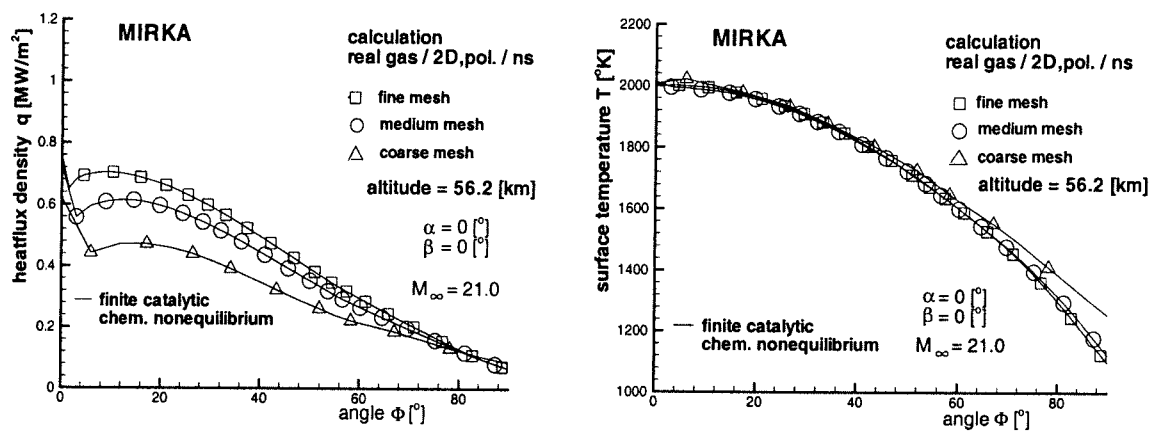


Figure 3, 4 : Influence of grid density on heatflux and surface temperature

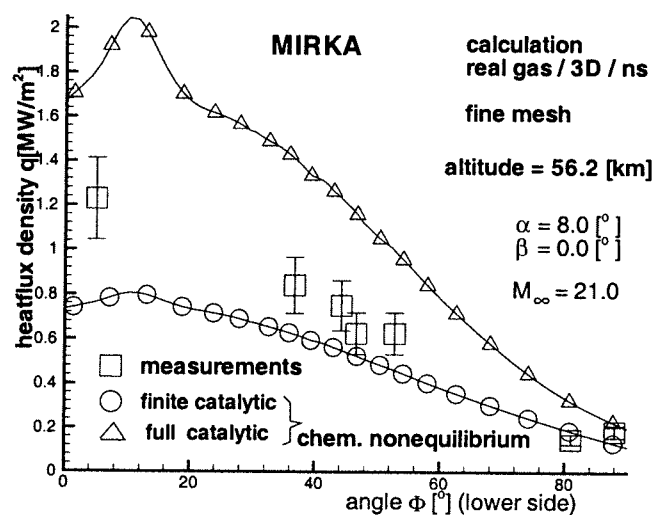


Figure 5 : Comparison of heatflux between 3D calculations on the half model and flight measurements for Mach number 21

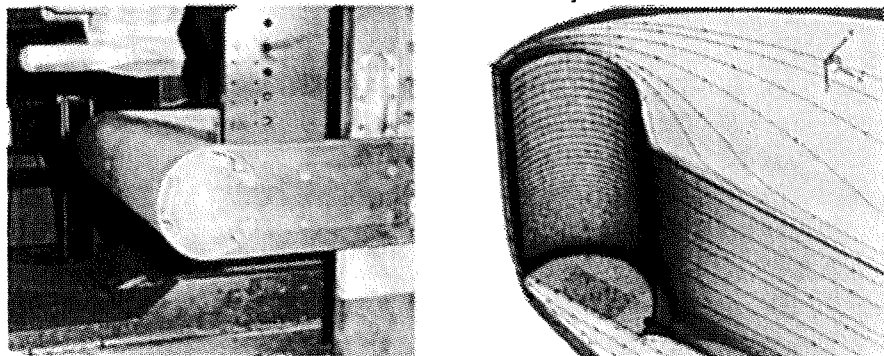
MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Dr. Klaus Hannemann Jan Martinez Schramm Sebastian Karl
Institution	DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Address	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen Telefax 0551 709 2800/2870 Email Klaus.Hannemann@dlr.de , Jan.Martinez@dlr.de , Sebastian.Karl@dlr.de
Date	July 2002.
Topic	High enthalpy shock tunnel flow past a cylinder : A basis for CFD validation
Situation	A space vehicle re-entering the earth's atmosphere from low earth orbit is subjected to flows that place the vehicle under extreme physical conditions. High temperature effects such as dissociation and vibrational excitation within the shock layer in front of the re-entry vehicle will have to be correctly modelled by CFD tools as part of the design process for future space transportation systems. The flow past basic aerodynamic configurations is well suited to study fundamental aspects of high enthalpy flow fields as well as to validate ground facility performance, measurement techniques and CFD codes. A test campaign with a cylinder model was performed in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen of the German Aerospace Center (DLR). Parallel to the experimental investigations the DLR CEVCATS-N code was applied to compute the chemical nonequilibrium flow field over the cylinder and for the numerical rebuilding of the HEG nozzle flow to determine the free stream conditions.
Goal	One important step during the development of a CFD code for high enthalpy flow computations is the validation of the models used to describe high temperature effects. The strategy generally pursued is to validate the physico-chemical models with data obtained in ground testing facilities. The validated code can then be used for ground-to-flight extrapolation and for the computation of the flow field past a re-entry vehicle at free flight conditions. One type of ground based facility that can simulate the relaxation phenomena in re-entry flow conditions is the free piston shock tunnel, of which the HEG is one of the largest. Due to the fact that the development of measurement techniques to obtain additional and more detailed information about the flows in high enthalpy facilities such as the HEG is still under progress, code validation is not a one step process. It is rather an ongoing interaction between experiment and CFD. The aim of this combined effort is to improve the knowledge of the facility performance and the behaviour of the

physico-chemical modelling, leading to a reduction in the uncertainty of predicted flow quantities.

Solution

A cylinder placed with its axis transverse to the flow was chosen here because of large shock stand-off distance permits investigation of gas properties in the shock layer, using optical measurement techniques. The measurements with the cylinder model included surface pressure and surface heat flux measurements and the determination of two dimensional shock layer density distributions by phase step holographic interferometry. Time resolved schlieren and shadowgraphs are used to obtain information of the temporal development of the shock shape and the shock stand-off distance. The left figure shows the cylinder model installed in the HEG test section, the right figure shows a CFD solution for the mach contours of the cylinder flow.



Results

One aspect of the present investigations was to study the influence of the flow past the edges of the cylinder on the flow in the central part of the model. For that reason 2d as well 3d computations of the flow over the cylinder were performed. Different inflow conditions were used for the 3d computations. Here, averaged parallel as well as conical flow conditions, which correspond to the flow in test section, were applied. For the comparison of flow quantities measured in the central part of the cylinder (e.g. surface pressure or heat flux), 2d flow computations are sufficient. However, when comparing measured and computed interferograms 3d computations are necessary. The use of the conical flow in the test section as an inflow condition for the 3d CFD computations influences the numerical phase shift distribution in the flow field while having little impact on the surface pressure and heat flux in the center plane of the cylinder. It was found that the shock-standoff distance, the density distribution in the shock layer and the static pressure in the free stream are well suited for the validation of physico-chemical models in CFD codes.

Future Work

Further work that is currently under progress will also include the analysis of vibrational relaxation models. This can finally show how sensitive the predicted density distribution is and if it is possible to judge, based on comparison with the experimental results, which model is more appropriate to rebuild high enthalpy flows in HEG.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

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

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

Adresse: Linder Höhe
D-51147 Köln

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

weitere Partner: RWTH-Aachen, Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik

Thema: Experimentelle Optimierung eines Hyperschall-Einlaufs

Ausgangssituation:

Beim Entwurf luftatmender Triebwerke für zukünftige Hyperschallfahrzeuge wie z.B. ELAC, kommt dem Einlauf eine entscheidende Bedeutung zu. Seine Aufgabe ist die Verzögerung bzw. die Bereitstellung des für die Verbrennung benötigten Luftmassenstroms bei möglichst hohem Wirkungsgrad, d.h. Druckrückgewinn. In Verbindung mit viskosen Wechselwirkungen und komplexen Stoßtopologien führt die Verdichtung dabei zu teils hohen Wärmelasten auf den Rampen sowie lokalen Wärmelasten an den Einlaufwänden. Daher ist bei der Auslegung des Einlaufs u.a. ein Kompromiss zwischen einer möglichst hohen Verdichtung bei großer Strömungsumlenkung und technisch tolerierbarer Wärmelasten auf den Einlauframpen anzustreben.

Ziel:

Ziel ist die experimentelle Analyse einer Einlaufströmung insbesondere im Bereich der Außenverdichtung für das Raumflugzeug ELAC. Für einen ebenen Dreirampen-Einlauf werden auftretende Wärmelasten in Abhängigkeit unterschiedlicher Rampenwinkel und des Grenzschichtzustandes gemessen. Von besonderem Interesse innerhalb der Einlaufströmung ist u.a. der Einfluss der sich ausbildenden Eckenströmungsfelder. Auf Basis gewonnener experimenteller Daten sollen allgemein gültige Kriterien zur Auslegung von Hyperschall-Einläufen gefunden werden.

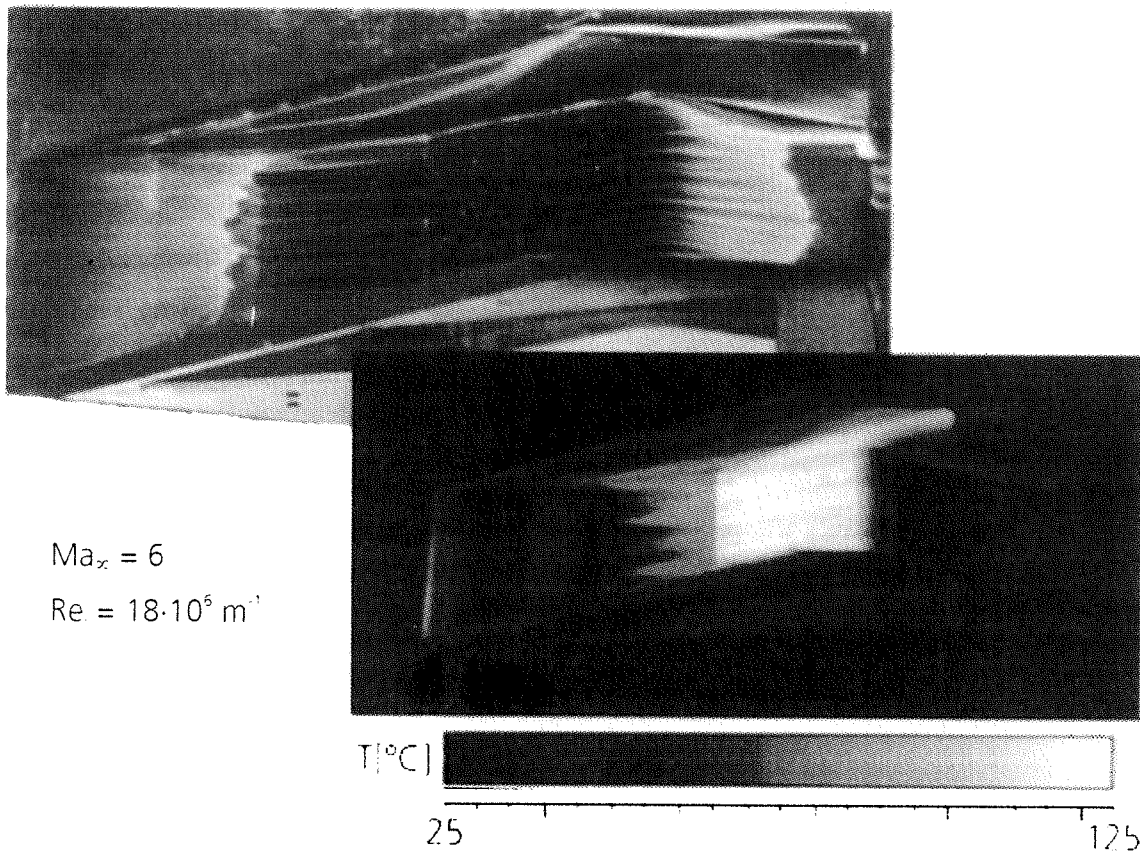
Lösungsweg:

Im Hyperschallwindkanal H2K des DLR Köln werden an einem Modell des Einlaufs Messungen zur Simulation der Außenverdichtung bei Mach 5,3 bzw. 6 durchgeführt. Um den Einfluss unterschiedlicher Grenzschichtzustände zu erfassen, werden die Anströmbedingungen auch hinsichtlich der Reynoldszahl variiert. Über Einsätze lassen sich Einlaufgeometrien mit unterschiedlichen Rampenwinkeln und Rampenlängen realisieren.

Diese Einsätze sind, wie auch eine der Seitenwände, aus Teflon gefertigt. Auf Grund der geringen Wärmeleitung innerhalb dieses Materials lassen sich Wärmeströme aus den mittels IR-Thermographie gemessenen Temperaturentwicklungen ableiten. Zusätzlich unterstützen Ölfilmvisualisierungen die Analyse der wandnahen Strömung. Pitot-Druckmessungen liefern Aufschluss über Vorgänge innerhalb des Einlaufströmungsfeldes.

In Kooperation mit dem "Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik" der RWTH Aachen sind auf diese Experimente abgestimmte numerische Strömungssimulationen vorgesehen. In Verknüpfung mit den experimentellen Ergebnissen können zusätzlich zur Validation des numerischen Verfahrens detaillierte Informationen über die Einlaufströmung gewonnen werden.

Ergebnis:



Gegenüberstellung von Ölfließbild (rechts) und IR-Bild (links) mit der Temperatur-Verteilung nach 7 Sekunden. Dabei wird Grenzschichttransition auf der zweiten Einlauframpe angedeutet, sodass auf der dritten Einlauframpe eine voll turbulente Grenzschicht vorliegt.

Literatur:

- [1] Schulte, D.; Henckels, A.; Neubacher, R.; *Manipulation of Shock/Boundary Layer Interactions in Hypersonic Inlets*. Journal of Propulsion and Power, Vol. 17, No. 3, pp. 585-590, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
- [2] Neubacher, R.; Henckels, A.; Gawehn, T. M.; *Experimental Investigation of a Hypersonic Inlet for the TSTO-Configuration ELAC*. Beitrag zum 12. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77: "New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III", pp. 129-136, Springer, 2002.

weiteres Vorgehen:

Die experimentellen Ergebnisse werden mit denen parallel durchgeführter numerischer Simulationen im Rahmen des Sonderforschungsbereichs 253 verglichen.

Datum: 26. Januar 2003

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: SFB 253 "Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen",
ASTRA Aerothermodynamik Konzept I, Teil 1: CFD-Analyse des Strömungsfeldes der
Konfiguration Phoenix 1.0

Ansprechpartner: Dipl. Math. Michael Hesse

Institution: Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64, 52062 Aachen

Telefon: 0241/80-94631

Telefax: 0241/80-92126

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

Thema: Numerical Investigation of the Shuttle-Like Configuration PHOENIX

Ausgangssituation: The development of the shuttle-like technology demonstrator PHOENIX is intended to proof the feasibility of a future European reusable space transportation system. The present work focuses on aerodynamic solutions for the clean-configuration of PHOENIX by three-dimensional Euler computations. Details on the structured grid generation process using the interactive MegaCads software are discussed and a converged solution for supersonic inviscid flow is presented. The agreement of the obtained aerodynamic coefficients with wind tunnel and design data is favorable. Preliminary work has started on viscous hypersonic flow computations for different flight conditions.

Ziel: Currently, the SFB 253 is involved in the German development program ASTRA (selected systems and technologies for future space transport system applications). This program is the German contribution to the European development of reusable transport systems co-ordinated by DLR. Its current focus is the construction and testing of the technology demonstrator PHOENIX, which will serve as predecessor to the unmanned HOPPER. HOPPER is very similar in appearance to the US Space Shuttle and its reusable main stage is intended to take-off horizontally from a skid and to land horizontally on an airfield. The contribution of the SFB concerns the numerical simulation of the flow around the clean configuration of PHOENIX which is a small scale model of HOPPER. Euler calculations for the complete demonstrator PHOENIX at a freestream Mach number of $M_\infty=2.21$ have to be performed. The aerodynamic coefficients at different flight conditions are important design criteria for determining the shape and the trajectory of PHOENIX.

Lösungsweg: The numerical computations are performed with the DLR FLOWer code, Versions 116.0+, using a finite-volume formulation on block-structured grids [1]. The code was originally developed for the simulation of flows around airfoils in subsonic and transonic regimes. It has recently been extended for the simulation of hypersonic, turbulent flow problems by implementing upwind discretizations and advanced compressible turbulence models [2].

Substantial work was performed to generate a multi-block grid of the CAD surface data of PHOENIX for numerical applications. The applied grid generation software MegaCads has been developed by the DLR as part of the MEGAFLOW project from which the FLOWer code originated, too [3,4]. MegaCads is an interactive grid generation system which generates structured, three-dimensional, multi-block grids for flow computations.

Inviscid flow computations are performed for different angles of attack to tailor the grid to the flowfield and determine the aerodynamic coefficients for specified reference flow conditions. Currently, the grid is being adapted to the requirements of viscous, turbulent flow. Future investigations will include the simulation of full Navier-Stokes flow at high-enthalpy conditions for different flight Mach numbers and different angles of attack.

Ergebnis: Grid generation is an integral part of the numerical solution process. It is very time consuming and constitutes a major part of the computational work. Fig 1 presents a schematic overview of the distribution of blocks assembled into a single block structured grid.

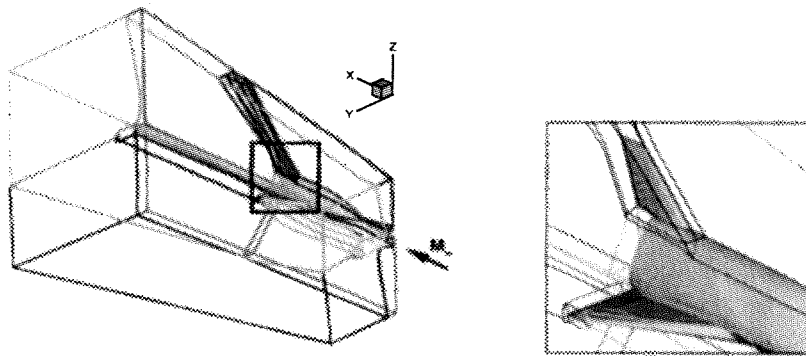


Fig 1 Multi-block grid with 20 blocks and 2.15 million grid nodes

Euler calculations for the complete demonstrator PHOENIX at a freestream Mach number of $M_\infty=2.21$, yaw angle $\beta=0^\circ$ and various angles of attack have been performed. A perspective view on the flowfield in the symmetry plane is shown in Fig. 2. Due to the angle of attack, the bow shock is weaker on the top side of PHOENIX than on its underside. The flow accelerates again over the top until it meets the vertical tail shock and then accelerates again over the back of the tail. The flow along PHOENIX's underside is followed by a strong expansion around the blunt tail. A shock is generated where the expansion meets the subsonic region behind PHOENIX.

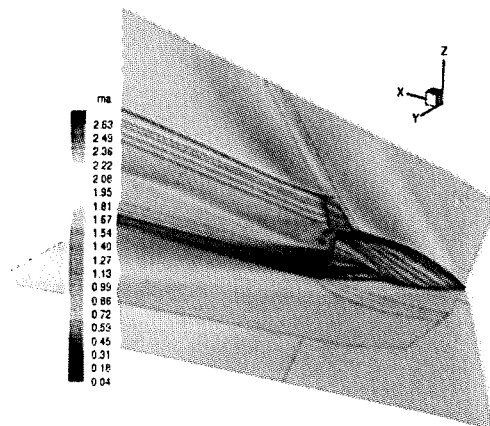


Fig 2 Streamlines and Mach number distribution in the symmetry plane with additional streamlines on the surface of PHOENIX at $M_\infty=2.21$ and angle of attack $\alpha=10^\circ$.

Literatur:

1. Kroll N., Raddatz J., Heinrich R. et al.: FLOWer Version 116, Project MEGAFLOW. Institut für Entwurfsaerodynamik - Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (2000)
2. Coratekin T., van Keuk J., Ballmann J: On the Performance of Upwind Schemes and Turbulence Models in Hypersonic Flows. AIAA Paper 2001--1752 (2001)
3. O. Brodersen, M. Hepperle, A. Ronzheimer, C.-C. Rossow, B. Schöning, "The Parametric Grid Generation System MegaCads", 5th international Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, Edit. B.K. Soni, J.F. Thompson, J.Häuser, P.R. Eiseman, NSF Engineering Research Center, Mississippi, USA, April 1-5, 1996
4. Rossow, C.-C., Ronzheimer, A. "Multi-Block Grid Generation around Wing-Body-Engine-Pylon Configurations", Numerical Grid Generation in Computational Fluid Dynamics and related Fields, A.S. Ascilla, J. Häuser, P.R. Eisemann, J.F. Thompson, Elsevier, pp. 357-368, 1991

weiteres Vorgehen: Final preparations are in process to start with the full Navier-Stokes computations of PHOENIX. Sublayers necessary for the resolution of viscous, turbulent boundary layers are currently added to the Euler grid and the flow solver is extended by a reactive gas model for high-enthalpy flow.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Starrflüglertechnologien einschl. Triebwerksintegration / Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner:

Dipl.-Ing. Mirko Hornung

Institution:

Institut für Luftfahrttechnik, Universität der Bundeswehr München

Adresse:

Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089/60042389

Telefax: 089/60043561

e-mail: mirko.hornung@unibw-muenchen.de

weitere Partner:

Prof. Dr.-Ing. Werner Staudacher

Thema:

Datensatzgenerierung für den Vorentwurf einer luftatmenden Oberstufe eines wiederverwendbaren Raumtransportsystems

Ausgangssituation:

Die Reduktion der Kosten ist die entscheidende Größe zur Sicherung der Marktposition zukünftiger Raumtransportsysteme. Durch die Weiterentwicklung der bestehenden Trägersysteme ist nur eine geringe Kostensenkung möglich. Ein beträchtlicher Schritt wird hier erst durch die Umsetzung eines (r-)evolutionären Ansatzes möglich sein. Dem Einsatz eines zweistufigen, wiederverwendbaren (und luftatmenden) Systems wird das Potenzial einer Reduktion auf ca. 1/3 der heutigen Kosten beigemessen.

Ziel:

Eine gesicherte Bewertung einer luftatmenden Oberstufe eines zweistufigen Raumtransportsystems (TSTO) ist nur durch einen direkten Vergleich mit einer raketengetriebenen Referenzkonfiguration möglich. Die luftatmende Oberstufe, bei der ein Kombinationsantrieb aus RamJet und ScramJet in Ergänzung zum Raketenantrieb eingesetzt wird, ist geprägt durch die starken Wechselwirkungen zwischen Antrieb und der restlichen Konfiguration. Die Vorgehensweise in der Datensatzgenerierung eines stark gekoppelten Systems soll in diesem Zusammenhang vorgestellt werden.

Lösungsweg:

Die Grundlage für einen konsistenten Datensatz in den Bereichen Geometrie, Antrieb, Aerothermodynamik und Massen bilden klar definierte Bookkeeping-Konventionen. Vor allem der Einsatz eines luftatmenden Antriebs bis in den Hyperschall (hier bis $Ma = 12$) erfordert die Integration der aerodynamischen Einflüsse des Antriebs in den Konfigurationsdatensatz.

Erst der Einsatz einer Kombination von Verfahren ermöglicht die Abschätzung der Aerothermodynamik einschließlich der Triebwerksströmung in einem zeitlich angemessenen Rahmen. Im Gegensatz zu einer komplexen Simulation der Verbrennungsvorgänge innerhalb der CFD-Rechnung wurde hier ein hybrider Ansatz gewählt, der mehrere Verfahren koppelt, um die Brennkammerströmung im „heißen“ Zustand als „Black-Box“ anzunehmen.

Zur Abschätzung des Orbitermassenmodells wurde ein bestehendes Aerodynamikverfahren dahingehend modifiziert, dass Aussagen über die Oberflächentemperaturen entlang der Trajektorie getätigt werden können. Entsprechend der Temperaturen wurde das Thermal-Protection-System (TPS) ausgelegt, so dass ein entsprechendes Struktur- und Massenmodell erstellt werden konnte.

STAB

Ergebnis:

Die Ergänzung bestehender Verfahren und der Ansatz einer hybriden Programmstruktur zur Berechnung der Ram-/ScramJet-Leistungsdaten ermöglichen auch die vorentwurfsmäßige Bewertung einer stark gekoppelten Konfiguration einer luftatmenden Oberstufe eines TSTO. Im Rahmen eines Systemvergleichs mit einer Raketengetriebenen Referenzkonfiguration wurde nachgewiesen, dass durch die Verwendung eines luftatmenden Antriebs in der Oberstufe keine Verbesserungen in der Leistungsfähigkeit und keine Kostenreduktionen erzielt werden. Vielmehr steigt die Komplexität und damit die Entwurfsrisiken drastisch an.

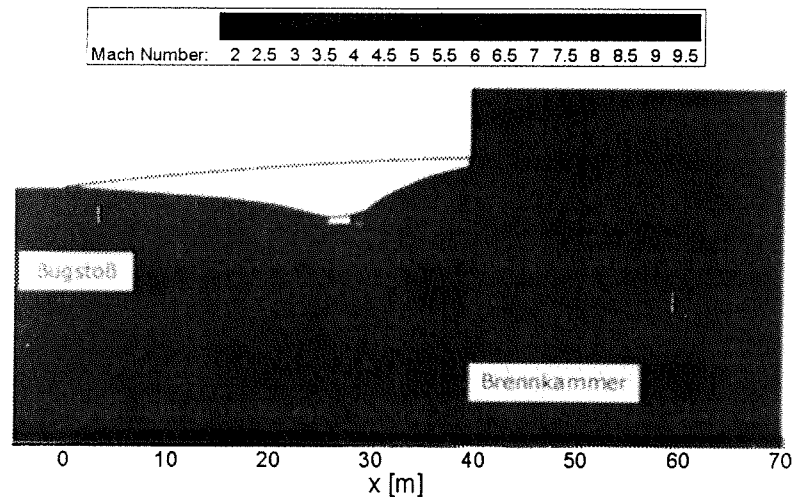


Bild 1: 2-d Berechnung mit Brennkammerdaten bei $Ma = 10$ und $\alpha = 5^\circ$

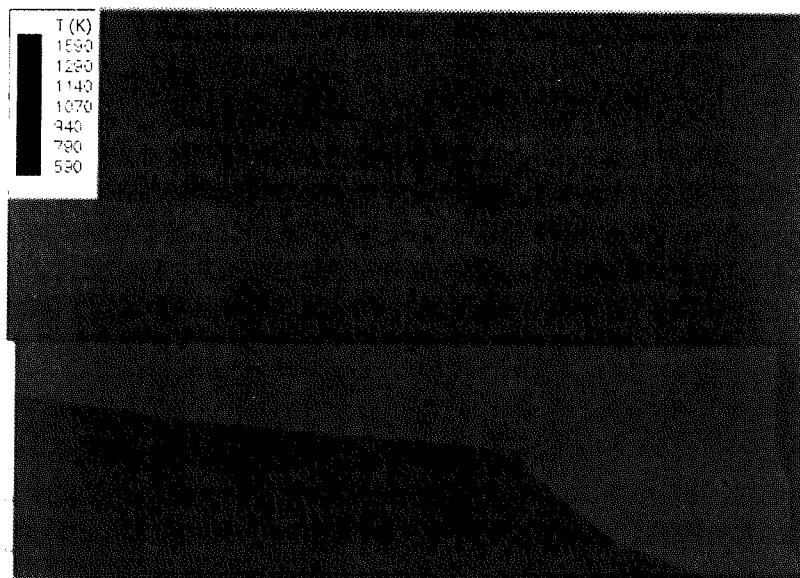


Bild 2: Oberflächentemperaturen bei $Ma = 12$, $\alpha = 6^\circ$

Literatur:

- [1] Hammond, W.E.: *Design Methodologies for Space Transportation Systems*, AIAA Education Series, 2001
- [2] Hankey, W.K.: *Re-Entry Aerodynamics*, AIAA Education Series, 1988
- [3] Heiser, W.H., Pratt, D.T.: *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, AIAA Education Series, 1994
- [4] Kurth, G.: *Prozeßanalyse und Leistungsvorhersage von Staustahltriebwerken mit Überschallverbrennung für einstufige Raumtransportsysteme*, Dissertation, Fakultät für Maschinenwesen der Rheinisch-Westfälischen Technischen Hochschule Aachen, 1997

weiteres Vorgehen:

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Stefan Lentz

Institution: Institut für Luftfahrttechnik der Universität der Bundeswehr München

Adresse:
Werner-Heisenberg-Weg 39
85577 Neubiberg

Telefon: 089/60043539
Telefax: 089/60043561
e-mail : stefan.lentz@unibw-muenchen.de

weitere Partner: Prof. W. Staudacher

Thema: **Einsatz einer Anlage zur Extraktion und Sammlung von Sauerstoff an Bord eines zweistufigen Raumtransportsystems**

Ausgangssituation:

Exorbitante Kosten für den Zugang zum Weltraum müssen drastisch reduziert werden, um der kommerziellen Raumfahrtnutzung zum Durchbruch zu verhelfen. Ein kostengünstiges, verlässliches Raumfahrzeug entscheidet, wer in Zukunft die Führungsposition in diesem Marktsegment einnehmen wird. Die logische und auf lange Sicht einzig sinnvolle Konsequenz ist die Entwicklung von im hohen Maße wiederverwendbaren Raumtransportsystemen, die sowohl einmalig auftretende Kosten (Entwurf, Entwicklung, Fertigung), als auch wiederkehrende (Betrieb Wartung) möglichst niedrig halten und einen zivilflugzeugähnlichen Betrieb zulassen. Neben den bisher favorisierten luftatmenden Hochgeschwindigkeitstriebwerken wie RAM- und SCRAMJET, erscheint heute ein Verfahren, welches seinen Ursprung vor über 30 Jahren fand, wieder an Attraktivität zu gewinnen. Es handelt sich um die Extraktion und Sammlung von Sauerstoff aus Luft während des Fluges - kurz LOX-Collection. Der gesammelte Sauerstoff soll dabei in den Tanks des Raumflugzeugs gespeichert werden und dient schließlich bei Einsatz der Raketenmotoren in der oberen Atmosphäre als Oxidator.

Ziel:

Mit dem Betrieb einer solchen Anlage erwartet man einerseits eine Reduktion der Startmasse (in günstigen Fällen auch der Leermasse) des Transporters und andererseits den Einsatz luftatmender Antriebe auf den niederen Überschallbereich beschränken zu können. Diese Potentiale lassen sich allerdings nur durch einen Zuwachs an Komplexität für das Gesamtsystem erkaufen. Ferner greift der Betrieb einer solchen Anlage direkt in die Spirale aus Widerstand, Schub, Verbrauch und Fahrzeugvolumen ein (Abb. 1); dies kann im schlimmsten Fall zu der Divergenz des Entwurfes führen. Es ist daher sinnvoll die Einflüsse einer Anlage zur Sauerstoffgewinnung an Bord ACES auf das Gesamtsystem zu untersuchen und mögliche Potentiale und Risiken in Sensitivitätsstudien und Vergleichen zu identifizieren. Ziel ist es schließlich, ein „machbares“ Konzept mit oder ohne Anlage zur Sauerstoffgewinnung zu definieren, bei dem einerseits Entwurfsrisiken möglichst gering sind und andererseits Kosten für Entwicklung und Betrieb im überschaubaren Rahmen gehalten werden können.

Lösungsweg:

An der Universität der Bundeswehr München existiert ein numerisches Verfahren zur Skalierung von Hyperschalltransportsystemen CADEHYP. Es handelt sich hierbei um ein industriell (MBB, heute EADS) entstandenes Vorentwurfswerkzeug, welches im Rahmen der SÄNGER-Studie verwendet wurde. Dieses Programm wird am Institut für Luftfahrttechnik derzeit für den Vorentwurf von zweistufigen luftatmenden Raumtransportsystemen eingesetzt. Damit soll der Einsatz einer solchen Anlage und die Auswirkungen auf den Entwurf eines

zweistufigen Raumtransporters untersucht werden. Zunächst wird der SÄNGER mit seinem ursprünglichen Start in Europa und des dort notwendigen Reichweitenfluges als Basiskonfiguration herangezogen. Es werden Einsatzmöglichkeit und Effizienz der Sauerstoffgewinnungsanlage in den unterschiedlichen Missionssegmenten (Abb. 2) untersucht und evaluiert. Die Ergebnisse von Skalierung und Sensitivitätsstudien werden dann mit herkömmlichen Konzepten verglichen und bewertet.

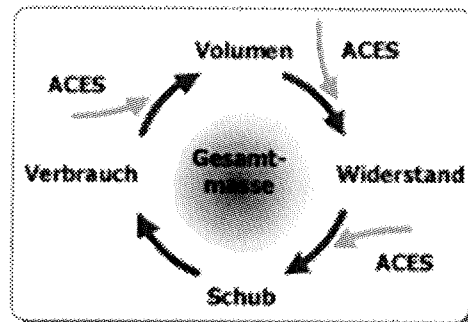


Abb. 1: Einfluß der ACES auf das Gesamtsystem.

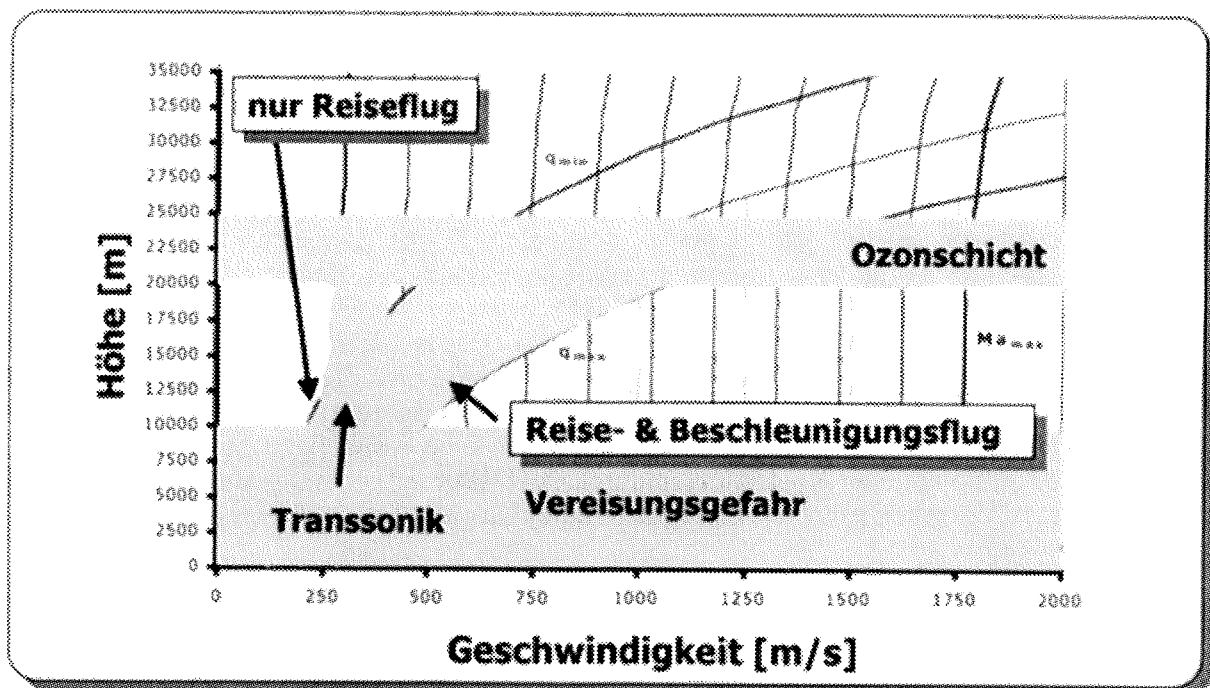


Abb. 2: Einsatzmöglichkeiten einer ACES im Höhen-Geschwindigkeits-Diagramm.

Literatur:

E. W. Hammond: Space Transportation: A Systems Approach to Analysis and Design. AIAA Education Series, (ISBN 1-56347-032-2), 1999

J. L. Leingang, J.Q. Maurice, L. R. Carreiro: In Flight Oxidizer Collection System for Airbreathing Space Boosters, Developments in High-Speed-Vehicle Propulsion Systems, (ISBN 1-56347-176-0), 1996

D. G. Andrews, J. E. Andrews: Air Collection and Enrichment System (ACES) for Advanced 2nd Generation RLVs, AIAA-2001-3702, 2001

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

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. C. Weiland, ASTRIUM, Ludwig-Bölkow-Allee, 85521 Ottobrunn

Thema Integration des Strahlungsmoduls GETHRA in den Navier-Stokes Löser CEVCATS-N.

Ausgangssituation

Für hypersonische Konfigurationen ist die numerische Vorhersage der Oberflächentemperaturen ein nach wie vor aktuelles Thema. Dabei spielt die Modellierung von Strahlungsphänomenen neben Katalyse und Realgaseffekten eine zentrale Rolle. Ein grundsätzliches Problem stellen dabei nicht konvexe Oberflächen dar, die eine gegenseitige Rückstrahlung erlauben und somit nicht mit konstanten Emissionskoeffizienten berechnet werden können. Das Problem wird generell durch die Einführung fiktiver temperaturabhängiger Emissionskoeffizienten gelöst, deren Berechnung aber eine Berücksichtigung des gesamten Oberflächentemperaturfeldes erfordert. Ein Softwaremodul zur Bestimmung fiktiver Emissionskoeffizienten mit Hilfe von Sichtfaktoren ist das Fortranprogramm GETHRA [1] der Firma ASTRIUM. Bei der Implementierung von GETHRA in den hypersonischen Navier-Stokes Löser CEVCATS-N [2] ergab sich die Schwierigkeit einer stark verzögerten Konvergenz aufgrund eines schlecht angepaßten Strömungsfeldes nach jeder GETHRA Iteration. Die Verfahrensweise für das ursprüngliche Modul ist die Vorgabe der der Oberflächentemperaturen durch eine weitgehend auskonvergierte Strömungslösung, die Bestimmung neuer Koeffizienten durch GETHRA und erneuter Beginn des Zyklus bis zur Konvergenz. Dieses Vorgehen führt wie erwähnt zu einem unverhältnismäßigen Anwachsen der notwendigen Iterationszyklen.

Ziel

Erwünscht ist eine Methodik zur engen Einbindung von GETHRA in den Strömungslöser CEVCATS-N, die eine Berechnung der Sichtfaktoren nach jedem Iterationsschritt des Löser erlaubt, so daß Informationen zwischen GETHRA output und Strömungsfeld möglichst oft ausgetauscht werden. Ziel ist die Forcierung einer einheitlicheren und beschleunigten Konvergenz.

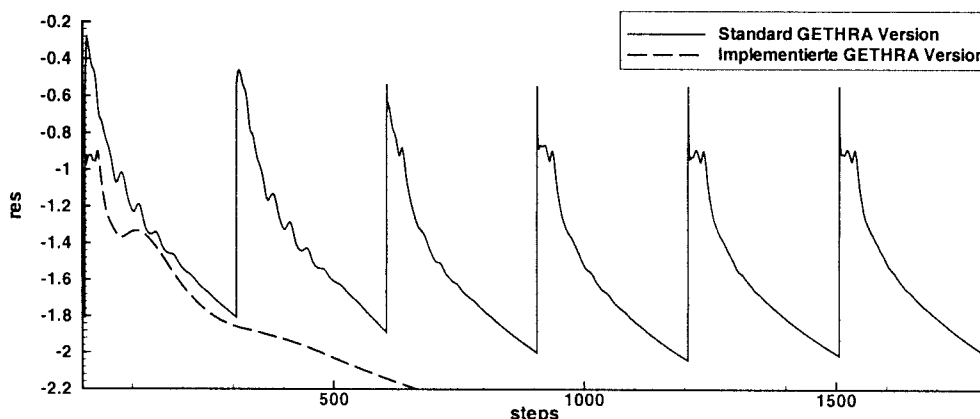


Abb. 1: Logarithmisches Dichteresiduum der vorgestellten Gethra Versionen

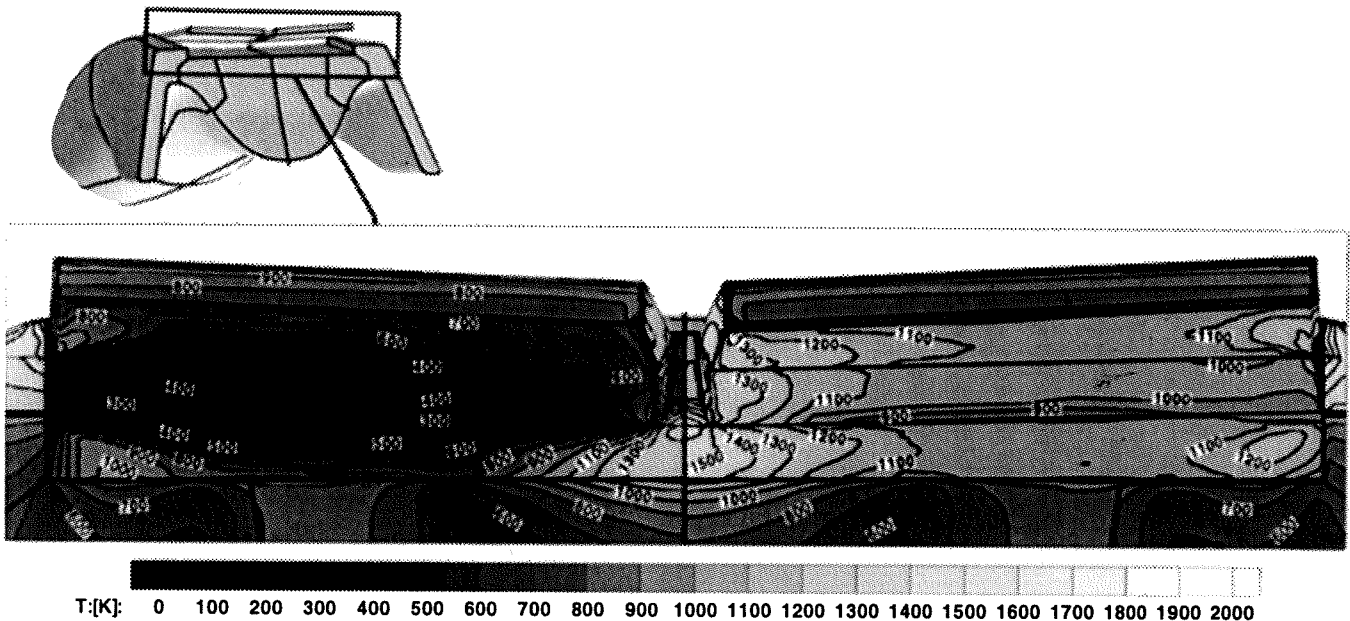


Abb. 2: Turbulente X-38 Simulation, 20° Klappenausschlag. Mach 17. Links: ohne Rückstrahlung, rechts: mit GETHRA

Vorgehensweise

In der Basisversion von GETHRA werden zunächst die Sichtbarkeitsinformationen in einer für jedes Oberflächennetz einheitlichen Datei gespeichert. Bei jedem weiteren Aufruf des Moduls wird unter Zuhilfenahme des Temperaturfeldes aus dem Strömungslöser der fiktive Emissionskoeffizient jedes Oberflächenelementes bestimmt. Dazu sind sämtliche Oberflächenelemente, die von dem untersuchten gesehen werden, zu berücksichtigen sofern ohne mögliche Reflektionen gearbeitet wird. Wird die erste Reflektion einbezogen muß nochmals jedes Element mit jedem verknüpft werden. Die erste Idee alle Sichtfaktoren, die ja temperaturunabhängig sind, zu speichern und in jedem Iterationsschritt einfach mit den Oberflächentemperaturen zu multiplizieren scheitert also an der Größe einer solchen Sichtfaktorendatei. Glücklicherweise handelt es sich bei der Bestimmung der Emissionskoeffizienten aus den Temperaturen um eine einfache Summe, in der bei geschickter Umordnung der Summanden jedes Paar von Elementen nur noch einmal auftaucht, und sich so die Größe der Sichtfaktortabelle drastisch verringert. Dabei verringert sich natürlich auch die Rechenzeit für die Koeffizienten, so daß wie gewünscht bei unter 10% Rechenzeitverlust eine Kopplung in jedem Zeitschritt möglich ist. Dies gilt auch für den Fall von Reflektionen. Für eine in weiten Teilen konkave Oberfläche wie die der X-38 Konfiguration mit ausgeschlagenen Klappen erhält man eine Sichtfaktortabelle in der Größe des Raumnetzes sofern man die Sichtfaktorbestimmung für jeden zweiten Punkt des Oberflächennetzes durchführt.

Ergebnis

Auf der oben erwähnten X-38 Klappenkonfiguration wurden turbulente Freiflugsimulationen bei Mach 17 mit und ohne Rückstrahlung durchgeführt (**Abb. 2**), wobei sich ein starker Einfluß im Bereich der Klappencavity zeigte. Die Konvergenz konnte durch die Neubestimmung der Koeffizienten nach jedem Zeitschritt um ein vielfaches verbessert werden (**Abb. 1**).

weiteres Vorgehen

CFD Simulationen mit der beschleunigten Version von GETHRA werden aktuell an einem generischen Modell der X-38 Klappen unter Windkanalbedingungen untersucht.

Literatur

- [1] W. Zeiss: Modelling of Hot Radiation Cooled Surfaces. TET-DASA-21-AERO-002; TETRA final report; 1999
- [2] Radespiel, R.; Longo, J.M.A.; Brück, S.; Schwamborn, D.: Efficient Numerical Simulation of Complex 3D Flows with Large Contrast. AGARD CP-578: pp 33-1 - 33-11; 1996

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

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. Schüle, DLR-Göttingen

Thema Numerische Simulation von Längswirbelstrukturen in abgelösten hypersonischen Rampengrenzschichten.

Ausgangssituation

Eine wesentliche Fragestellung bei der Auslegung von Thermalschutzsystemen für die ausgeschlagenen Steuerklappen von Wiedereintrittsvehikeln ist die quantitative Vorhersage der Wärmestromspitzen im Anlegebereich turbulenter Rückströmgebiete. Dabei spielen angeregte Längswirbel, die zu spannwitigen periodischen Spitzen im Wärmestrom führen können eine wesentliche Rolle. In enger Zusammenarbeit mit dem Rohrwindkanal Göttingen wurden die Einflüsse solcher Längswirbel auf die Anlegelinie turbulenter Rampenablösungen numerisch untersucht und mit Experimenten am Rohrwindkanal Göttingen verglichen.

Ziel

Für die zuverlässige numerische Vorhersage von Längswirbelinduzierten Wärmestromspitzen an ausgeschlagenen Steuerklappen sind zunächst quantitative Vergleiche von Simulationen und Windkanalergebnissen notwendig. Nachdem Parameterstudien verschiedener Einflußgrößen wie Störwellenlänge, Störstärke und Querströmungen im Ablösebereich in früheren Untersuchungen gute Übereinstimmungen von Ölflußvisualisierungen und Numerik gezeigt hatten [1], ist das Ziel der vorliegenden Untersuchung ein Quantitativer Vergleich von gemessenen- und simulierten Wandschubspannungen im Anlegebereich.

Vorgehensweise

Zur Rekonstruktion der Windkanalergebnisse aus [2] läßt sich die turbulente Strömung bei $Ma_\infty=3$, $Re=12 \cdot 10^6$ und 20° Rampenwinkel mit Hilfe des DLR-Strömungslösers CEVCATS-N [3] sowie einem kompressibel erweiterten Spalart Allmaras Turbulenzmodell berechnen. Zur Verringerung der Rechenzeit werden für die Simulation der ungestörten Strömung zweidimensionale Basislösungen verwendet. Die zweidimensionalen Strömungsfelder werden im Weiteren auf spannwitig hochfeine Netze mit einer Auflösung von 8 Zellen pro Wirbel übertragen. Die Aufbringung der Störströmung erfolgt in Anlehnung an den Experimentellen Aufbau mit Hilfe der Modellierung von zackenförmigen Bändern (sogenannten Turbulatoren) auf der Oberfläche die 10 mm stromab der Plattenvorderkante positioniert sind. Im Wiederanlegebereich lassen sich basierend auf diesen Simulationen, die Wandschubspannungen in mehreren Schnitten mit Meßwerten vergleichen.

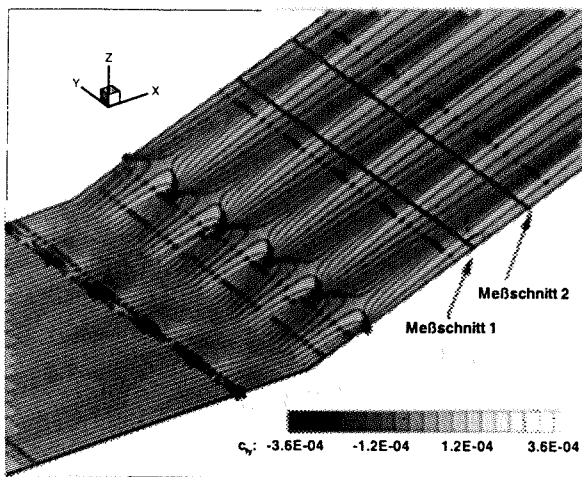


Abb. 1: Turbulente 20° Rampe unter Wirbeleinfluß. Stromlinien und Spannweite Komponente der Wandschubspannung bei $Ma_\infty = 3$, $Re = 12 \cdot 10^6$.

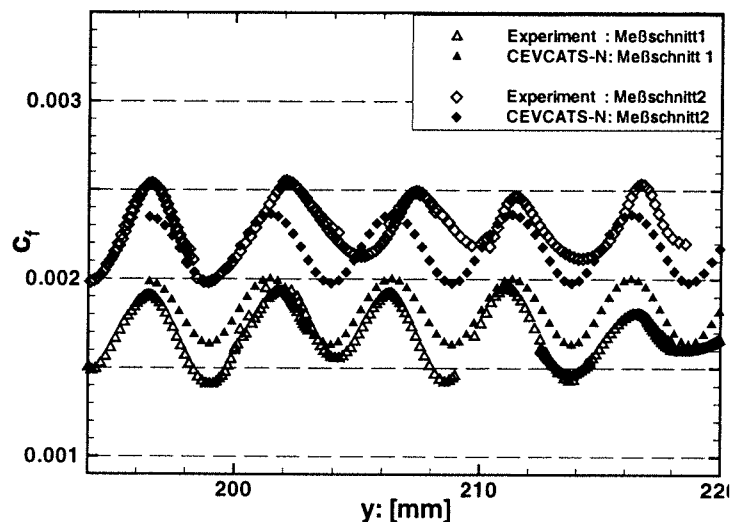


Abb. 2: Vergleich zwischen gemessenen- und simulierten Wandschubspannungen der 20° Rampe unter Längswirbeleinfluß bei $Ma_\infty = 3$, $Re = 12 \cdot 10^6$.

Ergebnis

Nachdem frühere Studien eine gute Übereinstimmung von Simulation und Ölflußvisualisierungen zeigten [1] ist hier erstmals ein quantitativer Vergleich der Wandschubspannungen möglich. **Abb. 1** zeigt die Wandschubspannungslinien der simulierten Rampenströmung mit der typischen periodischen Abfolge von Knoten und Sattelpunkten im Anlegebereich sowie den konvergierenden und divergierenden Stromlinien auf der Rampe. Die aus Meßschnitt 1 und 2 extrahierten Werte sind in **Abb. 2** gegen die spannweite y-Koordinate aufgetragen. Es zeigt sich eine gute Übereinstimmung von gemessenen- und simulierten Werten bezüglich Mittelwert, Amplitude und Wellenlänge. Dabei ist zu beachten, daß das verwendete Turbulenzmodell nicht speziell für angefachte Längswirbel ausgelegt ist. Vergleicht man die beiden Meßschnitte, so erkennt man im Gegensatz zur Simulation eine leichte Verschiebung der Phase bei den gemessenen Wandschubspannungen. Dies ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf systematische Fehler im Experiment zurückzuführen, da die beschriebenen Ölflußvisualisierungen kein solches Verhalten zeigen.

weiteres Vorgehen

Nachdem Meßergebnisse der Wandschubspannung im Wiederanlegebereich mit und ohne eingebrachten Störungen eine gute Vergleichbarkeit gezeigt haben ist für weitere Studien der Längswirbelinduzierte Wärmestrom von Interesse. Weiterhin sollen Einflüsse der Wirbelstörungen auf die Form der Transitionslinie untersucht werden die in den bisherigen Rechnungen vernachlässigt wurden.

Literatur

- [1] Lüdeke, H.; Schüle, E.: Simulation of Streamwise Vortices on Turbulent Hypersonic Ramps. Proceedings of the 2nd International Conference on Computational Fluid Dynamics, Sydney, July 15-19 (2002).
- [2] Schüle, E.: Experimentelle Untersuchungen zur Längswirbelbildung in turbulenten überschallströmungen mit Ablösungen. DLR IB 224-2002
- [3] Radespiel, R.; Longo, J.M.A.; Brück, S.; Schwaborn, D.: Efficient Numerical Simulation of Complex 3D Flows with Large Contrast. AGARD CP-578: pp 33-1 - 33-11; 1996

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: A. Mack, R. Schäfer^(*)

Institution: DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
^(*) DLR, Institute of Structures and Design

Adresse:	Lilienthalplatz 7	Telefon: 0531-295-3312
	D-38108 Braunschweig	Telefax: 0531-295-2320
		e-mail: andreas.mack@dlr.de
	^(*) Pfaffenwaldring 38-40	Telefon: 0711-6862-469
	D-70569 Stuttgart	Telefax: 0711-6862-227
		e-mail: roger.schaefer@dlr.de

weitere Partner: Dr. B. Esser, Dr. A. Gülhan, DLR Cologne

Thema: IMENS Flowfield Topology Changes due to Fluid-Structure Interaction in Hypersonic Flow using ANSYS and TAU

Ausgangssituation:

Until today, the design of thermal protection systems for reentry-vehicles is done very conservatively due to the lack of accurate predictions of heat flux. This leads to expensive, heavy and overdesigned parts. The fluid solutions are usually estimated using radiation equilibrium wall, taking into account viewing factors but not the heat conduction inside the structure. Since the wall emissivity is a function of the wall temperature this leads to an inaccurate prediction of the boundary layer and heat fluxes. To solve this problem, a coupled analysis of fluid and structure is necessary. Taking thermal coupling into account, a higher accuracy for heatload predictions of problems like thermal driven deformations on TPS systems including steps and gaps is possible. But also the treatment of problems with large changes in the flow topology induced by heat conduction inside the structure is possible.

Ziel:

The objective of the DLR-project IMENS (Integrated Multi-disciplinary dEsign of hot Structures) was started to develop an environment for industrial purpose to deal with coupling problems between fluid and structure for reentry vehicles. This includes thermal coupling and also the prediction of deformations. Interpolation between the different surface grids used by the fluid and the structure code is done by using the MPCCI-interpolation routine [1]. Data management and multi-user capability are integrated in the software system TENT [2]. The validation of the system is done by different experiments to be performed in high-enthalpy facilities.

Lösungsweg:

A coupled solution for the TETRA flap and gap model [3] has been performed. This model simulates a deflected body flap including a leading edge gap that either can be opened or closed showing the effects of a seal. For this test case experimental results already exist, but until now no numerical solution could match them [4],[5]. First, a 2D coupling solution is calculated with the DLR TAU-code, the thermal analysis of the structure has been performed with ANSYS.

STAB

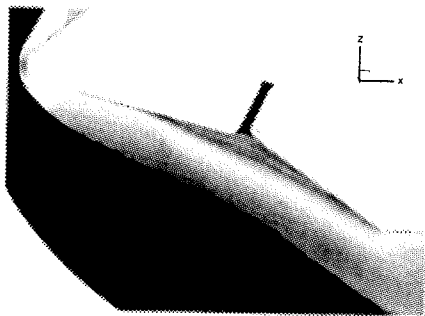


Fig. 1: Mach number isolines in flowfield (TAU, Ma = 7.27)

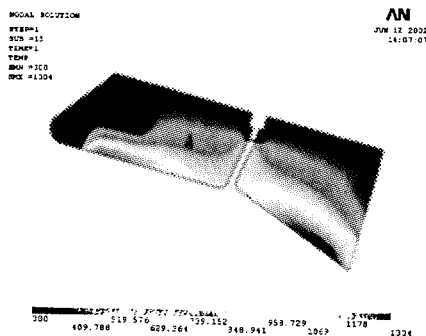


Fig. 2: Temperature distribution in structure (ANSYS)

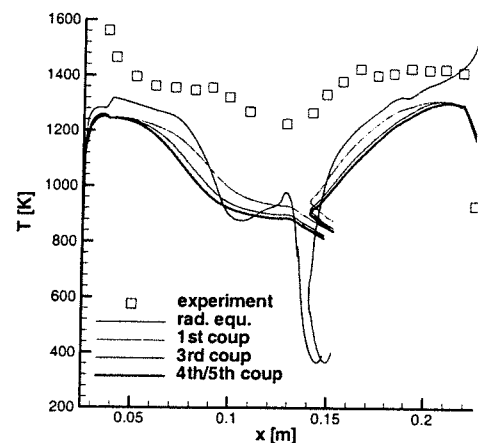


Fig. 3: L3K: Surface temperature closed gap

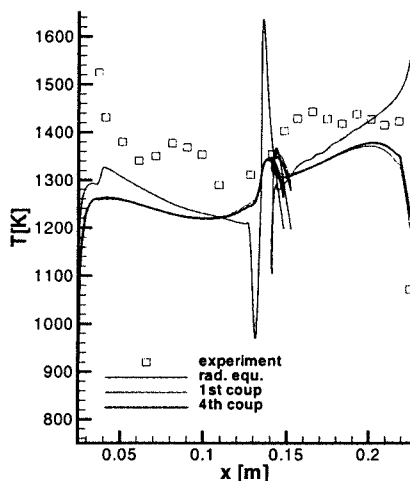


Fig. 4: L3K: Surface temperature open gap

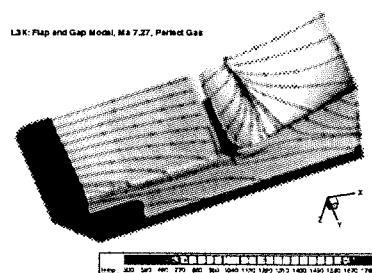


Fig. 5: 3D -L3K-Model: Surface streamlines and temperature

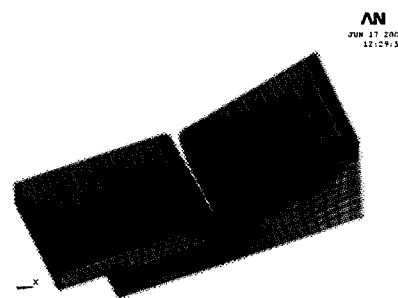


Fig. 6: 3D-L3K-Model: Ansys model

Ergebnis: The radiation equilibrium fluid solution shown in Fig. 1 is in good agreement with other well validated codes. It shows the flow topology of the closed gap, inducing a large separation between the forebody and the flap plate. The temperature distribution inside the structure calculated by the ANSYS model using the heat flux of the fluid solution is shown in Fig. 2. The estimated temperature using radiation equilibrium conditions on the surface is shown in Fig. 3. The ANSYS model includes an accurate calculation of surface emissivities as a function of surface temperatures as well as viewing factors. It can be seen clearly that due to the preferred heat conduction along the surface of the CsiC-plates a large amount of energy is transferred inside the gap region, which leads to an increase of surface temperatures from 400K to almost 900 K. The overall effect is that the temperature distribution gets smoother along the surface, large gradients disappear. After five iterations the steady state solution is reached. Comparing with the experiments two sources of discrepancy can be mentioned, the flow modelling and the geometry. Fig. 3 shows also the experimental data, for which the temperatures are at least 100K above the numerical ones. This is mainly an effect of the perfect gas solution. Comparable solutions including nonequilibrium and catalycity effects show an increased temperature level of 100K while the same flow topology and separation length appear. For the solution of the closed gap there is also an offset of the temperature in comparison with the experimental data, but as an effect of coupling the temperatures are averaged. This can be seen at the heat stagnation point nearby the gap entry where the temperature decreases from 1600K to 1350K. Comparing the temperature profile according to the experiments in Fig. 3 and Fig. 4 no large difference concerning the separation length can be seen. This is a 3D effect which is visible in Fig. 5. Here a 3d fluid solution is displayed, showing mainly 2d flow near the symmetry plane but a completely different flow topology from the 2D case without separation on the front plate. An outflow from the cold bottom of the gap to the side plate shows that the separation region is open in spanwise direction resulting in a small separation length. Fig. 6 shows the ANSYS model of the structure.

Literatur:

- [1] <http://www.mncci.org>
- [2] <http://www.sistec.dlr.de/tent>
- [3] Gülhan, A., Esser, B., Koch, U.: Experimental Investigation of Gap Flows on a Flap Model in the arc heated facility L3K, DLR-IB-39113-99C01, 1999
- [4] Frühauf, H.-H., Infeld, F., Fertig, F., Olawsky, F.: Thermal Loads for the Experimental Vehicle X-38 4th European Symp. Aerothermodynamics for Space Applications, 15-18 Oct. 2001, Capua, Italy, ESA SP-487, 2002
- [5] Behr, R.: CFD Analysis of gap flow phenomena, TETRA-report TET-dasa-21 -TN-2403, 2000

weiteres Vorgehen: Further investigations on the 3d model including refined meshes on both fluid and structure side under real gas conditions will be performed. Also will be simulated a noscap-test with deforming parts inducing steps and gaps as well as a new flap model with strong 3d flowfield effects. Inside the structure heat conduction and radiation cooling will be investigated.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner Hannes Otto

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3359

Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner Dr.-Ing. Heinrich Lüdeke, DLR

Thema Anwendung des DLR Tau-Codes auf 3D-Hyperschallkonfigurationen

Ausgangspunkt:

CFD-Untersuchungen von 3D-Konfigurationen im Hyperschall wurden in der Vergangenheit erfolgreich mit dem DLR-Code CEVCATS-N, welcher auf strukturierten Netzen basiert, durchgeführt. Die Konzepte für wieder verwendbare Raumtransportsysteme erfordern die Analyse wesentlich komplexerer Konfigurationen von Flugvehikeln. Ein Beispiel hierfür ist der Flugdemonstrator PHOENIX (**Abb. 1**), ein Erprobungsträger der Firma Astrium, womit die technische Machbarkeit eines zukünftigen Raumtransportsystems nachgewiesen werden soll. Mit zunehmender Komplexität einer 3D-Konfiguration steigt der Aufwand einer strukturierten Netzgenerierung enorm an. Die Anwendung unstrukturierter Verfahren ermöglicht die genaue Abbildung von Details einer 3D-Geometrie, bei einer weitgehend automatisierten Erzeugung des Rechennetzes.

Ziel:

Es sollen Erfahrungen bei der Anwendung unstrukturierter Verfahren auf 3D-Hyperschallkonfigurationen gesammelt werden.

Lösungsweg:

Ausgehend von CAD-Daten des PHOENIX-Demonstrators werden 3-dimensionale unstrukturierte Euler-Netze generiert. Untersucht werden drei Konfigurationen beim Landeanflug ($M=0.2$, $\alpha=5^\circ$):

- Clean-Konfiguration
- Konfiguration mit Ausschlag der Steuerklappen $\delta=+10^\circ$
- Konfiguration mit Fahrwerk, $\delta=+10^\circ$ und Schiebewinkel $\beta=5^\circ$

Als Netzgenerator kommt Centaur der Firma Centaursoft zum Einsatz. Die CFD-Analyse wird mit dem DLR-Code Tau auf Basis von Euler-Lösungen durchgeführt. Neben unstrukturierten Tetraedernetzen soll ein hybrides Netz (Tetraeder- und primatische Zellen) erstellt und untersucht werden.

Als Vergleichsdaten stehen die von Astrium in Windkanalmessungen ermittelten aerodynamischen Beiwerte (Auftriebsbeiwert, Widerstandsbeiwert und Momentenbeiwert) zur Verfügung.

Ergebnis:

Für die Rechnungen wurde das im Tau-Code implementierte Verfahren der Präkonditionierung für kleine Strömungsgeschwindigkeiten angewendet. Die Abweichungen der reibungslos ermittelten Beiwerte zu denen im Windkanal gemessenen lagen im Bereich zwischen 10-20 Prozent. Die Lösungen auf dem hybriden Netz (**Abb. 4**) ergaben keine signifikanten Änderungen gegenüber den reinen Tetraedernetzen.

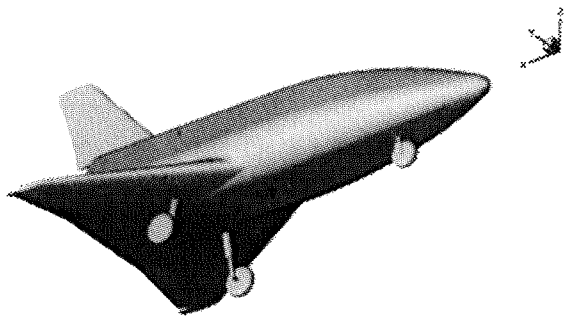


Abb. 1: Flugdemonstrator PHOENIX

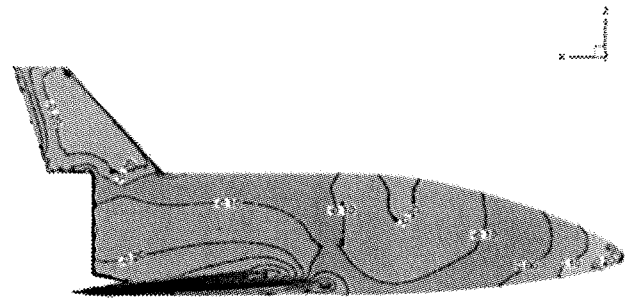


Abb. 2: Druckverteilung bei $M=0.2$, $\alpha=5^\circ$, $\beta=0^\circ$, $\delta=0^\circ$

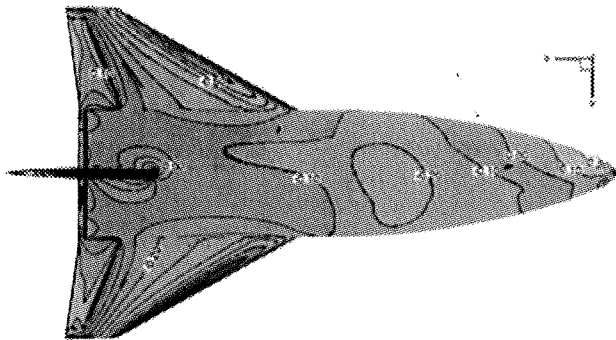


Abb. 3: Druckverteilung bei $M=0.2$, $\alpha=5^\circ$, $\beta=5^\circ$, $\delta=+10^\circ$

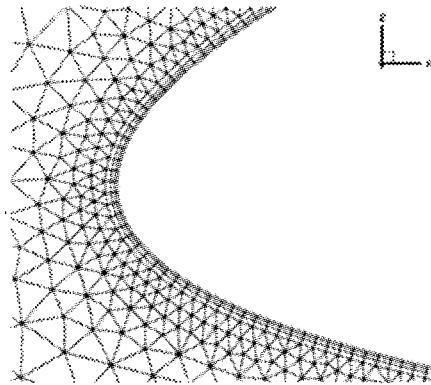


Abb. 4: Hybrides Netz im Bereich Nasenkappe

weiteres Vorgehen:

Es werden weitere Verbesserungen an den Netzen sowie Optimierungen der Parameter für den Strömungslöser vorgenommen.

Mitteilung

Fachgruppe: Hyperschall

Ansprechpartner: Bodo Reimann
Dr. Ian Johnston
Dr. Volker Hannemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2884

Telefax: (0551) 709-2780

e-mail: bodo.reimann@dlr.de

Thema:

Erweiterung des DLR τ -Codes für Hochenthalpieströmungen.

Ausgangssituation:

Zur Berechnung von Hochenthalpieströmungen müssen sogenannte Hochtemperatureffekte wie Vibrationsanregung der Moleküle, Dissoziation und Ionisation berücksichtigt werden.

Bei vielen Konfigurationen, insbesondere den hier untersuchten Testfällen Kugel und Zylinder, kann man die Symmetrie des Modells ausnutzen, um die Rechenzeit zu reduzieren, indem eine Symmetrierandbedingung verwendet wird. Es hat sich jedoch gezeigt, daß die derzeit implementierte Randbehandlung Störungen insbesondere im Staubereich der Lösung hervorruft, die durch eine Abnahme der Rekonstruktionsordnung bedingt sind. Außerdem erlaubt die bisherige Behandlung rotationssymmetrischer Strömungen keine Netzadaptation.

Ziel:

Im Rahmen des DLR Projektes "Integrierter multidisziplinärer Entwurf heißer Strukturen von Raumtransportern" (IMENS) soll ein effizientes Verfahren zur Berechnung von Hochenthalpieströmungen entwickelt werden.

Lösungsweg:

Zunächst werden Strömungen im thermischen und chemischen Gleichgewicht behandelt, in einem zweiten Schritt sollen später Nichtgleichgewichtseffekte berücksichtigt werden. Der Gleichgewichtszustand eines Gemisches idealer Gase ist durch das Minimum der Entropie bestimmt. Da die direkte Berechnung dieses Zustandes, insbesondere für große Konfigurationen, in einer numerischen Simulation sehr teuer ist, werden die Zustandsgrößen im Gleichgewicht als Splines abgelegt. Dazu wird die Gleichgewichtszusammensetzung für jeweils zwei gegebene Zustandsgrößen an wenigen Stützstellen berechnet, zwischen denen dann die gesuchte Zustandsfläche interpoliert wird. Die Interpolationssplines ermöglichen mit Hilfe der gespeicherten Koeffizienten eine effiziente Berechnung des gesuchten Zustandes. Ein weiterer Vorteil dieses Vorgehens besteht in der Flexibilität des Modells; so ist es leicht möglich, Gleichgewichtsmodelle mit verschiedenen Spezies sowie verschiedene Modelle für die inneren Energien der Spezies zu erzeugen und zu vergleichen.

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt den Vergleich des beschriebenen Modells mit dem DLR CEVCATS-N Code für eine Zylinderumströmung. Zur Lösung des Problems am Symmetrierand wurde eine

STAB

verbesserte Randbehandlung mit Rekonstruktion zweiter Ordnung implementiert (Abb. 2). Für rotationssymmetrische Probleme wird die Qualität der Lösung desweiteren durch eine modifizierte Rekonstruktion in Umfangsrichtung verbessert.

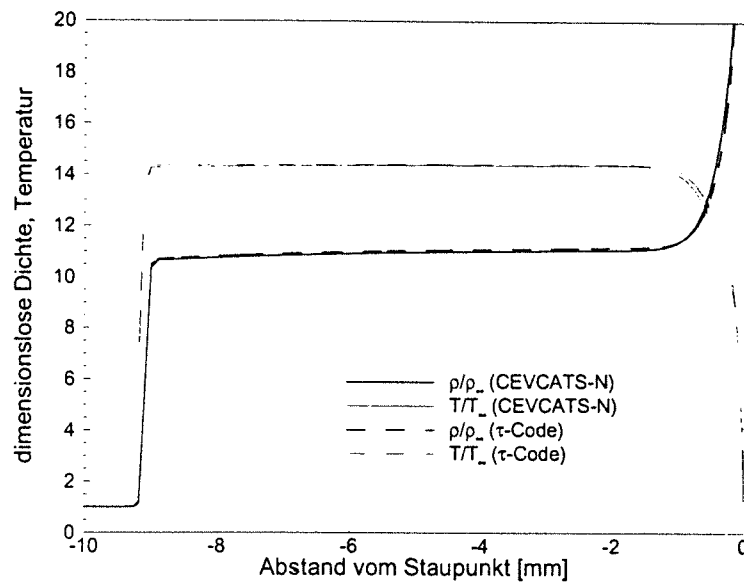


Abbildung 1: Vergleich der numerischen Verfahren CEVCATS-N und τ -Code. Dargestellt sind Dichte und Temperatur auf der Staustromlinie einer Zylinderumströmung im Gleichgewicht bei $Ma = 12$.

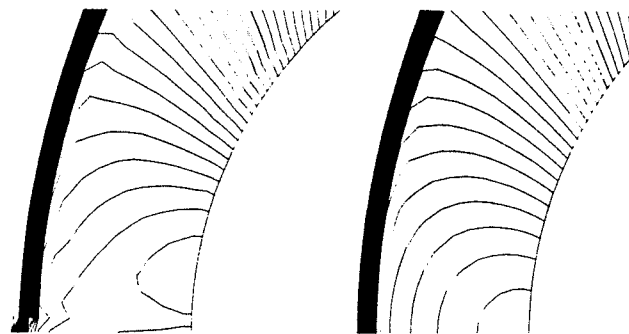


Abbildung 2: Isolinen des Drucks für eine Zylinderumströmung bei $Ma = 30$ mit der alten Symmetrierandbehandlung (links) und der verbesserten Randbehandlung (rechts).

Weiteres Vorgehen:

- Anwendung der Hochenthalpieerweiterung auf die instationäre Simulation von Stoßrohrströmungen.
- Nutzung des Verfahrens im Rahmen des DLR Projektes IMENS für gekoppelte Rechnungen.
- Erweiterung des Verfahrens für Nichtgleichgewicht.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: SFB 253 „Grundlagen des Entwurfs von Raumflugzeugen“, Teilprojekt C3 „Berechnungsverfahren für Einlaufströmungen luftatmender Triebwerke von Raumtransportern bei $M > 1$ “, Teilprojektleiter: Univ.-Prof. Dr.-Ing. J. Ballmann

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Birgit Reinartz

Institution: Lehr- und Forschungsgebiet f. Mechanik, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64, 52062 Aachen

Telefon: 0241/80-94632

Telefax: 0241/80-92126

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

weitere Partner:

Thema: Numerical Simulation of Turbulent Flows Inside a Hypersonic Inlet

Ausgangssituation: One of the key interests of the Collaborative Research Center SFB 253 is the technological challenge of reusable hypersonic airbreathing propulsion systems. In hypersonic flows, shock/boundary-layer interactions may cause severe separations and, when taking place inside the inlet, those separations will lead to an engine unstart. Therefore, the compression shock system of an engine inlet is of great interest and is studied numerically as well as experimentally. Test model and test conditions are specified by the lower stage of the two-stage to orbit reference configuration of the SFB ("ELAC") and by the available wind tunnel testbed, respectively.

Ziel: The goal of the computations is to complement the experimental investigations [2] and to enhance the understanding of the experimental results. Additionally, the numerical simulation completes the knowledge of the flow field in areas that are not accessible for measurements. Once, computations are verified by favorable comparison between numerical and experimental simulations, the inlet will be investigated numerically under real flight conditions.

Lösungsweg: In correspondence to the experiments, two different inflow conditions are analyzed: $M_0=2.41$, $Re=53$ Mio/m and $M_0=3.0$, $Re=47$ Mio/m. In addition, the length of the isolator/diffusor, responsible for the interior flow compression, is varied with emphasis on the sustainable back pressure and the developing shock train. Finally, the performance of the inlet, characterized by the total pressure recovery $\pi=p_2/p_{t0}$, is investigated and design criteria for isolator lengths are tested.

The computations are performed with the DLR FLOWer code [3] including some extensions for hypersonic flows [1], especially in regard to the applied $k-\omega$ turbulence model. The code uses a Finite Volume technique with upwind discretization on block-structured grids to solve the RANS equations. An explicit 5-step Runge-Kutta method in combination with an implicit DDADI method is applied to the flow and the turbulent transport equations, respectively [4]. The spatial discretization is performed by a cell-centered formulation on hexahedra where the convective part is discretized using an AUSM Flux Vector splitting and the diffusive part is discretized centrally. To enhance convergence, a two-level multigrid formulation and implicit residual smoothing are applied. The computations are performed on the new SunFire SMP-cluster of the RWTH Aachen using up to 26 processors and applying FLOWer's block-based MPI formulation as well as Sun's shared memory auto-parallelization.

Ergebnis: For some test conditions, a major separation was detected experimentally at the impingement of the lip induced shock on the ramp (see Fig.1, lower left side) that at first was not

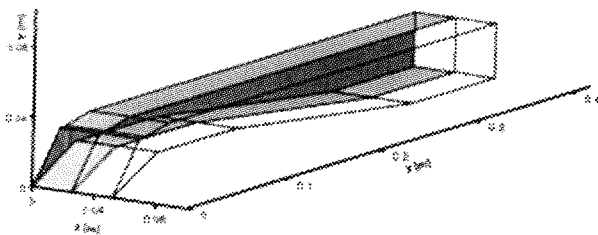


Fig.1 Superposition of an experimentally obtained Schlieren picture [2] showing the density gradients and the computed contour plot of Mach number distribution for a $M_0=3.0$ with major separation on the ramp side.

present in the 2D computations. Since measurements were only taken at the center plane of the rectangular duct, the question arose whether 3D effects might be the reason for the strong interaction. Subsequent 3D computations of the half model incl. sidewalls (see Fig.2) showed the flow in the symmetry plane to be almost identical to corresponding 2D simulations. However, when the details of the experiment, such as finite nose radius of the leading edge and turbulence generating wires, are simulated with sufficient accuracy, the 2D computed pressure distributions agree favorable with pressure measurements. Furthermore, the computations yield that a lessening of the turbulence intensity due to the expansion fan behind the ramp together with the not “mathematically sharp” ramp leading edge result in the strong separation. Fig.3 shows results of a 2D symmetry plane computation for $M_0=2.41$ inflow with no back pressure as well as the corresponding interior shock system. Similar computations are performed for different back pressures and isolator geometries to investigate the overall inlet performance and to determine a design criterion for interior inlet geometry.

Fig.2 Numerical representation of one half of the 3D test model with swept sidewalls using symmetry conditions along the center plane.

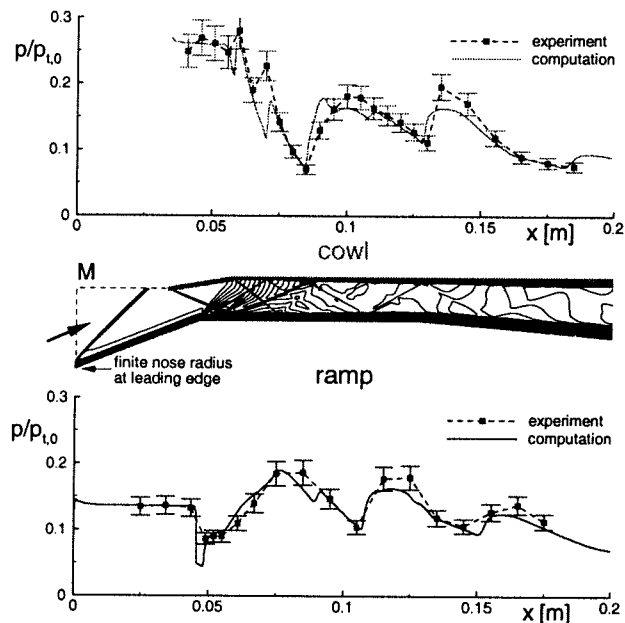


Fig.3 Comparison of the comp. and exp. pressure distribution along the upper (cowl) and lower wall (ramp) in the center plane for $M_0=2.41$ and the corresponding compression shock system as Mach number contour plot.

Literatur:

1. Coratekin, T., van Keuk, J., Ballmann, J.: On the Performance of Upwind Schemes and Turbulence Models in Hypersonic Flows, AIAA Paper 01-1752, 2001.
2. Herrmann, C., Koschel, W.: Experimental Investigation of the Internal Compression of a Hypersonic Intake”, AIAA Paper 02-4130, 2002.
3. Kroll, N., Rossow, C., Becker, K., Thiele, F.: The MEGAFLOW Project, Aerospace Science and Technology, Vol.4, pp. 223-237, 2000.
4. Reinartz, B., van Keuk, J., Coratekin, T., Ballmann, J.: Computation of Wall Heat Fluxes in Hypersonic Inlet Flows, AIAA Paper 02-0506, 2002.

weiteres Vorgehen: A large-scale simulation under real flight conditions will conclude the computations.

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis
Ansprechpartner**

Hyperschall
Jan Martinez Schramm
Dr. Klaus Hannemann

**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

Date

July 2002.

Topic

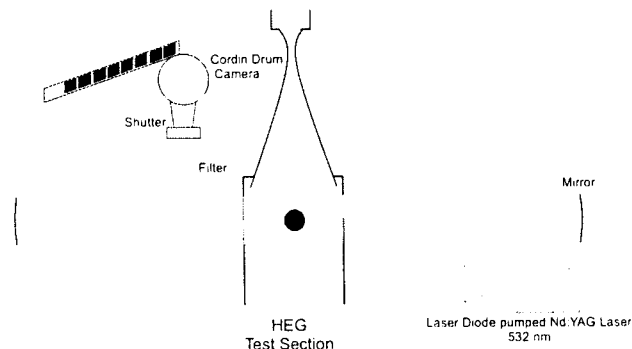
High Speed Flow Visualization at HEG

Situation

The HEG is one of the largest free piston driven shock tunnels that can simulate relaxation phenomena in re-entry flow. Full utilization of such ground based high enthalpy impulse facilities requires detailed knowledge of the test section flow. Successful characterization of the test section flow over short test times can be achieved by employing a combined effort of classical and newly developed measurement techniques. The temporal development of the flow past models, and particularly separated flows, may be studied on the above mentioned time scale in the HEG test section.

Goal

To judge the quality of the flow established in HEG for different test configurations, with respect to flow start-up and test time windows, a time resolved flow visualization is necessary.

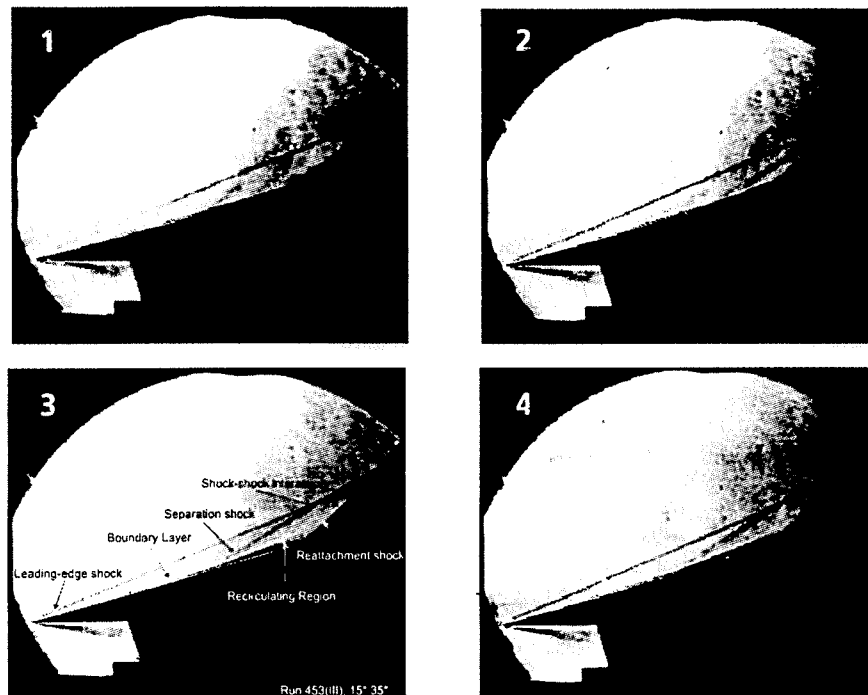


Solution

A high speed flow visualization system was installed at HEG. The basic set-up of the system is shown in the figure and consists of a rotating drum camera (Cordin model 318), and a diode-pumped Nd:YAG laser (Lightwave model 612) which is capable of producing repetition rates up to 50 kHz. The laser emits at 532 nm and the pulse width varies with frequency, ranging from 43 ns to 155 ns. While the drum camera is actually a streak camera, the narrow pulse width of the laser performs a pseudo-framing function. The light path is realized with a Z-path layout using spherical mirrors having a focal length of 1500 mm and a diameter of 300 mm.

Results

The flow past a compression ramp is used to demonstrate the results of the high speed flow visualization system. In the figures below the separated flow which establishes on a double ramp configuration is shown. The angles of the two wedges are 15° and 35° , respectively. The four time-lapse frames are taken from HEG run 453 ($h_3=13$ MJ/kg, $p_3=44$ MPa), with each successive frame separated by 0.6 ms. The development of separation is clearly visible and the establishment of a steady state is reached within the HEG test time window.



Future Work

To improve the optical quality and sensitivity, a dye cell will be used to decrease the natural coherence of the laser, resulting in fewer diffraction effects and better picture quality.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis:** Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Dr. E. Schülein

Institution: DLR - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10 **Telefon:** 0551/ 709-2803
37073 Göttingen **Telefax:** 0551/ 709-2811
 e-mail: erich.schuelein@dlr.de

Thema: Entwicklung und Einsatz des Ölfilm-Interferometrie-Verfahrens für
Wandschubspannungsmessungen im Kurzzeit-Hyperschallkanal
/ Development and Application of the Thin Oil Film Technique for Skin Friction
Measurements in the short-duration hypersonic wind tunnel

Ausgangssposition:

The OIL FILM INTERFEROMETRY SKIN FRICTION - method, originally used in low-speed flows, was later extensively modified for high-speed 3D gradient flows. The most progressive approaches have been developed in the last teen years and can be commonly named "Global Interferometry Skin Friction technique" or short GISF. The global shear stress distributions can be obtained by this technique during a single run. The size of the testing surface is limited only by the performances of the light source and the camera. The possibilities and limits for using of GISF-technique in short-duration wind tunnels were unknown.

Ziel:

Development and application of the Thin Oil Film Technique for skin friction measurements in short-duration hypersonic wind tunnels

Ergebnis:

The self-written-application for image acquisition, image processing and skin friction computations has been developed in support of skin friction measurements at the Ludwig-Tube at DLR. The most known GISF – methods are adapted and implemented in this application. According to that after each these methods the shear distribution in the test region can be calculated

To check the limits of GISF-techniques in a short-duration wind tunnel before the real tests, different 2D and 3D flows with known shear stress distributions were investigated. The known shear stress is used to simulate the oil-film deformation in the time under conditions, which are similar to the Ludwig-Tube conditions. The verification of the methods with different analytical tests showed very good results for all 3D-methods and demonstrates that they are really adequate.

With help of this developed GISF-Tool in the last years some successful investigations could be enforced at the Ludwig-Tube Göttingen. The abilities of the GISF-Technique were demonstrated on some results of following investigations:

- Longitudinal vortices at turbulent 2-D compression corner flow at Mach 3;
- 3D wake flow behind a vertical fin on a flat plate at Mach 5;
- 3D side jet / turbulent boundary layer interaction at Mach 5;
- 3D shock / turbulent boundary layer interaction flow in vicinity of a vertical fin on a flat plate;
- 2D incident shock / turbulent boundary layer interaction at Mach 5;
- Demonstrator X-38 for Crew Rescue Vehicle (CRV) at Mach 6.

For example the longitudinal vortices at compression corner in turbulent high-speed flows are investigated at 20° deflection and Mach 3. In most 2D separated supersonic boundary layers the flow shows tracks of

Datum: 25.07.2002

STAB

longitudinal vortices behind the reattachment line. These vortices are very similar to investigated by Görtler. The presented in Fig. 1 oil-flow-visualization image and the corresponding sketch of the limiting streamlines on the wall show the structure of these vortices and demonstrate its tracks at distance from the reattachment line. The cross sectional distribution of the measured skin friction at different distances from the leading edge on the flap shows behind the reattachment line a 30%-fluctuation of the skin friction values (Fig. 2). The fluctuations will be smaller by increasing distance from the separated zone, but still remains notably also at biggest investigated distance.

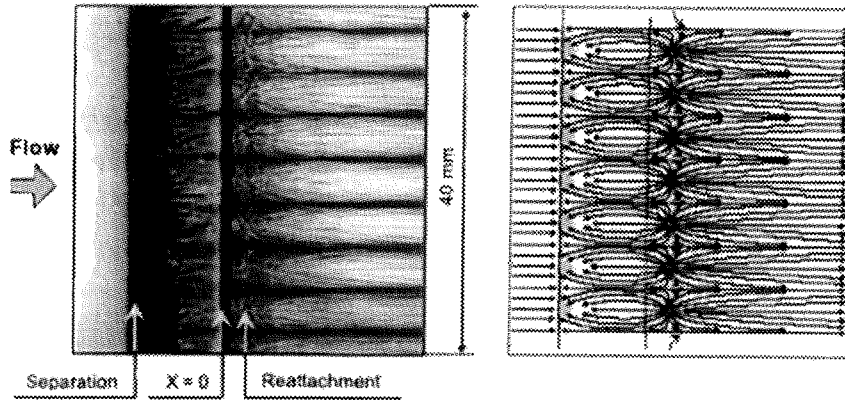


Fig.1 Image of oil-flow visualization and sketch of limiting streamlines at compression corner

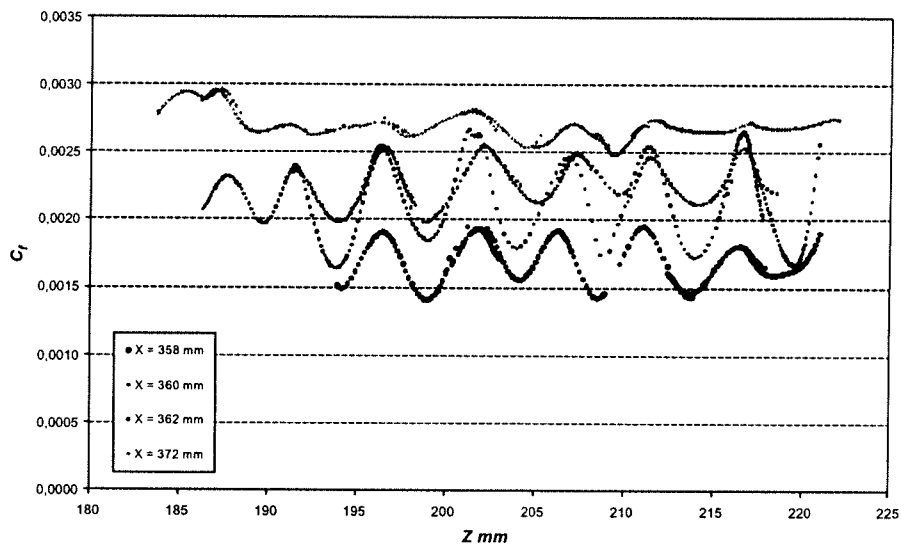


Fig.2 Cf-distribution in cross sections at compression corner 20° and Mach 3

Conclusions:

- The specific conditions of the short-duration Ludwig-Tube Facility in connection with the use of the GISF-technology were briefly analyzed ;
- GISF-verification with analytical tests showed very good results for all 3D-methods;
- The abilities of the GISF-Technique with its application in the Ludwig-Tube were demonstrated on some examples;
- Additionally to GISF-measurements, infrared wall temperature measurements will be used in future to improve the temperature correction procedure if necessary.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Hyperschall

Ansprechpartner Prof. Dr.-Ing. W. Staudacher / Dipl.-Ing. R. Mümmeler

Institution Universität der Bundeswehr München
Institut für Luftfahrttechnik und Leichtbau

Adresse Werner-Heisenberg-Weg 39 **Telefon:** 089 / 6004 2384
D-85577 Neubiberg **Telefax:** 089 / 6004 3561
e-mail: werner.staudacher@unibw-muenchen.de

Thema Vergleich von LDA und Druckmessungen bei stoßinduzierter Ablösung

Ausgangssituation

Zur Bestimmung der Position von Ablöse- und Anlegelinie der Stoß/Grenzschicht Interaktion an einer Anlaufstrecke/Rampe Konfiguration mittels LDA wurden eine Reihe von Vorversuchen durchgeführt. Es wurde gezeigt, daß die Ablösung in ihrer Ausdehnung mit Hilfe dieser Meßtechnik erfasst wird. Zur Erstellung einer Datenbank erfolgte die Lokalisierung von Ablöse- und Anlegelinie im Rahmen einer Mach- und Reynoldszahlvariation.

Ziel

Die mittels LDA aufgezeichneten Daten sollen durch Druckmessungen verifiziert und in ihrer Aussagekraft ergänzt werden. Ein weiteres Ziel stellt die Korrelation von Ablöse-/Anlegepunkt und lokalem Druck / Druckgradient dar.

Lösungsweg

Das Versuchsmodell besitzt eine 1265 mm lange Anlaufstrecke mit scharfer Vorderkante. Die sich anschließende Rampe weist eine Länge von 90 mm bei einem Rampenwinkel von 24 Grad auf. Entlang der Modellsymmetrieebene befinden sich in einem Abstand von 3 mm zueinander 63 statische Druckbohrungen. Die Aufzeichnung erfolgt mittels sogenannten EPS Druckscannern.

Die Position von Anlege- und Ablöselinie wurde mittels LDA erfasst. Hierzu wird der Ort gefunden, an welchem $\tau = \mu \cdot du/dz$ einen Vorzeichenwechsel erfährt, bzw. die Geschwindigkeit parallel zur Modelloberfläche ihr Vorzeichen wechselt.

Ergebnis

Abbildung 1 zeigt die mittels LDA erfaßten Ablöse- und Anlegepositionen bei einer Machzahl- und Reynoldszahlvariation. Deutlich erkennbar ist die Verkleinerung des Ablösegebietes mit steigender Machzahl.

Die entsprechenden Druckverläufe, hier für $Re = 41 \cdot 10^6 m^{-1}$, sind in der Abbildung 2 wiedergegeben. Der charakteristische zweifache Wendepunkt deutet auf die abgelöste Strömung hin. Trägt man die LDA-Ergebnisse in die Druckverlaufskurven ein, so erhält man die bei Ablösung bzw. Wiederanlegen vorliegenden Drücke bzw. Druckgradienten, siehe Abbildung 3. Es wird deutlich, dass bei Machzahlvariation und konstantem Totaldruck Ablösen und Anlegen in einem schmalen Druckgradientenband auftritt. Entsprechende Ergebnisse bei Reynoldszahlvariation liegen ebenfalls vor.

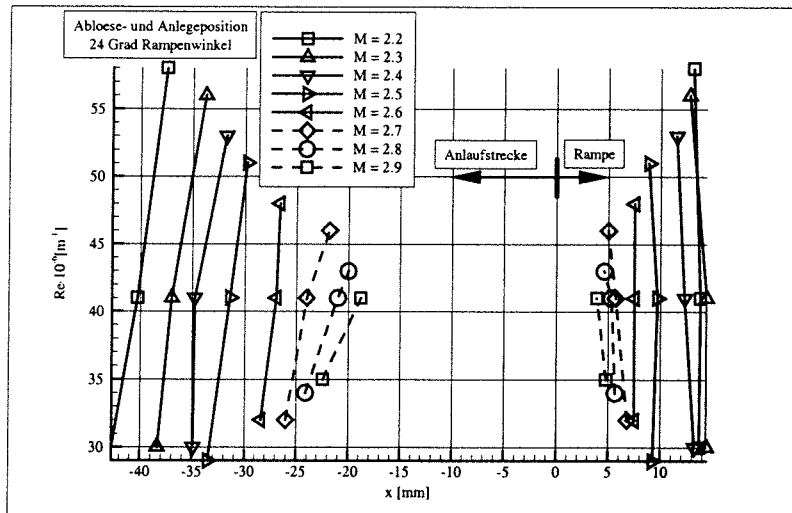


Abbildung 1: Ablöse- und Anlegekoordinaten als Funktion von Mach- und Reynoldszahl

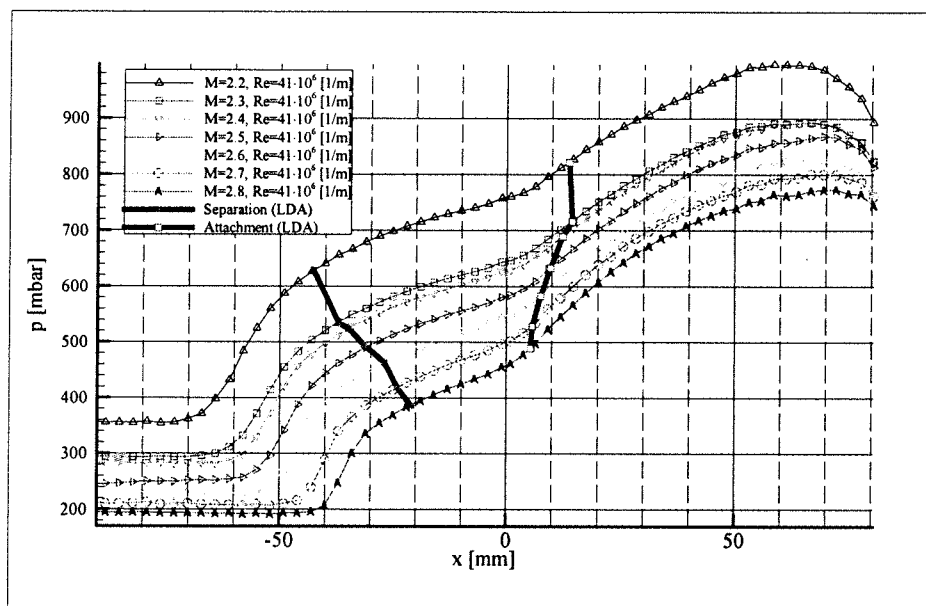


Abbildung 2: Druckverläufe

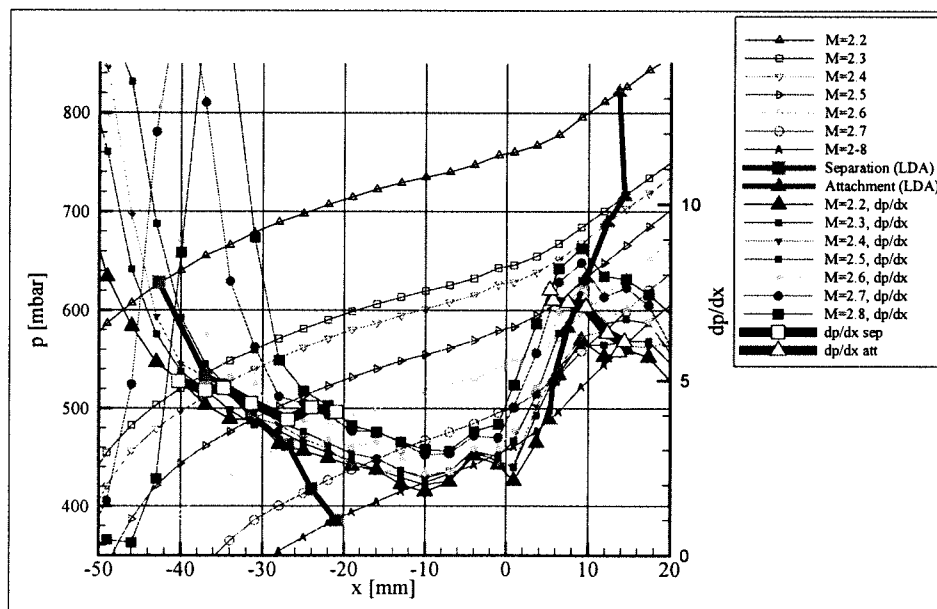


Abbildung 3: Drücke und Druckgradienten an Ablöse- und Anlegeposition, $Re = 41 \cdot 10^6 m^{-1}$

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschallaerothermodynamik/
Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: C.-C. Ting, A. Henze und W. Schröder

Institution: RWTH Aachen, Aerodynamisches Institut

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

Telefon: (0241)-80 95435
Telefax: (0241)-80 92257
Email: ting@aia.rwth-aachen.de

Weitere Partner:

Thema: Wärmeübergangsmessungen am Raumtransportsystem ELAC1c mit Hilfe der Flüssigkristallanstrich-Methode in Überschallströmungen

Ausgangssituation: ELAC [6] ist ein Projekt des von der DFG eingerichteten SFB 253 mit dem Ziel der Entwicklung eines zukünftigen, voll wiederverwendbaren und horizontal startenden Raumtransportsystems. Unter der Bezeichnung ELAC1c wird die aus Unter- und Oberstufe zusammengesetzte Konfiguration verstanden, wobei die Unterstufe im Querschnitt durch zwei zusammengesetzte Halbellipsen mit unterschiedlichen kleinen Halbachsen beschrieben wird und die Oberstufe ein Shuttle-ähnliches Modell mit zylindrischem Rumpf und Doppel-Delta-Flügel ist [3]. Der Trennvorgang findet in einer Höhe von ca. 30 km bei $Ma \approx 7$ statt. Nach der Separation kehrt die ELAC Unterstufe (ELAC1a) zur Erde zurück. Die ELAC Oberstufe (EOS) fliegt mit eigenem Antrieb weiter ins All und führt nach Beendigung der Mission eine horizontale Landung aus.

Ziel: In den letzten Jahren wurde die ELAC Unterstufe mit experimentellen und numerischen Methoden umfangreich untersucht. Durch Berücksichtigung der Oberstufe ändert sich deutlich die Struktur des wandnahen Strömungsfeldes. Kurz vor dem Bug der Oberstufe bildet sich ein Stoß, der bei großen Anstellwinkeln mit den Vorderkantenwirbeln der Unterstufe in Wechselwirkung tritt. Durch diese Stoß-Wirbel Interaktion wird sowohl die Stoßfront als auch die Wirbelform verändert, wodurch wiederum der Wärmeübergang auf der Oberfläche beeinflusst wird. Die im Rahmen der durchgeführten Messungen aufgenommenen Daten werden gleichfalls zur Validierung numerischer Rechnungen herangezogen.

Lösungsweg: Das Flüssigkristallverfahren, dessen Prinzip in [1, 2] beschrieben wird, verwendet temperaturempfindliche Flüssigkristalle, die aus organischem Material von Tieren stammen. Die Methode basiert im wesentlichen auf dem optischen Phänomen der Bragg'schen Reflexion [8]. Material wird in flüssiger Form auf die Modelloberfläche aufgetragen. Das aus einer definierten Richtung auf das Modell einfallende weiße Licht (volles Spektrum) wird von der Modelloberfläche reflektiert. Dabei wird eine bestimmte Wellenlänge des Spektrums durch die Flüssigkristalle gebeugt. Die Abhängigkeit der Kristallpitchänderung von der Temperatur wird verwendet, um die Temperatur an der Modelloberfläche zu ermitteln, wobei eine mit dem Versuch übereinstimmende Kalibrierung notwendig ist. Untersuchungen in [7] haben gezeigt, daß das von der Flüssigkristallschicht gebeugte Licht sehr unempfindlich gegenüber einer Blickwinkelvariation im Bereich von 25° ist. Weitere Untersuchungen zu dieser Thematik sowie u.a. zum Einfluß der Helligkeit werden in [1, 2] diskutiert.

Ergebnis:

Stoß-Wirbel Wechselwirkung Entlang der Vorderkante der ELAC Unterstufe bilden sich bei großen Anstellwinkeln konische Wirbel. Die Wechselwirkung mit dem Bugstoß der Oberstufe ist besonders ausgeprägt, wenn die Spur des Wirbelkerns den Bugstoß schneidet [5]. Dabei werden Wirbel und Stoß erheblich deformiert. Die Deformation des Wirbels, die mittels der Vapor-Screen Technik erfasst wurde, ist in Abb. 1a dargestellt. Die weiteren Abb. 1b,c,d enthalten zur Verdeutlichung der Strömungsstruktur Prinzipskizzen in der Querschnittsebene, für die Entwicklung des wandnahen Strömungsfeldes in Hauptströmungsrichtung und bezüglich der Verlagerung des Wirbelkerns relativ zum Bugstoß.

Wärmeübergang an der Oberseite Der Trisonik-Windkanal des Aerodynamischen Institutes, RWTH-Aachen (AIA) speichert trockene Luft mit konstanter Energie in einem Reservoir. Die Luft wird während des Versuchs durch den Kanal in einen evakuierten Kessel gesaugt [4], wodurch die statische Temperatur in der Messstrecke deutlich absinkt. Aufgründdessen nimmt die Wärmestromdichte ($\dot{q}_s$), die entsprechend nachstehender Funktion vereinfacht wird, auf der Oberfläche des aus UREOL gefertigten Modells [7] stets negative Werte

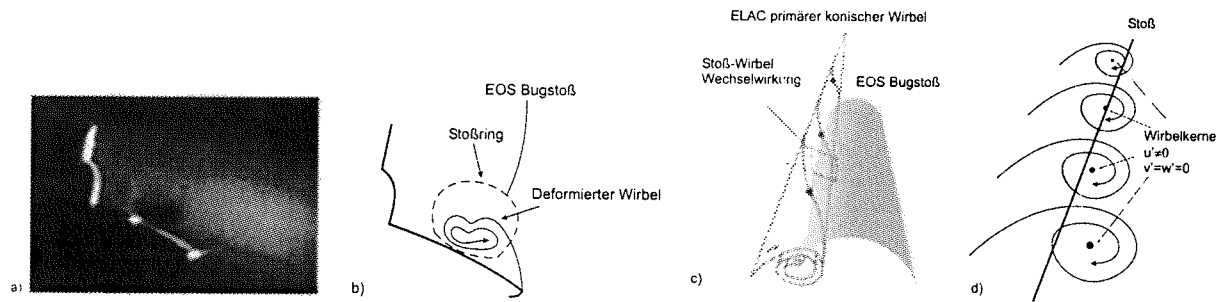


Abb. 1: a) Vapor-Screen Bild bei $Ma = 2, \alpha = 10^\circ$. b) Schematische Darstellung. c) Dreidimensionale Darstellung der Wechselwirkung zwischen Bugstoß und konischem Wirbel. d) Verlauf des Wirbelkerns relativ zum Bugstoß.

an.

$$\dot{q}_s = \sqrt{\frac{\rho c \lambda}{\pi}} \left[\frac{T(t) - T(0)}{\sqrt{t}} \right] \quad (1)$$

Für Hochgeschwindigkeitsbedingungen wird die Stanton Zahl unter Vernachlässigung der freien Strömungsenthalpie (h_∞) und der Wandenthalpie (h_w) gebildet. Das wandnahe Strömungsfeld ist anhand von Wandschubspannungslinien in Abb. 2a veranschaulicht, wobei die Wechselwirkung zwischen dem Bugstoß der Oberstufe und der Grenzschicht der Unterstufe sowie die Störung der Unterstufengrenzschicht infolge der Flügelvorderkante der Oberstufe unmittelbar zu erkennen ist. Im Abb. 2b verdeutlicht die Verteilung der modifizierten Stanton Zahl die Lage der Maxima des Wärmeübergangs. Der Vergleich mit der numerisch ermittelten Temperaturverteilung weist eine gute qualitative Übereinstimmung auf.

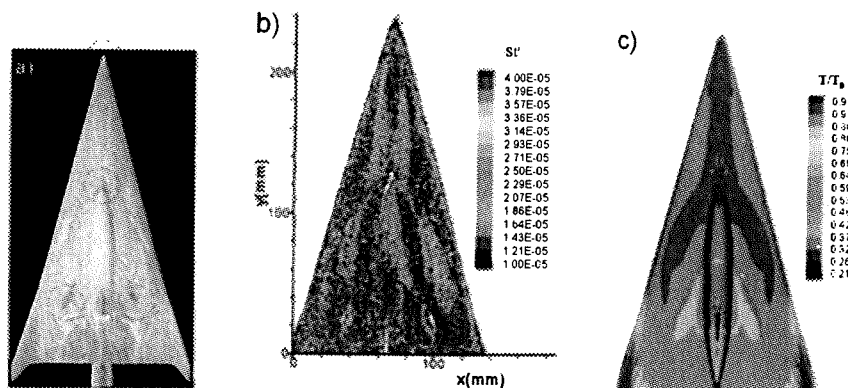


Abb. 2: a) Ölstrichbild bei $Ma = 2, \alpha = 3^\circ$. b) Verteilung der modifizierten Stanton Zahl bei $Ma = 2, \alpha = 3^\circ$. c) Numerisches Ergebnis bei $Ma = 2, \alpha = 5^\circ$.

Literatur

- [1] Behle, M. and Schulz, K. and Leiner, W. and Fiebig, M. *Color-Based Image Processing to Measure Local Temperature Distributions by Wide-Band Liquid Crystal Thermography*. Applied Scientific Research, **56**:113–143, 1996.
- [2] DE Gennes, P. G. *The Physics of Liquid Crystals*. Clarendon Press, Oxford, 2 edition, 1998.
- [3] Engler, V. *Geometrie der Oberstufenkonfiguration EOS und Integration in die Unterstufe ELAC 1*. IB A-97-1 Institut für Luft und Raumfahrt RWTH-Aachen, März 1997.
- [4] Freytag, G. *Der neue Transonic- und Überschallwindkanal*. Abhandlungen aus dem Aerodynamischen Institut der RWTH-Aachen, Heft 22, 1975.
- [5] Grasso, F. and Pirozzoli, S. *Shock-Wave-Vortex Interactions: Shock and Vortex Deformations, and Sound Production*. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, **2000**(13):421–456, 1999. Springer-Verlag.
- [6] Hänel, D. and Henze, A. and Krause, E. *Supersonic and Hypersonic Flow Computations for the Research Configuration ELAC 1 and Comparison to Experimental Data*. Z. Flugwiss. Weltraumforsch., **17**(2), 1993.
- [7] Jacobs, M. *Wärmeübergangsmessung am Modell eines Raumtransportsystems in supersonischer Strömung*. DLR-FB 97-44, 1997.
- [8] Kittel, C. *Introduction to Solid State Physics*. John Wiley & Sons, Inc., Singapore, New York, Chichester, Brisbane, Toronto, 6th edition, 1986.

Weiteres Vorgehen: Ausführliche Analyse der experimentellen und numerischen Ergebnisse.

Datum: Juni 2002

STAB

Mitteilung

Projektgruppe

Fachkreis: Starrflueglertechnologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: S.B.Verma, H.K.Ceizki

Institution: DLR Lampoldshausen

Adresse: DLR Lampoldshausen Telefon: (06298)

Langer Grund Telefax: (6298) 28175

D-74239 Hardthausen ;e-mail : shashi.verma@dlr.de

Weitere Partner:

Thema: Experimental Investigation of Flow Phenomena inside Rocket Nozzles

Ausgangssituation:

Past Studies[1-2] on side-load problems associated with the impulsive start up and shut down operations experienced during the lift-off and staging phases of multi-stage rocket engines converged on the phenomena of flow separation that exists in such nozzles as long as the ratio of wall pressure to ambient pressure P_w/P_a is lower than about one third. Under such conditions side-loads are induced by an unsymmetrical separation line or by the oscillatory nature of the partially detached and partially attached flow at overexpanded conditions. However, due to limited knowledge of the flow separation and side-load phenomena inside nozzles, there is a renewed interest in this field during the recent years both numerically and experimentally.

Ziel:

The goal of the present experimental investigation is to study the nature of flow separation in a thrust optimized parabolic (TOP) nozzle. Frey and Hagemann[3] have done a lot of studies on such nozzles, however the main focus of their study was mean flow conditions and those related to the change in the shape of first shock-cell with pressure ratio and the side-load behavior associated with it. An attempt was made to investigate the presence of any flow instability and to study the unsteady nature of flow during steady and transient flow conditions. Surface oil technique was also employed to check for any instabilities that maybe inherent to such nozzle flows and to understand the flow inside the nozzle in general.

Loesungsweg:

Tests were carried out in the cold flow test facility P6.2 at DLR Lampoldshausen, Germany, but not in the closed altitude test chamber which limits visibility during test campaigns with infrared thermometry, surface oil flow etc. Gaseous nitrogen at ambient temperature is used as the test gas. The throat diameter of the sub-scale thrust optimized parabolic (TOP) nozzle used for the experimental investigation was 20mm, yielding maximum mass flows in the range of $\dot{m}_{N_2} = 4.2\text{kg/sec}$. The area ratio of the TOP nozzle is 30. A total of 13 Kulite pressure sensors are installed along a single axial line while four transducers each are circumferentially installed at four axial locations in an attempt to study the unsteady nature of separation/reattachment in response to inflow of ambient air especially during the closing and opening phase of separation bubble during transition from FSS (free shock separation) to RSS (restricted shock separation) and *vice-versa*.

Ergebnis:

The nozzle exit flow is visualized by means of Colour Schlieren System. A modified Xenon flash light by Drello with a flash duration of $13\mu\text{s}$ and a flash energy of 18J has been used. In front of the camera, a prontor Iris diaphragm with minimum exposure time of 1ms has been placed as shutter. Figure 1 shows a schlieren image of the TOP exhaust jet. The cap-shock pattern typical to this class of nozzles is clearly visible and is formed due to the

presence of internal shock in these nozzles[3]. However, it has been observed[3] that at certain pressure ratios, which also determines the X-location of flow separation in the nozzle contour, the cap-shock pattern induces a radial momentum towards the wall, which gives rise to reattachment of the separated flow leading to the restricted shock separation (RSS) condition. An interesting feature that can be observed from this picture is the presence of longitudinal streaks in the jet boundary that seems to get amplified and become more clear downstream. Such structures have also been observed by Zapryaev and Bobrikov[4] in the curved shear layer of the initial regions of underexpanded jets. The appearance of these structures was thought by them to be associated with the development of flow instability of the Goertler type, caused by the curvature of streamlines and the appearance of centrifugal forces. Such a type of instability has also been reported by Ginoux[5] and Tani[6] on concave surface. However, it is not certain at this stage that the structures observed in the present tests are vortices and therefore, needs further scrutiny.

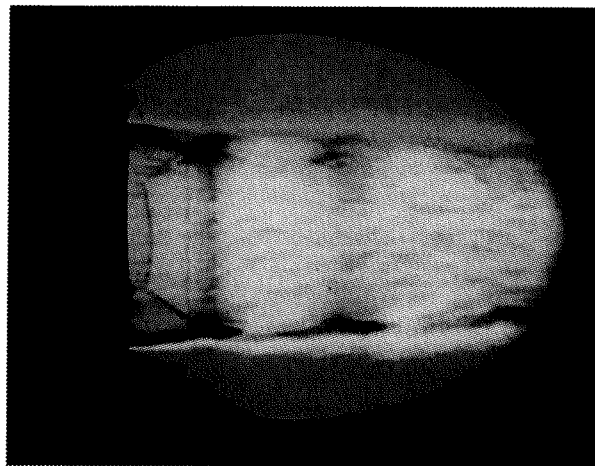


Figure 1: Schlieren picture of the jet exhaust from the TOP nozzle

Literatur:

- [1] Foster~C., Summerfield, M., and W.~Swan., ``Flow Separation in Overexpanded Supersonic Exhaust Nozzles" *Jet Propulsion*, 24(9):319--321, 1954.
- [2] Nave, L. H., and Coffey, G.A., ``Sea Level Side Loads in High-Area-Ratio Rocket Engines" AIAA Paper 73-1284, AIAA/SAE 9th Propulsion Conference, Las Vegas, Nevada, 1973.
- [3] Frey, M., ``Shock Patterns in the Exhaust Plume of Rocket Nozzles" *Proceedings of the 3rd European Symposium on Aerothermodynamics of Space Vehicles*, pages 395--403, ESA-ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 1998.
- [4] Zapryagaev, V.I., and Bobrikov, N.G., ``Investigation of the Taylor-Goertler Disturbances in a Curved Shear Layer of the Initial Region of the Supersonic Underexpanded Jet," Insitute of Theoretical and Applied Mechanics, Russian Academy of Scienes, Siberian DDivision, Russia.
- [5] Ginoux, J.J. ``Streamwise Vortices in Laminar Flow," *AGARDograph* 97, Part I, 1965.
- [6] Tani, I., ``Production of Longitudinal Vortices in the Boundary Layer along a Concave Wall," *Journal of Geophysical Research*, 67:3075--3080, 1962.

Weiteres Vorgehen:

Experiments are being carried out to study the unsteady nature of flow during the transition from FSS to RSS and *vice-versa* and to visualize the presence of any instability inherent to such concave surface flows. Test are also being conducted with Infrared thermometry.

Datum: May 25th, 2002

Mitteilung

Projektgruppe/

Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr. M. Weiland, Dr. K. Hannemann

Institution: Deutsches Zentrum für Luft – und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2476 (M.Weiland)
0551/709-2477 (K.Hannemann)

Telefax: 0551/709-2870

e-mail: Matthias.Weiland@dlr.de
Klaus.Hannemann@dlr.de

weitere Partner: The University of Queensland, Brisbane, Australia

Thema: Erweiterung der Betriebsbedingungen des Hochenthalpiekanals
Göttingen für das DLR-Projekt SHEFEX

Ausgangssituation: Für die Entwicklung neuer Raumflugkörper sind Messungen und computergestützte Simulationen entlang der Flugbahn bzw. Wiedereintrittstrajektorie notwendig. Der Einsatzbereich von Windkanälen ist meist eng begrenzt, d.h. es wird nur ein Teil der Bedingungen entlang der Flugbahn simuliert. Der Hochenthalpiekanal Göttingen ist ein Freiflugkolben getriebenes Stoßrohr und wurde für die Simulation des Wiedereintritts in ca. 60km Höhe entwickelt, um die dort auftretenden aerothermodynamischen Effekte studieren zu können [1].

Ziel: Ziel ist die Erweiterung des Einsatzspektrums des Hochenthalpiekanals Göttingen auch für geringere Flughöhen. Hierbei soll insbesondere der Vorteil der Größe der Versuchsanlage genutzt werden, so dass Freiflugmodelle untersucht und auch Skalierungsexperimente durchgeführt werden können. Die neuen Bedingungen mit Flughöhen um die 30km Höhe sollen zunächst im Rahmen des DLR-Projekts SHEFEX (Sharp Edge Flight Experiment) genutzt werden.

Lösungsweg: Ausgehend von den gewünschten neuen Betriebsbedingungen wurde zuerst eine neue konturierte Düse ausgelegt. Dazu wurde ein neu entwickeltes numerisches Optimierungsverfahren eingesetzt. Die aus der Geometrie der Düse resultierenden Änderungen an der Anlage mussten gleichzeitig die Verwendung des ursprünglichen Betriebszustands gewährleisten. Dies wurde durch modulare Einsätze am Ende des Stoßrohres und durch den Bau einer neuen Messstrecke, die vor die alte Messstrecke gesetzt wurde, realisiert. Parallel dazu wurden die neuen Betriebsbedingungen im Stoßrohr und im Kompressionsrohr sowie die Kolbentrajektorie mit einem neuen numerischen Werkzeug entwickelt.

Ergebnis: Ein neu entwickeltes numerisches Optimierungsverfahren [4] des DLR wurde mit dem numerischen Verfahren zur Berechnung der Düsenströmung [2] kombiniert. Damit lässt sich die Düsenkontur optimieren, bei der die Strömung am Düsenaustritt über einen großen Kernbereich konstante Anströmbedingungen liefert. Die Auslegung ergibt

folgende Bedingungen am Düsenaustritt: $Ma=8$, $p_{stat}=1786\text{Pa}$, $T=224\text{K}$, Kernströmung $\varnothing 380\text{mm}$, Düsenaustritt $\varnothing 590\text{mm}$, L_{Gesamt} Düse 2785mm . Die neue Düse ist damit etwa 1m kürzer als die derzeit verwendete konische Düse, und auch der Düsenhalsdurchmesser ist mit 40mm größer als der alte Halsdurchmesser von 22mm . Durch den Entwurf von verschiedenen Einsätzen am Stoßbrohrende können beide Düsen verwendet und damit beide Betriebsbedingungen realisiert werden. Der Abstand zur alten Messstrecke wird durch eine neue Messstrecke, die vor die alte Messstrecke gesetzt wird, überbrückt (siehe Abbildung 1). Damit verringert sich auch der Aufwand des Umbaus zwischen den Konfigurationen.

Die Verwendung des neuen numerischen Werkzeugs zur Auslegung der Betriebsbedingungen des Windkanals bzw. des Stoßbrohrs [3] lassen eine durchgehende Berechnung aller relevanten Vorgänge zu: von der Bewegung des Flugkolbens im Kompressionsrohr hin bis zur Bildung des Reservoirs am Stoßbrohrende für die Entwicklung der Düsenströmung.

Bilder:

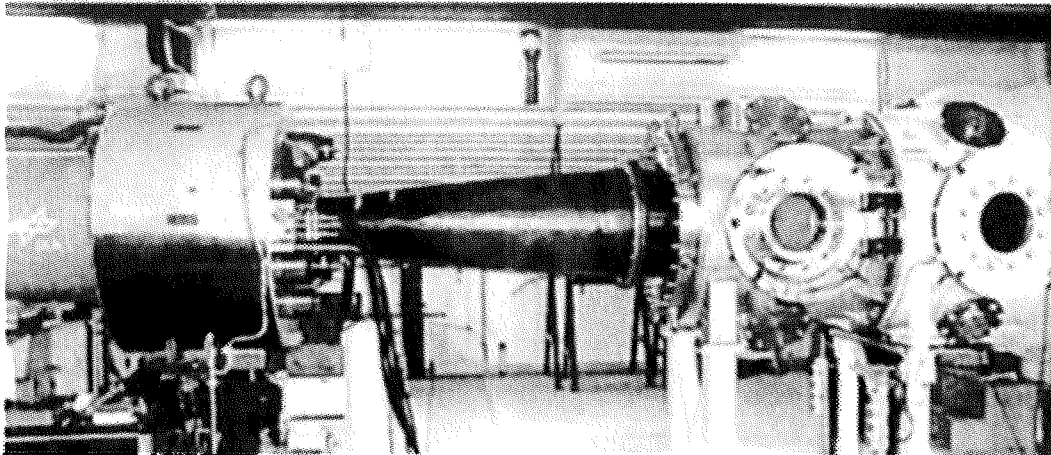


Abbildung 1: (von links) Stoßbrohrende, neue Düse, neue Messstrecke, alte Messstrecke

Literatur:

- [1] Eitelberg G, 1994, *First Results of Calibration and Use of the HEG*. AIAA 94-2525
- [2] Hannemann K, Schnieder M, Reimann B, Martinez Schramm J, 2000, *The Influence and the Delay of Driver Gas Contamination in HEG*, AIAA 2000-2593.
- [3] Jacobs P A, 1994, *Quasi-one-dimensional modelling of a free-piston shock tunnel*, A.I.A.A. Journal 32(1):137-145
- [4] Klein M, 2000, *Entwurfsaerodynamische Studien an Tragflügelkonfigurationen im Hochgeschwindigkeitsbereich mit evolutionären Algorithmen*. Elektronische Dissertation der Georg-August-Universität Göttingen.

weiteres Vorgehen: Nach dem Umbau sollen die neuen Betriebsbedingungen eingestellt und kalibriert werden. Daran schließen sich erste Experimente mit vereinfachten Modell-Konfigurationen zum Vergleich mit vorhandenen Versuchsdaten aus anderen Windkanälen an.

Datum: 29.07.2002

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: W. Zeiss

Institution: Astrium GmbH, Aerothermodynamic für Raumflugsysteme, IP37

Adresse: Astrium GmbH
Postfach 80 11 68
81663 München

Tel.: 089/607-24300

Fax: 089/607-28629

email: wilke.zeiss@astrium-space.com

weitere Partner: -

Thema: Untersuchung von Wirbelströmungen anhand von Jet/Airflow Wechselwirkungen

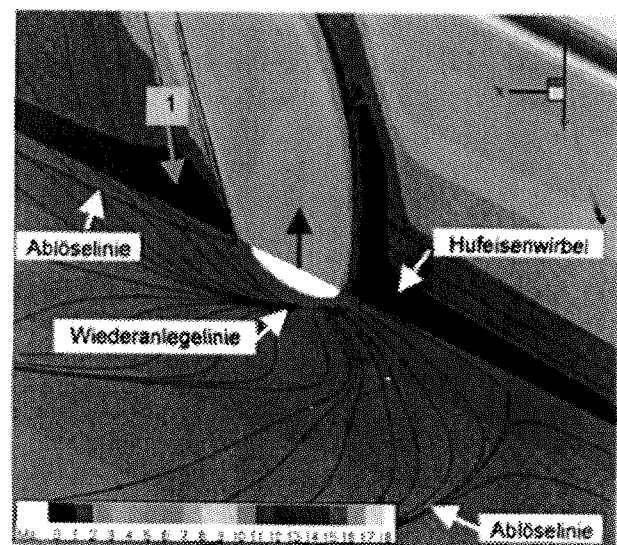
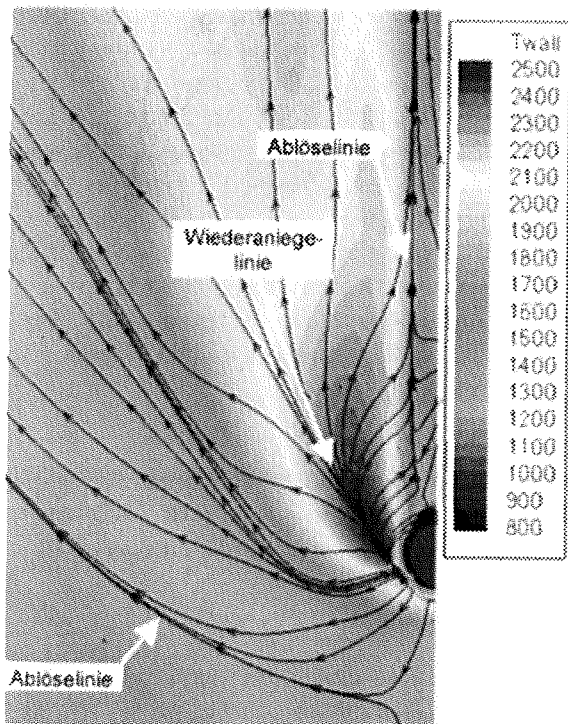
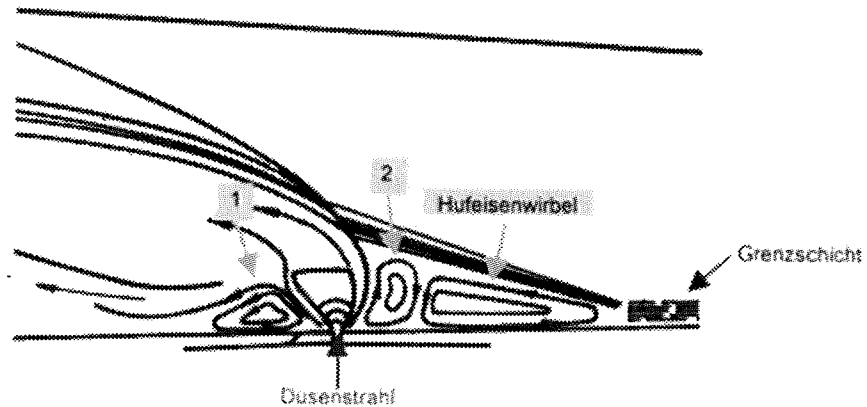
Ausgangssituation:

Zukünftige wiederverwendbare Raumtransportsysteme orientieren sich am Konzept der sog. „lifting bodies“. Die Flugsteuerung des Raumtransportsystems wird im oberen Bereich der Trajektorie, wo die Dichte klein ist, mit Reaktionskontrollsystemen durchgeführt. Diese Reaktionskontrollsysteme bestehen aus kleinen Schubdüsen, welche in die Oberfläche des Raumtransportsystems eingebettet sind. Die Wirksamkeit der Reaktionskontrollsysteme wird durch die komplexe Wechselwirkung des Düsenstrahls mit der Außenströmung beeinflusst. Ebenso können dadurch verursachte Strömungsablösung und -wiederanlegen zu extremen Wärmelasten auf der Oberfläche des Raumtransportsystems führen.

Ziel: Durch Reaktionskontrollsysteme indirekt verursachte Wärmelasten auf der Oberfläche des Raumtransportsystems sollen zuverlässiger vorhergesagt werden. Dazu ist ein tieferes Verständnis der Wechselwirkung des Düsenstrahls mit der Außenströmung unabdingbar.

Lösungsweg: Mit dem bei Astrium entwickelten Navier-Stokes Strömungslöser DAVIS-VOL [1] wird die Strömung um den Raumtransportdemonstrator X-38 berechnet. Die Wirkung von zwei unterschiedlichen Reaktionskontrollsystemen bei unterschiedlichen Anstellwinkeln des Vehikels werden untersucht. Von besonderer Bedeutung ist dabei das Wirbelsystem im Bereich der eingebrachten Schubdüsen.

Ergebnis: Der Strahl der Schubdüse tritt in starke Wechselwirkung mit der Anströmung. Die Oberflächenstromlinien zeigen, dass die Strömung vor dem Düsenstrahl ablöst. Ein vor dem Düsenstrahl liegender Hufeisenwirbel ist die Ursache für diese Ablösung und das Wiederanlegen. Der zugehörige gegendrehende Sekundärwirbel ist in der Symmetrieebene nicht vorhanden. Die Oberflächenstromlinien deuten an, dass er sich im Strömungsfeld zu bilden beginnt. Möglicherweise ist die Netzauflösung in unmittelbarer Nähe der Schubdüse zu grob. Der Wirbel hinter dem Düsenstrahl ist deutlich ausgeprägt.



Literatur:

- [1] Schröder, W.; Hartmann, G.
Implicit solution of three-dimensional viscous hypersonic flows
Computers & Fluids, Vol.21, No.1, 1992
- [2] Zakkay, V.; Erdos, J.; Calarese, W.
An investigation of three-dimensional jet control interaction on a conical body
AGARD-CP-30-16, 1968

weiteres Vorgehen:

Weitere Untersuchung von Wirbeltopologien und Vergleich mit bekannten Topologiegesetzen
Identifikation von Hufeisenwirbel-Ensembles vor dem Schubdüsenstrahl
Quantifizieren der Wärmeflüsse bei der Strömungswiederanlegung in Abhängigkeit der Strömungsparameter

21.06.2002

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. G. Dietz, Dr. G. Schewe, Dipl.-Phys. H. Mai

Institution: Institut für Aeroelastik des DLR

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2363

Telefax: (0551) 709-2862

e-mail : Guido.Dietz@dlr.de

Thema: Experimentelle Untersuchung von Grenzyklusschwingungen eines superkritischen Profils nahe am „Transonic Dip“

Ausgangssituation:

Die Interaktion der Struktur eines typischen Transportflugzeugs mit der schallnahen Strömung kann ein nichtlineares aeroelastisches Verhalten zeigen: Im Gegensatz zum klassischen Flattern, bei dem die Schwingungsamplituden exponentiell anwachsen, können Grenzyklusschwingungen (Limit-Cycle Oscillations) auftreten. Diese könnten unter Umständen dazu genutzt werden, den operationellen Flugbereich zu erweitern, obwohl LCOs im Allgemeinen als unerwünschte Vibrationen angesehen werden, die die Funktionalität des Fluggeräts einschränken. LCOs ließen sich jedoch nutzen, wenn die Schwingungsamplituden genügend klein wären, da sich der Charakter einer potenziellen Schädigung der Flugzelle verändert: Anstatt eines Sicherheitsproblems durch das Überschreiten der Festigkeitsgrenzen der Zelle läge –bei kleinen LCO-Amplituden– lediglich ein Ermüdungsproblem vor. Daher ist es vorstellbar, unter Verwendung eines aktiven Dämpfungssystems in einen instabilen Flugbereich vorzudringen, wobei man die quasistabilen LCOs als Rückfallebene nutzt, wenn das Dämpfungssystem ausfällt. Hierfür ist es notwendig, LCOs sicher und genau vorhersagen zu können; die aerodynamischen Phänomene und ihr Zusammenspiel bei LCOs sind jedoch noch nicht vollständig verstanden.

Ziel:

Im Rahmen des HGF II Projekts „Aerostabil“ ist zu klären, welche nichtlineare Aerodynamik für die Amplitudenbegrenzung der Grenzyklusschwingungen bei einer linearen Strukturmechanik verantwortlich ist. Ferner ist festzustellen, ob LCO-Amplituden stets klein sind; es ist zu diskutieren, ob LCOs technisch nutzbar sind.

Lösungsweg:

Es wurden Windkanaluntersuchungen an einem superkritischen Profil als einem repräsentativen Flügelschnitt durchgeführt, das mit den zwei Freiheitsgraden Schlag und Torsion aufgehängt ist. Es wurden aerodynamische Größen sowie Zeitreihen der Bewegung von Grenzyklusschwingungen bei transsonischen Anströmgeschwindigkeiten erfasst. Anhand der gemessenen Daten kann der Energieaustausch zwischen Strömung und Struktur bilanziert werden. Die daraus gewonnen Ergebnisse erlauben Aussagen darüber, welches Verhalten von globalen aerodynamischen Lasten auf das Profil für die Amplitudenbegrenzung verantwortlich ist.

Ergebnis:

Die Experimente haben für die gegebene Konfiguration gezeigt, dass Grenzyklusschwingungen –auch ineinander verschachtelte– mit kleinen Amplituden bei schallnahen Anströmbedingungen auftreten. Die Amplituden müssen jedoch nicht notwendigerweise klein sein. Die Schwingungsamplituden sind durch eine schwache nichtlineare Abhängigkeit des aerodynamischen Auftriebs und Moments von der Schwingungsamplitude des Profils begrenzt. Ferner hat sich gezeigt, dass die LCOs durch relativ kleine Kräfte zu beeinflussen sind, die Schwingungsamplituden jedoch stark von der systemimmanenten Dämpfung abhängen.

weiteres Vorgehen:

Über den Zusammenhang zwischen den globalen aerodynamischen Lasten und der Bewegung hinaus wird im Projekt „Aerostabil“ im Weiteren der Zusammenhang zwischen der lokalen Aerodynamik und dem Verhalten der globalen Lasten bei schallnahen Anströmbedingungen untersucht. Durch Strömungsfeldanalysen in Experimenten an dem zwangserregten Profil und einem Vergleich der Messdaten mit numerischen Ergebnissen sollen tiefergehende Erkenntnisse über die Physik der Grenzyklusschwingungen gewonnen werden. Die Übertragbarkeit der gewonnen Ergebnisse auf anwendungsnahe Konfigurationen soll in Flatterversuchen an einem Modell eines Außenflügels überprüft werden.

Datum:

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: G. Günther

Institution: DLR-IAS

Adresse: DLR

Bunsenstr. 10

D-37073 Göttingen

weitere Partner: K. Weinman, G. Schewe

Telefon: 0551/7092124

Telefax: 0551/7092416

Email: Gero.Guenther@dlr.de

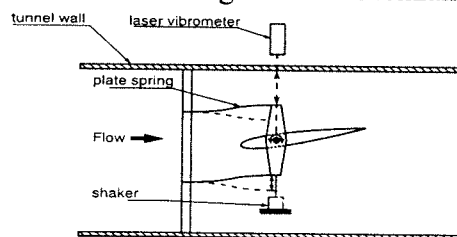
Thema: Numerische Simulation von transsonischem Flattern im Zeitbereich

Ausgangssituation: Die konventionelle Flatteranalyse im Frequenzbereich liefert keine Aussagen über nichtlineare Effekte wie z.B. Grenzzyklusschwingungen.

Ziel: Verbesserte numerische Simulation von Grenzzyklusschwingungen beim transsonischen Flattern mit einem Navier-Stokes-Strömungslöser. Auffinden von amplitudenbegrenzenden strömungsmechanischen Mechanismen

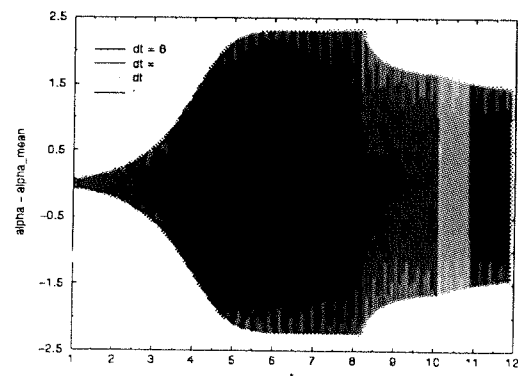
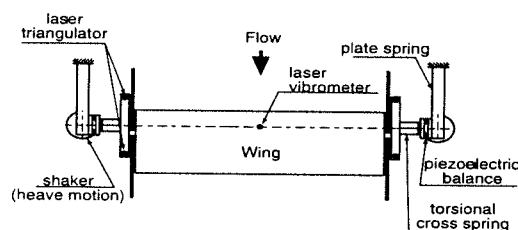
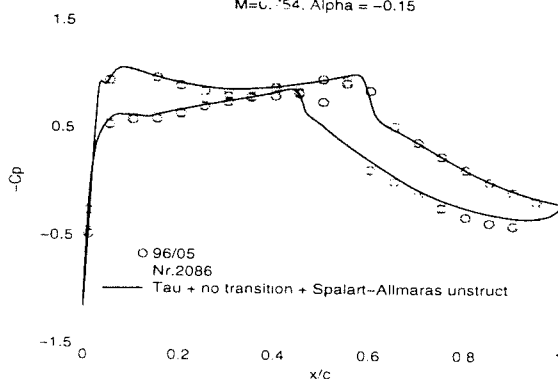
Lösungsweg: Implementation der instationären aeroelastischen Kopplung in den DLR TAU CODE (d.h. Kopplung mit einem Zweifreiheitsgradmodell). Flatterrechnungen im Zeitbereich für das NLR7301 Profils mit hoher örtlicher und zeitlicher Auflösung mit dem SA Turbulenzmodell. Die Flatterparameter entsprechen einem experimentellen Testfall, wobei die Anströmbedingungen durch Anpassung einer gemessenen, stationären Druckverteilung korrigiert werden.

Ergebnis: Der Vergleich mit dem Experiment zeigt, daß Selbsterregung (Flattern) bei den entsprechenden Strömungs und Strukturparametern auftritt. Auch in der numerischen Simulation kommt es zu einer Grenzzyklusschwingung mit einem dimensionslosen Amplitudenverhältnis von Schlag- und Torsions, das den Messungen fast entspricht. Die numerisch sich ergebenden Grenzamplituden verringern sich deutlich (Bild), wenn die Anzahl

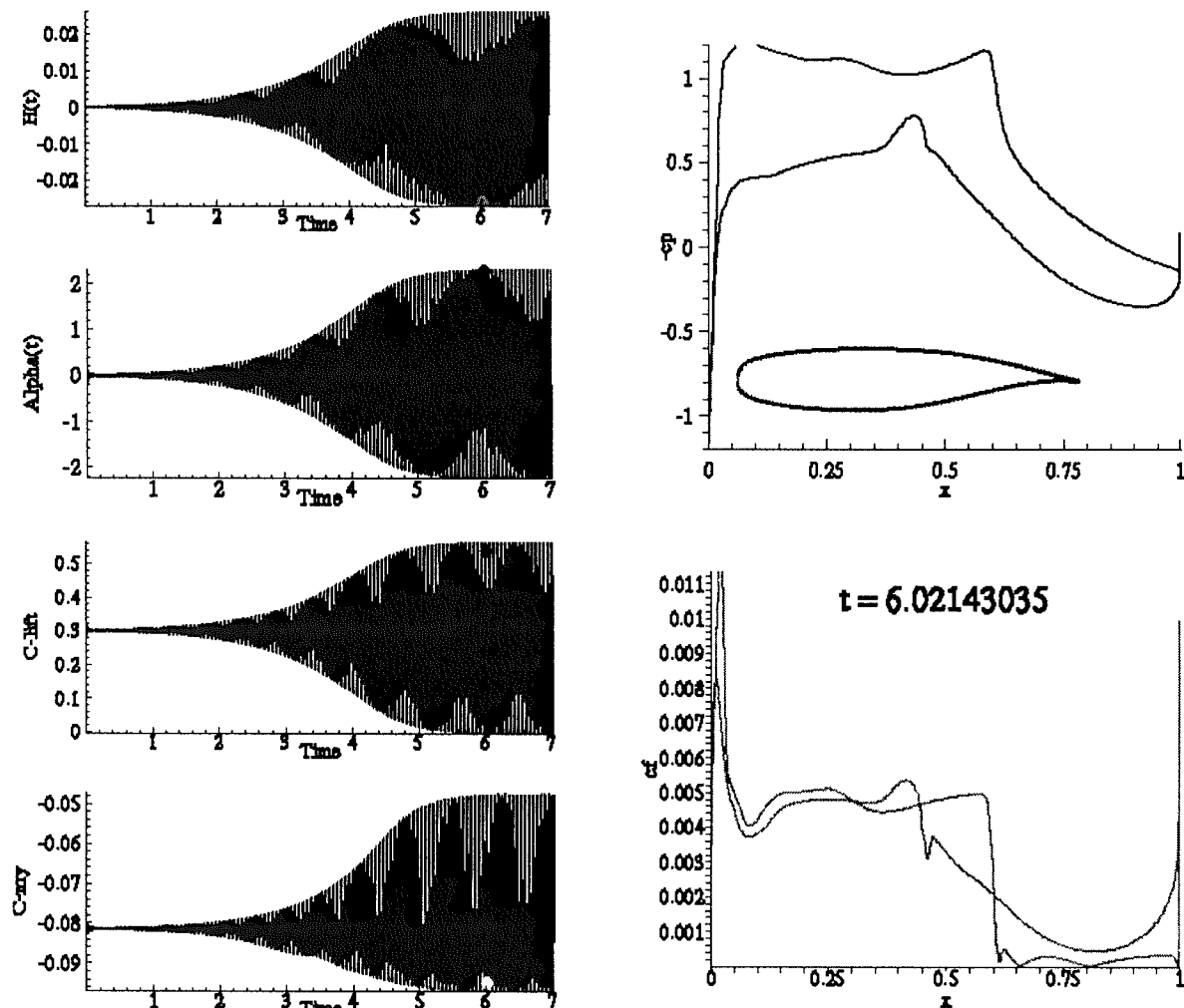


NLR7301

$M=0.754$, $\alpha = -0.15$



der Zeitschritte erhöht wird und sind wesentlich kleiner und damit näher am Experiment als bei Tang oder Weber. Somit konnte die Qualität der numerischen Simulation im Vergleich zu ähnlichen Rechnungen in der Literatur verbessert werden. Die zeitabhängigen Feldinformationen der numerischen Lösung liefern neue Einsichten über die Stoßdynamik und die damit gekoppelten kleinskaligen Ablöseprozesse, so daß man auch die Begrenzung auf relativ kleine Amplituden erklären kann.



Literatur:

S. Weber et al. *Transonic flutter computations for a 2D supercritical wing* AIAA 99-0798

L. Tang et al. *Simulation of transonic limit cycle oscillations using a CFD time-marching method* AIAA 2001

J.P. Thomas et al. *Modeling viscous transonic limit cycle oscillation behavior using a harmonic balance approach* AIAA 2002-1414

G. Schewe, A. Knipfer, H. Mai, G. Dietz, *Nichtlineare Effekte beim transsonischen Flattern*, DLR IB 2001 J03

weiteres Vorgehen: Numerische Flattersimulation in 3D des nominellen 2D Problems. Berücksichtigung der Windkanalwände. Erweiterung auf 3D Konfigurationen.

Datum: 5.6.2002

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik

Ansprechpartner: Ralf Kemme

Institution: DLR, Institut für Aeroelastik

Adresse: DLR
Bunsenstr. 10
D-37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2348
Telefax: 0551 709 2862
e-mail : ralf.kemme@dlr.de

Weitere Partner: Gerhard Kahl (MTU), Volker Carstens (DLR), Stefan Schmitt (DLR)

Thema: Aeroelastische Untersuchungen eines transsonischen Verdichterrotors – ein Vergleich verschiedener Lösungsverfahren

Ausgangssituation:

In der industriellen Auslegung von Flugtriebwerken werden häufig linearisierte Verfahren zur Beurteilung der Flutterstabilität eingesetzt. Für hochbelastete Verdichterkomponenten bei transsonischer Zuströmung ist die Strömung durch Nichtlinearitäten wie z.B. komplexe Verdichtungsstoßsysteme und ihre Wechselwirkung mit Grenzschichten gekennzeichnet. Die Stabilitätsgrenze kann sich durch diese Nichtlinearitäten in Wechselwirkung mit den Schaufelschwingungen verschieben, so dass eine genaue Vorhersage der Flutterstabilität mit linearisierten Verfahren nicht möglich ist.

Ziel:

Ziel dieser Arbeit ist die präzise Bestimmung der Flutterstabilität eines hochbelasteten transsonischen Verdichterrotors. Dabei sollen die Phänomene aufgezeigt werden, die zum Flattern des Rotors führen und so ein Verständnis des Flattermechanismus aufgebaut werden. Die gewonnenen Erkenntnisse tragen dazu bei, die Einsatzgrenzen verschiedener Verfahren aufzuzeigen.

Lösungsweg:

Zur Berechnung der Flutterstabilität können verschiedene Methoden herangezogen werden. Grundsätzlich wird dabei zwischen Frequenzbereichsmethoden und Zeitbereichsmethoden unterschieden. Um die Flutterstabilität im Frequenzbereich berechnen zu können, müssen zuvor Strömungskräfte für vorgegebene harmonische Bewegungen der Schaufeln berechnet werden. Dazu werden in dieser Arbeit folgende Programme verwendet:

- Lin3d, ein bei der MTU entwickeltes Programm zur Berechnung der dreidimensionalen, instationären, linearisierten reibungsfreien Strömungskräfte für vorgeschriebene harmonische Bewegungen der Schaufeln.
- TRACE, ein beim DLR entwickelter reynoldsgemittelter Navier-Stokes-Löser zur Berechnung der nichtlinearen instationären dreidimensionalen Strömungskräfte für vorgeschriebene harmonische Bewegungen der Schaufeln.

Um auch nichtharmonische Bewegungen und nichtlineare Wechselwirkungen zwischen den Schaufeln und der Strömung zu berücksichtigen, wurde außerdem ein Zeitbereichsverfahren entwickelt, das aus der Kopplung eines linearen Strukturmodells mit dem nichtlinearen Strömungslöser TRACE besteht.

Der Vergleich der Ergebnisse dieser Verfahren soll die Unterschiede in den Lösungen aufzeigen und Hinweise auf den Einsatzbereich der Verfahren geben.

Ergebnis:

Aus den Ergebnissen wird deutlich, dass die Verdichtungsstöße mit der Grenzschicht in Wechselwirkung stehen. Dadurch kommt es zu lokalen Ablöseerscheinungen, die wiederum die Stabilität des Rotors beeinflussen. Diese Phänomene können nur mit Verfahren erfasst werden, die die reibungsbehaftete Strömung betrachten. Weiterhin konnten bei bestimmten strukturellen Eigenschaften des Rotors nichtlineare Phänomene der Strömung bezüglich der Schaufelbewegung identifiziert werden.

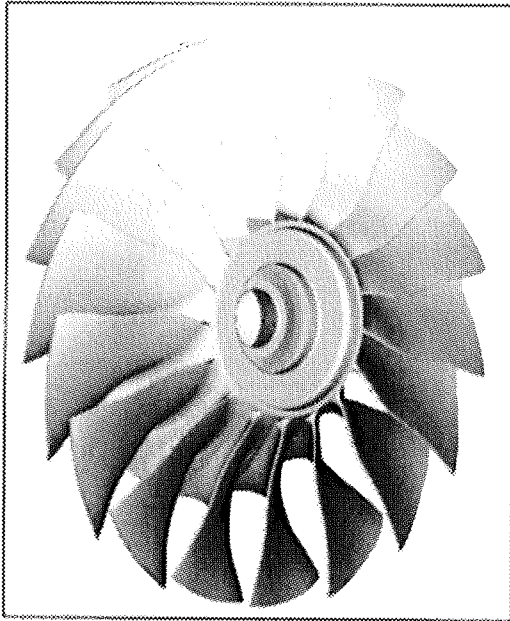


Abb. 1: Transsonischer Verdichterrotor

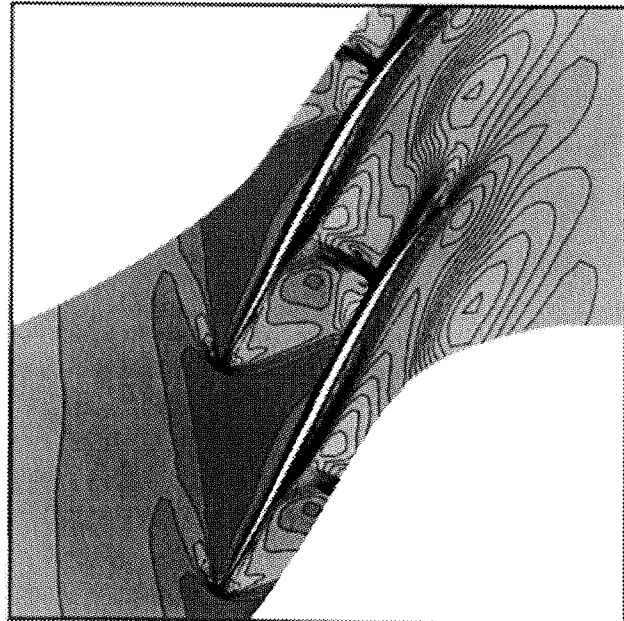


Abb. 2: Instationäre Strömung durch den Verdichterrotor. Momentaufnahme der Machzahlverteilung.

Literatur:

1. Carstens, V., Belz, J.:
Numerical Investigation of Nonlinear Fluid-Structure Interaction in Vibrating Compressor Blades.
Journal of Turbomachinery, Vol. 123, No. 2, pp. 402-408, 2001.
2. Carstens, V., Kemme, R., Schmitt, S.:
Coupled Simulation of flow/structure interaction in turbomachinery.
Proceedings of the 4th ONERA-DLR Aerospace Symposium (ODAS), Cologne, Germany, 13.-14. Juni 2002
3. Kahl, G.:
Application of the Time Linearised Euler Method to Flutter and Forced Response Calculations.
ASME Paper 95-GT-123, 1995

Weiteres Vorgehen:

In weiteren Parameterstudien sollen nichtlineare Phänomene beim Flattern durch Anwenden des Zeitbereichsverfahrens identifiziert werden.

Datum: 2.8.02

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung- Aeroelastik / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Prof.Dr. Igor Klioutchnikov, Prof.Dr. Josef Ballmann

Institution: Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 64, D-52062 Aachen

Telefon: (0241) 809 4637

Telefax: (0241) 809 2126

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

weitere Partner:

Thema: DNS transsonischer Strömungen um ein schwingendes Profil

Ausgangssituation: Im DLR-Institut für Aeroelastik wurden umfangreiche transsonische Flatterexperimente mit dem NLR7301 Profil durchgeführt [3]. Das Modell ist dabei elastisch gelagert und besitzt 2 Freiheitsgrade, einen Dreh- und einen Translationsfreiheitsgrad. Trotz der Anstrengungen vieler Autoren ist es bisher mit RANS-Methoden nicht gelungen, die Flatterexperimente quantitativ richtig numerisch zu simulieren. Die Gründe dafür können vielfältig sein, z.B. ungenügende Erfassung der Windkanalbedingungen, Mängel der Turbulenzmodelle oder vielleicht auch elastische Verformungen des Modells.

Ziel: Korrekte numerische Simulation der instationären Wirbelbildung, Transition und Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkungen in transsonischen Strömungen um ein schwingendes Profil, Bestimmung von Flattergrenzen mit DNS.

Lösungsweg: Direkte Numerische Simulation transsonischer Strömungen um ein schwingendes Profil mit Transition und Entwicklung der turbulenten Strömung mit einem Differenzenverfahren hoher Ordnung auf dynamischen, d.h. bewegten, sich deformierenden Rechengittern. Kopplung mit dynamischen Gleichungen des elastisch gelagerten Profils im Zeitbereich.

Ergebnis: Als numerische Methode zur Lösung instationärer, dreidimensionaler Navier-Stokes Gleichungen wurde ein räumlich zentral diskretisiertes Differenzenverfahren hoher Ordnung ($N=4, 6, 8, 10$ usw.) für die räumlichen partiellen Ableitungen auf dynamischen Gittern entwickelt, wobei spezielle Polynome und, für die Beherrschung der Stabilität schwacher Lösungen, ein FCT-Algorithmus (Flux- Corrected Transport) zur Anwendung kommen [1],[2]. Die Transformation der Navier-Stokes Gleichungen auf krummlinige, zeitabhängige Koordinaten erfordert eine spezielle Diskretisierung im Sinne des geometrischen Erhaltungssatzes, um keine sich akkumulierenden Störungen in die Lösung einzubringen. Für die zeitliche Integration wird ein explizites Zweischritt- Richtmyer- Schema zweiter Ordnung benutzt. Die Parallelisierung des Lösungsverfahrens erfolgt mit Hilfe der Gebietszerlegung.

Mit dem Verfahren wurden DNS der transsonischen Strömung um das schwingende superkritische NLR7301-Profil durchgeführt. Zuerst werden erzwungene Torsionsschwingungen betrachtet. Danach werden Untersuchungen entsprechend dem DLR-Experiment [3] durchgeführt, wobei die dynamischen Gleichungen für das Profil simultan mit den Navier-Stokes Gleichungen integriert werden. Für die verschiedenen Fälle wird aus Rechenzeitgründen zunächst 2D Strömung angenommen. Als Basis für die Validierung wurde der AGARD CT5 Testfall gewählt. Dabei erfolgt eine harmonische Drehschwingung um den

STAB

mittleren Anstellwinkel 2.5° mit einer Amplitude 0.5° bei einer reduzierten Frequenz von 0.192. Die Anströmmachzahl beträgt $M=0.7$ und die Reynoldszahl $Re=2.14 \cdot 10^6$. Die Drehschwingung findet dabei um einen Drehpunkt statt, der bei 40 Prozent der Profiltiefe liegt.

Die Ergebnisse zeigen Zonen mit Wirbelentstehung und Transition, Wirbel-Wand Wechselwirkung, Evolution der turbulenten Strömung im Nachlauf des Profils (Abb.1). Der momentane und der mittlere Verlauf des Druckkoeffizienten um das Profil wurden mit dem Experiment verglichen.

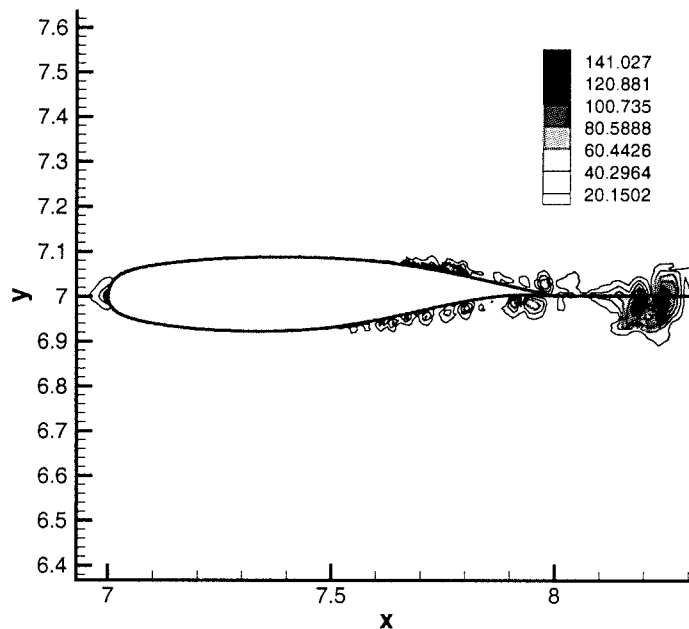


Abb. 1. Isolinien der momentanen Verteilung von $|\text{rot } \mathbf{v}|$

Literatur:

1. Klutchnikov, I.: Direct Numerical Simulation of Turbulent Compressible Fluid Flow.- Habilitation Thesis, Russian Academy of Sciences, Moscow, 1998 (in Russian)
2. Klutchnikov, I., Ballmann, J.: DNS of Turbulent Compressible Fluid Flow with a High Order Difference Method.- AIAA Paper 2001-2542, AIAA-Summer Meetings, Anaheim, CA, 2001
3. Schewe, G., Knipfer, A., Mai, H., Dietz, G.: Experimentelle und numerische Untersuchung nichtlinearer Effekte beim transsonischen Flattern.- DLR Göttingen, DLR IB 232-2001 J03, 2001

weiteres Vorgehen: DNS des gekoppelten Problems des elastisch gelagerten Profils mit zwei Freiheitsgraden in dreidimensionaler, transsonischer Strömung mit periodischen Randbedingungen in Spannweitenrichtung.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Pechloff, Dipl.-Ing. M. Iatrou,
Dr.-Ing. C. Weishäupl, o. Prof. Dr.-Ing. B. Laschka

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

Adresse: Boltzmannstr. 15
85748 Garching

Telefon: +89-289-16125
Telefax: +89-289-16139
email: alexander@flm.mw.tum.de

weitere Partner: —

Thema: Die Navier-Stokes-Gleichungen bei kleinen Störungen: Entwicklung eines effizienten Verfahrens zur Berechnung von instationären Luftkräften

Ausgangssituation:

Mit der zeitechten numerischen Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen steht heutzutage ein adäquates Mittel für die Berechnung von reibungsbehafteten Tragflügelumströmungen zur Verfügung. Allerdings stellt diese Methode auch auf modernen Hochleistungsrechnern einen sehr rechenzeitintensiven und somit teuren Ansatz dar. Insbesondere im aeroelastischen Analyseprozeß ist es jedoch erforderlich die instationären Luftkräfte für eine Vielzahl von Parametervariationen auszuwerten, so daß die Problematik des Rechenzeitaufwands bisher durch den Einsatz von linearisierten Potentialverfahren oder neuerdings Euler-Verfahren bei kleinen Störungen umgangen wurde. Dominieren allerdings viskose Phänomene das Strömungsfeld, wie z.B. Ablösung oder Interaktion von Stoß und Grenzschicht, scheitern diese ansonsten effizienten Verfahren korrekte Vorhersagen zu machen. Es liegt also nahe ein bezüglich der Auflösung von Nichtlinearitäten im transsonischen Bereich hochwertiges Euler-Verfahren bei kleinen Störungen, wie z.B. das am Lehrstuhl für Fluidmechanik der Technischen Universität München entwickelte Verfahren FLM-SDEu [1], für reibungsbehaftete Strömungen zu erweitern.

Ziel:

Nach Erarbeitung der theoretischen und numerischen Grundlagen der Navier-Stokes-Gleichungen bei kleinen Störungen erfolgt die Umsetzung in ein Verfahren zur Behandlung von harmonischen Starrkörperschwingungen und Eigenformen. Die Berechnung der Luftkräfte soll in Hinblick auf die Aeroelastik im Frequenzbereich durchgeführt werden. Bis zur Auswahl eines geeigneten Turbulenzmodells beschränkt man sich auf laminare Umströmungen.

Lösungsweg:

Die Herleitung der Navier-Stokes-Gleichungen bei kleinen Störungen erfolgt über die sogenannte Dreifachdekomposition. Unter der Annahme vernachlässigbarer höherer Harmonischen wird diesbezüglich die instationäre Gesamtströmung in eine stationäre Referenzströmung, einen sich zeitlich verändernden harmonischen und einen turbulenten Anteil zerlegt. Wird dieser Ansatz in die vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen eingebracht, läßt sich nach Anwendung von zeitlichen Mittelungsverfahren und der Vernachlässigung von Termen höherer Ordnung das linearisierte Gleichungssystem für den harmonischen Störanteil abspalten [2]. Die Transformation auf ein krummliniges, profilangepaßtes Koordinatensystem, sowie das Einsetzen des expliziten Zeitansatzes für Störanteil und Deformationsmetrik reduziert das bisher instationäre Problem auf ein formal stationäres [3]. Der zugrundegelegte nichtlineare Navier-Stokes-Löser FLM-NS liefert in diesem Zusammenhang die reibungsbehaftete stationäre Referenzlösung für das zeitlinearisierte Verfahren FLM-SDNS. Die Integration der Navier-Stokes-Gleichungen bei kleinen Störungen im Frequenzbereich erfolgt über eine neue implizite Methode [4], die aus dem LU-SSOR Verfahren des Referenzlösers abgeleitet wurde und sich als sehr stabil erweist. Aufgrund einer äquivalenten Integrations- und Diskretisierungsmethodik bleibt die Vergleichbarkeit zwischen dem nichtlinearen Verfahren und dem Verfahren kleiner Störungen erhalten. Im Falle von FLM-SDNS erhält man direkt die Amplitude der instationären Strömungslösung in Form des Real- und Imaginärteils des Störzustandsvektors, ohne Extraktion aus einer zeitlich veränderlichen Gesamtlösung.

Ergebnis:

In der ersten Phase der Validierung wird die Simulation eines um den Viertelpunkt harmonisch nickenden NACA 0012 Profils bei $\alpha = 0^\circ$ Referenzlage und $\Delta\alpha = 1^\circ$ Amplitude betrachtet. Die

Schwingung erfolgt mit einer reduzierten Frequenz von $k_{red} = 0.5$ unter den Anströmbedingungen $Ma = 0.3$ und $Re = 2000$. Zur Diskretisierung des Rechenraums wird ein strukturiertes Netz in C-Topologie mit 384 Punkten in Umfangsrichtung und 96 Punkten in Normalenrichtung verwendet. Die Simulation des instationären Problems mit FLM-NS wird mit drei Schwingungen zu je 100 physikalischen Zeitintervallen durchgeführt. In den nachfolgenden Abbildungen werden jeweils die Verteilungen des Druck- und Wandreibungsbeiwerts auf der Profilkontur für beide Verfahren gegenübergestellt. Es zeigt sich in allen Fällen eine gute Übereinstimmung, wobei FLM-SDNS um einen Faktor 5.5 schneller als FLM-NS ist. Allerdings muß man für diesen Rechenzeitvorteil einen um den Faktor 3.2 höheren Speicherbedarf inkaufnehmen. FLM-SDNS erreicht auf der Fujitsu VPP des Leibniz Rechenzentrums mit der impliziten Integration einen Vektorisierungsgrad von 75%.

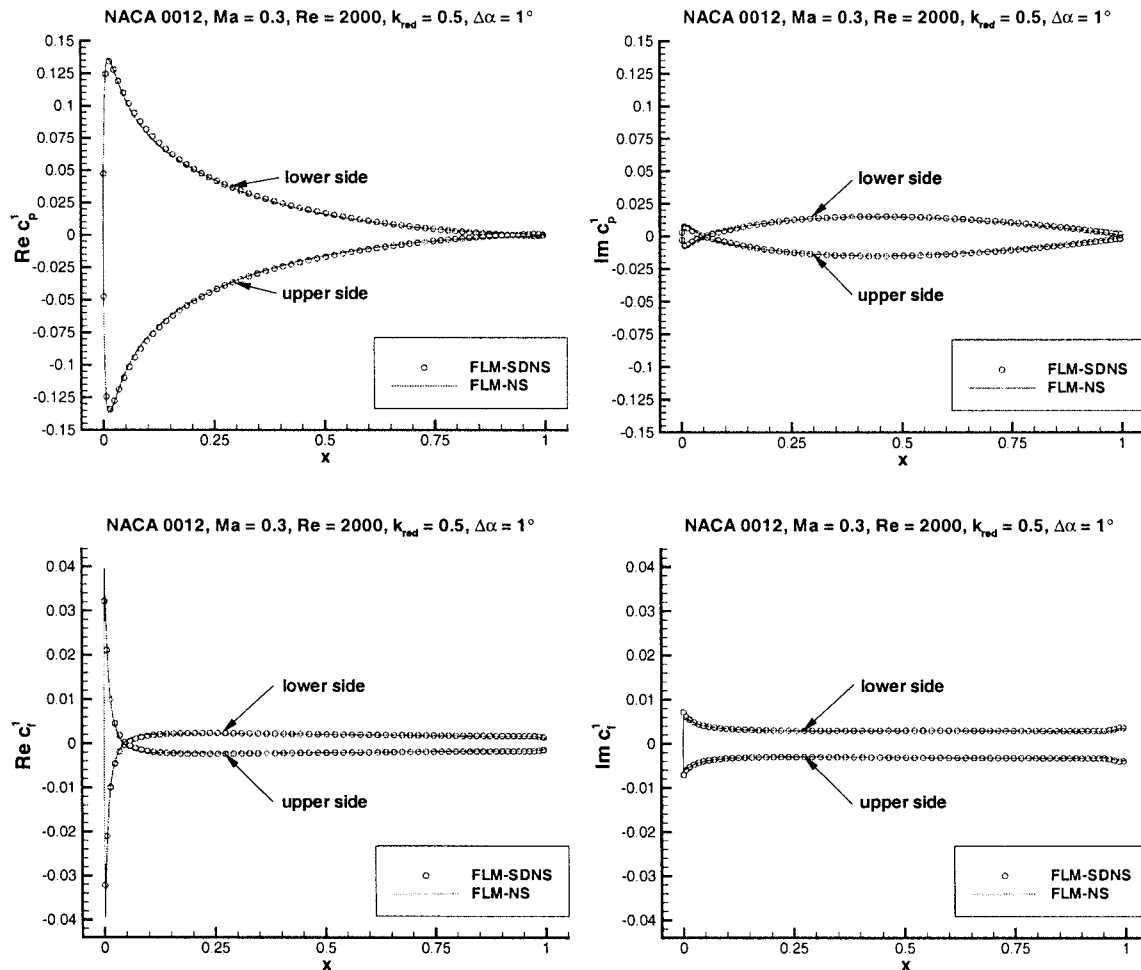


Bild 1: Vergleich FLM-SDNS mit FLM-NS bezüglich der ersten Harmonischen der Druckverteilung (c_p^1) und der Wandreibung (c_f^1) für Real- und Imaginärteil.

- Literatur:**
- [1] **E. Kreiselmaier, B. Laschka:** Small Disturbance Euler Equations: Efficient and Accurate Tool for Unsteady Load Predictions. Journal of Aircraft, Vol. 37. No. 5. Sept.-Oct. 2000.
 - [2] **A. Pechloff:** Triple Decomposition of the Two-Dimensional Navier-Stokes Equations in Cartesian Coordinates and Linearization for Small Disturbances. Institutsbericht, Technische Universität München, TUM-FLM-2001/4, 2001.
 - [3] **M. Iatrou, C. Weishäupl, B. Laschka:** Entwicklung eines instationären Navier-Stokes-Verfahrens bei kleinen Störungen für aeroelastische Problemstellungen. DFG-Bericht, Technische Universität München, TUM-FLM-2002/9, 2002.
 - [4] **A. Pechloff:** An Implicit Method for Solving the Small Disturbance Navier-Stokes-Equations. Institutsbericht, Technische Universität München, in Arbeit, 2002.

weiteres Vorgehen:

Als nächster Arbeitspunkt steht die ausgiebige Validierung des Verfahrens bei kleinen Störungen durch die Ausdehnung des Machzahl- und Reynoldszahlbereichs an. Desweiteren ist ein linearisierbares Turbulenzmodell auszuwählen und zu implementieren. Geplant ist eine Applikation des Verfahrens auf Tragflügel diverser Streckungen.

Datum: 21.06.02

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbomachinery

Ansprechpartner: Paul Petrie-Repar

Institution: DLR, Institute of Aeroelasticity

Adresse: DLR-AE
Bunsenstraße 10
D-37073 Göttingen

Telefon: 0551 709 2457
Telefax: 0551 709 2862
email: Paul.Petrie-Repar@dlr.de

Thema: Development of an Efficient Linearised Navier-Stokes Flow Solver for Turbomachinery Applications

Ausgangssituation:

Blade flutter in turbomachinery is highly undesirable as it leads to high cycle fatigue and shorter blade life. In order to design blading that will be free of flutter, the design engineer requires a tool that is capable of predicting blade flutter. Unsteady flow analysis is an essential component of flutter analysis. For transonic flow or separated flow, it is necessary to consider viscous effects in order to accurately model the unsteady flow. Time-marching of the Navier-Stokes equations[1] is one method of simulating the unsteady viscous flow, however this is computationally expensive and hence has a limited use in the design process. An alternative to the time-marching method is the so called time-linearised method[2]. Here the unsteady flow is assumed to be small harmonic linear perturbations about the steady flow. This assumption allows the equations to be transformed to the frequency domain. The resulting equations require significantly less computational effort to solve (1 to 2 orders of magnitude faster than time-marching methods).

Ziel:

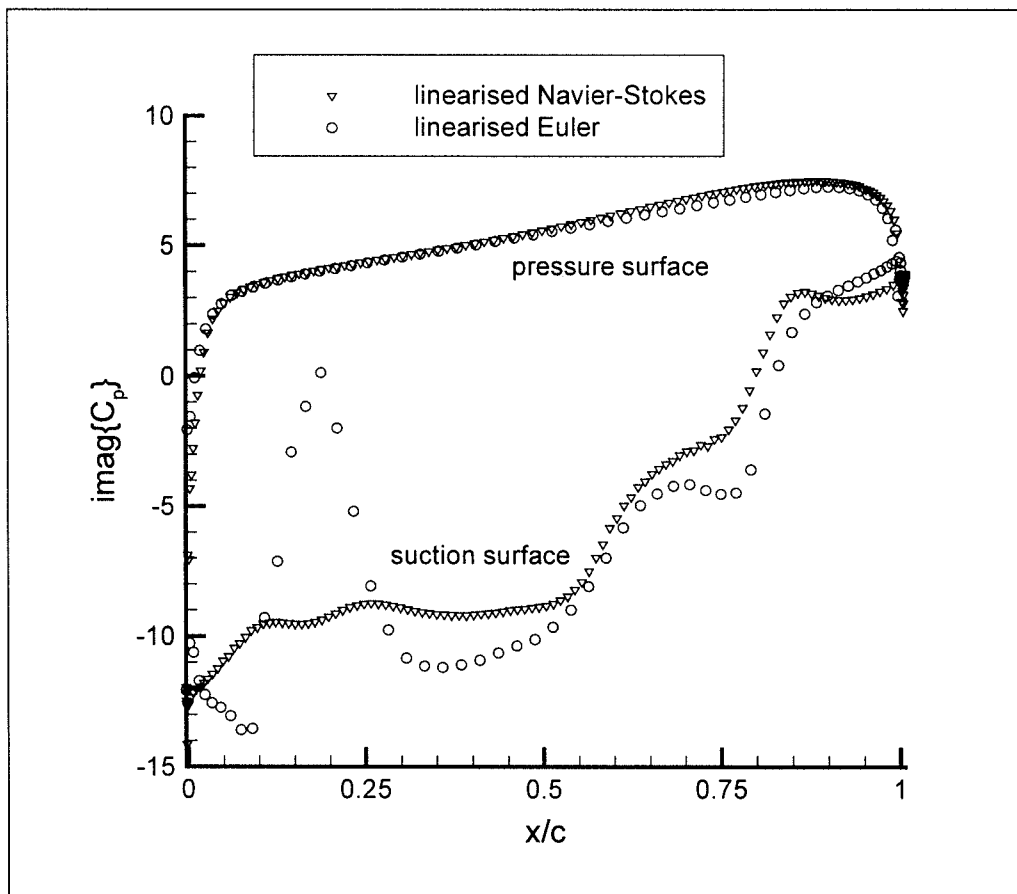
The aim of the current work is to develop a fast and accurate linearised Navier-Stokes flow solver that is capable of being used in the design process.

Lösungsweg:

A two-dimensional linearised Navier-Stokes flow solver has been developed. The spatial discretisation is achieved using Roe's scheme with MUSCL interpolation and a van Albada limiter on a structured multi-block grid. The Spalarat & Almaras[3] turbulence model is used to close the Reynolds averaged Navier-Stokes equations. The method of Giles[4] is used to apply exact non-reflecting far-field boundary conditions. In contrast to the tradition method of psuedo-time-stepping, GMRES with ILU(n) preconditioning [5] is employed to solve the time-linearised equations.

Ergebnis:

A two-dimensional linearised Navier-Stokes flow solver that is fast and efficient has been developed. GMRES with ILU(n) preconditioning was found to be a faster and more robust method of solving the linearised equations than psuedo-time-stepping. The flow solver has been applied to a transonic off-design turbine test case (Standard Configuration 11) [6] where the flow separates immediately downstream of the leading edge on the suction surface and reattaches at approximately 30 percent chord. The included figure shows the imaginery (out of phase) unsteady pressure coefficient for this test case. The out of phase unsteady pressure response determines the susceptibility of the blades to flutter. It can be seen from the figure that viscous effects are significant. The simulation of the unsteady flow for this test case (17518 cells) required less than six minutes on a personal computer (Intel Pentium 4 Processor 1.7GHz).



Literatur:

- [1] S. Weber and M. F. Platzer "A Navier-Stokes Analysis of the Stall Flutter Characteristics of the Buffum Cascade". Journal of Turbomachinery, Volume 122, 2000, pp 769-776.
- [2] W. S. Clark and K. C. Hall. "A Time-Linearized Navier-Stokes Analysis of Stall Flutter". Journal of Turbomachinery, Volume 122, 2000, pp. 467-476.
- [3] P. R. Spalart and S. R. Allmaras. "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows". In Proceedings of 30th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 6-9 1992, Reno NV. AIAA-92-0439.
- [4] M. Giles. "Non-Reflecting Boundary Conditions for the Euler Equations". Computational Fluid Dynamics Lab., Massachusetts Inst. Of Technology, Cambridge, MA, TR 88-1, Feb. 1988.
- [5] Y. Saad. "Iterative Methods for Sparse Linear Systems".
<http://www-users.cs.umn.edu/~saad/books.html>
- [6] T. H. Fransson, M. Jöcker, A. Bölcs and P. Ott. "Viscous and Inviscid Linear/ Nonlinear Versus Quasi-Three-Dimensional Experimental Cascade Data for a New Aeroelastic Turbine Standard Configuration". Journal of Turbomachinery, Volume 121, 1999, pp 717-725.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis **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

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

Thema **Sekundäre Instabilität einer 3-D Grenzschicht ausgelöst durch überlagerte stationäre und laufende Querströmungswirbel**

Ausgangssituation Drei Phasen können innerhalb des querströmungsinduzierten (QS-induzierten) Umschlags in dreidimensionalen Grenzschichten räumlich unterschieden werden. Bei kleinen Störampplituden 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 laminare Zusammenbruch kann durch eine dritte Phase eingeleitet werden, in der räumlich lokalisierte, hochfrequente Instabilitäten (HFI) auftreten. 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]. Der theoretischen Analyse sind allerdings nur einfache Fälle zugänglich in denen der primäre Zustand in einem inertialen Referenzsystem stationär ist, und näherungsweise konstant entlang einer wandparallelen Richtung bleibt. Eine ausführliche Untersuchung solcher Fälle wurde von Wasserman und Kloker mittels räumlichen DNS durchgeführt [4].

Ziel Mit Hilfe von räumlichen DNS soll die Entwicklung gezielt angeregter HFI in einer 3-D Grenzschicht, die durch die Überlagerung von stationären und laufenden QS-Wirbel verformt ist, untersucht werden. Die DNS reproduzieren die von Bippes und Mitarbeitern [1] untersuchte QS-instabile Strömung (näherungsweise beschleunigte FSC-Strömung: $\beta_h \approx 0.67$, $Q_\infty = 19m/s$, $570 \leq Re_{\delta 1} \leq 1000$).

Lösungsweg Der primärere Zustand wurde durch Anregung der stark instabilen Moden (0, 1) und (1, 1) im vorderen Teil des Integrationsgebietes erzeugt (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). Die Störampplituden wurden so gewählt, daß beide Störungen relevante Amplituden erreichen konnten, aber die stationäre Mode dominierte im Sättigungsbereich. Sekundäre pulsartige Störungen kleiner Amplituden wurden weiter stromab eingeführt. Ihre räumliche Entwicklung wurde untersucht in Abhängigkeit von ihrer Phasenlage, d.h. vom Zeitpunkt, an dem die pulsartige Störung eingegeben wurde.

Ergebnis

Im Widerspruch zu den Annahmen der SST ist die primär verformte Strömung für den betrachteten Simulationsfall weder stationär noch konstant entlang einer wandparallelen Richtung (in der SST wird angenommen, daß die Strömung entlang den Achsen der primären Wirbel konstant bleibt). Der momentane Strömungszustand für $t = 18/25T$ (T ist die Periode der Mode (1, 1)) wird im Bild 1-a mittels λ_2 -isoflächen (siehe [2]) dargestellt. Man erkennt ausgeprägte Wirbelstrukturen, deren Achsen nährungsweise parallel zu den Achsen der QS-Wirbel, die bei Anregung der alleinigen dominierenden Mode (0, 1) entstehen würden, liegen. Der Einfluß der Mode (1, 1) wird durch die Modulation in Stromabrichtung deutlich (unterbrochene Strukturen), die eben eine direkte Übertragung von lokalen SST-Analysen der Strömungsquerschnittes verhindert.

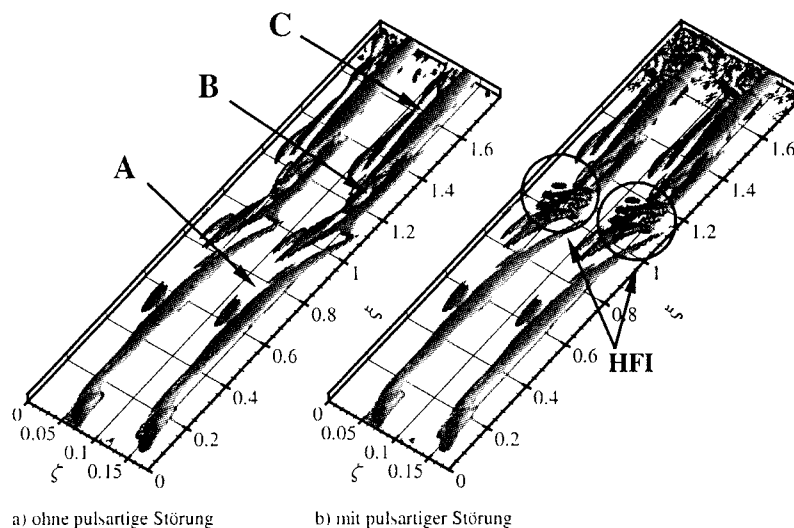


Abbildung 1. Visualisierung der Wirbelstrukturen mittels λ_2 -Isoflächen ($\lambda_2 = -10$) für den Fall ohne pulsartige Störung (a) und für einen Fall mit Störung (b).

Der beschriebenen Modulation der Strukturen entspricht, wegen der konvektiven Bewegung derselben, eine periodische zeitliche Änderung des Strömungszustandes an jeder festen Stromabposition. Dementsprechend ist die Entwicklung einer T -periodischen pulsartigen Störung eine Funktion des Zeitpunktes, an dem die Anregung erfolgt. Wird die Störung eingeführt, wenn der Strömungszustand an der Stelle der Anregung wenig instabil ist (z.B. beim vorderen Teil des Wirbelabschnittes A im Bild 1, $0.8 \leq \xi \leq 0.95$), dann ist die Entwicklung von HFI und der damit verbundenen Strukturen langsam. Der Zusammenbruch würde durch die nichtlineare Interaktion der primären Moden eingeleitet werden und von der zusätzlichen Störung unbeeinflusst bleiben. Eine λ_2 -Visualisierung würde sich von Bild 1-a nicht unterscheiden. Fällt dagegen die Störung in eine instabile Region (z. B. den mittleren oder hinteren Teil B des Wirbelabschnittes C; C entspricht A eine Periode später), dann ist die Entwicklung der HFI rapider und der Zusammenbruch wird dadurch bestimmt. Die entsprechenden Strukturen können in Bild 1-b beobachtet werden.

Literatur

- [1] Bippes, H. G. (1999): Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability. *Progress in aerospace sciences* **35**, pp. 363–412.
- [2] Bonfigli, G.; Kloker, M. (2000): Three-dimensional boundary-layer transition phenomena investigated by spatial numerical simulation. In Fasel, H.; Saric, W. S. (Eds.): *Laminar-turbulent transition*. Springer Verlag, pp 619-624.
- [4] Koch, W.; Bertolotti, F. P.; Stolte, A. (2000): Non linear equilibrium solutions in a three-dimensional boundary layer and their secondary instability. *J. Fluid. Mech.* **406**, pp. 131-174.
- [5] Wassermann, P.; Kloker, M. (2002): Mechanisms and control of crossflow-vortex induced transition in a three-dimensional boundary layer. *J. Fluid. Mech.* **456**, pp. 49-84.

weiteres Vorgehen

Die von DNS vorausgesagten Wachstumsraten für die pulsartigen Störungen werden mittels Wavelets-Analyse mit Ergebnissen aus der SST verglichen. Als primärer Zustand werden dann momentane Profile aus den DNS verwendet.

Mitteilung

Fachgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Brunn, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, FG Aerodynamik, TU Berlin

Adresse: Marchstrasse 12
10587 Berlin
Telefon: (030) 31421559
Telefax: (030) 31422955

Mail: andre.brunn@tu-berlin.de

Weitere Partner: Sfb557 (Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen)

Thema: Aktive Beeinflussung der Strömungsablösung in axialsymmetrischen überkritischen Diffusoren durch periodische Anregung

Ausgangssituation:

Neben den Möglichkeiten zur passiven Strömungsbeeinflussung, z.B. durch Formgebung oder durch Zentralkörper, wurden in der Vergangenheit auch aktive Maßnahmen zur Reduktion der Strömungsablösung diskutiert. Ein klassischer Testfall ist daher der überkritische Diffusor. Bei optimaler dynamischer Anregung konnten die Strömungsablösungen in ebenen Halbdiffusoren drastisch reduziert und somit der Druckverlust verringert werden /1/, /2/.

Weiterhin haben Untersuchungen an einer ebenen zurückspringenden Stufe gezeigt, dass durch die periodische Anregung der Impulstransport quer zur Hauptströmungsrichtung beeinflusst und damit die Rezirkulation verändert werden kann /3/, /4/.

Ziel:

Zielsetzung dieses Forschungsprojektes ist es, durch aktive Massnahmen die abgelöste freie Scherschicht in Diffusoren mit druckinduzierter Strömungsablösung derart zu beeinflussen, dass das Ablösegebiet deutlich verkleinert werden kann. Die vorliegende Arbeit beschreibt experimentelle Untersuchungen zur aktiven Strömungsbeeinflussung axialsymmetrischer Diffusorströmungen (Halböffnungswinkel $\alpha = 18^\circ$). Darauf aufbauend sollen in weiterführenden Arbeiten auch Übertragungsfunktionen zum Erstellen von Regelalgorithmen ermittelt und in gekoppelten Sensor-Aktuator-Systemen erprobt werden.

Lösungsweg:

Die Versuche wurden an einem geschlossenen Ölrohrkanal mit vollständig optischen Zugang und brechungsindexangepasster Messstrecke durchgeführt, um laseroptische Geschwindigkeitsmessverfahren einsetzen zu können. Zur Messung sowohl der mittleren als auch der instantanen Geschwindigkeitsfelder kamen zeit- und auch phasengemittelt die Digital Particle Image Velocimetry (DPIV) /5/ zum Einsatz. Die Schwankungsgrößen und daraus resultierende Frequenzspektren wurden mit einem 2-Komponenten-LDA gemessen.

Die aktive Beeinflussung der Strömung erfolgte über einen Ringschlitz durch periodisches Ein- und Ausblasen ohne Nettomassenstrom. Als Anregeparameter wurden der Anregeort, die Frequenz und die Amplitude variiert.

Ergebnis:

Das Ablösegebiet im Diffusor konnte mit Hilfe der Anregung erfolgreich verkleinert werden, wobei sich als dominierender Parameter die Anregfrequenz herausstellte. Es ergab sich die deutlichste Reduzierung des Ablösegebietes bei Frequenzen in der Nähe der Vortex-Shedding-Instabilität. In diesem Fall konnte das Ablösegebiet auf etwa 40% der Länge des unbeeinflussten Grundströmungsfalles reduziert werden (Abb.1). Der Ablösepunkt wurde deutlich stromab verlagert.

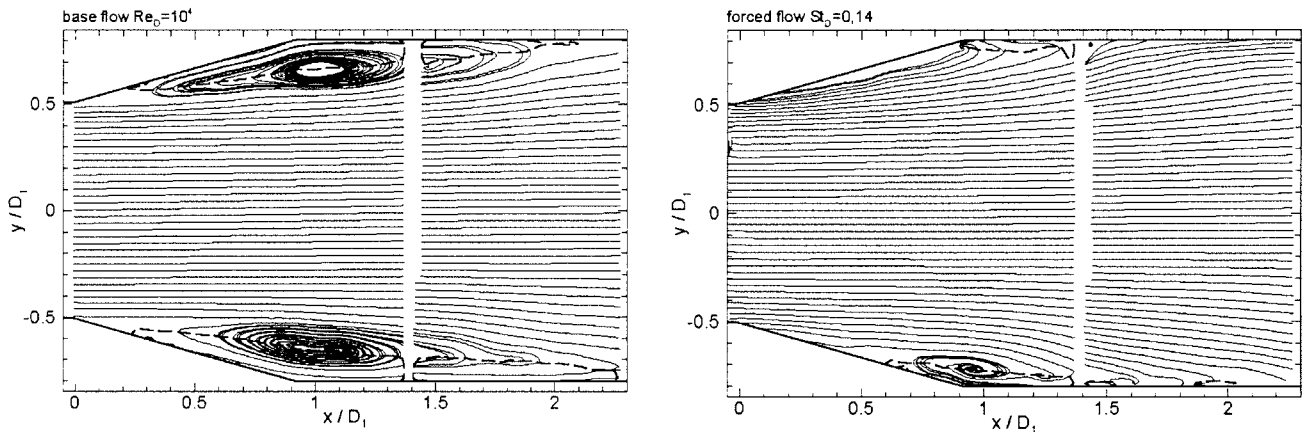


Abb.1: Zeitgemitteltes Strömungsfeld in einem axialsymmetrischen 18°-Diffusor mit Stromlinien (DPIV-Messungen): links ohne, rechts mit Beeinflussung

Die Stromliniendarstellung in Abb.1 verdeutlicht den Einfluss der Anregung auf das gesamte zeitgemittelte Strömungsfeld.

Weiteres Vorgehen:

Durch eine Staffelung und phasenversetzte Ansteuerung von mehreren Aktuatoren soll die Wirksamkeit der Strömungskontrolle gegenüber einem Einzelaktuator erhöht werden, wie bereits in Versuchen zur Auslöschung von konvektiven Instabilitäten in einer laminaren Tragflügelgrenzschicht demonstriert wurde /6/.

Weiterhin sollen Sensor-Aktuator-Konzepte zur effizienten Steuerung und Kontrolle der Ablösung entwickelt und erprobt werden mit dem Ziel, die Strömungsablösung und die Druckverluste gezielt zu minimieren.

Literatur:

- /1/ OBI, S.; OHIZUMI, H.; AOHI, K.; MASUDA, S.: Turbulent Separation Control in a Plane Asymmetric Diffuser by Periodic Perturbation, In: *Engineering Turbulence Modelling and Experiments 2*, Eds.: Rodi, W.; Martelli, F., Elsevier Sci. Publ., 1993, pp.633-642
- /2/ COLLIER, B.D.; NOACK, B.R.; NARAYANAN, S.: Reduced-Basis Model for Active Separation Control in a Planar Diffuser Flow, *AIAA-paper No. 2000-2562*, 2000
- /3/ CHUN, K.B.; SUNG, H.J.: Control of Turbulent Separated Flow over a Backward Facing Step by Local Forcing, *Experiments in Fluids* **21**, 1996, pp. 417-426
- /4/ CHUN, K.B.; SUNG, H.J.: Visualization of a locally-forced separated flow over a backward-facing step, *Experiments in Fluids* **25**, 1998, pp. 133-142
- /5/ RAFFEL, M.; WILLERT, C.; KOMPENHANS, J.: Particle Image Velocimetry – A Practical Guide, Springer-Verlag, 1998
- /6/ STURZEBECKER, D.; NITSCHKE, W.: Active Control of Tollmien-Schlichting Instabilities by Means of Multiple Arrangement of Sensor Actuator Systems, In: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III, 12th STAB/DGLR Symposium*, Stuttgart, Springer-Verlag, 2000, pp. 375-382

Datum: 8. Januar 2003

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Phys. H. Foysi, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich

Institution: Fachgebiet Strömungsmechanik, TU München

Adresse: Boltzmannstr. 15
D-85748 Garching

Telefon: 089-289 16147

Telefax: 089-289 16145

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

weitere Partner: Dr. J. Sesterhenn, FG Strömungsmechanik
TU München, Boltzmannstr. 15, D-85748 Garching

Thema: DNS of supersonic turbulent channel flow

Ausgangssituation:

The generation of supersonic fully developed turbulent flow in a channel, consisting of parallel walls needs wall cooling to remove the heat generated by dissipation. As a consequence, strong wall-normal density gradients appear which in turn control intrinsic compressibility effects. A parallel compressible Navier-Stokes solver for pressure, velocity and entropy is available to perform direct numerical simulations and to analyze the underlying physical mechanisms.

Ziel:

It is the aim of this project to increase our understanding of intrinsic compressibility and Reynolds number effects in wall-bounded turbulent flow based on direct numerical simulation, to compare compressible flow data with incompressible flow data on a term by term basis of the Reynolds stress transport equations and to develop explanations for differences and similarities between incompressible and compressible channel flow.

Lösungsweg:

The (p, u, s) -form of the compressible Navier-Stokes equations has been cast in [1] in a non-conservative form containing pseudo-waves which is discretized in space by 5th order compact upwind schemes [2] concerning the Euler part and by 6th-order compact schemes concerning friction and heat conduction terms. The solution is advanced in time using a 4th-order low storage Runge-Kutta scheme.

The turbulent flow field in a channel consisting of two parallel plates at a distance of $2h$ and a size of $L_x \times L_y = (2\pi \times 2\pi/3)h^2$ in streamwise and spanwise direction is discretized by 256×128 equidistant points in the (x, y) -directions and by 201 points in the wall-normal direction, clustered close to the walls using a tanh -function. The bulk Reynolds and Mach numbers have the values:

$$M = u_m / c_w = 1.5, \quad Re = \rho_m u_m h / \mu_w = 6000.$$

The Prandtl number is 0.7 and the ratio of specific heats is 1.4 for air. The viscosity μ varies as the 0.7th power of the temperature. The Reynolds number based on friction velocity, $Re_\tau = \rho_w u_\tau h / \mu_w = 533$ is a result of the computation. The reference speed of sound c_w and the viscosity μ_w are computed for the fixed wall temperature T_w .

A direct numerical simulation for $M=1.5$, $Re = 6000$ has been performed starting from a turbulent field corresponding to supersonic turbulent flow of $M=1.5$, $Re = 3000$. Since the present spatial resolution is higher, the initial data had to be interpolated on the finer grid. The DNS was run over 25 problem times h/u_τ ($u_\tau^2 = \tau_w / \rho_w$). Statistics were gathered during the simulation.

Ergebnis:

A few typical results of the simulation are shown here. More results will be presented during the conference and especially a clear explanation of compressibility effects will be given. Figure 1 shows the van Driest transformed mean velocity profile in wall units compared to the lower Reynolds number case [3] and Kim et al.'s incompressible data [4].

Figure 2 presents the three rms velocity fluctuations normalized with the square root of the wall shear stress. The collapse of the curves in the core region is due to this normalization, which turns out to be the only useful one. The effect of the higher Reynolds number is to shift the peak in the streamwise velocity fluctuations closer to the wall.

Figure 3 shows profiles of the terms in the balance of the streamwise Reynolds stress normalized with $u_m \tau_w / h$ for the Reynolds number 6000 (P_{ii} : production, TD_{ii} : turbulent diffusion, VD_{ii} : viscous diffusion, M_{ii} : mass flux variation, PS_{ii} : pressure-strain correlation, DS_{ii} : dissipation, VPG_{ii} : velocity-pressure-gradient). Here again, the thinner wall layer moves the peaks in turbulence production, turbulent and viscous transport closer to the wall.

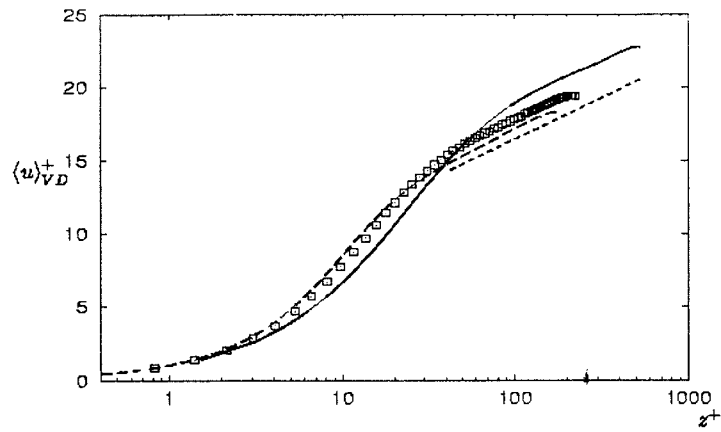


Figure 1: Van-Driest transformed mean velocity profile. —, simulation; ---, Kim (1987); -.-.- $2.44 \log(z^+) + 5.2$; $\square$ Coleman(1995)

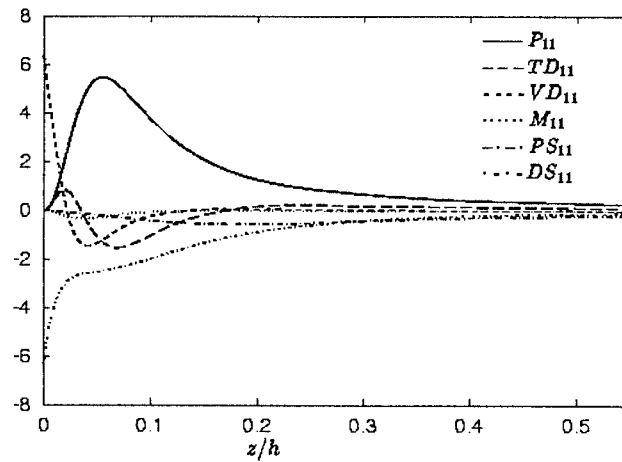


Figure 3: balance of $u_1'^2/2$, normalized with $u_m \tau_w / H$

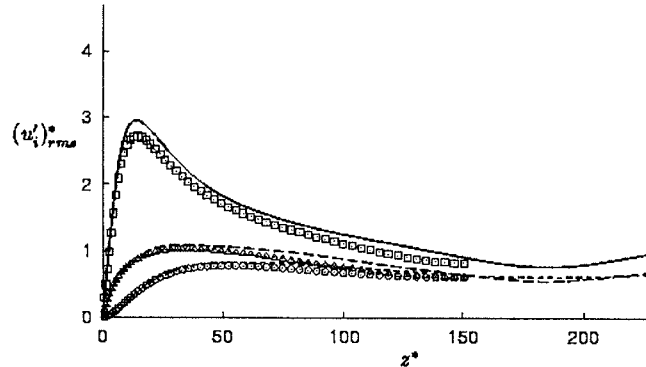


Figure 2: rms velocity fluctuations normalized with $\sqrt{\tau_w}$

- [1] Sesterhenn, J. 2001 A characteristic-type formulation of the Navier-Stokes equations for high order upwind schemes. *Computers and Fluids* **30** 37-67
- [2] Adams N A, Shariff K 1996 A high-resolution hybrid compact-ENO scheme for shock-turbulence interaction problems *J. Comput. Physics*. **101** 104 -29
- [3] Coleman G N, Kim J and Moser R D 1995 Compressible turbulent channel flows: DNS results and modelling *J. Fluid. Mech.* **305** 185-218
- [4] Kim J, Moin P and Moser R 1987 Turbulence statistics in fully developed channel flow at low Reynolds number *J. Fluid. Mech.* **177** 133-66

weiteres Vorgehen:

Simulations with higher Mach number are planned in the future and studies of the transport of scalars in compressible channel flow as well, in order to investigate the effect of compressibility on these quantities.

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: Untersuchungen zum Schiebewinkeleinfluss auf laminare Vorderkantenblasen in 3-dimensionalen Grenzschichten

Ausgangssituation:

Bedingt durch starke Druckanstiege treten laminare Ablöseblasen besonders an Hochauftriebshilfen und an Laminarflügeln auf. So wurde beispielsweise eine transitionelle laminare Ablöseblase am Vorflügel eines Airbus 310 nachgewiesen (vgl. [1]). Wegen der auftretenden Schwierigkeiten fanden Untersuchungen zu Ablöseblasen und ihren Mechanismen bislang fast ausschließlich auf Grundlage von 2-dimensionalen Grundströmungen statt, obwohl ein 3-dimensionaler Ansatz die Verhältnisse am realen Flügel bedeutend besser modellieren könnte. Experimentell wenigstens wurde die Problematik von Ablöseblasen in 3-dimensionalen Grenzschichten in den 60er Jahren von Horton [1], [2] in einer Serie von Grundlagenexperimenten ausgiebig untersucht. Ansonsten ist die Literaturlage sehr unbefriedigend und nur wenig über das Verhalten laminarer Ablöseblasen in 3-dimensionalen Strömungen bekannt.

Ziel:

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist die numerische Untersuchung 3-dimensionaler laminarer Ablöseblasen. In einer ersten Phase wird diese zunächst ohne weitere Störungseingabe betrachtet, um einerseits Einblick in die Verhältnisse bei laminarer Umströmung zu erhalten und andererseits die für einen Vergleich mit der linearen Stabilitätstheorie notwendigen Grundströmungsprofile bereitzustellen. Dabei soll insbesondere der Schiebewinkeleinfluss auf die Charakteristika der Blase analysiert werden. Das Hauptaugenmerk liegt hierbei auf dem für moderne Verkehrsflugzeuge relevanten Bereich von 30-40 Grad. Eine Verifikation der Numerik findet auf der Basis ausführlicher Schrittweitentests statt, zur Validation der Vorgehensweise ist ein Vergleich mit Horton [2] und mit Ergebnissen der linearen Stabilitätstheorie vorgesehen.

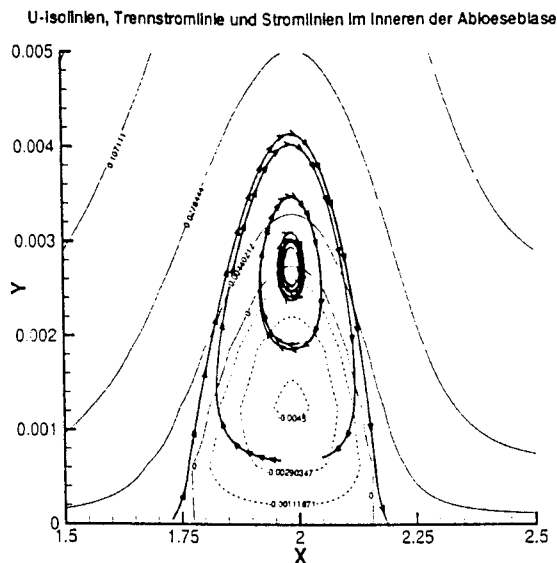
Lösungsweg:

Analog zur Vorgehensweise von Horton [2] wird als Modell für den Vorderkantenbereich eines unendlich-schiebenden Flügel eine ebene Platte verwendet, über der hier ein glatter Außengeschwindigkeitsabfall eine druckinduzierte „kurze“ Vorderkantenblase hervorruft. Stärke und Verlauf des Geschwindigkeitsabfalls sind hierbei so gewählt, dass die abgelöste Strömung laminar wiederanlegt. Die schiebende Anströmung der Platte wird durch Vorgabe einer geeigneten Querkomponente am Einströmrand und am oberen Rand des Integrationsgebietes gesteuert. Eine systematische Variation des Schiebewinkels von 0° , 15° , 30° und 45° erlaubt nun einen direkten Vergleich der jeweils beobachteten Grundströmungsparameter. Das verwendete Verfahren löst die vollständigen, inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen in Geschwindigkeits-Wirbelstärkeformulierung durch Diskretisierung mit finiten Differenzen vierter Ordnung.

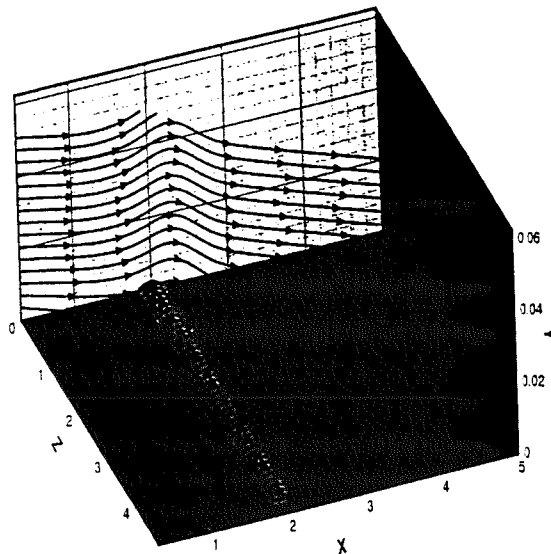
Ergebnis:

Erstmalig konnte in einer direkten numerischen Simulation eine laminare Ablöseblase in einer 3-dimensionalen Grundströmung untersucht werden. In Übereinstimmung mit dem von Horton gezeichneten Bild eines „trapped vortex with spanwise outflow“ bildet sich eine vorderkantenparallele Stromröhre aus, die keinerlei Fluidaustausch mit der Umgebungsströmung aufweist. In den

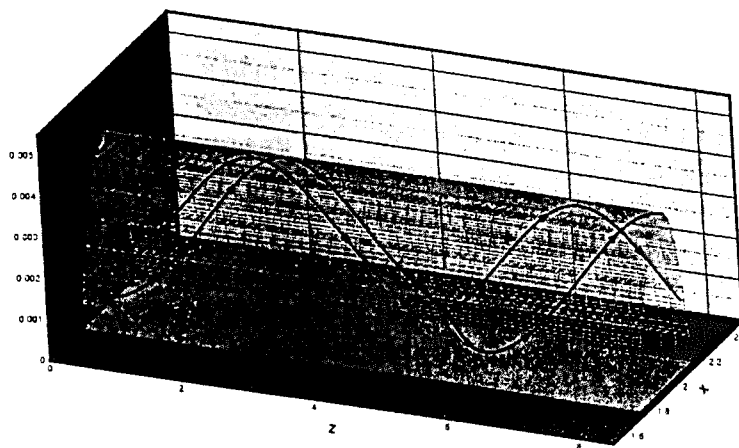
unteren zwei Dritteln der Stromröhre findet eine langsame Rückströmung statt, die im oberen Drittel durch eine entgegengesetzte Strömungsbewegung innerhalb der Stromröhre ausgeglichen wird. Bei dem untersuchten Fall mit 30° Schiebewinkel lag die maximale Rückströmung in einer Höhe von ca. 0.5% der Aussengeschwindigkeit. Dieser Zirkulationsbewegung wird die aus dem Schiebewinkel resultierende kräftige Querströmungskomponente von etwa 8.7% der Aussengeschwindigkeit überlagert, so dass insgesamt spiralförmige Stromlinienverläufe im Inneren der Stromröhre vorliegen.



(a) Querschnitt durch die Stromröhre.



(b) Schiebende Anströmung von 30° .



(c) Spiralförmige Strömungsbewegung in der 3-D Ablöseblase.

Literatur:

- [1] GREFF, E.: *In-flight Measurement of Static Pressures and Boundary-Layer State with Integrated Sensors*, J. Aircraft, Vol. 28, No. 5, pp. 289-299, 1991.
- [2] HORTON, H.P.: *Laminar Separation Bubbles in Two and Three Dimensional Incompressible Flow*, Ph.D. Thesis, University of London, 1968.
- [3] YOUNG, A.D. AND HORTON, H.P.: *Some Results of Investigations of Separation Bubbles*, AGARD CP-4, pp. 779-811, 1966.

Weiteres Vorgehen:

Nach einem abschließenden Vergleich der in Abhängigkeit vom gewählten Schiebewinkel erhaltenen Ablöseblasen soll die Anfälligkeit der so erhaltenen stationären Grundströmungen auf externe Störungen im Rahmen der linearen Stabilitätstheorie untersucht werden.

Datum : 26.6.2002

STAB

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen
Ansprechpartner: Dr.-Ing. S. Jakirlić, Cand.-Ing. M. Oswald und Prof. Dr.-Ing. C. Tropea
Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
FB Maschinenbau, Technische Universität Darmstadt
Adresse: Petersenstr. 30, 64287 Darmstadt, Telefon: 06151-16 2854, Fax: 06151-16
4754, jsuad@hrzpub.tu-darmstadt.de, marco.oswald@web.de,
ctropea@sla.tu-darmstadt.de
Weitere Partner: Dr.-Ing. B. Basara Advanced Simulation Technology, AVL List GmbH,
Hans-List-Platz 1, A-8020 Graz
Thema: **Numerische Modellierung transsonischer Umströmung
von Tragflügeln mittels kommerzieller CFD-Software
AVL-SWIFT**

Ausgangssituation: Die Computational Fluid Dynamics (CFD) hat sich zu einer Schlüsseltechnologie in alltäglichen Forschungsaktivitäten und industriellem Bereich entwickelt. Die heutzutage verfügbaren kommerziellen Programme zeichnen sich neben großer Flexibilität bei Vernetzung beliebig komplexer Strömungsgeometrien (Verwendung von unstrukturierten Gittern) durch immer höher werdende Stabilität bei Einsatz von Turbulenzmodellen höherer Ordnung (z.B. differentielle Reynolds-Spannungsmodelle) aus. Der Einsatz der kommerziellen CFD-Software zur Lösung alltäglicher und längerfristiger Aufgaben ist in technischer Praxis (Fahrzeugaerodynamik, Turbomaschinerie, Verfahrenstechnik, usw.) schon längst zu einem unverzichtbaren Tool geworden. Dies wird allmählich der Fall auch im universitären Bereich, insbesondere wenn komplexe 3-D Konfigurationen, die eine aufwendige Gittergenerierung mit höher Anzahl an Gitterpunkten sowie aufwendige *post-processing* der gewonnenen Ergebnisse voraussetzen, behandelt werden (z.B. GVC-Tagung, 2002). Diese Arbeit befasst sich mit der Modellierungsstudie der transsonischen Umströmung von Tragflügeln (2-D Aeroprofile sowie 3-D Flügel-Rumpf-Konfigurationen werden behandelt) mittels des kommerziellen CFD-Programmes SWIFT der Fa. AVL List GmbH. Es gibt mehrere Gründe für diese Auswahl, der Ausschlaggebende war vor allem die Breite (in physikalischer Hinsicht) der verfügbaren Turbulenzmodelle. Die aerodynamischen Konfigurationen wurden bisher mit speziell dafür konstruierten Modellen wie z.B. Baldwin und Lomax (1974), Spalart und Allmaras (1994), die Menter'sche SST Version des $k - \omega$ Modells (1993) usw. behandelt. Neulich wurden im Rahmen des MEGAFLOW-Projektes die expliziten algebraischen Reynolds-Spannungsmodellen (EARSM), die die Größe ω als *scale-supplying* Variable verwendeten, erfolgreich eingesetzt (Rung, 2000). Die hier einzusetzenden Turbulenzmodelle, die einen universellen (*multipurpose*) Charakter aufweisen, vor allem das differentielle RSM, wurden für die Berechnung von den für die Flugzeugindustrie relevanten Geometrien kaum eingesetzt.

Ziel: Das Ziel dieser Arbeit ist die Erfassung sehr komplizierter Struktur der transsonischen Umströmung in Anwesenheit beider, mit einer geschlossenen Schall-Linie getrennten, Unterschall- und Überschall-Strömungsgebiete. Die Schall-Linie endet in einem zur Wand annähernd senkrecht positionierten Stoß, woran sich unter Umständen die stoßinduzierte Ablösung anschließt. Dafür wurden drei Strömungskonfigurationen ausgewählt, die über die Jahre hinweg für die Validierung der Turbulenzmodelle herangezogen wurden (Forschungsprojekte ECARP und ETMA): die transsonische Aeroprofilumströmung RAE 2822 ($Ma = 0.75$, $Re = 6.5$ Mio., $\alpha = 2.81^\circ$), die instationäre Umströmung der 18% dicken Kreisbogen-Aerofolie ($Ma = 0.76$, $Re = 11.0$ Mio., $\alpha = 0^\circ$) und die Flügel-Rumpfkongfiguration DLR-F4 ($Ma = 0.75$, $Re = 3.0$ Mio., $\alpha = 0.93^\circ$).

Lösungsweg: Die im Programm AVL-SWIFT eingesetzte Finite-Volumen-Methode beruht auf der Integralform der allgemeinen Formulierung der Erhaltungsgesetze. Sie wurde aufgrund einer grundlegend neuen, zellflächenorientierten Technologie aufgebaut, deren Bestandteile vor allem die Kontrollvolumina (Zellen) mit einer beliebigen Anzahl von Begrenzungsflächen darstellen. Die konvektiven Terme wurden mit Hilfe der hochwertigen TVD-Differenzenverfahren SMART und MINMOD diskretisiert. Für die Druck-Geschwindigkeit-Dichte-Kopplung bei den hier zu behandelnden kompressiblen Strömungen wurde das modifizierte SIMPLE-Verfahrens eingesetzt. Für die Erfassung der Turbulenz wurden das Standard $k - \epsilon$ -Modell, das von Speziale et al. (1991) vorgeschlagene Reynolds-Spannungsmodell (quadratisches Modell des Umverteilungsprozesses) sowie die von Basara und Jakirlic (2002) neu entwickelte hybride Modellformulierung eingesetzt.

Ergebnis: Die Abbildungen 1 und 2 zeigen einen Teil der ersten Ergebnisse der Berechnungen der RAE 2822 und DLR-F4 Konfigurationen. Bisher wurde nur das $k - \varepsilon$ -Modell verwendet, die Berechnungen mit anderen oben genannten Modellen sind im Progress. Das für die ersten Berechnungen der DLR-F4-Geometrie verwendete numerische Gitter besteht aus ca 500.000 Kontrollvolumina, was als sehr grobe Auflösung zu betrachten sei, trotz Erfassung fast aller Grundeigenschaften vorliegender Strömung. Neben oben genannten, dem Verdichtungsstoß zugrundeliegenden Strömungserscheinungen, wurde auch die entlang des Flügel-Rumpf-Übergangs gebildete Rezirkulationszone wiedergegeben.

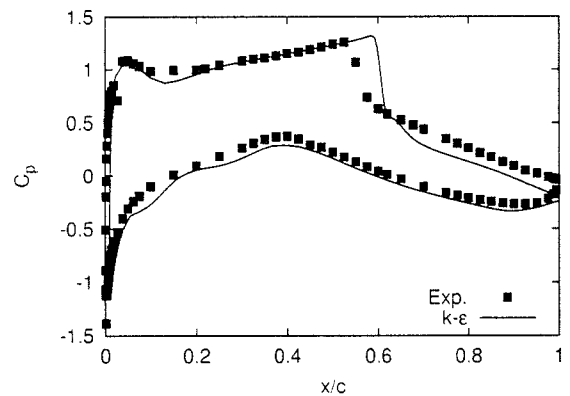


Abbildung 1: Die mit dem Standard $k - \varepsilon$ -Modell gewonnenen Linien der konstanten Mach-Zahl und der Verlauf des Druckbeiwertes entlang des RAE 2822 Aero profiles

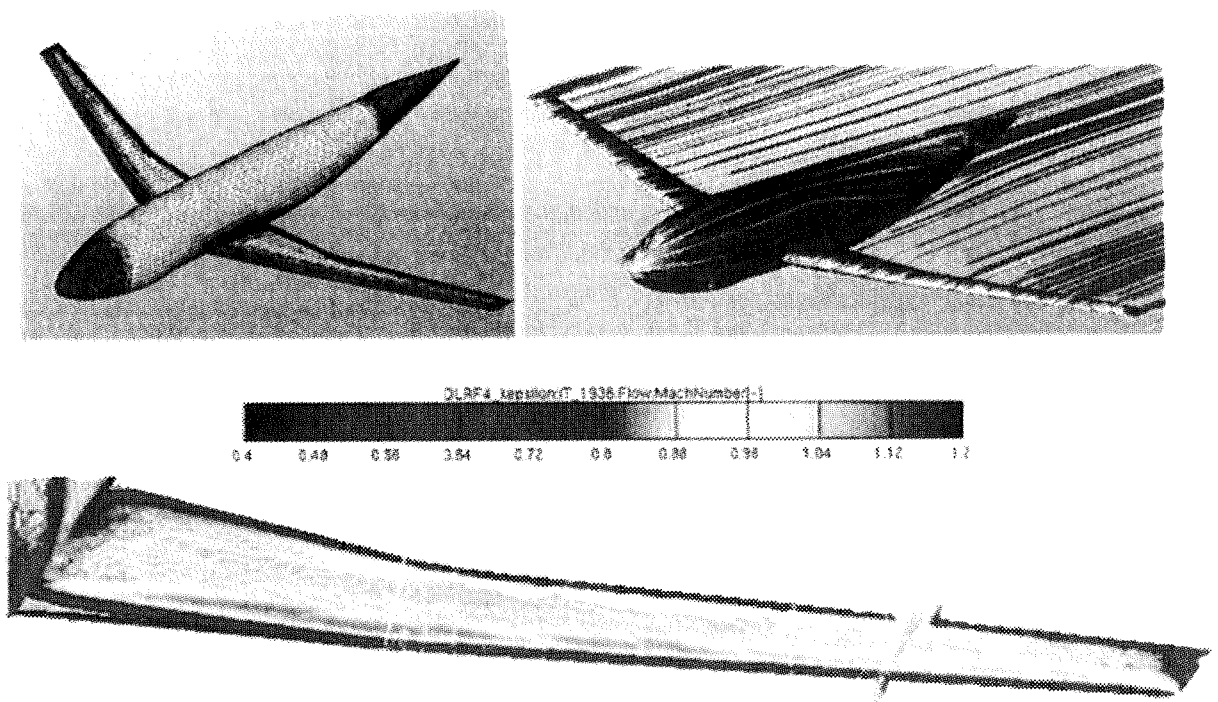


Abbildung 2: Das verwendete numerische Gitter, die mit dem Standard $k - \varepsilon$ -Modell gewonnenen Stromlinien um die gesamte Flügel-Rumpfkongfiguration DLR-F4 und die Linien der konstanten Mach-Zahl um den linken Tragflügel

- Literatur:** Basara, B., Jakirlic, S., A new hybrid turbulence modelling strategy for industrial CFD, *Int. J. Num. Methods in Fluids* (under consideration for publication), 2002
 ECARP-European Computational Aerodynamics Research Project, *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vol. 58, W. Haase et al. (Eds.), Vieweg Braunschweig/Wiesbaden, 1997
 ETMA-Efficient Turbulence Models for Aeronautics, *Notes on Numerical Fluid Mechanics*, Vol. 65, A. Dervieux et al. (Eds.), Vieweg Braunschweig/Wiesbaden, 1998
 GVC-Fachauschüsse "Wärme und Stoffübetragung" und "CFD - Computational Fluid Dynamics, interne Sitzung, Weimar, March 4-6, 2002
 Rung, T., Entwicklung anisotroper Wirbelzähigkeitsbeziehungen mit Hilfe von Projektionstechniken, Shaker Verlag, 2000

Weiteres Vorgehen: Wie im Ergebnisteil angekündigt, werden weitere Turbulenzmodelle, vor allem die Reynolds-Spannungs- und hybride Modelle, für die Berechnung aller drei Strömungen eingesetzt. Die räumliche Auflösung der Strömung um die DLR-F4-Konfiguration wird aufgrund der bisher gewonnenen Ergebnisse entsprechend verfeinert werden.

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. R. Jester-Zürker, Dr.-Ing. S. Jakirlić

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
FB Maschinenbau, Technische Universität Darmstadt

Adresse: Petersenstr. 30, 64287 Darmstadt, Telefon: 06151-16 2854
Fax: 06151-16 4754

jester@sla.tu-darmstadt.de; jsuad@hrzpub.tu-darmstadt.de

Thema: **Reynolds-Spannungsmodellierung drallinduzierter
Ablöseerscheinungen - *Vortex Breakdown***

Ausgangssituation: Einer der hauptverantwortlichen Mechanismen für die Stabilisierung der Flamme in einer Brennkammerkonfiguration ist die im *Core*-Gebiet sich lokal einstellende Rückströmung. Diese Erscheinung tritt als Folge einer intensiven Drallkomponente der Strömungsgeschwindigkeit auf. Die Charakteristiken dieser drallinduzierten Ablöseblase werden vom Gesichtspunkt des sog. *Vortex Breakdown* Phänomens interpretiert. Dieses Phänomen stellt einen schlagartig hervorgerufenen strukturellen Übergang zwischen zwei Strömungsformen dar. Es handelt sich dabei um eine Transition von dem sog. überkritischen- (*supercritical*, entspricht dem nichtverdrallten bzw. schwach verdrallten Strömungsregime) zum unterkritischen (*subcritical*, bezieht sich hauptsächlich auf das Gebiet der Rückströmung) Strömungszustand. Im praktischen Fall der Brennkammerkonfigurationen, die auch hier betrachtet wurden, kommt es zur vollständigen Erholung der Strömung nach dem Durchgang durch das unterkritische Strömungsregime im Gebiet der Ablöseblase. Die Strömung in einer Brennkammer ist also nur lokal unterkritisch. Dies würde im Fall der reagierenden Strömungen noch mehr zum Ausdruck kommen, da es infolge der Dichteabnahme bzw. Viskositätszunahme zu einer axialen Beschleunigung kommt, die entscheidend zur Wiederherstellung des überkritischen Regimes beiträgt. Der geometrisch (die Form der plötzlichen Rohrerweiterung) bedingte *adverse* Druckgradient unterstützt zusätzlich die Entstehung der Rückstromgebiete.

Ziel: Das Ziel dieser Studie ist die Untersuchung der Struktur der (isothermalen) Brennkammerströmung und des damit verbundenen *Vortex Breakdown*-Phänomens mit Hilfe des auf der RANS-Methode (Reynolds-Averaged Navier-Stokes) basierten Berechnungsverfahrens. Es wurden drei experimentell ermittelte Modellbrennkammer zur Untersuchung herangezogen, die auf ein großes Maß an Variationen hinsichtlich der Drallintensität (S), des Erweiterungsverhältnisses (ER) und der Form der in die Brennkammer expandierten Drallströmung aufweisen: Roback and Johnson (1983, $S = 0.41$, $ER = 2.1$), So et al. (1984, $S = 2.24$, $ER = 1.0$) und Nejad et al. (1989, $S = 0.3 - 0.5$, $ER = 1.5$). Die korrekte Erfassung der Struktur der oben beschriebenen Rezirkulationszone sowie ihrer Ausdehnung (*spreading*) vom freien Ablösepunkt bis zum freien Wiederanlegepunkt (*free saddle point*) stellt eine große Herausforderung für die statistischen Turbulenzmodelle dar.

Lösungsweg: Es ist wohl bekannt, dass die in der industriellen Praxis meist verwendeten $k - \varepsilon$ Modelle aufgrund unterschiedlicher Schwächen (dabei geht es vor allem um die skalare Natur der turbulenten Viskosität; Jakirlic et al., 2002) nicht in der Lage sind, die verdrallten Strömungen korrekt wiederzugeben. Die natürlichste Weise der Turbulenzbeschreibung im Rahmen einer RANS-Methode stellt das auf der Lösung der differentiellen Gleichungen für jede einzelne Spannungskomponente basierte Reynolds-Spannungsmodell dar. Die Intensivierung der Wechselwirkung zwischen den Ablösegebieten und der Hauptströmung sowie verstärkt auftretende Anisotropie sowohl des Reynolds-Spannungs- als auch des Dissipationstensors, die aus der selektiven Dämpfung der einzelnen turbulenten Spannungen hervorgeht, kann mit dieser Modellgruppe vollständig erfasst werden. Es wird dabei insbesondere auf das Level der Modellierung des Umverteilungsprozesses geachtet werden.

Ergebnis: Die nächsten Abbildungen zeigen einen Ausschnitt aus umfangreichen numerischen Untersuchungen drallbehafteter Strömungen. Die mit einem Reynolds-Spannungsmodell gewonnene Form der freien Rezirkulationszone (Abb. 1c) illustriert den *Vortex Breakdown*-Vorgang und das anschließende unterkritische (ablösefreie) Strömungsregime. Dies ist vollständig im Einklang mit dem experimentell ermittelten Ergebnis (Abb. 1a), was nicht der Fall ist, wenn das Standard $k - \varepsilon$ -Modell zur Turbu-

lenzbestimmung herangezogen wurde (Abb. 1b). Der hohe Wert des Erweiterungsverhältnisses beim Roback und Johnson's Strömungsfall, das auf einen größeren Eckenwirbel und einen höheren Aufprallwinkel der entlang der Hauptstromlinie ($\Psi = 0$) verlaufenden, stark gekrümmten Scherschicht aufweist, hat die Entstehung der Rezirkulationszone zusätzlich angeregt, sodass ein akzeptables Ergebniss (Abb. 2a) auch mit dem Standard $k - \varepsilon$ -Modell erzielt wurde. Die Anwendung des $k - \varepsilon$ -Modells zur Berechnung der von So et al. untersuchten, stark verdrehten ($S = 2.24$) Strömung, bei dem keine Expansion ($ER = 1.0$) der coaxialen Drallströmung stattfindet, resultiert aber wieder in einem nicht-korrekten Ergebniss, Abb. 2b.

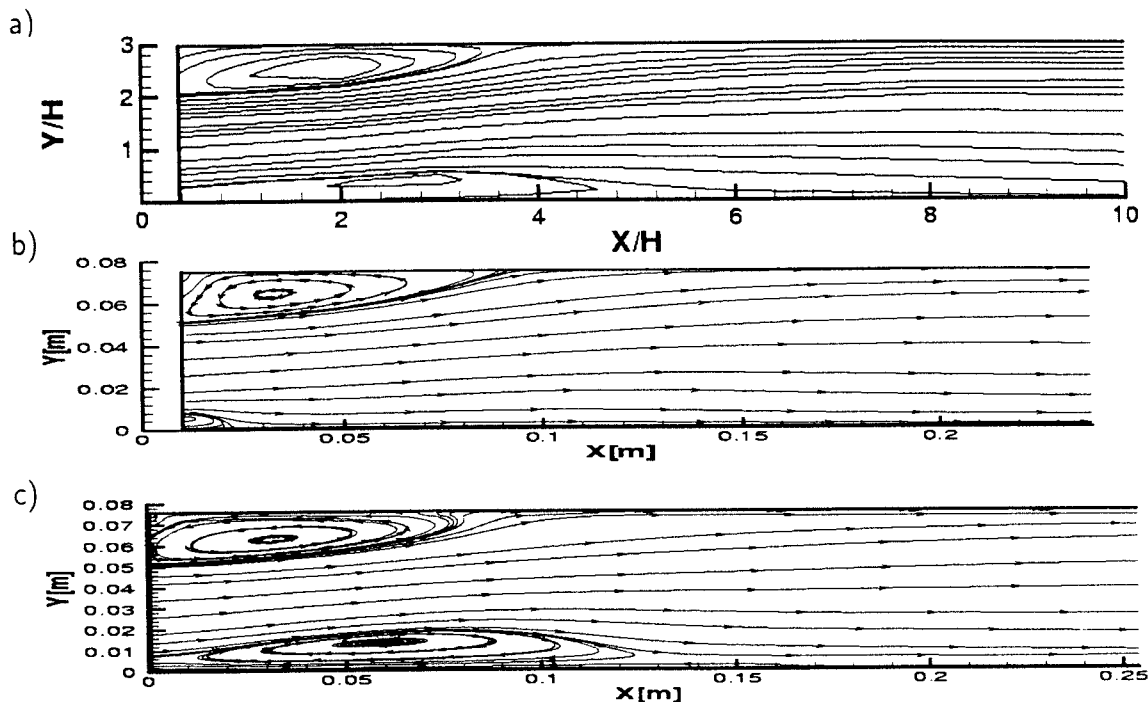


Abbildung 1: Die a) experimentell ermittelten- sowie mittels b) eines $k - \varepsilon$ - und b) eines Reynolds-Spannungsmodells gewonnenen Stromlinien in einem Brennkammermodell (Exp. Nejad et al., 1989)

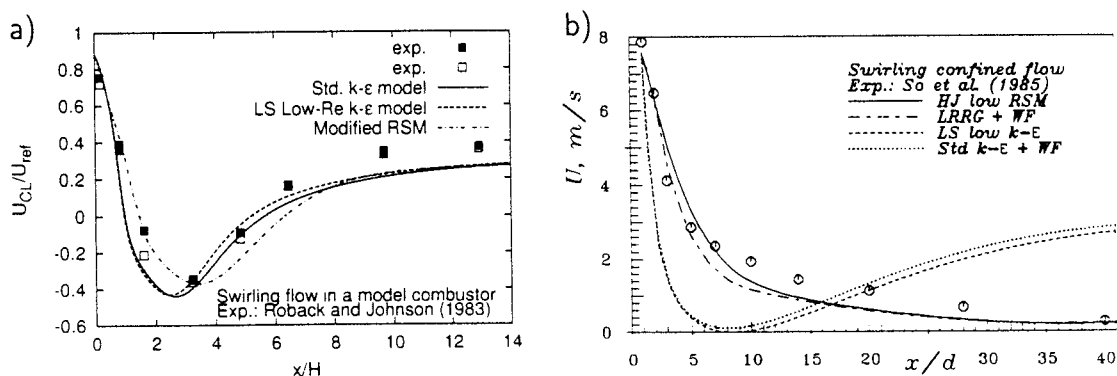


Abbildung 2: Verlauf der axialen Geschwindigkeitskomponente entlang der von Roback und Johnson (1983) und So et al. (1984) untersuchten Brennkammerkonfigurationen

- Literatur:** Jakirlić, S., Hanjalić, K. and Tropea, C. (2002): Modelling Rotating and Swirling Flows - A Perpetual Challenge: A Review. *AIAA J.*, (in press)
- Nejad., A.S., Vanka, S.P., Favaloro, S.C., Samimy, M. and Langenfeld, C. (1989): Application of Laser Velocimetry for Characterization of Confined Swirling Flow. *ASME J. Eng. for Gas Turbines and Power*, Vol. 111, pp 36-45
- Roback, R. and Johnson, B.V. (1983): Mass and Momentum Turbulent Transport Experiments with Confined Swirling Coaxial Jets. NASA Contractor Report 168252
- So, R.M., Ahmed, S.A., and Mongia, H.C. (1984): An Experimental Investigation of Gas Jets in Confined Swirling Air Flow. NASA CR-3832

Weiteres Vorgehen: Es werden zusätzlich die Vermischung des zentral eingeführten- und coaxialen (verdrehten) Strahls im Hinblick auf den Skalartransport (Einbeziehen der Transportgleichungen für das Mischungsverhältnis sowie entsprechender Skalarspannungen) sowie die Strömung mit variierender Dichte behandelt.

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Michael Manhart, Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich

Institution: Fachgebiet Strömungsmechanik, TU München

Adresse: Boltzmannstr. 15
85747 Garching

Telefon: (089) 289-161 34
Telefax: (089) 289-161 39
michael@flm.mw.tu-muenchen.de

Weitere Partner: Laboratoire de Mécanique de Fluides,
Ecole centrale de Nantes

Thema: Untersuchung einer druckinduzierten Ablösung
mit direkter numerischer Simulation

Ausgangssituation:

Die Dynamik von druckinduzierten Ablöseblasen in turbulenten Grenzschichten ist noch nicht vollständig verstanden. Die im Raum und der Zeit stark fluktuierende Ablöselinie sowie die niederfrequenten Oszillationen der gesamten Ablöseblase stellen eine große Herausforderung an die Modellierung und Simulation von druckinduzierter Ablösung dar. Das Zusammenbrechen des Wandgesetzes weit vor der zeitlich gemittelten Ablöselinie ist nur ein Indikator für die Schwierigkeiten, mit statistischen Ansätzen Ablösung vorherzusagen. Die direkte numerische Simulation (DNS) bietet die Möglichkeit, Ablösevorgänge im Detail zu studieren, um zu einem tieferen Verständnis der Physik abgelöster turbulenter Strömungen zu kommen.

Ziel:

Ziel der vorliegenden Studie ist die Untersuchung einer ablösenden und wiederanlegenden turbulenten Grenzschicht mithilfe einer hochaufgelösten DNS. Dabei steht zur Absicherung der DNS-Ergebnisse ein Experiment von Kalter und Fernholz [1] bereit.

Lösungsweg:

Die DNS wurde mit einem Finite-Volumen-Code für inkompressible Strömungen zweiter Ordnung Genauigkeit im Raum und in der Zeit durchgeführt [2]. Die Poissongleichung für den Druck wird mit einem Multigrid-Verfahren gelöst. Die hohen Anforderungen an die numerische Auflösung wurden mit einem lokal verfeinerten Gitter erfüllt. Nach umfangreichen Studien zur notwendigen Gitterauflösung wurde der lokal verfeinerte Bereich in der wandnahen Zone der ankommenden und verzögerten Grenzschicht definiert. Durch die Verwendung der lokalen Gitterverfeinerung konnte die Anzahl der verwendeten Gitterzellen auf $N_P = 130 \cdot 10^6$ begrenzt werden.

Ergebnis:

Detaillierte Vergleiche der Statistik erster bis vierter Ordnung mit dem Experiment und einer DNS mit größerem Gitter zeigen die Vertrauenswürdigkeit der Ergebnisse [3]. Die Strömung ist durch einen milden Druckgradienten geprägt, der zu einer langen Verzögerungsstrecke bis zur Ablösung führt. Dadurch kann sich eine Turbulenzstruktur einstellen, die wesentlich durch die Reynoldsspannungen geprägt wird. Insbesondere nehmen die Reynoldsterme in der vorliegenden Strömung eine zentrale Rolle in der Impulsbilanz ein.

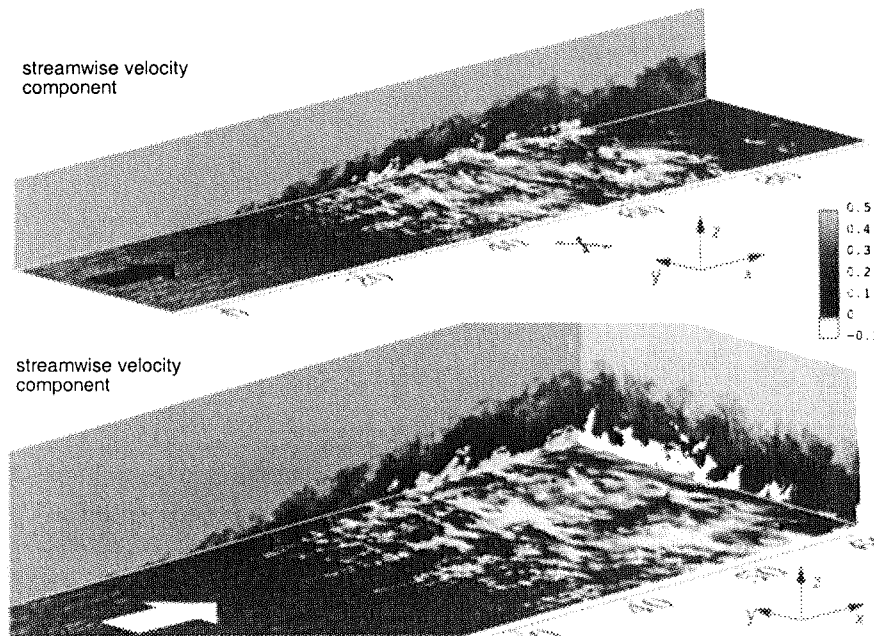


Abbildung 1: Momentantes Geschwindigkeitsfeld: perspektivische Ansicht der Geschwindigkeitskomponente in Hauptströmungsrichtung in einer Ebene parallel zur Wand und einer (x-z)-Ebene. Gesamtes Berechnungsgebiet (oben) und Ausschnitt (unten).

Literatur:

- [1] M. Kalter and H.H. Fernholz. The influence of free-stream turbulence on an axisymmetric turbulent boundary layer in, and relaxing from, an adverse pressure gradient. In *5th European Turbulence Conference, Siena 1994*, 1994.
- [2] M. Manhart. A zonal grid algorithm for DNS of turbulent boundary layers. *Computers and Fluids*, (submitted), 2002.
- [3] M. Manhart and R. Friedrich. DNS of a turbulent boundary layer with separation. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, in press, 2002.

Weiteres Vorgehen:

Die erzeugte Datenbasis dient zur Validierung von Turbulenzmodellen sowohl für statistische Simulationen als auch für Large-Eddy-Simulationen (LES).

Datum:

27.06.2002

Mitteilung

Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.sc.techn. Jörn Sesterhenn
Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich

Institution: Fachgebiet Strömungsmechanik, TU München

Adresse: Boltzmannstr. 15 **Telefon:** (089) 289-161 47
85747 Garching **Telefax:** (089) 289-161 39
joern.sesterhenn@lrz.tum.de

Thema: Rezeptivitätsanalyse der Staulinieninstabilität
eines stumpfen Körpers im Hyperschall

Ausgangssituation

Mit *Rezeptivität* bezeichnet man die Aufnahme äußerer Störungen durch die Grenzschicht. Dabei ist von besonderem Interesse, ob eine Störung, die eine Wellenlänge besitzt, welche *keiner* angefachten Wellenlänge der Grenzschicht entspricht, in eine angefachte Störung umgewandelt werden kann und zu einem Transitionsvorgang führt. Zur Umwandlung bedarf es eines Mechanismus', der mit der Vorderkante, der Krümmung oder der Oberflächenrauigkeit in Zusammenhang stehen kann. An der Vorderkante eines gepfeilten Tragflügels im Überschall ist die Stabilität der verallgemeinerten Hiemenzströmung von besonderem Interesse. Seit den frühen 50er Jahren ist die Bedeutung der Staulinieninstabilität bekannt. Direkte numerische Simulationen der Staulinieninstabilität wurden zuerst von Spalart [1] unternommen. Diese bezogen sich auf den idealisierten Fall einer inkompressiblen Strömung, die schiebend auf eine ebene Platte prallt.

Ziel

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

Lösungsweg

Im Fachgebiet für Strömungsmechanik wurde ein von Sesterhenn [2] entwickeltes Verfahren zur Integration der Navier-Stokes Gleichungen implementiert und validiert. Dieses Verfahren weist als Besonderheit eine Formulierung auf, die unmittelbar die Kompatibilitätsgleichungen der dreidimensionalen Eulergleichungen verwendet und eine sehr genaue Darstellung der Randbedingungen ermöglicht. Auch die Stoßfläche wird als Randbedingung formuliert und die Integration auf einem zeitabhängigen Gitter, das von Stoß- und Körperoberfläche aufgespannt wird, durchgeführt. Das verwendete numerische Verfahren ist 5ter Ordnung upwind bezüglich der Konvektionsterme und verwendet ein Runge-Kutta Verfahren 4ter Ordnung zur Zeitintegration.

Ergebnisse

Es wurden bisher diverse Grundströmungen und eine Störströmung berechnet. Diese erwies sich als stabil. Beachtenswert ist jedoch, daß die, in der Grenzschicht induzierten Störungen denselben Charakter aufweisen wie die instabilen Moden der ebenen Platte, die von Le Duc in ihrer Dissertation [3] beobachtet wurden. Exemplarisch ist hier der rms-Wert der v -Geschwindigkeit in Staulinien-Richtung dargestellt. Diese weist die charakteristische lineare Abhängigkeit mit dem Abstand von der Staulinie auf. Links im Bild ist die Hyperschall-Störung, rechts die Unterschall-Störung auf der ebenen Platte von Le Duc gezeigt.

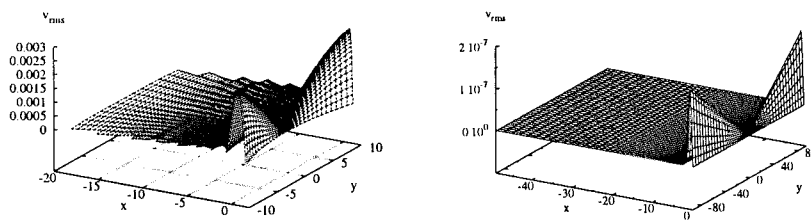


Abbildung 1: rms-Wert der Geschwindigkeitsstörung parallel zur Wand (Schieberichtung)

Weiteres Vorgehen

Zunächst sollen weitere Störströmungen berechnet werden. Um das globale Verhalten zu erforschen ist eine lineare Stabilitätsanalyse auf der Basis der numerisch berechneten Grundströmungen vorgesehen. Die so gewonnenen Eigenmoden sollen zur Analyse von Bypass-Transitions-Mechanismen verwendet werden.

Literatur

- [1] P.R. Spalart. Direct numerical study of leading edge contamination. Technical Report CP-438, Fluid Dyn. of 3D Turb. Shear Flows and Transition, AGARD, 1988.
- [2] Jörn Sesterhenn. A characteristic-type formulation of the Navier-Stokes equations for high order upwind schemes. *Computers & Fluids*, 30(1):37–67, 2001.
- [3] Anne Le Duc. *Simulation numerique Directe des Instabilités dans l'Écoulement Tridimensionnel Compressible Hiemenz*. PhD thesis, Laboratoire de Mécanique des Fluides, EC Lyon & Fachgebiet Strömungsmechanik, TU München, 2001.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: E. Wassen, F. Thiele

Institution: TU Berlin, Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Sekretariat HF1, Straße des 17. Juni 135
10623 Berlin

Telefon: 030/31426283
Telefax: 030/31421101
e-mail: wassen@pi.tu-berlin.de

weitere Partner: A. Brunn, W. Nitsche
TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt,
Sekretariat F2, Straße des 17. Juni 135, 10623 Berlin

Thema: Ablösekontrolle in Diffusorströmungen durch periodische Anregung

Ausgangssituation:

Diffusoren sind einfache und weit verbreitet eingesetzte strömungsmechanische Bauteile zum Druckrückgewinn und zur Strömungsverzögerung. Im Bereich der Querschnittserweiterung eines Diffusors kommt es aufgrund des positiven Druckgradienten häufig zur Strömungsablösung. Dieser Effekt ist in der Regel unerwünscht, da er zu einer Erhöhung des Druckverlustes und somit zu einer Verringerung des Wirkungsgrades der technischen Anlage führt, der durch einen erhöhten Energieeinsatz, z.B. in Form erhöhter Pumpenleistung kompensiert werden muss.

Ziel:

In einer kombinierten numerischen und experimentellen Untersuchung sollen Verfahren zur Reduzierung der Größe des Rezirkulationsgebietes und somit zur Reduzierung des Druckverlustes des Diffusors entwickelt werden. Als Hauptverfahren wird dabei eine massenstromneutrale periodische Anregung der Strömung durch Ausblasen/Absaugen verwendet. Die Amplitude und Frequenz der Anregung, die Anregungsgeometrie (z.B. Ringschlitz, Schlitzsegmente, Bohrungen, ...) sowie weitere Anregungsparameter sind zu untersuchen und zu optimieren.

Die Kooperation zwischen dem experimentellen und dem numerischen Teil des Projektes erfolgt im Rahmen des Sonderforschungsbereiches 557 – "Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen" (Teilprojekte B2 und B3).

Lösungsweg:

Für die numerischen Untersuchungen wird die Large-Eddy-Simulation (LES) verwendet. Diese bietet den Vorteil, dass die energiereichen turbulenten Strukturen der Strömung in ihrer zeitlichen und räumlichen Entwicklung aufgelöst werden. In enger Abstimmung mit dem experimentellen Partnerprojekt werden verschiedene Anregeparameter variiert. Dabei werden in den Simulationen insbesondere solche Parameter untersucht, die sich experimentell nur schwer bzw. nur mit großem Aufwand variieren lassen. Dazu zählt z.B. die Anregeposition, zu deren Veränderung jeweils ein Umbau des Versuchsstandes erforderlich ist.

Ergebnis:

Alle Untersuchungen erfolgen an einem axialsymmetrischen Diffusor mit einem Öffnungshalbwinkel von $\alpha=18^\circ$. Das Öffnungsverhältnis von Ausströmdurchmesser D und

STAB

Einströmdurchmesser d beträgt $D/d=1.6$ und die Reynoldszahl ist $Re_d=u_b d/\nu=10^4$, wobei u_b die mittlere Einstömgeschwindigkeit und ν die kinematische Viskosität des Fluides ist. Die Anregung der Diffusorströmung erfolgte zunächst über einen umlaufenden Ringspalt, wobei die Amplitude der Anregung $A=v_A/u_b$ sowie die Position des Ringspaltes variiert wurden. Die optimale Anregeposition x_A lag bei diesen Untersuchungen unmittelbar an der Abströmkante, $x_A=x_0$, d.h. am Beginn der Querschnittserweiterung des Diffusors. Bei einer Strouhalzahl der Anregung von $St_h=fh/u_b=0.08$, wobei $h=1/2(D-d)$ und f die Anregefrequenz ist, ergab sich in der Simulation für den Fall der Ringschlitzanregung bei $x_A=x_0$ und $A=1.0$ eine Verkürzung des Rückströmgebietes um 43%. Des Weiteren wurden separate Schlitzsegmente anstatt eines umlaufenden Ringspaltes untersucht. Dabei wurden in der Simulation vier Schlitzsegmente verwendet (siehe Abb. 1) und im Experiment aus technischen Gründen zwei gegenüberliegende Segmente. In Abb. 2 sind einige numerische und experimentelle Ergebnisse zusammengefasst. Dabei ist x_R die Länge des Rezirkulationsgebietes für den angeregten Fall, $x_{R,0}$ diejenige für die nicht angeregte Grundströmung und x_A die Anregeposition. In Abb. 3 sind Isolinien der mittleren Geschwindigkeit in Hauptströmungsrichtung u/u_b für die nicht angeregte Grundströmung sowie für die durch vier Schlitzsegmente angeregte Strömung gezeigt, wobei man deutlich die Verkleinerung des Rezirkulationsgebietes erkennt.

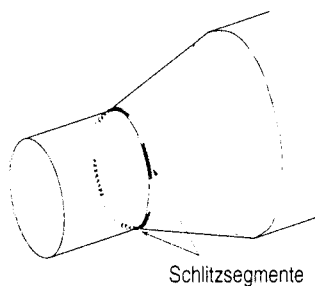


Abb. 1: Anordnung der Schlitzsegmente.

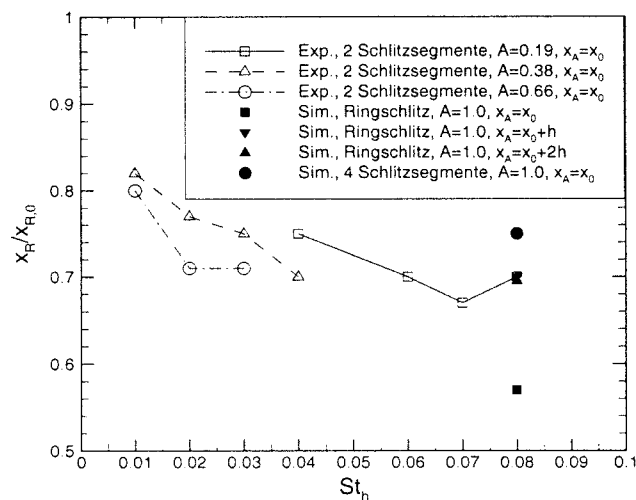


Abb. 2: Verkürzung des Rezirkulationsgebietes für verschiedene Anregefrequenzen, -amplituden und -geometrien; Vergleich von Experiment und Simulation.

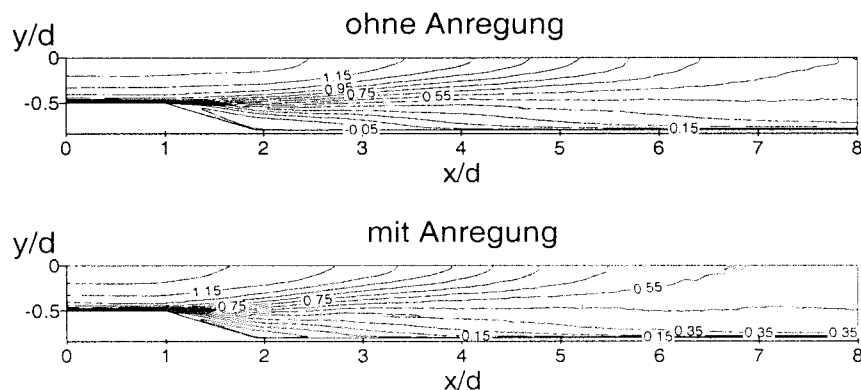


Abb. 3: Isolinien für u/u_b (Simulation); oben: nicht angeregte Grundströmung; unten: Anregung mit vier Schlitzsegmenten, $x_A=x_0$, $A=1.0$, $St_h=0.08$.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Physikalische Grundlagen/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, IAG

Thema **Detaillierte Untersuchung der Strömung in der Nähe eines isolierten Wandrauhigkeitselements**

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 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 Finiten Differenzen hoher Ordnung. In Spannweitenrichtung (z) wird ein Spektralansatz verwendet. Die Zeitintegration erfolgt mit Hilfe eines Runge-Kutta-Verfahrens 4. Ordnung. Für die Modellierung der Wandrauhigkeit innerhalb des kartesischen Gitters werden, je nach Höhe, zwei unterschiedliche Methoden verwendet. Für die Modellierung einer sehr kleinen Wandrauhigkeit wird die Geschwindigkeit auf der untersten Gitterlinie 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

Unter Verwendung externer Kraftterme wurde ein dreidimensionales Rauigkeitselement auf einer ebenen Platte modelliert. Es befindet sich bei $x_1 = 2.98$ ($Re_{\delta_1} = 940$), hat eine Höhe, bezogen auf die lokale Verdrängungsdicke δ_1 , von $H = 0.37$ und weist folgende Form auf:

$$h(x, z) = H \cdot \cos^3 \left(\left(\pi \sqrt{(x - x_1)^2 + z^2} \right) / (2b) \right).$$

H stellt hierbei die maximale Höhe der rotationssymmetrischen Rauigkeit und b ihren Radius dar. In umfangreichen Testrechnungen hat sich gezeigt, dass in diesem Fall, unter anderem aufgrund der verwendeten Modellierung, im Bereich der Oberflächenrauigkeit in Wandnähe eine sehr hohe Auflösung in wandnormaler Richtung notwendig ist. Dies ist in Abbildung 1 gezeigt.

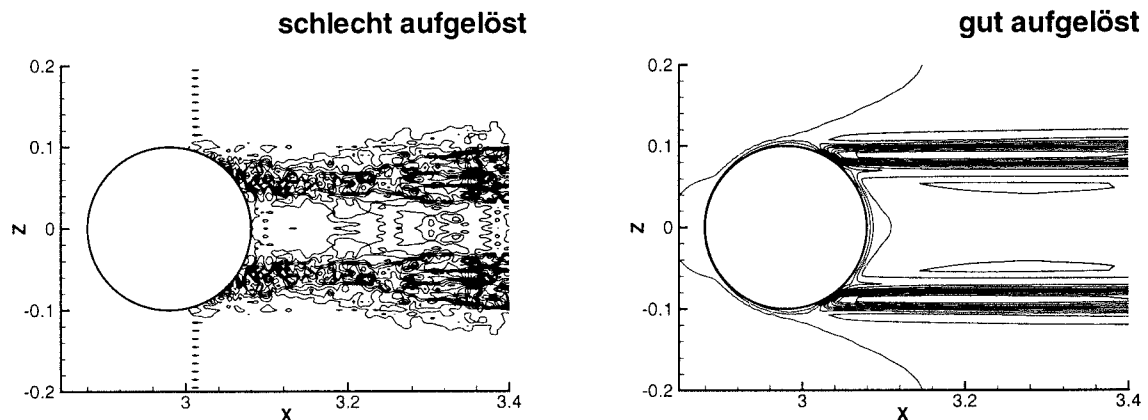


Abbildung 1: Isolinien von ω_{zWand} für zwei verschiedene Auflösungen in y -Richtung

Dargestellt sind hier Isolinien der Wirbelstärkekomponente ω_z an der Wand (bei $y = 0$) für zwei verschieden feine Diskretisierungen in y -Richtung. Im linken Bild wurde in y -Richtung ein äquidistantes Gitter verwendet, welches eine Punktzahl von 11 Punkten über der Höhe der Rauigkeit aufweist. Im rechten Bild wurde dagegen ein gestrecktes Gitter in wandnormaler Richtung verwendet, bei dem die Punkte in Wandnähe konzentriert wurden, wodurch sich bei gleicher Gesamtpunktzahl in y -Richtung ein an der Wand feineres Gitter ergab, welches über der Höhe der Rauigkeit 38 Punkte aufweist. Wie deutlich zu sehen ist, bewirkt eine grobe Auflösung einen raschen Zerfall der auftretenden Strömungsstrukturen, die Strömung wird, verursacht durch die Anfachung numerischer Fehler, scheinbar turbulent. Für Rezeptivitätsuntersuchungen mit kontrollierter Störungseingabe ist somit eine sehr feine Auflösung im Bereich der Rauigkeit unbedingt notwendig.

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 Um die rauigkeitsinduzierte akustische Rezeptivität im nichtlinearen Bereich, d.h. für im Vergleich zur Grenzschichtdicke relativ große Rauigkeiten, untersuchen zu können, wird in nachfolgenden Simulationen am linken Rand des Integrationsgebiets noch eine Schallwelle eingebracht. Hierdurch soll es möglich werden, die durch Interaktion der Schallwelle mit der nun recht großen Rauigkeit entstehenden Grenzschichtstörungen im Detail zu betrachten und Unterschiede zum linearen Bereich der Rezeptivität aufzuzeigen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Frank Deister

Institution: EADS Deutschland GmbH, Militärflugzeuge

Adresse: Postfach 801160
81663 München

Telefon: 089 – 607-27823

Telefax: 089 – 607-29766

e-mail: frank.deister@m.eads.net

weitere Partner:

Dipl.-Inf. Udo Tremel

Prof. Dr.-Ing. habil. Ernst Heinrich Hirschel

Dr.-Ing. Herbert Rieger

Thema:

Automatic feature-based sampling of native CAD data for surface grid generation

Ausgangssituation:

Bei EADS-M (Ottobrunn) wird in Zusammenarbeit mit der Universität Swansea ein Oberflächen-Dreiecksnetzgenerator entwickelt, [1], der auf einem „Advancing Front Algorithm“ Verfahren basiert. Durch die objektorientierte Implementierung wird für Kurven und Flächen eine abstrakte Schnittstelle gewählt, die unabhängig von den zugrunde liegenden mathematischen Definitionen ist. Jede konkrete Implementierung einer Kurven- oder Flächendefinition besitzt somit eine einheitliche Schnittstelle, über welche ihre Funktionen mit der abstrakten Schnittstelle verknüpft sind. Da alle Funktionen nur über diese abstrakte Schnittstelle aufgerufen werden, sind die Algorithmen des Netzgenerators unabhängig von der aktuellen mathematischen Flächen- und Kurvendefinition. Unterstützt werden unter anderem parametrische Kurven und Flächen, die durch Splines beziehungsweise Tensor-Produkte dargestellt werden, wie zum Beispiel Ferguson, Bezier und NURBS. Die Datenformate sind NASA-IGES, STEP und FLITE. Der Netzgenerator ist mittels MPI parallelisiert.

Das „Advancing Front Algorithm“ Verfahren benötigt lokal eine Längeninformation, welche die Grösse der zu generierenden Dreiecke vorgibt. Bisher werden diese lokalen Längen durch Quellen (in Form von Punkten, Kugeln, Zylindern, Boxen) definiert, die manuell vom Benutzer eingeführt werden.

Ziel:

Zur Automatisierung der Oberflächennetzgenerierung ist es notwendig, die lokale Längeninformation ohne Interaktion des Benutzers zu erzeugen. Der Benutzer gibt nur noch eine minimale und maximale Länge und einen maximal erlaubten Krümmungswinkel für die komplette Geometrie oder für Geometriekomponenten (zum Beispiel Flügel oder Rumpf) an. Nun wird lokal die Krümmung der CAD-Kurve beziehungsweise –Fläche ermittelt und entsprechend den globalen Vorgaben des Benutzers eine lokale Länge berechnet. Diese Länge kann nicht grösser sein als die Länge der Kurve beziehungsweise Fläche selbst.

Damit wird voll automatisch eine von der lokalen Krümmung und Grösse der CAD-Kurven beziehungsweise –Flächen abhängige Längenverteilung erstellt, die direkt die Grösse der späteren Dreiecke vorgibt.

Lösungsweg:

Zuerst wird anhand der Krümmung und der Grösse der CAD-Kurve beziehungsweise –Fläche eine Stützstellenverteilung berechnet. Für jede Stützstelle wird entsprechend der obigen Ausführung eine lokale Länge ermittelt. Wenn die lokale Länge kleiner ist als der Abstand der aktuellen Stützstelle zu den benachbarten Stützstellen, werden die lokalen Längen zwischen den Stützstellen zusätzlich bi-linear interpoliert.

Anhand der lokalen Längen wird ein Oktaalbaum erzeugt, der die komplette Geometrie einschliesst. Der Oktaalbaum stellt eine rekursive Unterteilung des Raumes dar, [2]. Die lokale Auflösung des Oktaalbaums wird durch die lokalen Längen bestimmt: Eine Oktaalbaumzelle darf nicht grösser sein als seine einschliessende lokale Länge. Zusätzlich wird die lokale Länge in der entsprechenden Oktaalbaumzelle gespeichert. Nachdem alle lokalen Längen in den Oktaalbaum eingefügt worden sind, wird der Baum selbst geglättet. Der maximal erlaubte Unterschied im Verfeinerungsgrad zweier benachbarter Oktaalbaumzellen beträgt eins. Anschliessend werden die gespeicherten

Längen im Oktalbaum prolongiert und damit auch geglättet: Der räumliche Zuwachs der lokalen Länge ist somit beschränkt. Für die spätere lineare Interpolation wird für jede Oktalbaumzelle der Gradient der lokalen Länge mittels der Methode der kleinsten Fehlerquadrate berechnet.

Während der eigentlichen Oberflächen-Dreiecksnetzgenerierung wird die lokale Länge in einem Punkt benötigt. Mittels der Oktalbaum-Datenstruktur wird effizient die Oktalbaumzelle ermittelt, die diesen Punkt einschliesst. Die in der Oktalbaumzelle gespeicherte lokale Länge wird für den Punkt linear interpoliert und gibt dann die Grösse des zu generierenden Dreiecks an.

Ergebnis:

Das Bild zeigt einen Ausschnitt eines Oberflächendreiecksnetz für eine komplette Kampfflugzeugkonfiguration mit Waffen. Es ist deutlich zu erkennen, dass die lokale Auflösung des Netzes von der Oberflächenkrümmung abhängt. Die Geometriedefinition besteht aus fast 1000 Flächen und 3000 Kurven im IGES-Format. Die Berechnung der lokalen Längen, Generierung des Oktalbaumes und die anschliessende Prolongation der lokalen Längen im Oktalbaum dauert nur 13 Minuten auf einem Linux-PC mit Pentium III Prozessor (800 Mhz).

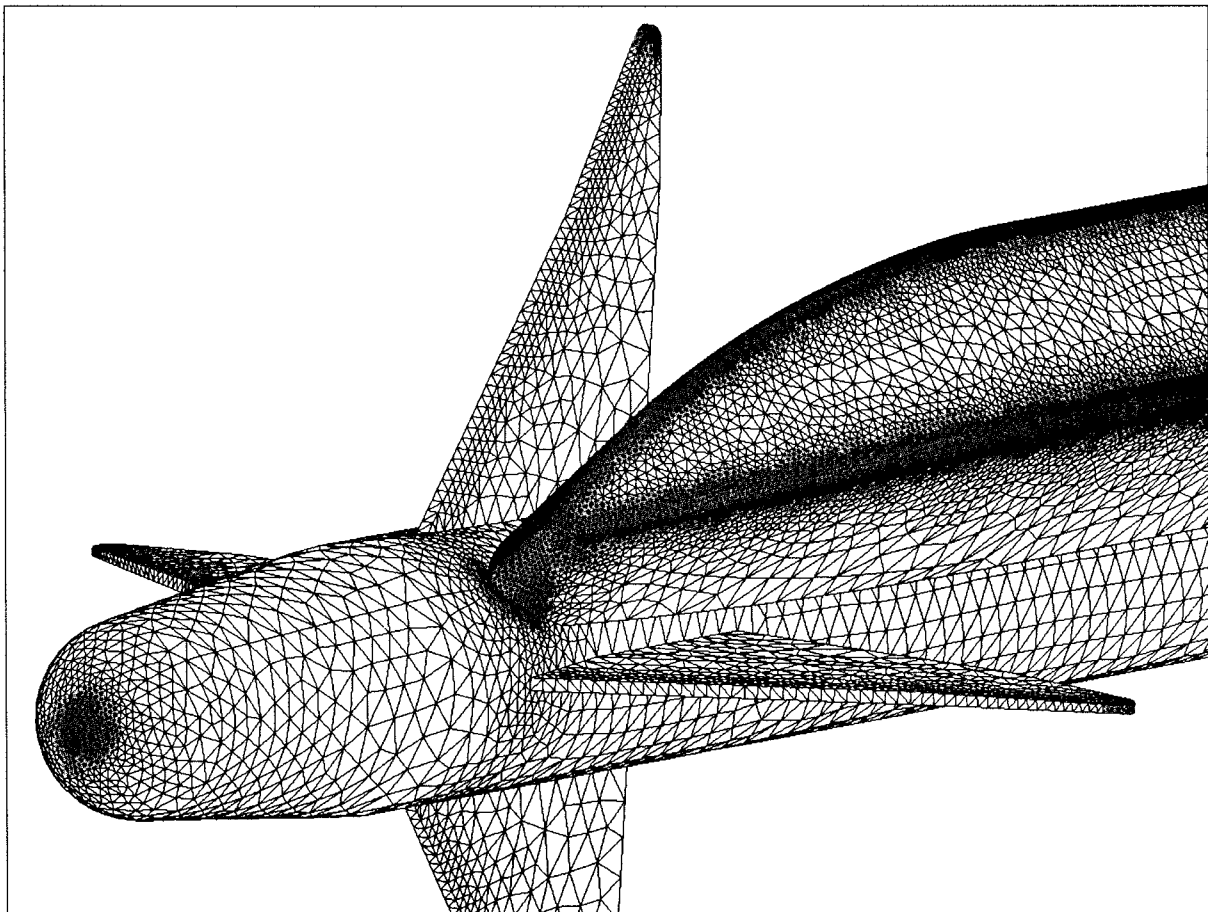


Bild: Oberflächendreiecksnetz.

Literatur:

- [1] L. Fornasier, F. Deister, O. Hassan, U. Tremel, N. Weatherill: „Robust and Efficient Generation of Unstructured Surface Grids about Geometrically Complex Configurations using ‚Real-Design‘ CAD Data“, eingereichte Veröffentlichung für AIAA Konferenz in Reno, USA, 2003.
- [2] F. Deister: „Selbstorganisierendes hybrid-kartesisches Netzverfahren zur Berechnung von Strömungen um komplexe Konfigurationen“, Dissertation, Universität Stuttgart, 2002.

Weiteres Vorgehen:

Parallelisierung des gesamten Programms mittels MPI.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Heinrich und Stefan Melber

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2952833

Telefax: 0531/2952320

e-mail :
ralf.heinrich@dlr.de
stefan.melber@dlr.de

Thema: Implementierung einer Präkonditionierungstechnik für Strömungen kleiner Mach-Zahlen im DLR TAU-Code und Anwendung im Hochauftrieb

Ausgangssituation: Für numerische Lösungen in der stationären Aerodynamik werden im wesentlichen Zeitschrittschemata auf der Basis der kompressiblen Bilanzgleichungen verwendet. Diese Techniken werden auch bei dem im Rahmen des Projektes MEGAFLOW entwickelten CFD Löser TAU verfolgt. Sehr effiziente Lösungen werden durch Verwendung von Konvergenzbeschleunigungstechniken wie lokale Zeitschritte, Residuenglätten und Mehrgitter ermöglicht. Jedoch für Anwendungen mit kleinen Anströmgeschwindigkeiten werden sowohl die Konvergenz- als auch die Genauigkeitseigenschaften dieser Verfahren mit sinkender Anströmgeschwindigkeit immer schlechter. Dies wird beispielsweise bei der Simulation von Hochauftriebsströmungen sehr deutlich.

Ziel: Durch seinen hybriden Ansatz ist der unstrukturierte TAU-Code im besonderen für Strömungen um komplexe Geometrien geeignet. Daher bietet sich eine Anwendung des TAU-Codes insbesondere für Hochauftriebsströmungen um Start- bzw. Landekonfigurationen an. Ziel ist es nun, den TAU-Code algorithmisch so zu erweitern, dass die Konvergenz- und Genauigkeitseigenschaften im Bereich kleiner Geschwindigkeiten ähnlich gut wie im Transschall sind. Der so verbesserte Code soll dann beispielsweise für die Analyse von Hochauftriebsströmungen insbesondere in kritischen Bereichen eines Transportflugzeuges wie den Übergängen zwischen Flügel und Rumpf oder Flügel / Pylon und Triebwerk genutzt werden.

Lösungsweg: Die oben beschriebenen schlechten Konvergenzeigenschaften werden durch die mit sinkender Anströmgeschwindigkeit wachsende Steifheit des zu lösenden Gleichungssystems begründet. Die sinkende Genauigkeit wird durch eine schlecht balancierte künstliche Viskosität hervorgerufen. Abhilfe verspricht eine Veränderung der Zeitabhängigkeit der Gleichungen ohne die stationäre Lösung des zu lösenden Systems zu beeinflussen. In der Literatur ist diese Technik als *Time-Derivative Preconditioning* bekannt. Auf der Basis der Arbeiten von Choi und Merkle [1] sollte das im TAU-Code vorhandene zentrale Schema entsprechend erweitert werden.

Ergebnis: Ein einfaches numerisches Experiment zeigt bereits Vorzüge des Preconditionings. Die reibungsfreie Strömung um ein NACA0012 wurde für drei Anström-Mach-Zahlen im Bereich von 0.001 bis 0.1 simuliert. Da es sich um reine Unterschallströmungen handelt, sollte der simulierte Widerstand möglichst nahe Null sein. Alle drei Strömungen sollten sich physikalische sehr ähnlich verhalten. Dies wird bei der Simulation mit Preconditioning

deutlich. Der resultierende Widerstand sowie die Anzahl der durchzuführenden Iterationen ist für alle drei Rechnungen annähernd identisch. Die Konvergenz und die Qualität der Lösung ist bei kleinen Geschwindigkeiten mehr oder weniger unabhängig von der Anströmgeschwindigkeit. Die Simulationen ohne Preconditioning steht dazu in krassem Gegensatz. Mit sinkender Mach-Zahl steigt die Anzahl der durchzuführenden Mehrgitterzyklen, sowie der Widerstand drastisch an (siehe Tabelle 1).

	MG-Zyklen	Widerstand	MG-Zyklen	Widerstand
	Kein Preconditioning		Preconditioning	
Ma= 0.1	381	0.000763	133	0.000293
Ma= 0.01	1497	0.005384	133	0.000293
Ma= 0.001	5432	0.042612	133	0.000293

Tabelle 1: Anzahl Mehrgitter-Zyklen und Widerstand für eine Konvergenz von 7 Größenordnungen (NACA0012, reibungsfrei)

Ermutigt durch diese Ergebnisse wurden erste Simulationen im 3D Hochauftrieb unter Verwendung der Preconditioning Technik durchgeführt. Erste Ergebnisse liegen vor [2]. Bild 1 zeigt beispielsweise ein Detail der Strömung um eine Hochauftriebskonfiguration. Es besteht die Hoffnung durch die höhere Genauigkeit des Preconditionings im Vergleich zum Standard-Verfahren die in Hochauftriebsströmungen auftretenden Wirbel besser wiederzugeben und damit auch genauere Aussagen bezüglich des Maximalauftriebs, sowie den Einfluss konfigurativer Änderungen machen zu können. Im Vortrag sollen die Unterschiede der Lösungen mit und ohne Preconditioning an einfachen und hoch komplexen Fällen genau analysiert und gegenüber gestellt werden.

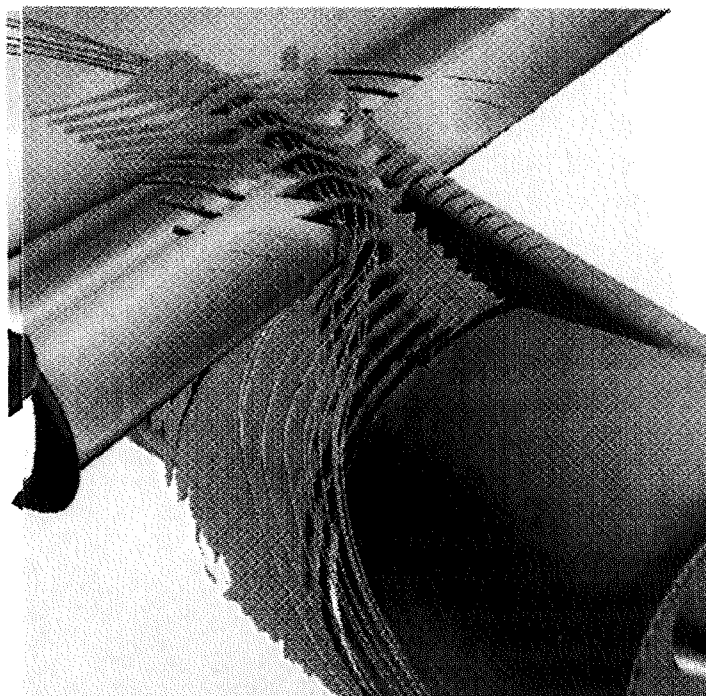


Bild 1: ALVAST Hochauftrieb mit CRUF Triebwerk (cp auf der Oberfläche, vorticity in den Schnittebenen, Verwendung des Preconditioning)

Literatur:

- [1] Choi, Y.-H.; Merkle, C. : The Application of Preconditioning to Viscous Flows. Journal of Computational Physics, 105 (1993), 207-233
- [2] Melber, S.; Wild, J.; Rudnik, R.: Overview about the HLRS Projekt "Numerical High Lift Research" (NHLRes). DLR IB 124-2002/15, 2002.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: DFG Transferprojekt: Blattspitzenwirbel-Kanalstoß-Interaktion in transsonischen Verdichterroten und ihr Einfluß auf die Stabilitätsgrenze von Verdichtern.

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Willy Hofmann

Institution: RWTH Aachen, Lehr- und Forschungsgebiet Mechanik, Prof. J. Ballmann

Adresse: Templergraben 64
52062 Aachen

Telefon: ++241/8094631

Telefax: ++241/8092126

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

weitere Partner: RWTH Aachen , Aerodynamisches Institut,
Rolls-Royce Deutschland Ltd & Co KG

Thema: Shock-Vortex-Interaction in a Transonic Turbocompressor

Ausgangssituation:

A great potential regarding powerfull loss reduction in transonic axial flow compressors is located at the blades' tip. In this region losses are caused by blade tip vortices. Tip-vortices develop due to the pressure difference between suction and pressure side and roll up above the suction side. The pressure difference induces high energy flow through the tip gap and causes the vortex formation. The vortex trajectory starts at the tip of the leading edge with a feeding sheet along the tip edge and propagates into the passage. In a transonic rotor from each blade leading edge oblique shock waves and expansion waves emanate. On the suction side, a bow shock is caused by the leading edge thickness followed by expansion waves produced by the blade suction surface curvature. On the pressure side the shock is being intensified and crosses the passage impinging on the suction side of the adjacent blade.

The aforementioned tip-vortex has to cross the passage shock. The shock-vortex-interaction leads to a sudden and strong deceleration of the flow, a rapid expansion of the vortex and, as consequence, to a strong change in the vorticity distribution of the vortex [1]. Schlechtriem and Lötzerich [2] detected tip clearance vortex breakdown in a transonic axial compressor rotor downstream of the shock-vortex interaction. A significant indication for the occurrence of the breakdown was an abrupt deceleration of the flow within the leakage vortex across the passage shock. They suspected that a blockage resulting from the breakdown had an important impact on stall even inducing compressor surge.

Ziel:

Depending on the intensity of the shock-vortex-interaction, vortex breakdown may occur. Vortex breakdown may be the reason for compressor surge. In order to clarify these phenomena, to improve compressor performance, and to increase stall margin it is necessary to analyze the formation of the vortex, its evolution and topology, the propagation through the passage, the interactions of the vortex with boundary and shear layers and with the shock.

Lösungsweg:

For that purpose numerical flow simulations are executed for the well-known NASA rotor 37 [3,4]. The computations are carried out for three dimensional flow using the commercial code EURANUS. EURANUS is an integral part of the software package NUMECA FINE [5]. The Favre-Reynolds-averaged Navier-Stokes equations are discretized using a cell-centered explicit finite volume scheme after Jameson in the relative coordinate system which is the rotating reference frame. Time integration is performed using a four step Runge-Kutta

scheme. To stabilize the time-marching scheme, scalar eigenvalue-based second or fourth order difference smoothing operators are used. To speed up convergence to steady state, local time stepping, residual smoothing, and multigrid techniques are applied.

Ergebnis:

In the paper to present detailed analyses are reported which have been performed concerning tip-vortex development and topology as well as shock-vortex interaction. The tip-vortex is characterized by rolling-up of a shear layer between the leakage-jet and main stream. The rolling-up forms a stream-wise slender vortex with a wake-like profile [6]. The formation of the slender, tip leakage vortex is pressure driven. Because of typical relative Mach numbers up to 1.6 in the tip region of transonic axial compressor rotors and subsonic axial velocity, mechanism of vortex formation and evolution is similar to the behavior of the flow field about a subsonic leading edge of a delta wing in supersonic flow [7].

Comparing high mass flow operating conditions with conditions close to stall, the passage shock moves upstream, shock-vortex-interactions are enforced. Leaving stable conditions, computations do not lead to steady state, the tip-vortex breaks down completely, the interaction area of shock and vortex enlarges and migrates upstream along the vortex trajectory, and blockage in terms of recirculation increases [8]. From this point of view, stall of an transonic axial flow compression rotor is combined with vortex breakdown.

Literatur:

1. Thomer, O., Krause, E., Schröder, W., Meinke, M.: Computational Study of Normal and Oblique Shock-Vortex Interactions. ECCOMAS 2000, Barcelona 11-14, September, 2000
2. Schlechtriem, S., Lötterich, M.: Breakdown of Tip Leakage Vortices in Compressors at Flow Conditions Close to Stall. ASME Paper No. 97-GT-41, 1997
3. Moore, R.D., Reid, L.: Performance of Single-Stage Axial-Flow Transonic Compressor Rotor and Stator Aspect Ratios of 1.19 and 1.26, Respectively, and with Design Pressure Ratio of 2.05. NASA TP 1659, 1980
4. Reid, L., Moore, R.D.: Design and Overall Performance of Four Highly Loaded, High Speed Inlet Stages for an Advanced High-Pressure Ratio Core Compressor. NASA TP-1337, 1978
5. FINE™ Numeca's Flow Integrated Environment: User Manual FINE™. 2000
6. Hofmann, W., Ballmann, J.: Tip-Vortices in Transonic Axial-Compressors. NNFM Vol. 77, Springer, 2002, pp 341-349
7. Smart, M.K., Kalkhoran, I.M., Popovic, S.: Some aspects of streamwise vortex behavior during oblique shock wave/vortex interaction. Shock Waves, Vol. 8, pp. 243-255, 1998
8. Hofmann, W., Ballmann, J.: Tip Clearance Vortex Development and Shock-Vortex-Interaction in a Transonic Axial Compressor Rotor. AIAA paper 2002-0083

weiteres Vorgehen:

Future work will include the analysis of different circumferential rotor speeds and different blades in order to modify the tip clearance vortex, the passage shock position, and to compare the flow field phenomena.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: DLR Projekt Wirbelschleppe

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Frank Holzäpfel

Institution: Institut für Physik der Atmosphäre, DLR Oberpfaffenhofen

Adresse: 82234 Weßling

Telefon: (0 81 53) 28-25 29

Telefax: (0 81 53) 28-18 41

e-mail: frank.holzaepfel@dlr.de

Thema: A subgrid-scale model correction for strong streamline curvature effects

Ausgangssituation:

Large eddy simulations (LES) explicitly simulate turbulent eddies that are resolved on a computational grid, whereas smaller scale fluctuations are smoothed and modelled by subgrid-scale closures. If the scales of eddies that dominate turbulent transport are resolved, the subgrid model primarily has to provide an appropriate energy sink that prevents a tailback of small scale energy. If, however, the larger-scale turbulence is suppressed by stabilizing body forces - as the buoyancy force in a stably stratified environment or centrifugal forces in a rotating flow or is damped in the vicinity of a wall - the subgrid-scale model may locally control turbulent transport. As a consequence, the flow regions that are strongly affected by body forces may rather represent a solution of the subgrid-scale model than of the Navier Stokes equations.

These effects become most objectionable when an appropriate resolution of all involved length scales is not feasible. Simulations that investigate the interaction of aircraft wake vortices with environmental conditions basically suffer from limited resolution. An extreme example is the LES of wake vortices in a convectively driven atmospheric boundary layer (Holzäpfel et al., 2000). Ideally, the LES should resolve length scales spanning the order of approximately 0.1 m in the strongly rotating vortex cores to the order of 1000 m in the atmosphere, where the latter length scale roughly corresponds to the inversion height of a convective boundary layer. An appropriate equidistant numerical mesh would need $O(10^{12})$ mesh points, whereas current grids are limited to about 10^7 meshes.

Ziel:

The aim of the current investigation is to develop a correction of the subgrid model that represents to first order the effects of strong streamline curvature in underresolved regions of the flow. There are many engineering applications in which it is desirable to model strongly swirling flows (in e.g. combustion) or other flows with strong streamline curvature (e.g. turbomachinery) with a modest number of grid points without resolving all details of the flow.

Lösungsweg:

In the current presentation first the effects of the Smagorinsky eddy-viscosity concept on an insufficiently resolved vortex are discussed analytically. A correction for strong streamline curvature effects is proposed that is based on the Richardson number derived by Bradshaw (1969). Bradshaw's Richardson number

$$Ri = \frac{2u}{r^2} \frac{\partial u r}{\partial r} \bigg/ \left(\frac{\partial u}{\partial r} \right)^2$$

relates the oscillation frequency squared of a radially displaced fluid element which retains its angular momentum in a flow with curvature of radius r to the square of a „typical frequency scale of the shear flow“. It is shown that the application of plane shear in the denominator

leads erroneously to maximum stability at the radius of maximum tangential velocity. The new correction (termed NaCoo)

$$Ri = \frac{2v_t}{r} \left(\frac{v_t}{r} + \frac{\partial v_t}{\partial r} \right) / D^2$$

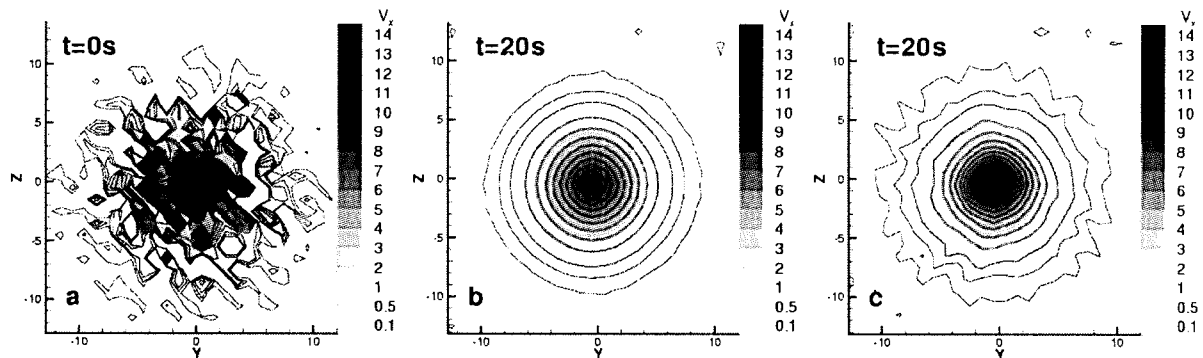
uses instead the deformation tensor as typical shear flow frequency and is solved in fully three-dimensional natural coordinates. It employs directly the tangential velocity, v_t , along a local streamline whose curvature is given by an inscribed circle with radius r . The curvature radius is calculated locally at every grid point following the approach of Hirsch (1996). The correction modifies the subgrid-scale viscosity according to

$$\nu_{sgs} = \nu_{sgs, standard} \frac{1}{1 + Ri}$$

Features of the proposed correction will be discussed in comparison with other approaches from literature (Cotel and Breidenthal, 1999, Lewellen et al., 2000, Shen et al., 1999).

Ergebnis:

The figure depicts the vorticity distribution in a plane Lamb-Oseen vortex with initially superimposed random perturbations and an initial core radius that is resolved by four grid points at times of $t = 0$ s and at $t = 20$ s. With NaCoo (c) the peak vorticity is well preserved and turbulence is damped moderately whereas the standard Smagorinsky closure strongly damps both. Further examples comprising laminar vortices and turbulent aircraft wake vortices in a quiescent and a turbulent atmosphere demonstrate that the correction in general allows for a more realistic modelling of inadequately resolved vortices. The main benefits of NaCoo are (i) to conserve the peak vorticity in the vortex cores, (ii) to reduce vortex core radius growth rates, (iii) to lead to the formation of an outer vortex core, and (iv) to allow for vortex core meandering. All these features are found in experimental studies of turbulent vortices (for example Jacquin et al., 2001).



Vorticity distribution of a Lamb-Oseen vortex with initially superimposed random perturbations at (a) $t = 0$ s and at $t = 20$ s applying (b) the standard Smagorinsky closure and (c) the streamline curvature correction NaCoo.

Literatur:

- Bradshaw P. (1969) The analogy between streamline curvature and buoyancy in turbulent shear flow, *J. Fluid Mech.* **36**, pp. 177-191.
- Cotel A.J., Breidenthal R.E. (1999) Turbulence inside a vortex, *Phys. Fluids* **11**, pp. 3026-3029.
- Hirsch C., Leuckel W. (1996) A curvature correction for the k- ϵ model in engineering applications, Proc. 3rd Int. Symp. on Engineering Turbulence Modelling and Measurements, pp. 71-80.
- Holzäpfel F., Gerz T., Frech M., Dörnbrack A. (2000) Wake Vortices in a Convective Boundary Layer and Their Influence on Following Aircraft, *J. of Aircraft* **37**, pp. 1001-1007.
- Jacquin L., Fabre D., Geffroy P. (2001) The Properties of a Transport Aircraft Wake in the Extended Near Field: an Experimental Study, AIAA Paper 2001-1038.
- Lewellen D.C., Lewellen W.S., Xia J. (2000) The influence of a local swirl ratio on tornado intensification near the surface, *J. of the Atmospheric Sciences* **57**, pp. 527-544.
- Shen S., Ding F., Han J., Lin Y.-L., Arya S.P., Proctor F.H. (1999) Numerical Modeling Studies of Wake Vortices: Real Case Simulations, AIAA Paper 99-0755

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: G. Khujadze, M. Oberlack

Institution: Hydromechanics and Hydraulics Group, Darmstadt University of Technology

Adresse:

Hydromechanics and Hydraulics Group,
Darmstadt University of Technology,
Petersenstr. 13, 64287 Darmstadt, Germany

Telefon: 06151 162593

Telefax: 06151 167061

e-mail: khujadze@hyhy.tu-darmstadt.de

weitere Partner:

Thema: DNS and Scaling Laws from the New Symmetry Groups of ZPG Turbulent Boundary Layer Flow.

Ausgangssituation:

Lie group approach developed by Oberlack (see [1] and references therein) unifies a large set of scaling laws (invariant solutions) for the mean velocity of stationary parallel turbulent shear flows and extends the work done by Oberlack. From the two-point correlation equations the knowledge of the symmetries allows us to rederive a broad variety of invariant solutions for turbulent flows: the logarithmic law of the wall, an algebraic law, the viscous sublayer, the linear region in the centre of a turbulent Couette flow and in the centre of a rotating channel flow, and a new exponential mean velocity profile that is found in the mid-wake region of flat-plate boundary layers. The present focus is on the exponential law and corresponding new scaling laws for one- and two-point correlations.

Ziel:

The approach is used to derive *new scaling laws* for zero pressure gradient turbulent boundary layer flow. A direct numerical simulation (DNS) is performed for its verification.

Lösungsweg:

The present analysis is based on the two-point correlation equation with mean velocity profile $\bar{u}_1 \equiv \bar{u}_1(x_2)$, where x_2 is the wall normal coordinate [2].

$$\begin{aligned} \frac{\bar{D}R_{ij}}{\bar{D}t} + R_{kj} \frac{\partial \bar{u}_i(\mathbf{x}, t)}{\partial x_k} + R_{ik} \frac{\partial \bar{u}_j(\mathbf{x}, t)}{\partial x_k} \bigg|_{\mathbf{x}+\mathbf{r}} + [\bar{u}_k(\mathbf{x} + \mathbf{r}, t) - \bar{u}_k(\mathbf{x}, t)] \frac{\partial R_{ij}}{\partial x_k} \\ + \frac{\partial \overline{pu'_j}}{\partial x_i} - \frac{\partial \overline{pu'_j}}{\partial r_i} + \frac{\partial \overline{u'_i p}}{\partial x_j} + \frac{\partial R_{(ik)j}}{\partial x_k} - \frac{\partial}{\partial r_k} [R_{(ik)j} - R_{i(jk)}] = 0, \end{aligned} \quad (1)$$

where $R_{ij} = \overline{u'_i(\mathbf{x}, t) u'_j(\mathbf{x} + \mathbf{r}, t)}$ is a two-point correlation tensor and $\frac{\bar{D}}{\bar{D}t} = \left(\frac{\partial}{\partial t} + \bar{u}_k \frac{\partial}{\partial x_k} \right)$ is the mean substantial derivative.

In the present study Lie's procedure is used to find symmetry transformations and self-similar solutions of the equation. The computation of the determining system, is completely algorithmic and has been aided by the Lie group software package. As a result all symmetries are found in the infinitesimal form.

Once the infinitesimals of a transformations are known, their global form can be determined by integrating the first order system (using Lie's first theorem):

$$\frac{d\mathbf{x}^*(\varepsilon)}{d\varepsilon} = \xi(\mathbf{x}^*(\varepsilon), \mathbf{y}^*(\varepsilon)); \quad \frac{d\mathbf{y}^*(\varepsilon)}{d\varepsilon} = \eta(\mathbf{x}^*(\varepsilon), \mathbf{y}^*(\varepsilon)); \quad (2)$$

with the initial conditions:

$$\varepsilon = 0 : \quad \mathbf{x}^*(\varepsilon) = \mathbf{x} \text{ and } \mathbf{y}^*(\varepsilon) = \mathbf{y},$$

where $\mathbf{x}^*$ and $\mathbf{y}^*$ correspond to the new independent and dependent variables.

Ergebnis: For the present problem we focus on scaling symmetries, Galilean invariance and the translation group. Using Lie's first theorem we obtain the global transformations as follows:

$$\tilde{x}_2 = x_2 e^{-\varepsilon_1}, \quad \tilde{r}_i = r_i e^{-\varepsilon_1}, \quad \tilde{u}_1 = \bar{u}_1 e^{-\varepsilon_1}, \quad \tilde{R}_{ij} = R_{ij} e^{\varepsilon_1}, \quad \tilde{z}_i = \bar{z}_i, \dots \quad (3)$$

$$\tilde{x}_2 = x_2, \quad \tilde{r}_i = r_i, \quad \tilde{u}_1 = \bar{u}_1 e^{\varepsilon_2}, \quad \tilde{R}_{ij} = R_{ij} e^{-\varepsilon_2}, \quad \tilde{z}_i = \bar{z}_i, \dots \quad (4)$$

$$\tilde{x}_2 = x_2, \quad \tilde{r}_i = r_i, \quad \tilde{u}_1 = \bar{u}_1 e^{\varepsilon_3}, \quad \tilde{R}_{ij} = R_{ij}, \quad \tilde{z}_i = \bar{z}_i e^{-\varepsilon_3}, \dots \quad (5)$$

$$\tilde{x}_2 = x_2 + \varepsilon_4, \quad \tilde{r}_i = r_i, \quad \tilde{u}_1 = \bar{u}_1, \quad \tilde{R}_{ij} = R_{ij}, \quad \tilde{z}_i = \bar{z}_i, \dots \quad (6)$$

$$\tilde{x}_2 = x_2, \quad \tilde{r}_i = r_i, \quad \tilde{u}_1 = \bar{u}_1 + \varepsilon_5 f(x_2, \mathbf{r}), \quad \tilde{R}_{ij} = R_{ij}, \quad \tilde{z}_i = \bar{z}_i, \dots \quad (7)$$

where $z_i \equiv \{\bar{p}u_i, \bar{u}_i p\}$. The variables $\varepsilon_1 - \varepsilon_5$ are the group parameters of the corresponding transformations.

Three independent scaling groups (3)-(5) have been computed. This is in striking contrast to the Euler and Navier-Stokes equations, which only admit two and one scaling groups respectively. The last two equations represent the translation symmetry in space and the generalized Galilean transformation, respectively.

In the paper [1] it has been shown that the symmetry breaking of the scaling of space leads to a new exponential scaling law which physically corresponds to the outer part of a boundary layer flow, the so-called wake region.

Imposing the assumption of symmetry breaking of the scaling of space we obtain an extended set of scaling laws for the mean velocity and Reynolds stresses in normalized and nondimensional variables:

$$\frac{\bar{u}_\infty - \bar{u}}{u_\tau} = \alpha \exp\left(-\beta \frac{x_2}{\Delta}\right), \quad \overline{u'_i u'_j} = b_{ij} \exp\left(-a \frac{x_2}{\Delta}\right), \quad (8)$$

where α, β, b_{ij} and a are universal constants and Δ is the Rotta-Clauser length scale.

The code for DNS was developed at KTH, Stockholm (for details see [3]) using a spectral method. $Re_{\delta^*} = 600$ at $x = 0$. Two simulations were performed with 7.9 and 31.2 million modes, respectively. On

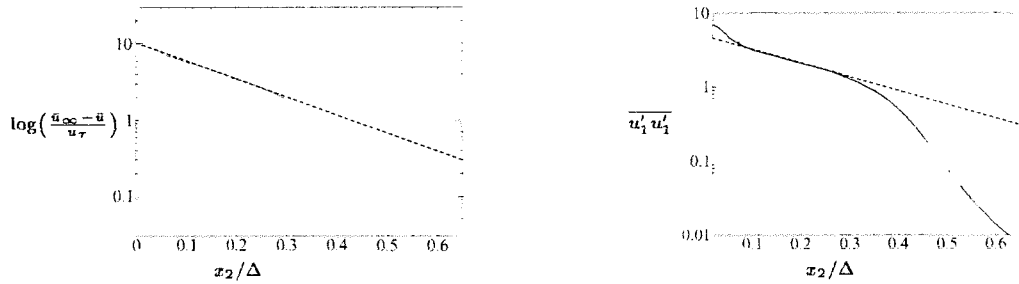


Figure 1: Mean velocity profile in linear-log scaling and $\overline{u'_1 u'_1}$. Solid line corresponds to DNS, dashed one to the theoretical results.

the figure the mean velocity and the first component of Reynolds stress tensor are presented. It shows good agreement between DNS data and the scaling laws derived from Lie group approach.

The most interesting theoretical result is that new symmetries of the two-point correlation equations are found which are not intrinsic to the Navier-Stokes or Euler equations. These symmetries have in turn be used to derive new scaling laws for the two-point and Reynolds stress quantities. A low Reynolds number DNS shows the validity of the scaling laws.

Literatur:

1. Oberlack M. "A unified approach for symmetries in plane parallel turbulent shear flows". J.Fluid Mech., **427**, pp. 299-328, (2001).
2. Oberlack M. "Asymptotic expansion, symmetry groups and invariant solutions of laminar and turbulent wall bounded flows" Z.Angew.Math.Mech. **80** 11-12, pp. 791-800, (2000).
3. Lundbladh A. et al. "An efficient spectral method for simulation of incompressible flow over a flat plate". Tech. Rep. 1999:11. KTH, Stockholm.

weiteres Vorgehen: Implement theoretical results into statistical turbulence models.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Dr.-Ing. Andreas Krumbein (<http://www.bs.dlr.de/~krum>)

Institution DLR - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295-2429

Telefax: 0531 / 295-2320

weitere Partner

Thema **On Modeling of Transitional Flow and its Application on a High Lift
Multi-element Airfoil Configuration
AIAA-2003-724**

The modeling of laminar-turbulent transition in Reynolds-averaged Navier-Stokes solvers (RANS) is a necessary requirement for the computation of airfoils and wings in aerospace industry, as it is not possible to obtain quantitatively correct results, if the laminar-turbulent transition is not taken into account. For the design process of a wing in aerospace industry exists the demand for a RANS-based CFD tool that is able to automatically and autonomously handle flows with laminar-turbulent transition.

First steps towards the setup of such a tool were made e.g. in ¹, where a RANS solver and an e^N -method²⁻³ based on linear stability theory and the parallel flow assumption, were applied or in ⁴, where a RANS solver, a laminar boundary layer method⁵ and an e^N -method were coupled. There, the boundary layer method was used to produce highly accurate laminar, viscous layer data to be analyzed by a linear stability code. Such, the very expensive grid adaptation necessary to produce accurate viscous layer data directly from the Navier-Stokes grid was avoided. The use of an e^N -database method⁶ results in a coupled program system that is able to automatically handle transition prediction. Alternative approaches using a transition closure model or a transition/turbulence model directly incorporated into the RANS solver are documented in ⁷⁻⁹.

At the German Aerospace Center (DLR) the structured RANS code FLOWer¹⁰ is used together with the laminar boundary layer method⁵ and the e^N -database method⁶. The laminar boundary layer method and the e^N -database method are forming a so called 'transition prediction module' that is coupled to the RANS solver and that interacts with the RANS solver during the computation¹¹⁻¹². Presently, the transition prediction module of FLOWer can be applied to 2-dimensional one-element configurations.

The description of transitional flow regions in FLOWer is done by the application of point transition, which means that turbulence quantities which are suppressed in the laminar part of the flow suddenly become active at the location of transition onset. This procedure results in a sudden change of the flow quantities around the location of transition onset. Although due to the effects of numerical dissipation a small transitional-like flow region is generated artificially, the sudden change of the flow quantities is often strong enough to prevent the iterative transition prediction process to converge¹³. In addition, the application of point transition comes along with a strong upstream influence such that the transitional-like flow region starts considerably upstream of the transition location. In 2-dimensional airfoil flows an upstream influence up to 10% of the chord length of the airfoil can be observed.

The extension of the FLOWer code to avoid these two drawbacks - the restricted application of the transition prediction module to 2-dimensional one-element configurations and the application of point transition instead of the physical modeling of transitional flow - is currently under way. The work is done in the European project HiAer - High Level Modelling of High Lift Aerodynamics¹⁴. In the HiAer project, the coupled program system is extended to 2-dimensional multi-element configurations and physical models for the computation of transitional flow regions are introduced. The extended code is applied to 2-dimensional high lift systems.

The extensions are performed in two steps. First, a generalized infrastructure in the FLOWer code with respect to the transition prediction module is build up and tested. I.e., the code is changed in such a way that the transition prediction module can be activated in the future for arbitrary multi-element configurations independent of the block topology and the grid structure. Second, the transition prediction module is coupled to the generalized infrastructure.

In the framework of this paper, the first extension step is documented. Thus, this paper has the character of a progress report.

As up to now the transition prediction module is not yet coupled to the extended FLOWer code, the locations of laminar separation determined by the FLOWer code are supposed to represent the laminar-turbulent transition locations in a first step. In many cases, this assumption leads to a good approximation of the real transition point. This may be the case for low Reynolds number airfoil flows when transition does not occur before the laminar boundary layer separates.

As the term 'transition prediction' in this restricted context is not accurate the verbalization 'transition determination' is used for the applied handling of points where transition is fixed throughout this paper.

The main objective of the performed work presented in this paper is to supply a reliably working infrastructure in a RANS code such that the RANS code together with the transition prediction module described above can be used in the future for the computation of 2-dimensional multi-element high lift systems of aircrafts including transitional flow regions. In order to achieve the new objectives in the FLOWer code the steps which have to be done according to the first extension step are:

- Implementing the capability to fix transition at the point of laminar separation in the RANS computation
- Implementing the capability to compute transitional flow regions

These two issues are the subjects of this paper.

A method and an algorithm for detecting the laminar separation points are derived and implemented into the FLOWer code. For each element of a high lift configuration on the upper and lower side the laminar separation point will be detected and the transition fixed there. The intermittency function and two transition length models are implemented and validated in a variety of test computations at a selected high lift multi-element test case.

This paper focuses on the background of the implementation work and the testing of the functionalities of the algorithms. Details of the implementation, which are consequences of the underlying transition prediction strategy^{4-6, 11-12} are outlined. The testing is described and documented by a number of commented plots of the results of the transition determination procedure and of the transition length models.

References

- ¹Radespiel, R.; Graage, K.; Brodersen, O.: "Transition Predictions Using Reynolds-Averaged Navier-Stokes and Linear Stability Analysis Methods", *AIAA 91-1641*, 1991
- ²Smith, A.M.O.; Gamberoni, N.: "Transition, Pressure Gradient and Stability Theory," Douglas Aircraft Company, Long Beach, Calif. Rep. ES 26388, 1956
- ³van Ingen, J.L.: "A suggested Semi-Empirical Method for the Calculation of the Boundary Layer Transition Region," *Univ. of Delft, Dept. Aerosp. Eng., Delft, The Netherlands*, Rep. VTH-74, 1956
- ⁴Stock, H. W.; Haase, W.: "A Feasibility Study of e^N Transition Prediction in Navier-Stokes Methods for Airfoils", *AIAA Journal*, Vol.37, no. 10, pp. 1187-1196, 1999
- [5] Horton, H. P.; Stock, H. W.: "Computation of Compressible, Laminar Boundary Layers on Swept, Tapered Wings", *J. Aircraft*, Vol.32, pp.1402-1405, 1995
- [6] Stock, H. W.; Degenhardt, E.: "A simplified e^N method for transition prediction in two-dimensional, incompressible boundary layers", *Z. Flugwiss. Weltraumforsch.*, Vol.13, pp.16-30, 1989
- [7] Warren, E. S.; Hassan, H. A.: "Transition Closure Model for Predicting Transition Onset", *J. Aircraft*, Vol.35, pp. 769-775, 1998
- [8] Czerwiec, R.M.; Edwards, J. R.; Rumsey, C. L.; Bertelrud, A.; Hassan, H. A.: "Study of High-Lift Configurations Using $k-\zeta$ Transition/Turbulence Model", *AIAA 99-3186*, 1999
- ⁹Edwards, J. R.; Roy, C. J.; Blottner, F. G.; Hassan, H. A.: "Development of a One-Equation Transition/Turbulence Model", *AIAA Journal*, Vol.39, no. 9, pp. 1691-1698, 2001
- ¹⁰FLOWer - Installation and User Handbook, Release 116, Doc.Nr. MEGAFLOW-1001, Institut für Entwurfsaerodynamik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., 2000
- ¹¹Krumbein, A.; Stock, H. W.: "Laminar-turbulent Transition Modeling in Navier-Stokes Solvers using Engineering Methods", ECCOMAS 2000, Barcelona (e), 11.-14. September 2000, ECCOMAS 2000 - CD-Rom Proceedings, Hrsg.: International Center for Numerical Methods in Engineering (CIMNE), 2000, ISBN: 84-89925-70-4, Depósito Legal: B-37139-2000
- ¹²Krumbein, A.: "Coupling of the DLR Navier-Stokes Solver FLOWer with an e^N -Database Method for laminar-turbulent Transition Prediction on Airfoils", Notes on Numerical Fluid Mechanics-Vol.77, pp. 92-99, Springer Verlag, 2002
- ¹³Stock, H. W.; Haase, W.: "Navier-Stokes Airfoil Computations with e^N Transition Prediction Including Transitional Flow Regions", *AIAA Journal*, Vol.38, no. 11, pp. 2059-2066, 2000
- ¹⁴High Level Modelling of High Lift Aerodynamics-HiAer, Annex 1, "Description of Work", GROWTH Project GRD1-2000-25226 HiAer
- ¹⁵Dhawan, S.; Narasimha, R.: "Some properties of boundary layer flow during the transition from laminar to turbulent motion", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.3, pp. 418-436, 1958
- ¹⁶Walker, G. J.: "Transitional Flow on Axial Turbomachine Blading", *AIAA Journal*, Vol.27, No. 5, pp. 595-602, 1989
- ¹⁷Brodersen, O.; Ronzheimer, A.; Ziegler, R.; Kunert, T.; Wild, J.; Hepperle, M.: "Aerodynamic Applications using MegaCads", Proc. of 6th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulation, editor: M. Cross, publisher: ISGG, NSF Eng. Research Center, Mississippi State University, pp. 793-802, 1998

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

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 CAD-Geometrien mit Hilfe von Freiform-Deformation und Netzgenerierungstechniken

Ausgangssituation:

In der Luftfahrtindustrie haben sich numerische Verfahren zur Strömungssimulation (CFD) als verlässliches und effizientes Werkzeug in allen Phasen des Entwurfsprozesses etabliert. Automatisierung und Genauigkeit dieser Verfahren gestatten es auch Strömungsanalysen für solche Geometrien durchzuführen, die nahezu jedes Detail der endgültigen Flugzeugkonfiguration beinhalten. Parallel zu den Entwicklungen auf dem CFD-Sektor vollzieht sich im Flugzeugbau eine immer stärkere Einbettung des Entwurfsprozesses in Systeme zur geometrischen Datenverarbeitung (CAD) und zur elektronischen Prozeßdatenverarbeitung (PDM), mit dem Ziel Prozeßabläufe zu automatisieren um Entwicklungszeiten und Kosten zu reduzieren.

Vor diesem Hintergrund wurde vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik der DLR das Netzgenerierungssystem CENTAUR [1] beschafft, um auf CAD-basierten Geometriedaten hybride unstrukturierte Rechennetze um komplexe Geometrien weitgehend automatisch zu generieren. Je nach Qualität und Quantität der CAD-Daten können in Kombination mit dem DLR-Strömungslöser TAU [2] Zykluszeiten von wenigen Tagen erzielt werden [3].

Ziel:

Die nächste große Herausforderung in der Weiterentwicklung von CFD-Verfahren ist die aerodynamische Formoptimierung mit Schnittstellen zu CAD- und PDM-Systemen. Dafür soll ein Verfahren geschaffen werden, welches basierend auf CAD-Geometriedaten eine parametrisch variiere Geometrie für den Optimierungszyklus zur Verfügung stellt. Nach erfolgreicher Optimierung soll dann die resultierende Geometrie in CAD-Umgebung zurückgeführt werden können.

Lösungsweg:

Um eine gegebene CAD-Geometrie parametrisch variieren zu können, werden Freiform-Deformationstechniken herangezogen, die vielfach in der Computeranimation im Bereich der Film- und Unterhaltungsindustrie verwendet werden [4]. Die hier bevorzugte Methode [5] basiert auf der Abbildung und Rückabbildung von Punkten der Geometrie in dreidimensionale B-Spline-Volumina, die jeweils durch ein Gitter von Kontrollpunkten definiert sind. Die Änderung der Geometrie wird 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.

Zusätzlich zu der oben beschriebenen Technik der Freiform-Deformation sind Schnittstellen implementiert worden, um die unmittelbar für die Netzgenerierung relevanten Geometriedaten zu importieren und nach erfolgter Deformation zu exportieren.

Ergebnis:

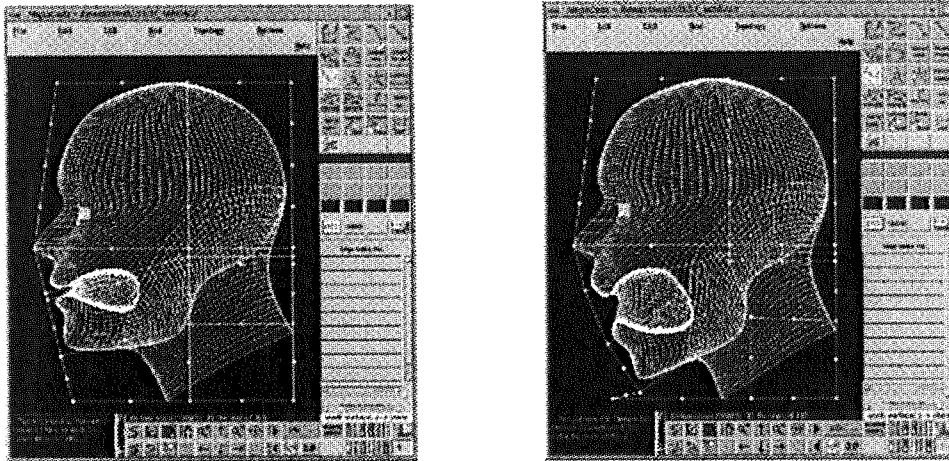


Bild 1 Implementierung der Freiform-Deformation in MegaCads (links: Basis-Geometrie und Basis-Kontrollpunkt-Gitter, rechts: deformierte Geometrie und Deformations-Gitter)

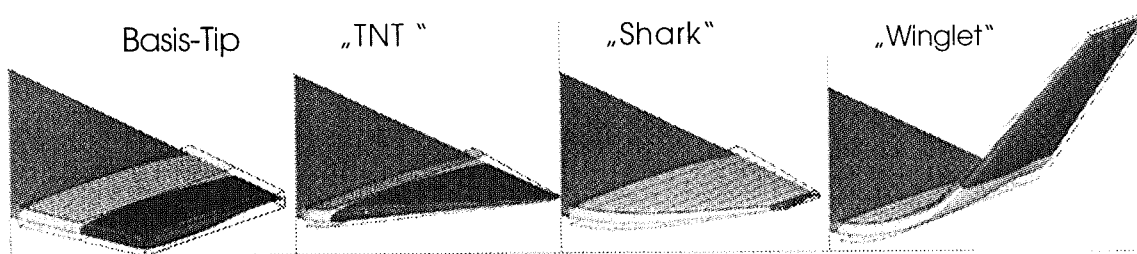


Bild 2 Erzeugung verschiedener Flügel-Tip-Formen durch Variation relevanter Parameter

Literatur:

- [1] www.CENTAURSOFT.com
- [2] 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.
- [3] A. Ronzheimer, O. Brodersen: „Hybrid Grid Generation for Aircraft Configurations at DLR“, 7th International Conf. On Numerical Grid Generation in Comp. Field Simulation, Ed.: B. K. Soni et al, Whistler CA, 2000, pp 1071-1080.
- [4] T. W. Sederberg, S.R. Parry: „Free-Form Deformation of Solid Geometric Models“, Computer Graphics, Vol 20, #4, July 1986, pp 151-160.
- [5] S. Coquillard: „Extended free form deformation: A sculpting tool for 3D geometric modeling“, Proceedings of Siggraph '90, Computer Graphics, 22(2), 260-263, 1990.

weiteres Vorgehen:

Bei lokaler Deformation entsteht das Problem, daß verformte und unverformte Teile einer Geometrie neu zu verschneiden sind, um ein geschlossenes Volumen für die Rechenetzgenerierung bereitzustellen. Parallel dazu soll anhand einer einfachen Geometrie eine aerodynamische Formoptimierung durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: 13. DGLR-Fach-Symposium der STAB

Ansprechpartner: Cord Rossow

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig**

**Telefon: 0531/295-2410
Telefax: 0531/295-2320
e-mail: cord.rossow@dlr.de**

weitere Partner:

**Thema:
Flow Computation at All Speeds**

Ausgangssituation:

The computation of fluid flow for different speed regimes is still an unresolved problem in CFD. The main difficulty in constructing 'all speed' codes is tied to a change in character of the governing equations: for compressible flows, the equations are hyperbolic with respect to time, whereas for incompressible flows even the time-dependent equations become elliptic. Historically, two different approaches exist to address computational methods with 'all speed' capability. One is to extend methods originally designed for compressible flows towards the incompressible limit. Since density is a dependent variable and pressure is evaluated from an equation of state, these methods are frequently called density based. The extension towards incompressible flow is usually achieved by preconditioning the system of unsteady, compressible equations with a suitable matrix such, that the disparity in the eigenvalues and thus the stiffness of the system is reduced, and integration with a time marching process is still applicable, e.g. [1]. Preconditioning of the unsteady equations has received widespread attention, and a variety of suitable preconditioning matrices were derived. However, this low Mach number preconditioning has not proven to be fully satisfying in the incompressible limit. In regions of very low Mach number, e.g. near stagnation points and in recirculation regions, the preconditioning matrix may become singular, and the robustness of the computation may be impaired. The other route towards Mach number independent flow simulation is to extend codes primarily designed for incompressible flows towards the compressible flow regime, e.g. [2]. In this approach, usually the continuity equation is manipulated to yield a Poisson equation for a pressure correction. For the solution of incompressible flows this formulation leads naturally to respecting the constraint of a divergence-free velocity field, a condition which is not explicitly accounted for in the preconditioning approach. The extension to compressible flows is then achieved by incorporating convective terms into the pressure correction equation and to use Laplace's equation to transform the time-derivative of density into a time-derivative of pressure. With an appropriate scaling of hyperbolic and elliptic terms, the pressure correction equation changes from elliptic at low Mach number to hyperbolic for high Mach number. However, the so called pressure based approach has not gained widespread acceptance in the aerospace community. In most such methods the strong conservation form of the governing equations is not strictly respected, and the computation of cell interface fluxes is usually not achieved with established techniques for compressible flow solvers such as Flux Difference Splitting or Flux Vector Splitting.

Ziel:

In the present work, a method is developed which employs a unique formulation throughout the Mach number regime, and it exhibits the following features: the governing equations are solved in strong conservation form, the cell interface flux computation is based on the approximate solution of the Riemann problem, the divergence-free constraint is accounted for in the incompressible limit, and the solution method adapts to the change in character of the governing equations from hyperbolic to elliptic.

Lösungsweg:

As a basis for the present work, the method derived in [3] is extended towards a unified formulation and used in combination with the findings of [4], where it was shown that the divergence-free constraint derives from the energy equation, and not from the continuity equation as usually assumed in pressure based methods. To avoid any simplifying assumptions such as isentropic flow when changing density derivatives into pressure derivatives, the present approach is rigorously based on the approximate solution of the Riemann problem.

Ergebnis:

The performance of the present method is assessed by computing inviscid flow through nozzles at various Mach numbers, (Figs. 1-3), and inviscid, incompressible and compressible flow around airfoils, Fig. 4.

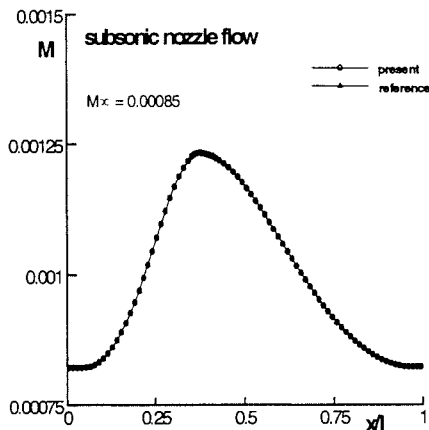


Fig. 1: Incompressible nozzle flow

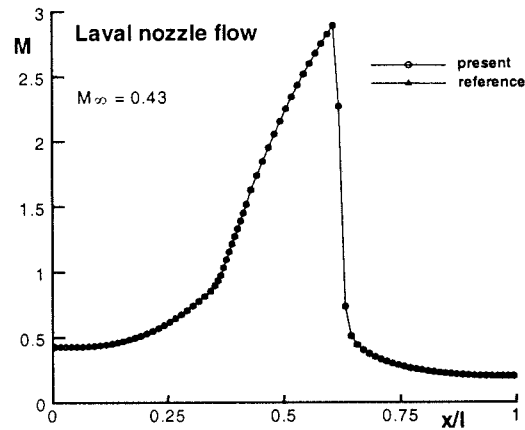


Fig. 2: Transonic Laval nozzle flow

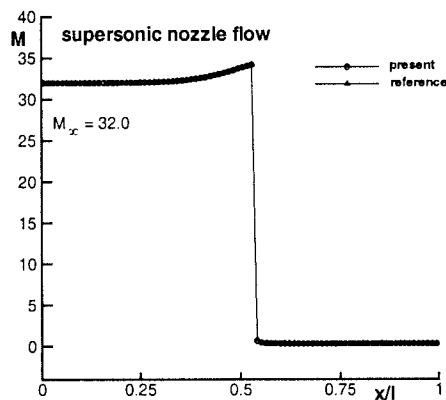


Fig. 3: Supersonic nozzle flow

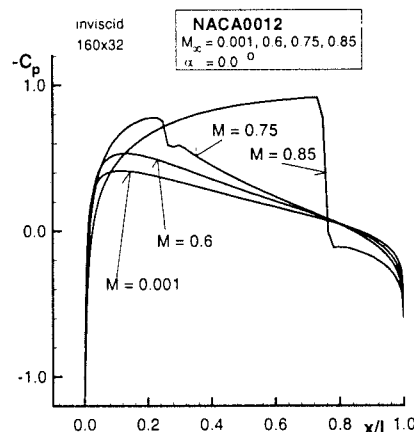


Fig. 4: Incompressible and compressible flow around NACA 0012 airfoil

Literatur:

1. E. Turkel, Preconditioning Techniques in Computational Fluid Dynamics, *Annu. Rev. Fluid Mech.*, Vol. 31, pp.385-416, 1999.
2. I. Demirdzic, Z. Lilek and M. Peric, A Collocated Finite Volume Method for Predicting Flows at All Speeds, *Int. J. Numer. Meth. Fluids*, Vol. 16, pp.1029-1050, 1993.
3. C.-C. Rossow, A Blended Pressure/Density Based Method for the Computation of Incompressible and Compressible Flows, *AIAA-Paper* 2001-2625, 2001.
4. R. Klein, Semi-Implicit Extension of a Godunov-Type Scheme Based on Low Mach Number Asymptotics I: One-Dimensional Flow, *J. Comp. Phys.*, Vol. 121, pp.213-237, 1995.

weiteres Vorgehen:

In the final paper, the derivation of the unified approach towards incompressible and compressible flows will be outlined. Further investigations will focus on the assessment of the robustness of the method. Preliminary computations indicate that enhanced robustness can be achieved for flows close to separation. Furthermore, less dependence of the method is observed with respect to typical numerical parameters when computing nearly incompressible flows.

Datum:

04.06.2002

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Rudnik

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: 38108 Braunschweig, Lilienthalplatz 7
Telefon: 0531/2952178
Telefax: 0531/2952320
e-mail: ralf.rudnik@dlr.de

weitere Partner: Bernhard Eisfeld
Ralf Heinrich

Thema: DLR Contributions to Code Validation Activities within the EC European High Lift Project EUROLIFT

Ausgangssituation:

Modern CFD methods have matured to a degree, that the computation of complex 3D high lift transport aircraft configurations appears feasible. Nevertheless, a thorough validation process is required to compare and assess the simulation capabilities of numerical methods for such type of applications. Facing this background, the European high lift research project EUROLIFT has been launched in 2000 in order to carry out such type of common assessment of quite different numerical approaches. Accompanying the above-mentioned numerical activities, corresponding validation experiments are defined and carried out for low and high Re-No conditions. Thus a direct link between the requirements of the numerical simulation and the provision of experimental evidence is established building a valuable basis for a common code validation exercise for high lift flows.

Ziel:

The general objective of the project is to compare different numerical approaches, ranging from VII methods, over purely unstructured RANS methods, block-structured, up to hybrid unstructured RANS methods with respect to their simulation capability for complex transport aircraft models in high lift configuration. The evaluation focuses either on the prediction of maximum lift as well on the prediction of Reynolds number effects on the attainable maximum lift and the identification of the dominant flow phenomena. Moreover promising actual developments in the areas of turbulence modelling, grid generation, and solver efficiency and accuracy are implemented and tested to identify their suitability for high lift flows.

Lösungsweg:

Carry out grid generation and polar computations using the DLR block-structured and hybrid unstructured RANS methods FLOWer and TAU for a 3D high lift configuration and analyse and compare results to experimental evidence obtained in the EUROLIFT project. Implement and test improved turbulence modelling and discretisation features in the unstructured TAU code and assess them to existing baseline code features basically for 2D high lift airfoils.

Ergebnis:

The paper will describe the numerical contribution of DLR in EUROLIFT in the areas of code assessment and improvements. The improvement activities concentrate on 2-dimensional flows. Examples are the comparison of transport equation eddy viscosity turbulence models with respect to the prediction capabilities of maximum lift, see Figure 1. Another aspect is the grid dependency of the RANS computations. Figure 2 shows an evaluation of the total drag depending on the total grid point number for four different grid densities including a zero

mesh size extrapolation for a 3-element airfoil. The code assessment concentrates on an airbus-type transport aircraft model, DLR F11, in various high lift configurations. Figure 3 shows as an example the block-structured surface grid of the configuration. Figure 4 depicts a comparison of the lift polars, obtained on the structured mesh with the FLOWer solver and on the hybrid unstructured mesh with the TAU solver using identical turbulence models, with the experimental data obtained in the LSWT wind tunnel of Airbus in Bremen. The final contribution will discuss in detail the comparison of the present approaches and highlight major outcomes of the code improvement activities with respect to high lift flow applications.

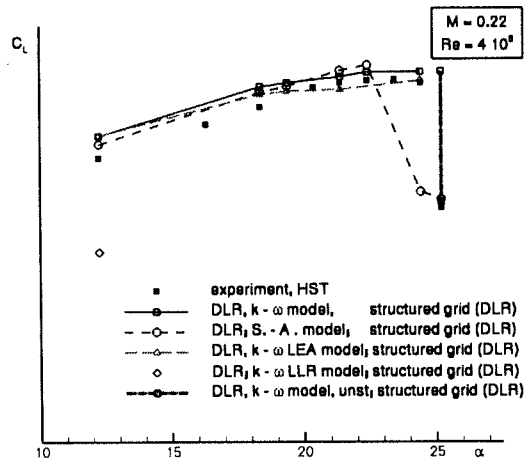


Figure 1. Lift polar for 3-element airfoil

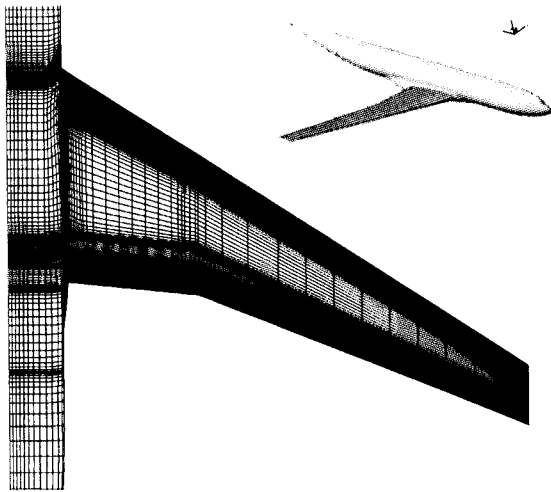


Figure 3 Surface grid of 3D configuration

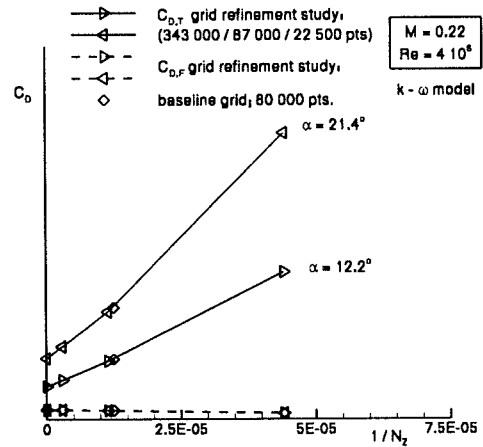


Figure 2. Grid refinem. study, drag evaluation

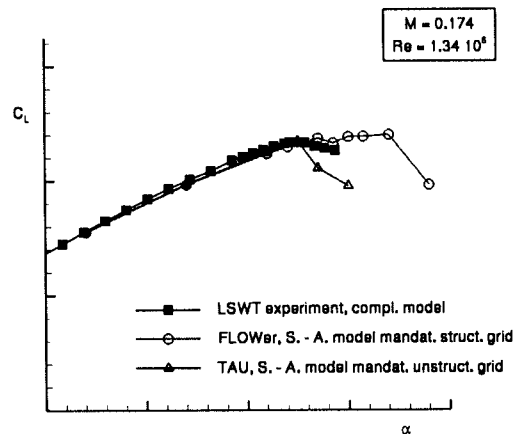


Figure 4 Comparison of lift polars

Literatur:

- [1] Peter Thiede, *EUROLIFT - Advanced High Lift Aerodynamics for Transport Aircraft* AIR & SPACE EUROPE • VOL. 3 • No 3/4 – 2001
- [2] R. Rudnik, *Towards CFD Validation For 3D High Lift Flows – EUROLIFT*, 2001, Swansea, UK, 04.09-07.09.2001, ECCOMAS 2001, Conference Proceedings, IMA, ISBN 0 905 091 European Congress on Computational Methods in Applied Science and Engineering, ECCOMAS 124 (CD-Rom), pp 1-20 (2001)

Mitteilung

Projektgruppe/ Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation
Fachkreis

Ansprechpartner Michael Rudolph, Thorsten Schwarz

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
thorsten.schwarz@dlr.de

Telefon: 0531 / 295 - 2887

Telefax: 0531 / 295 - 2914

weitere Partner

Thema Entwicklung eines Programms zur automatischen Adaption strukturierter Netze

Ausgangssituation:

Für eine genaue Berechnung einer Strömung müssen die wesentlichen Strömungsphänomene mit einem möglichst feinen Rechennetz erfaßt werden. Dagegen sollten Gebiete mit nur kleinen Strömungsgradienten mit einem groben Rechennetz diskretisiert werden, damit die Gesamtzahl der Netzknoten nicht zu groß wird und die verfügbare Rechenleistung übersteigt. Häufig ist jedoch nicht a priori bekannt, in welchen Bereichen des Rechengebietes Strömungsphänomene auftreten, die ein feines Netz erforderlich machen. Deshalb muß der Anwender unter Umständen mehrere Netze erzeugen, bis das Ergebnis den Anforderungen genügt. Dies ist besonders bei den hier betrachteten strukturierten Rechennetzen nicht einfach.

Ziel:

Einen Ausweg bietet die automatische Adaption des Rechennetzes. Dabei wird zunächst eine Strömungslösung auf einem groben Rechengitter erzeugt. Mit Hilfe eines geeigneten Kriteriums werden Bereiche mit einem hohen Diskretisierungsfehler detektiert. In diesen Gebieten wird das grobe Gitter durch ein feineres ersetzt. Anschließend wird erneut eine Strömungslösung berechnet. Dieser Vorgang wird so oft wiederholt, bis das Ergebnis die gewünschte Genauigkeit hat.

Lösungsweg:

Es wurde ein Programm entwickelt, welches basierend auf einer gegebenen Strömungslösung die zu verfeinernden Bereiche detektiert. Als Kriterium für die Detektion stehen verschiedene gradientenbasierte Sensoren sowie ein Sensor für die Wirbelstärke der Strömung zur Verfügung. Die zu verfeinernden Bereiche werden nun aus dem Rechengitter herausgeschnitten und durch feinere Netze ersetzt. Dieses Vorgehen erzeugt strukturierte Mehrblocknetze mit hängenden Netzknoten. Mit dem verbesserten Netz wird nun eine neue Strömungslösung berechnet, die wiederum Basis für den nächsten Adaptionszyklus sein kann.

Ergebnis:

Das Adaptionsprogramm wurde zusammen mit dem am DLR entwickelten Strömungslöser FLOWer genutzt, um die Strömung für verschiedene, relativ einfache 2D und 3D Anwendungen zu berechnen. Als Beispiel ist in Bild 1 die Strömungsadaption eines NACA0012 Profils bei $Ma=0.63$, $\alpha=2.0^\circ$ vorgestellt. Die berechneten Druckverteilungen zeigen deutlich die Verbesserung gegenüber dem groben

Ausgangsnetz. Weiterhin ist eine gute Übereinstimmung mit der Lösung auf einem feinen Referenznetz zu erkennen. Als 3D Anwendung wurde die Strömung um den Caradonna-Tung-Rotor berechnet. Bild 2 zeigt einen Schnitt durch das Strömungsfeld, wobei die Wirbelstärke der Blattspitzenwirbel dargestellt ist. Die gute Auflösung der Blattspitzenwirbel bei einer geringeren Zahl von Netzpunkten im Vergleich zur Referenzlösung ist gut zu erkennen.

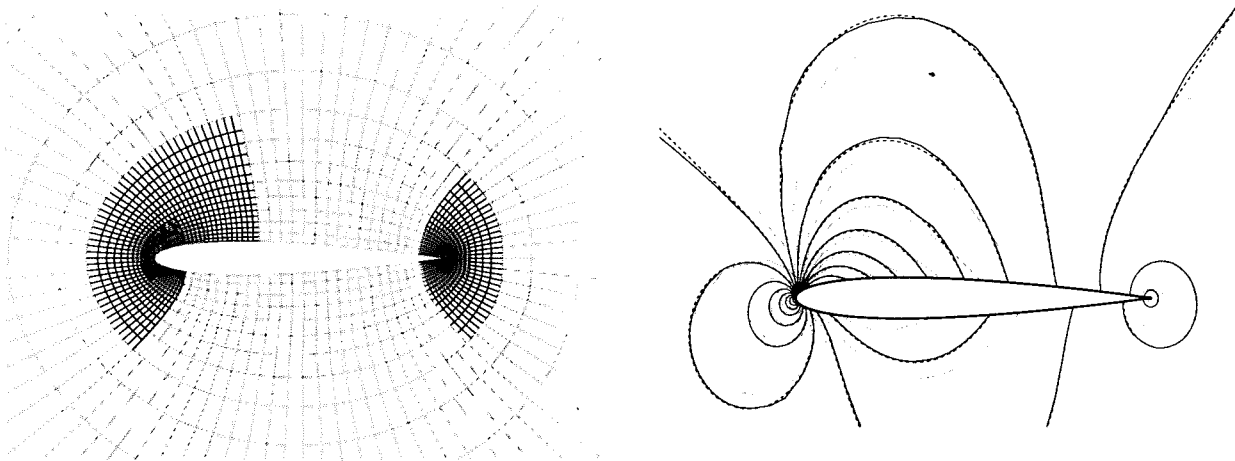


Bild 1: Adaption der Strömung um ein NACA0012 Profil bei $Ma=0.63$, $\alpha=2.0^\circ$
links: vierfach adaptiertes Netz; rechts: Strömungslösungen, grau: Ausgangsnetz, durchgezogen: Lösung auf adaptiertem Rechnetz, gestrichelt: Lösung auf feinem Referenznetz

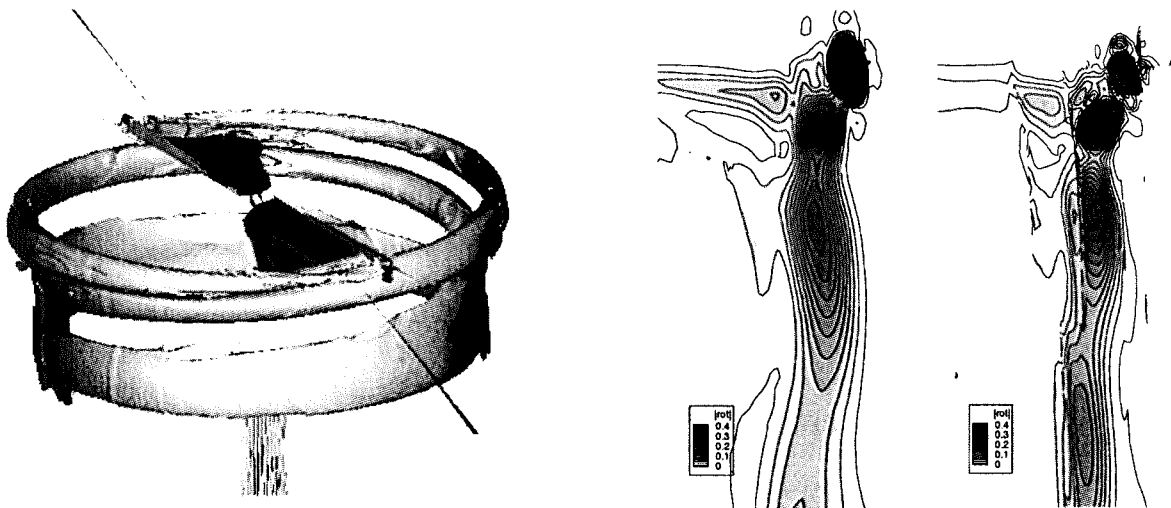


Bild 2: Adaption der Strömung um den Caradonna-Tung-Rotor
links: Wirbelsystem; mitte: Wirbelstärke auf feinem Referenznetz (2,35 Millionen Punkte),
rechts: Wirbelstärke auf adaptiertem Netz (1,85 Millionen Punkte, adaptiertes Netz ist im Bereich der Wirbel feiner als Referenznetz)

Literatur:

- [1] Rudolph, M. „Entwicklung eines Programms zur automatischen Adaption blockstrukturierter Netze“, DLR IB 124-203/3

weiteres Vorgehen:

Bislang wurde die automatische Netzadaption für relativ einfache 2D und 3D Anwendungen genutzt. In Zukunft wird die automatische Netzadaption für komplexere Anwendungsfälle genutzt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Jörg Stiller (Doz. Dr.-Ing.)

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, TU Dresden

Adresse: 01062 Dresden

Telefon: (0351) 463 – 38328

Telefax: (0351) 463 – 38087

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

weitere Partner: Wolfgang Wienken (Institut für Strömungsmechanik, TU Dresden)
Uwe Fladrich, Prof. Dr. W.E. Nagel (ZHR, TU Dresden)

Thema: Parallele adaptive FEM für die Simulation instationärer und turbulenter Strömungen

Ausgangssituation:

Das Projekt wird erstmals in diesem Rahmen vorgestellt.

Ziel:

Ziel des Projekts sind:

- 1) Aufbau einer hoch skalierbaren Bibliothek für die parallele Implementierung adaptiver Finite-Element-Methoden (FEM) und Spektralelement-Methoden (SEM)
- 2) Entwicklung und Validierung von FEM und SEM für die Simulation (DNS, RANS, LES) turbulenter Strömungen in komplexen Konfigurationen

Lösungsweg:

Die im Rahmen dieses Projekts entwickelte Programmbibliothek MG bietet eine effiziente Schnittstelle für die Implementierung paralleler Multilevel-FEM auf unstrukturierten Gittern. Eine neu entwickelte hierarchische Partitionierungsstrategie gewährleistet die Skalierbarkeit adaptiver Lösungstechniken auf massiv parallelen Systemen bis hin zu mehreren hundert Prozessoren [1,2].

Die Erhaltungsgleichungen für Masse, Impuls und Energie werden mit linearen Finiten Elementen diskretisiert. Neben reinen Galerkin-FEM wurden verschiedene Stromlinien-Diffusions (SUPG) Verfahren implementiert. Die Feinstrukturmodellierung bei LES erfolgt auf Basis des Smagorinsky-Modells mit van Driest-Dämpfung.

Ergebnis:

Die exzellente Skalierbarkeit des auf Basis der MG-Bibliothek entwickelten Navier-Stokes-Lösers wurde in systematischen Tests auf massiv parallelen Systemen nachgewiesen (Bild 1). Die Möglichkeiten der adaptiven Gitterverfeinerung sind in Bild 2 illustriert.

Ein Schwerpunkt der Arbeit lag auf der Validierung des Finite-Element-Modells für die Large-Eddy-Simulation turbulenter Strömungen. Als Testfälle wurden u.a. das Abklingen homogen-isotroper Turbulenzfelder, Kanalströmungen sowie die Strömung um scharfkantige Hindernisse herangezogen. Die dabei erzielten Ergebnisse zeigen eine gute Übereinstimmung mit experimentellen und DNS-basierten Vergleichsdaten und demonstrieren somit klar die Eignung des Verfahrens für LES (Bilder 3 und 4).

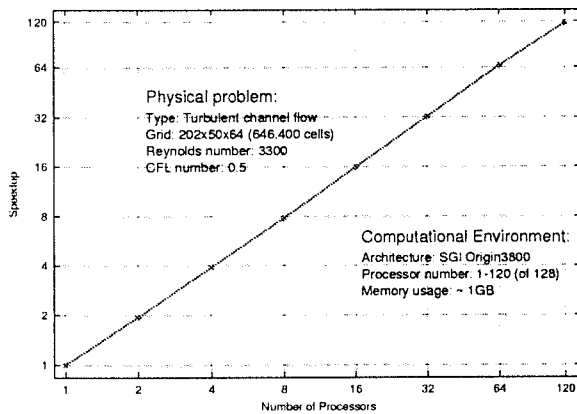


Bild 1: Skalierbarkeit des Navier-Stokes-Lösers

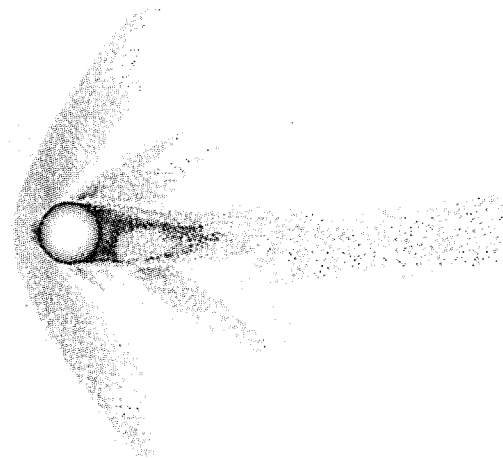


Bild 2: Kugelumströmung bei $Ma=1.53$ und $Re=1000$

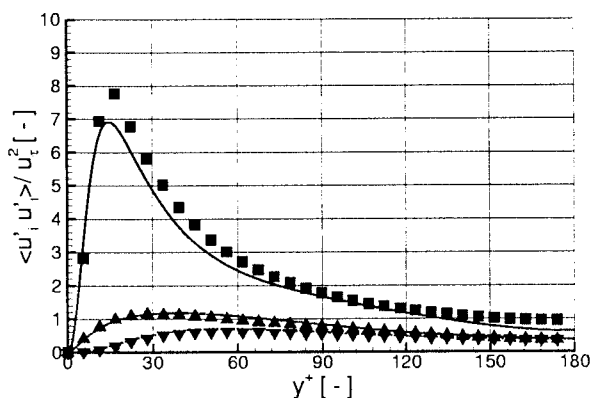


Bild 3: Turbulente Kanalströmung bei $Re_\tau=180$.
Symbole: LES, Linien: DNS Kim et al. 1987

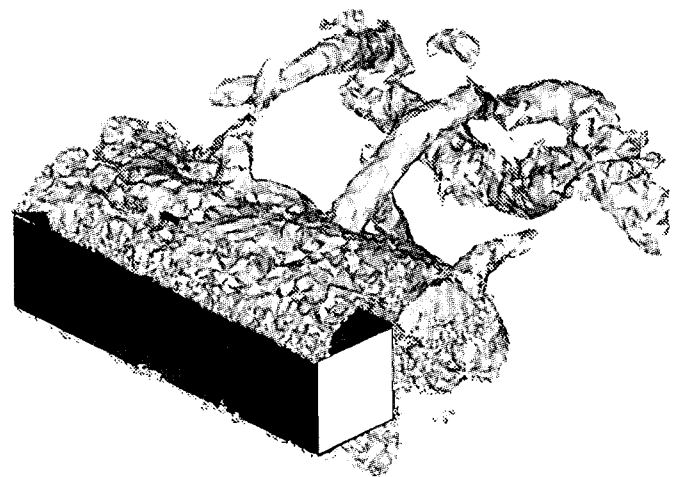


Bild 4: Flächen konstanten Drucks in der Strömung um einen quadratischen Zylinder bei $Re=10^5$ (LES)

Literatur:

- [1] J. Stiller, W.E. Nagel, U. Fladrich: Scalability of parallel multigrid adaption. In Dick et al. (eds.): Multigrid Methods VI, 228–234, Springer 2000.
- [2] J. Stiller, W.E. Nagel: MG – A toolbox for parallel grid adaption and implementing unstructured multigrid solvers. In: D'Hollander et al. (eds.) Parallel Computing: Fundamentals an Applications. Imperial College Press, pp391–399, 2000.

weiteres Vorgehen:

- Verbesserung der Feinstrukturmodellierung
- Einsatz von FCT-Techniken für eine sensitivere Kontrolle der numerischen Dissipation
- Entwicklung von FEM für inkompressible magnetohydrodynamische Probleme mit Anwendung auf elektromagnetisch getriebene Flüssigmetallströmungen
- Entwicklung adaptiver Spektralelement-Methoden für MHD-Strömungen

Datum: 21.06.2002

STAB

Mitteilung

Fachkreis: Numerische Simulation
Ansprechpartner: Eike Stumpf
Institution: DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology,
Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 3345
Telefax: 0531 / 295 2320
e-mail: eike.stumpf@dlr.de

Thema: Numerical Study of Four-Vortex Aircraft Wakes

Introduction

World airports face a long-term capacity problem due to the Separation standards presently in use. These air traffic control separation regulations determine the minimum longitudinal distance between two aircraft on the same flight path dependent on the maximum take-off weights of both aircraft in order to prevent the following aircraft from encountering potentially hazardous wake turbulence. For an alleviation of wake vortices it seems most promising to make use of the inherent instability of vortex systems: Either by triggering actively the most unstable wavelength with counteracting flaps and spoilers as proposed by Crow & Bate [1] and patented by Boeing (Crouch & Spalart) [2] or by designing a highly unstable vortex system for which natural perturbations from the aircraft boundary layer or weak atmospheric turbulence are sufficient for an onset of instability. Following work by Donaldson & Bilanin [3] and Rennich & Lele [4] the amplification of inherent instabilities of a vortex wake is highest and hence the lifetime is minimised if the vortex system translates rigidly downwards under its own influence. For a four-vortex system, consisting of two pairs of counterrotating vortices, a point vortex analysis gives the condition for equal sink speed of all vortices in a cubic equation correlating the spacing ratio of the counterrotating vortices of the two pairs with the ratio of their circulations. As the vortices move constantly in one plane during descent, the outer vortex pair imposes high strain on the inner one, thereby in the first stage amplifying the inherent instabilities on the inner vortex pair. The second stage of the instability begins as the growing perturbation on the inner vortices induces instability on the outer vortex pair.

In the present paper, at first generic vortex wakes built up by four straight vortex tubes with a Lamb-Oseen circumferential velocity distribution, no axial velocity component and superimposed weak atmospheric turbulence will be investigated numerically. Different spacing and circulation ratios will be studied in order to find a highly unstable system of two counterrotating vortex pairs. In a second step - as a kind of 'Inverse' design - it is planned to modify the high-lift configuration of the DLR-F11 model such that it produces a vortex wake close to the found optimal vortex system. The F11 (Fig. 2) is a wide body airliner model with a span $b = 2.8$ m, sharp edged wing and flap tips and blunt trailing edges. The baseline case is the standard landing configuration with deflection angles $\delta_{\text{flap}} = 32$ deg. for the flaps and the slat $\delta_{\text{slat}} = 27$ deg.

Flow Solver

Two flow solvers are used: DLR-TAU for the nearfield wake of the F11 model and NCAR-EuLag (National Centre for Atmospheric Research, Boulder, Colorado) for the generic wake investigation and for the extended nearfield/farfield F11 wake calculations.

The DLR-TAU code is a finite-volume Euler/Navier-Stokes solver working on unstructured grids with included local time-stepping and multigrid for convergence acceleration. The inviscid fluxes are calculated by employing a second order accurate central method with scalar dissipation. For time integration a three-stage Runge-Kutta algorithm is used. A grid adaptation module is included which enables the primary grid to be adapted to the solution by cell division if an enhanced resolution is required in certain regions of the computational domain. In the present investigation TAU is used for inviscid nearfield calculations, the code has been validated for suchlike simulations in [5].

EuLag was developed for meteorological applications and is based on the MPDATA routine (multidimensional positive definite advection transport algorithm), see [6]. This is a finite difference scheme of Lax-Wendroff type. The advection is calculated in a first pass by a first order accurate upstream differencing predictor step. A second pass as a corrector step increases the accuracy of the calculation to second order by estimating and compensating the truncation error of the first pass. Additional passes through the correction routine can make the scheme formally third order accurate. The solver uses the incompressible Navier-Stokes equations, the pressure is solved iteratively. Recently the code was extended for non-orthogonal, stretched grids - but - is at this stage allowing only inviscid calculations on deformed grids. Thus, all calculations presented in this paper are inviscid simulations.

Preliminary Results

Generic Wake Calculation

So far three calculations have been performed. The parameters of the vortex system to be modified are the spacing ratio $D = d_2/d_1$, with d_1 resp. d_2 being the spacing of the counterrotating vortices of the two pairs and $G = \Gamma_2/\Gamma_1$, the ratio of their circulations. Figure 1a-i show vorticity iso-surfaces of the generic wake vortex models evolving in time. Two parameter settings are used: case I with $D = 0.105$ / $G = -0.3$ on the left side, case II $D = 0.35$ / $G = -0.35$ in the middle and case III $D = 0.5$ / $G = -0.35$ on the right. Case I is a Rennich-type configuration, the other two vortex configurations

cases he within the periodic regime which means that the inner vortex pair in both cases travels downwards and the single vortices of the inner pair rotate around their outer counterpart. The rotation rate is largest in case III due to the closer spacing. The instability develops slowest in case 1 and fastest in case III.

F11 Wake Calculation

The chainof codes for the nearfield/farfield wake calculations is built up by the DLR-TAU for Euler calculations of the nearfield up to a half span downstream of the model wing tip. A 2D plane extracted from the TAU result at $x/b = 0.5$ will serve for initialisation of the spatial EuLag simulation for the merging phase ($x/b = 0.5$ up to $x/b = 6$). The outflow plane of the computational domain at 6 spans will in turn be used for initialisation of the temporal simulation with the EuLag code.

REFERENCES

- [1] S.C. Crow, ER. Bate, „Lifespan of Trailing Vortices in a Turbulent Atmosphere", J. Aircraft, Vol. 13, No. 7, pp. 476-482, (1976)
- [2] Boeing, „Active System For Early Destruction Of Trailing Vortices", US-Patent PTC/US98/1569, (1998)
- [3] D. Donaldson, C. duPont, A.J. Bilanin, „Vortex Wake of Conventional Aircraft", AGAR-Dograph AG 204, (1975)
- [4] S.C. Rennich, S.K. Lele, „A Method for accelerating the destruction of aircraft wake vortices", AIAA 98-0667, Reno (1998)
- [5] E. Stumpf, R. Rudnik, A. Ronzheimer, „Euler Computation of the Nearfield Wake Vortex of an Aircraft in Take-Off Configuration", Aerosp. Sci. & Tech., No. 4, pp. 535 - 543, (2000)
- [6] P.K. Smolarkiewicz, L.G. Margolin, „MPDATA: A finite-difference solver for geophysical flows", J. Computational Physics, No. 140, pp. 459 - 479, (1998)

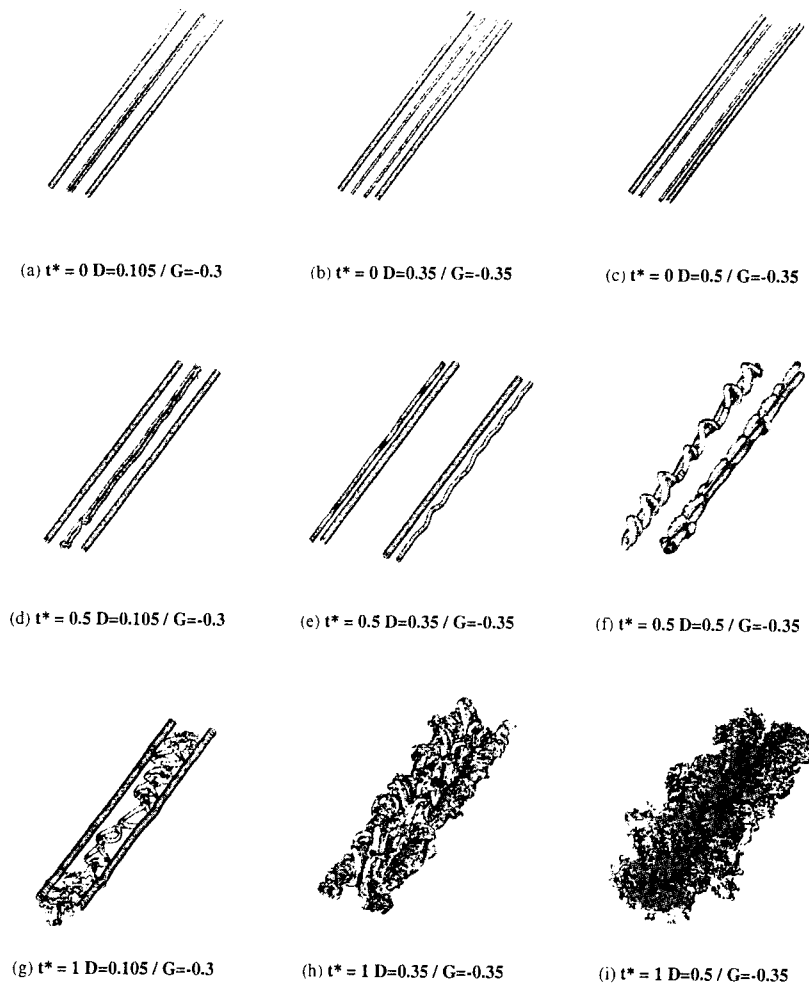


Figure 1: Comparison of temporal development

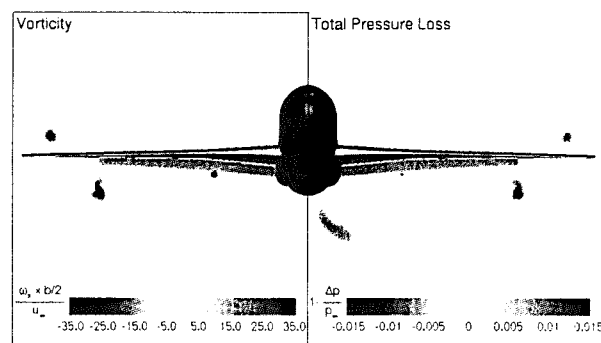


Figure 2: DLR F11 model, plane at $x/b = 0.5$

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Markus Widhalm

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2953316
Telefax: 0531/2952320
e-mail :
markus.widhalm@dlr.de

Thema: Verbesserung der Robustheit von Upwind Schemata mit der Least Square Rekonstruktionsmethode im DLR TAU-Code

Ausgangssituation:

Ein räumlich zweiter Ordnung genaues Upwind Verfahren benötigt eine Rekonstruktion der Gradienten aus den Strömungsgrößen an den Berandungen der Kontrollvolumina. Der TAU-Code verwendet zur Berechnung der Gradienten den Green-Gauß'schen Integralsatz. Auf Netzen mit einheitlichen Zelltypen ergibt dies eine effiziente und gute Berechnung der Gradienten. Bei anisotropen, hybriden Vernetzungen führt diese Rekonstruktion zu großen Fehlern.

Ziel:

Durch die Vernetzung von komplexen Geometrien sind stark verzerrte bzw. anisotrope Netzelemente kaum zu verhindern. Um auch für solche Anwendungen eine Strömungsberechnung mit räumlich zweiter Ordnung genauen Upwindverfahren durchzuführen wird nach einer alternativen Möglichkeit zur Berechnung der Gradienten gesucht.

Lösungsweg:

Ein alternativer Ansatz ist die auf den Arbeiten von Anderson und Bonhaus [1] basierende Least Square Rekonstruktion. Diese Methode verspricht eine exakte Berechnung der Gradienten bei linearen Funktionen auf beliebig anisotropen Netzen und wurde in den TAU-Code implementiert. Bild 2 und 3 zeigt den Fehler bei der Berechnung eines Gradienten auf einem hybriden Netz, Bild 1, unter Verwendung des Green-Gauß und Least Square Verfahrens. Auf den Knoten des Gitters wird eine Groesse ϕ unter Verwendung einer linearen Funktion vorgegeben. Der Fehler im Vergleich zu analytischen Lösung liegt bei der Gradientenbestimmung des Least Square Verfahrens im Bereich der Maschinengenauigkeit. Beim Green-Gauss Verfahren treten, speziell an den Übergängen der unterschiedlichen Volumenelementen, Fehler bis zu 17% auf. Um auch nichtlineare Funktionen zu berücksichtigen muß bei der Rekonstruktion noch eine Abstandsgewichtung der beteiligten Punkte miteinfließen. Eine längere Berechnungszeit und ein erhöhter Speicherbedarf für die Gradienten im Vergleich zur Green-Gauss Rekonstruktion wird durch eine erhöhte Genauigkeit und eine verbesserte Robustheit ausgeglichen. Die verbesserte Robustheit in hybriden Netzen wird aus den Konvergenzbildern 4 und 5 deutlich sichtbar.

Ergebnis:

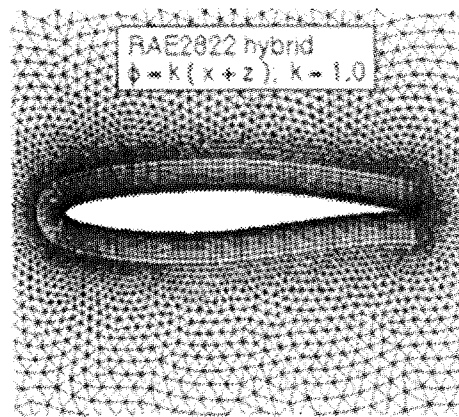


Bild 2 :RAE2822 GreenGauss Rekonstruktion

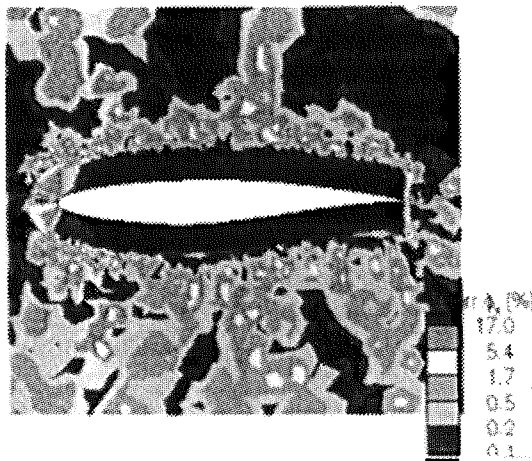
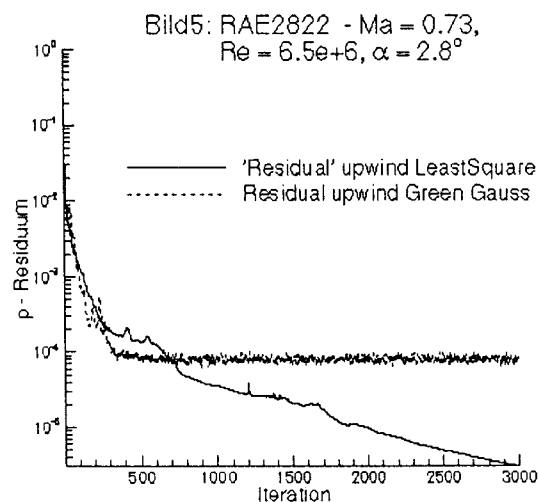
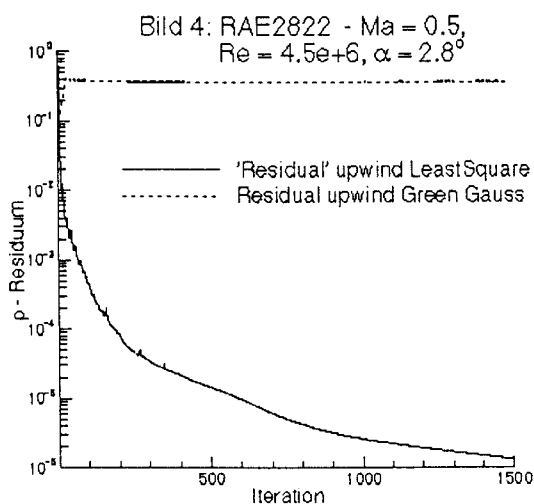
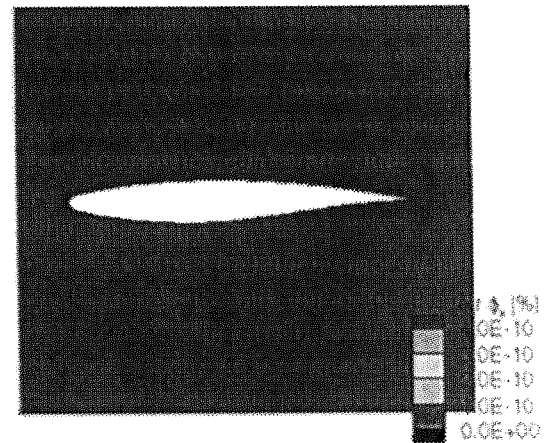


Bild 3: RAE2822 LeastSquare Rekonstruktion



Literatur:

- [1] Anderson W. Kyle, Bonhaus Daryl L.: An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids, Computers Fluids Vol. 23, No. 1, pp 1-21, 1994
- [2] Haselbacher, A., Blazek J.: On the Accurate and Efficient Discretization of the Navier-Stokes Equations on Mixed Grids. AIAA J. 99-33552, 1998
- [3] Barth, Timothy: Numerical Aspects of Computing Viscous High Reynolds Number Flows on Unstructured Grids, AIAA 91-0721

weiteres Vorgehen:

Eine Konvergenzstudie zeigte an festen Wänden eine effektive Ordnung von knapp über eins. Neue strukturelle Ansätze werden verfolgt um die Ordnung an Randflächen weiter zu verbessern.

Datum: 21. Juni 2002

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Jan Windte, Prof. Dr.-Ing. Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2978

Telefax: (0531) 391-5259

e-mail : j.windte@tu-bs.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Simulation von laminaren Ablöseblasen an Tragflügelprofilen

Ausgangssituation: Die Leistung von Profilen wird bei kleinen Reynoldszahlen maßgeblich vom Verhalten laminarer Ablöseblasen bestimmt. Die numerische Simulation laminarer Ablöseblasen ist schwierig, da deren Ausprägung stark vom Ort der Transition sowie der Modellierung der Turbulenz abhängt.

Erste Simulationen laminarer Ablöseblasen gelangen Drela mit dem Profilprogramm XFOIL [1], welches auf der gekoppelten Lösung der Potential- und Grenzschichtgleichungen beruht. Komplexere Simulationen laminarer Ablöseblasen sind mit Hilfe der DNS möglich, aufgrund der hohen Rechenzeitanforderungen schließt sich dieses Vorgehen für ingenieurmäßige Anwendungen jedoch selbst auf längere Sicht aus.

Ziel: Arbeitsziel ist es, das RANS-Verfahren FLOWer für die Simulation laminarer Ablöseblasen zu erweitern.

Lösungsweg: Betrachtet wird trotz der recht hohen Reynoldszahl von $1.2 \cdot 10^6$ das symmetrische Laminarprofil XIS40MOD, da hierfür umfangreiche Meßdaten vorliegen [2]. Hier kommt es bei einem Anstellwinkel von $\alpha = -3^\circ$ zur Ausbildung einer laminaren Ablöseblase auf der Profilveroberseite im Bereich von etwa 70-80% der Profiltiefe. Durch eine Nachrechnung dieses Falles wird zunächst untersucht, welches der im FLOWer-Code verfügbaren Turbulenzmodelle sich für die Simulation laminarer Ablöseblasen am besten eignet. Hierzu wird die Transitionslage fest so vorgegeben, dass sich eine möglichst gute Übereinstimmung in Länge und Größe der Ablöseblase mit der Messung ergibt.

Im nächsten Schritt wird dann die Strömung unter iterativer Bestimmung der Transitionslage berechnet. Die Bestimmung der Transitionslage erfolgt dabei mit einem auf der e^N -Methode basierenden Hüllkurvenverfahren. Dazu werden die in [2] angegebenen sowie die in den verschiedenen XFOIL-Versionen verwendeten Hüllkurven benutzt.

Ergebnis: In [3] wurden das Eingleichungsturbulenzmodell nach Spalart-Allmaras und dessen Variante SALSA sowie die $k-\omega$ -Zweigleichungsmodelle Wilcox, Menter-SST, LLR und LEA untersucht. Nachträglich wurde noch das algebraische Baldwin-Lomax-Modell betrachtet. Abb. 1 zeigt für ausgewählte Modelle den aus dem Oberflächendruck berechneten Verlauf der dimensionslosen Grenzschichttrandgeschwindigkeit im Vergleich mit den Messdaten von Würz, Abb. 2 entsprechend den Verlauf des Wandschubspannungsbeiwertes c_f . Allen Wirbelviskositätsmodellen ist gemein, dass sie für den Fall der Transition in der freien Scherschicht oberhalb der Blase ein zu schwaches Ansteigen der Turbulenz vorhersagen. Dies äußert sich in einem zu schwachen Geschwindigkeitsabfall sowie einem zu schwachen Anstieg des Schubspannungsbeiwertes am Ende der Blase bei etwa $x/c = 0.8$. Ausserdem werden hinter der Blase zu geringe Schubspannungsbeiwerte berechnet. Im Vergleich zu der Transitionslage im Experiment bei ca. 0.78 muss beim Wilcox-Modell die Transitionslage auf $x/c = 0.70$ gesetzt werden, um überhaupt noch eine geschlossene Blase berechnen zu

können. Die Modelle LLR und LEA verhalten sich ähnlich ungünstig. Für das SST-Modell sowie die beiden Eingleichungsmodelle ergibt sich der steilste Geschwindigkeitsabfall und somit das beste Ergebnis der Wirbelviskositätsmodelle. Die Hitzdrahtmessung des Wandschubspannungsbeiwertes kann prinzipbedingt keine negativen Werte liefern, sodass die vorhandene Rückströmung im Bereich der Blase nicht erfasst werden kann. Die Blase beim SST-Modell besteht aus nur einem Wirbel mit dem Wirbelkern im Bereich des Minimums der Wandschubspannung. Für das Baldwin-Lomax-Modell ergibt sich ein System aus einem vorderen, langsamdrehenden und einem kleinen, schnell drehenden hinteren Wirbel, welche durch einen kleinen, rechtsdrehenden Wirbel voneinander getrennt werden (positiver Wandschubspannungsbeiwert innerhalb der Blase). Der kleine hintere Wirbel scheint auch in der Messung vorhanden zu sein, wie sich aus dem Maximum im Geschwindigkeitsverlauf bei $x/c = 0.8$ folgern lässt. Das steile Minimum im Wandschubspannungsbeiwert an dieser Stelle erscheint jedoch fragwürdig.

Das verwendete Hüllkurvenverfahren lässt sich problemlos auf laminare Ablöseblasen anwenden. Aufgrund der hohen Störungsanföcherung oberhalb der Blase, im Hüllkurvenverfahren repräsentiert durch einen sehr hohen Formparameter H_{12} , ist die iterative Bestimmung der Transitionslage ohne weiteres stabil möglich. Für alle verwendeten Hüllkurven ergibt sich für $N = 9$ jedoch eine Transitionslage von etwa $x/c = 0.75$, was deutlich vor der Messung liegt. Mögliche Ursache hierfür sind die den Hüllkurven zugrundeliegenden Geschwindigkeitsprofile, welche den wirklichen Verhältnissen in laminare Ablöseblasen nicht ganz entsprechen.

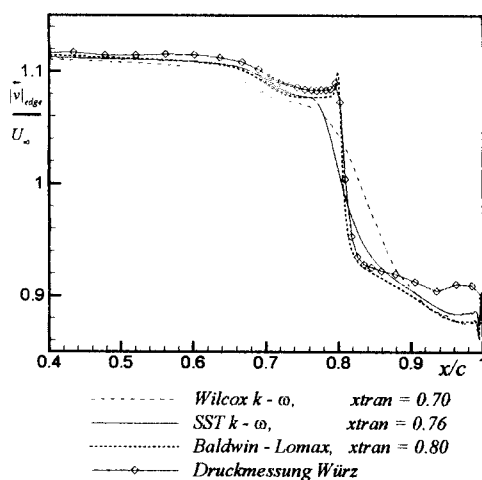


Abb.1: Verlauf der dimensionslosen Grenzschichttrandgeschwindigkeit

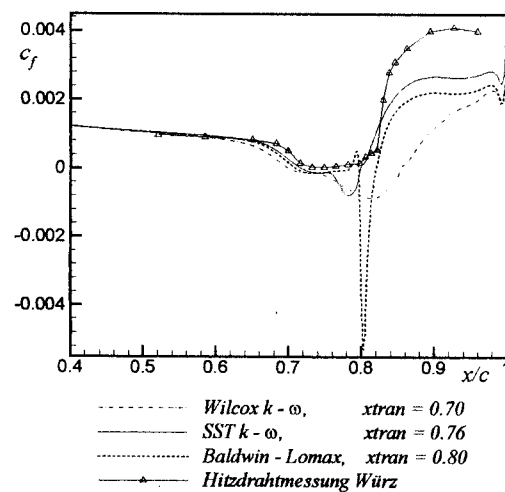


Abb.2: Verlauf des Wandschubspannungsbeiwertes c_f

Literatur:

- [1] **M.Drela:** *XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number aerodynamics*. Lecture Notes in Engineering (T. J. Mueller, ed.) No.54, Springer Verlag, 1989
- [2] **W.Würz:** *Hitzdrahtmessungen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag in anliegenden Grenzschichten und Ablöseblasen sowie Vergleich mit der linearen Stabilitätstheorie und empirischen Umschlagskriterien*. Dissertation an der Universität Stuttgart, 1995
- [3] **J.Windte:** *Numerische Strömungssimulation von laminaren Ablöseblasen an Tragflügelprofilen*. Diplomarbeit Nr. 277, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 2002

Weiteres Vorgehen: Im weiteren ist die Fortführung der Untersuchungen mit einem Reynoldsspannungsmodell geplant, welches derzeit von Dr. Eisfeld (DLR) im FLOWer implementiert wird. Zur genaueren Transitionslagenbestimmung wird das FLOWer-Verfahren mit dem LST-Löser COAST3 von G.Schrauf (Airbus Bremen) gekoppelt. Anschliessend ist dann die Erweiterung auf instationäre Strömungen geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Meßtechnik**Ansprechpartner:**

Dipl.-Ing. O. Burkhardt, Dipl.- Ing. L. Hoefener., Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution:

TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse:Sekt. F2, Marchstraße 14
10587 Berlin

Telefon: +49 (0) 30 314 – 21321/25438

Telefax: +49 (0) 30 314 – 22955

e-mail: Sekr.F2@ILR.TU-Berlin.de

Thema:

Erfassung statischer und zeitlich hochaufgelöster dynamischer Wandschubspannungen mit einem Kombinationssensor aus piezoresistivem Oberflächendraht und Hitzdraht

Ausgangssituation:

Der Oberflächendraht ist ein Wandschubspannungsmessverfahren, das auf einer Differenzdruckmessung an einem kleinen wandbündigen, geringfügig in die Grenzschichtströmung ragenden Oberflächenhinderniss (Zaun, Draht) beruht. Dabei wird die Druckdifferenz vor und hinter dem Hindernis über das Wandgesetz der viskosen Unterschicht mit der Wandschubspannung korreliert /1/. Zusätzlich besteht die Möglichkeit, die Wandschubspannungsrichtung zu messen (vorwärts/rückwärts). Während das ursprüngliche Sensorprinzip /1/ bisher nur zur Erfassung des statischen Wandschubspannungsanteils geeignet ist, wurde bereits ein Oberflächenzaun mit integriertem piezoresistivem Drucksensor in /2/ vorgestellt, der auch die Erfassung des Fluktuationsanteils der Wandschubspannung erlaubt. Damit eignet sich der Sensor insbesondere auch für die Untersuchung von instationären Strömungszuständen, beispielsweise in abgelösten Strömungen mit stark schwankenden Wandschubspannungen und/oder Richtungswechseln. Da der zur Anwendung gebrachte piezoresistive Drucksensor jedoch hinsichtlich seiner dynamischen Eigenschaften (Grenzfrequenz, f_c) gegenüber einem Hitzdraht deutlich limitiert ist, wurde hier erstmalig eine Kombination aus den Meßprinzipien Oberflächenhitzdraht (f_c über 20kHz) /3/ und Oberflächendraht konstruiert (Abb. 1a) und in Windkanalversuchen getestet.

Ziel der vorliegenden Untersuchung ist es, anhand von praktischen Anwendungen zu zeigen, daß der neue Kombinationssensor zur Messung von stationären Strömungszuständen und insbesondere auch instationären Wandschubspannungsfluktuationen geeignet ist. Dazu werden Windkanaltests bei Strömungsgeschwindigkeiten von 0 bis 300m/s zur Charakterisierung der Sensoreigenschaften durchgeführt.

Lösungsweg:

Zur Erweiterung des Einsatzspektrums des modifizierten, auf MEMS Technologie basierenden Oberflächenzauns wurde ein neuer Kombinationssensor entwickelt. Ein piezoresistiver Differenzdrucksensor ist hierbei direkt unterhalb des Strömungshindernisses implementiert. Um die dynamischen Signalerfassungseigenschaften des Oberflächenhindernissensors nochmals zu erhöhen, wurde zusätzlich ein Hitzdrahtelement direkt über das Strömungshindernis gespannt. Dies ermöglicht nun auch den Einsatz in Strömungen mit stark instationärem Charakter, vor allem in Ablösegebieten. Exemplarisch kann hier die Detektion von Vortexshedding-Frequenzen und die periodisch instationäre Strömung im Nachlauf eines Rotors genannt werden.

Ergebnisse:

Um die Eigenschaften des Oberflächenkombinationssensors zu charakterisieren, wurden neben Kalibrations-, Sensitivitäts- und Leistungsdichtespektren-Untersuchungen auch anwendungsspezifische Tests durchgeführt. Abb 1.a) zeigt zunächst eine prinzipielle Darstellung des Kombinationssensors. Die Kalibrationskurven der zwei Sensorkomponenten ist in Abb. 1b) dargestellt. Die Daten wurden am Transschallkanal des ILR für einen Wandschubspannungsbereich bis 80N/m² ermittelt. Aus den Verläufen werden die unterschiedlichen Meßprinzipien von Hitzdraht und Oberflächendraht deutlich.

Abb. 2 zeigt Meßergebnisse zur Erfassung des Rezirkulationsgebietes hinter einem Keilelement mit dem MEMS Oberflächendraht-Hitzdraht Sensor. Die dargestellten Ergebnisse wurden im Grenzschichtkanal des ILR bei einer Anströmgeschwindigkeit von $u_\infty=23\text{m/s}$ ermittelt und vergleichen den piezoresistiven Oberflächendraht mit dem kombinierten Hitzdraht. Der mittlere Wandschubspannungsanteil im Gebiet der Strömungsbilgung und im Bereich der Wiederanlegung ist graphisch über der Laufkoordinate dargestellt. Der Verlauf zeigt im Bereich des Wiederanlegepunktes einen Nulldurchgang der Wandschubspannung für den Oberflächendraht. Der Richtungswechsel der Wandschubspannung ist dabei durch einen Vorzeichenwechsel in der gemessenen Druckdifferenz gekennzeichnet. Der Hitzdraht dagegen liefert aus seinem Meßprinzip heraus keine negativen Spannungswerte, jedoch ist diese im Bereich der Wiederanlegung lokal minimal.

Abb. 3 zeigt neben einer prinzipiellen Darstellung einer periodisch instationären Zuströmung, erzeugt durch einen Propeller, die Meßergebnisse von Hitzdraht und piezoresistivem Drucksensor im Vergleich. Die Blattfolgefrequenz des Vierblattrotors betrug 570Hz. Der Rotorströmungsgeschwindigkeit (u_1) wurde eine senkrechte Zuströmung (c_1) überlagert. Wie aus den Frequenzspektren in Abb. 3b deutlich hervorgeht, detektieren beide Sensorkomponenten die Blattfolgefrequenz, sowie einige höherharmonische Frequenzen. Der Drucksensor zeigt für Frequenzen über 1kHz einen deutlichen Amplitudenabfall, während der Hitzdraht das Amplitudenniveau nahezu hält.

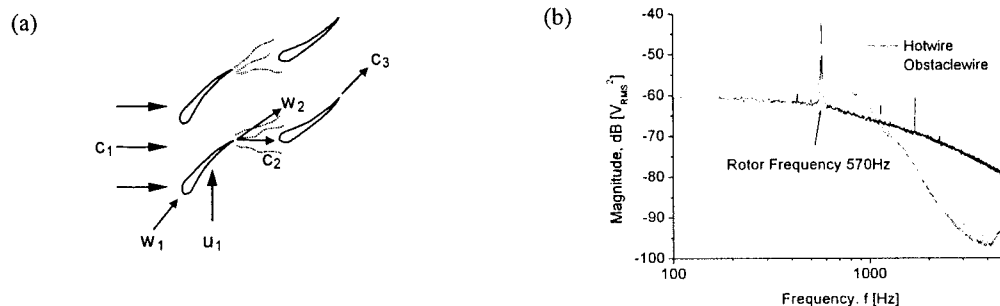
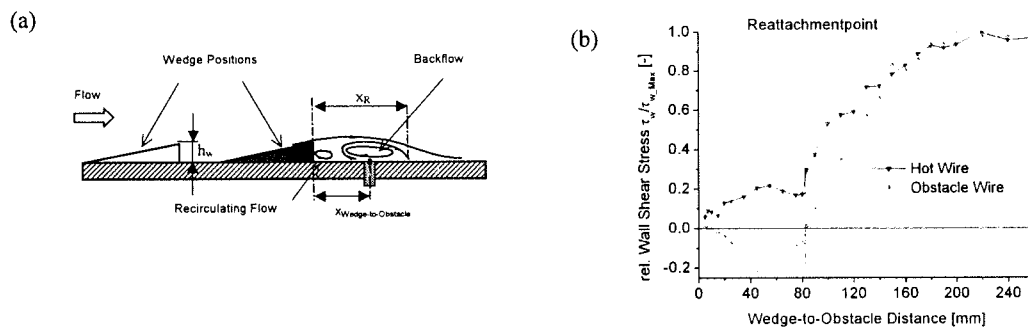
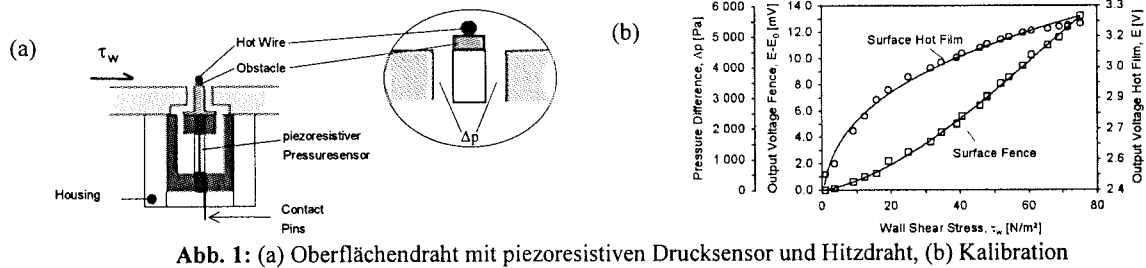


Abb. 3: Dynamischer Sensortest; (a) Prinzipische Skizze einer periodisch instationären Zuströmung und (b) Ergebnis

Literaturquellen:

1. Weiser, N., W. Nitsche, F. Renken, Wall Shear Stress Determination by Means of Obstacle Wires, *Proceedings of 8. Symposium on Turbulent Shear Flows*, TU-Munich, September 9-11.1991
2. Burkhardt, O., Dinata U.G.S., W. Nitsche "Surface Fence with an Integrated, Piezoresistive Pressure Sensor for Measurements of Static and Dynamic Wall Shear Stresses", *Notes on Numerical Fluid Mechanics, Volume 77, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III*, Springer Verlag, Germany, 2000, pp. 411-419
3. Sturzebecher, D., S. Anders, W. Nitsche, "The surface hot-wire as a means of measuring mean and fluctuating wall-shear stresses", *Experiments in Fluids, Volume 31*, 2001, pp. 294-301

Datum: Berlin, Juni 2002

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:**

Messtechnik

Ansprechpartner:

Dipl.-Ing. O. Burkhardt, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution:

TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse:Sekt. F2, Marchstraße 14
10587 Berlin

Telefon: +49 (0) 30 314 – 23093

Telefax: +49 (0) 30 314 – 22955

e-mail: Sekt.F2@ILR.TU-Berlin**Thema:**Oberflächen-Hitzdraht-Technik: Simulationen und
Anwendung in periodisch instationären Grenzschichten**Ausgangssituation:**

Eine zeitlich und räumlich hochauflösende Erfassung von Oberflächenreibungskräften an Turbomaschinenschaufeln erfordert die Nutzung adäquater Messtechnik und den Einsatz geeigneter Oberflächensensorik. Die eingesetzten Sensoren sollen die Erfassung von Grenzschichtphänomenen direkt an der Oberfläche von bspw. Verdichter- oder Turbinenschaufeln ermöglichen ohne hierbei eine Oberflächenrauigkeit hervorzurufen. Eine Arrayapplizierung sollte dabei ohne aufwendige Oberflächenbearbeitungsmaßnahmen (Materialaussparung etc.) möglich sein.

Lösungsweg:

Alternativ zu den bisher üblicherweise genutzten Oberflächenheißfilmen des Herstellers Senflex wird im vorliegenden Projekt ein neuer Oberflächensensor entwickelt, der auf der Hitzdrahtmesstechnik basiert. Der Oberflächenhitzdraht wird durch ein thermoresistives Sensorelement gebildet, das oberflächenbündig über eine schmale Nut in der Trägeroberfläche gespannt und mit dieser an den Rändern punktuell verschweißt ist, *Abbildung 1*. Als Trägermaterial dient eine 30µm dicke Kupferschicht, während das Sensorelement durch einen Wolframdraht ($d=5\text{ }\mu\text{m}$) gebildet wird. Der Oberflächenhitzdraht stellt einen vielversprechenden Sensor zur Erfassung insbesondere auch von Wandschubspannungsfuktuationen dar und ist gekennzeichnet durch eine thermische und konstruktive Entkopplung des Sensorelementes und dem Substrat, wodurch ein deutlich reduzierter Wärmeabfluss in die Trägerstruktur ermöglicht wird. Gegenüber einem klassischen Oberflächenheißfilm wird hierdurch ein deutlich verbessertes Signal/Rausch-Verhältnis erzielt und höhere Grenzfrequenzen erreicht [1]. Der Sensor wird üblicherweise im Konstant-Temperatur Modus mit Überhitzungsverhältnissen bis zu $OHR=1.8$ betrieben.

Ergebnisse:

Sensoruntersuchungen zum dynamischen Signalverhalten zeigen, dass sich Grenzfrequenzen bis 85 kHz realisieren lassen [1]. Vergleichende Untersuchungen zum Thermalhaushalt des Oberflächenhitzdrahtes gegenüber einem Senflex-Heißfilm zeigen, dass die Entkopplung des Sensorelementes von der Struktur eine deutliche Reduzierung der Wärmeverluste in die Wand erlauben, *Abbildung 2*. Auch ist der thermische Nachlauf deutlich geringer ausgeprägt, wodurch die Problematik thermischer Interferenzen in Stromliniensensorarrays sehr stark minimiert wird.

Die Oberflächenhitzdrahtmesstechnik wurde bereits erfolgreich in einer Vielzahl von Versuchen, wie z. B. zur Erfassung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten in Windkanalversuchen und Freiflugexperimenten, zur Anwendung gebracht. Die Messtechnik ist aber auch geeignet zur Erfassung periodisch unetstiger Grenzschichtausbildungen auf Rotor- und Statorschaufeln. *Abbildung 4* zeigt exemplarisch ein Campbell-Diagramm der Schiefeverteilung einer Niedergeschwindigkeits-Verdichterstatorschaufel. Die Verteilung wurde mit einem Oberflächenhitzdrahtarray gemessen, welches zu diesem Zweck in einer Stromlinie bei einer spannweitigen Schaufelhöhe von $z/b=50\%$ angeordnet wurde, siehe *Abbildung 3*. Das Array wurde durch 16 aktive Oberflächenhitzdrähte gebildet, die einen Schaufelbereich von $3\% < x/c < 75\%$ abdecken. Die Messergebnisse zeigen, dass die Grenzschichtausbildung auf einer Verdichterschaufel durch die Interaktionen von rotierender Schaufelreihe und stehendem Statorring geprägt sind. Der periodische Durchlauf der Rotorschaufeln im Vorlauf der betrachteten Leitrad-schaufel führt zur Ausbildung nachlaufinduzierter Regionen mit relativ hohen Signalamplituden sowie beruhigten Grenzschichtbereichen im zeitlichen Wechsel. Aufgrund eines hohen Störanteils in der Grenzschicht bildet sich eine Transition aus, die in der dargestellten Schiefeverteilung durch eine gestrichelt eingezeichnete Transitionslinie markiert wird.

Das exemplarisch präsentierte Messergebnis einer Verdichterschaufel zeigt, dass die vorgestellte Oberflächenhitzdrahtmesstechnik geeignet ist, unetstige Grenzschichtphänomene zu erfassen, deren Ausbildung in einem hohen periodischen Wechsel erfolgt. Vergleichende Sensoruntersuchungen verdeutlichen des weiteren die Vorteile der konstruktiven thermischen Isolation von Sensorelement und tragender Struktur (Kupferlage) gegenüber einem klassischen Heißfilm. Die neue Sensorvariante stellt somit eine leistungsgesteigerte Alternative zur konventionellen Heißfilntechnologien dar.

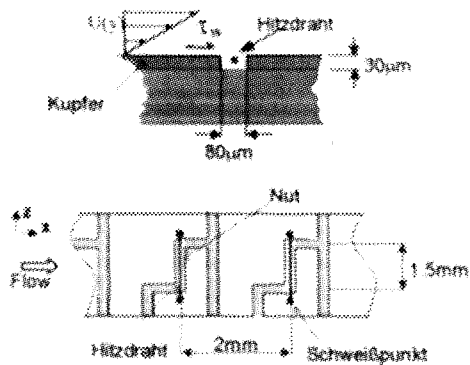


Abbildung 1: Prinzipskizze eines Oberflächenhitdraht

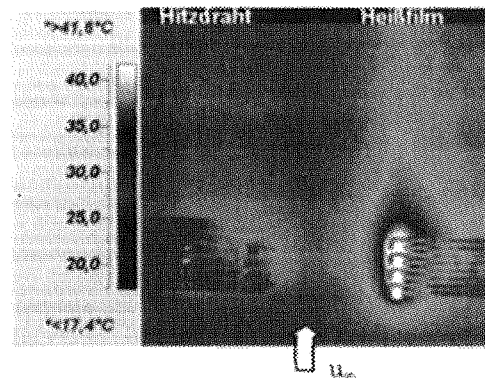


Abbildung 2: Isolinien-Temperaturflächenplot zweier Oberflächensensorarrays bei $\tau_w = 2 \text{ N/m}^2$

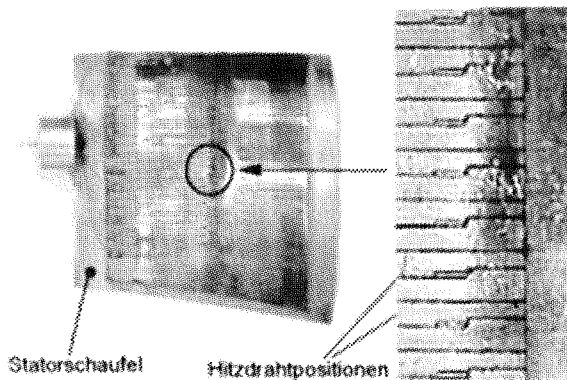


Abbildung 3: Instrumentierte Statorschaufel und Detailvergrößerung des Oberflächenhitdrahtarrays

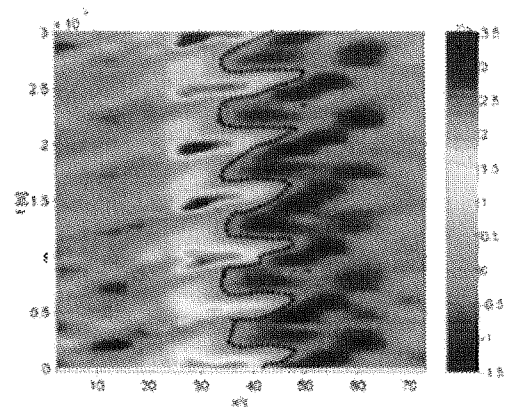


Abbildung 4: Campbell-Diagramm der Schiefeverteilung einer Statorschaufel bei $n = 47 \text{ Hz}$ und $\dot{m} = 6.8 \text{ kg/s}$

Literaturquellen:

1. Sturzebecher, D., Anders, S., Nitsche, W., The Surface Hot-Wire as a Means of Measuring Mean and Fluctuating Wall Shear Stress, *Experiment in Fluids*, Vol. 31, 2001, pp. 294-301
2. Swoboda M., Teusch R., Gümmer V., Fottner L., Wenger U., Experimental Investigation of Boundary Layer Transition in Compressor Cascades at Unsteady Flow Conditions, *STAB Proceeding*, 1998, pp. 474-482

Datum:

Berlin, Januar 2003

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Ansprechpartner: Hartmut Holst

Institution: DLR AS/HK

Adresse:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Germany

Thema: Investigation of Wall Interference and Support Interference Using Two TWIG Models of Different Scale. H. Holst, DLR Göttingen, M. Jacobs, DNW-GUK Göttingen, S. Tusche, DNW-GUK Göttingen

Ausgangssituation: The flow about a model in a wind tunnel is influenced by the test section boundaries, and by the type of support. And accordingly there are two different types of corrections to be applied to the test results: corrections due to the presence of the walls and corrections due to the (rear) support. For straight solid walls the classical corrections can be applied according to AGARDographs 109^[1] and 336^[2], but a model representation is necessary. In the two-dimensional adapted test section^{[3][4]}, the wall interferences are zero all along the test section centreline for a 3-d model, the spanwise increase remains and it can be determined by a wall pressure method^[5]. These inhomogeneities, and the finite length of the test section, introduce a certain inaccuracy, limiting the model size.

Ziel: The intention of the measurements presented here is to validate the wall pressure method, to determine the wall interference parameters, and validate the method of correction of test results (force coefficients and flow parameters). Also the influence of the support system was to be assessed.

Lösungsweg: This was done by performing force measurements on two TWIG models (transonic wall tunnel interference generators) of different size, otherwise identical. The smaller model in the tunnel is shown in Fig. 1. The transonic wind tunnel of DNW at Göttingen has an adaptive test section of $1m \times 1m$. Three different support configurations have been used for the two models, see Fig. 2. Configuration 1 uses the so called NLR device, the joint is kept straight, while the circular arc support performs the adjustment of angle of attack. Configuration 2 again uses the NLR device, it is now being used to adjust the angle of attack, while the circular arc support remains at $\alpha = 0$ and keeps the model on the centreline of the test section. And finally, there is the *normal* small rear sting. Interference-free reference results were available from NLR/HST, where the identical model TWIG/NL300 had been used in a $2m \times 1.8m$ slotted wall test section.

Ergebnis: For the big model with a relative span $\frac{b}{B} = 0.75$, the wall interferences are very inhomogeneous, and even corrections with elliptically weighted spanwise averages are questionable, at least for the drag. The model seems to be located too close to the end of the adaptable test section, compare the wall interferences in Fig. 3. The big model TWIG/D750 has a relative span of 0.750m, and its original angle of attack correction of 0.8° in the not adapted test section (i.e. straight walls) at the reference point of the model $(x - x_\xi) = 0$, is being reduced to to a residual of about 0.1° . But $\Delta\alpha$ increases towards the end of the flexible walls. Because of the smaller scale ($\frac{b}{B} = 0.30$), the model TWIG/NL300 is not so close to the end of the test section with its adaptable walls. The results fit perfectly to the nominally interference-free results from HST, and in Fig. 4, $\Delta C_{D_{min}}$ associated with the near field of the NLR device, can clearly be identified (see also ^[6]). When adding this value of $\Delta C_{D_{min}}$ to present drag results, perfect agreement with reference results at about the same Reynolds number is achieved.

Literatur:

- [1] Garner, H.G., Rogers, E.W.E., Acum, W.E.A., Maskell, E.C., *Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections*. AGARDograph 109, 1966.
- [2] Ewald, B.F.R. (editor), *Wind Tunnel Wall Correction*. AGARDograph 336, 1998.
- [3] Wedemeyer, E., *Adaptive Wind Tunnel Walls: Technology and Applications. (Section 4: Testing of 3-D Models in 2-D Adaptive Wall Test Sections.)* AGARD-AR-269, April 1990.
- [4] Holst, H. *Realtime Computation of Wall Shapes in a Two-Dimensional Adaptive Test Section*. ICAS 1994, Anaheim, California, USA, 1994.
- [5] Holst, H., *Procedure for Determination of Three-Dimensional Wind Tunnel Wall Interferences and Wall Adaptation in Compressible Subsonic Flow Using Measured Wall Pressures*. DLR-FB 91-09, Göttingen, Germany, 1991.
- [6] Holst, H. *Wall interference and support interference for the models TWIG/D750 and TWIG/NL300 in TWG*. DLR-IB 224 2002 A 07, Göttingen, Germany, 2002.

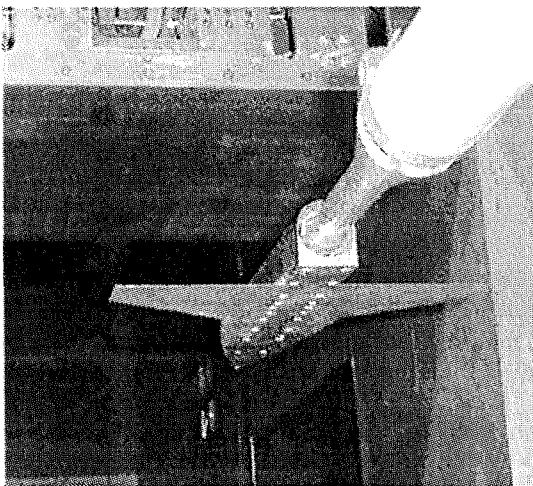


Figure 1: Model TWIG/NL300 in the transonic adaptive test section.

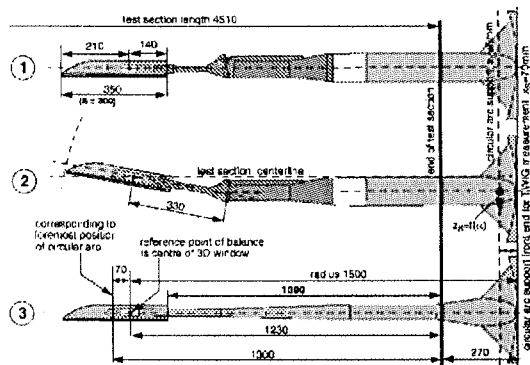


Figure 2: Different support configurations for model TWIG/NL300.

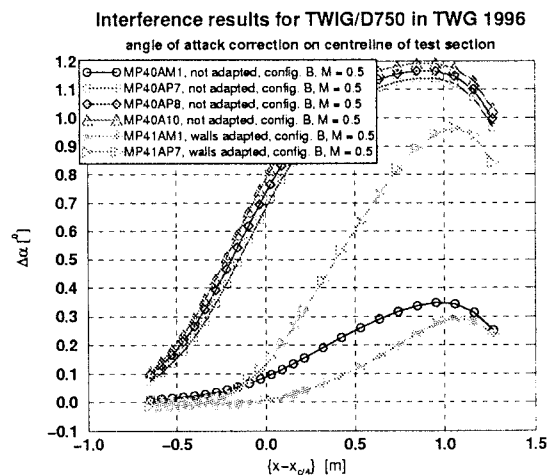


Figure 3: Angle of attack correction $\Delta\alpha$ along the centreline of the test section, model TWIG/D750.

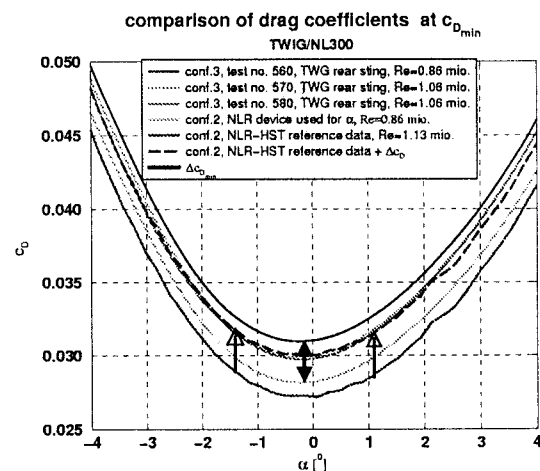


Figure 4: Comparison of drag coefficients at $c_{D,min}$.

Weiteres Vorgehen: It is intended to investigate of influence of extrapolating wall pressures and wall shapes at the end of the test section. The accuracy of the wall pressures will have to be increased. The possibilities of shifting the model position for three-dimensional models to more upstream positions would be desirable, but this would limit the range of angles of attack. Possibilities of alternative rear support systems have to be viewed.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Experimentelle Simulation und Versuchstechniken, Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner:

Dr. Christian Klein

Institution:

DLR-Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551/7092440

Telefax: 0551/7092830

e-mail : Christian.Klein@dlr.de

weitere Partner:

Technische Universität Dresden,
Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Hochgeschwindigkeitskanal Merkers

Thema:**PSP-Messungen an einer Plugdüse:**

Aerodynamik von Plugdüsenoberflächen mit Vorexpansion

Ausgangssituation:

Die vorliegende Arbeit ist im Rahmen eines Forschungs- und Entwicklungsvertrages zwischen der Technischen Universität Dresden (TUD) und dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt Göttingen (DLR) entstanden. Die ausführende Stelle an der TUD war das Institut für Luft- und Raumfahrttechnik Hochgeschwindigkeitswindkanal Merkers. Die PSP-Messungen waren in das Projekt "Linear Plug Nozzle Investigation" eingebettet.

Ziel:

Erstmalige Anwendung der optischen Druckmeßmethode PSP in der Untertageanlage der TUD an einer Plugdüsenoberfläche sowie die Interpretation der resultierenden flächigen Druckverteilungen zum Verständnis der Aerodynamik von Plugdüsenoberflächen.

Lösungsweg:

Durch Modifikation und Weiterentwicklung der optischen Komponenten des DLR-PSP-Systems an die spezifischen Gegebenheiten des Hochgeschwindigkeitswindkanal Merkers konnten erfolgreich PSP-Messungen an der Plugdüsenoberfläche stattfinden.

Ergebnis:

Die PSP-Messungen lassen eine flächenhafte und detaillierte Interpretation des sich über der Modelloberfläche abzeichnenden Strömungsfeldes zu. Gut auf den PSP-Ergebnissen zu sehen ist die Stoßlage, der Endscheibeneinfluß, sowie der Einfluß der unterschiedlichen Versperrungen, die sich aus den untersuchten Konfigurationen ergeben. Ein quantitativer Vergleich der mittels der PSP-Methode gewonnenen Daten mit den mittels konventioneller Druckmeßmethode erhaltenen Meßwerten zeigt eine gute Übereinstimmung. In Bild 1 ist für einen Meßpunkt die 3D-Ansicht der Druckverteilung auf der Plugdüsenoberfläche und dem Plugdüsenboden dargestellt, wie sie sich nach der PSP-Auswertung ergibt.

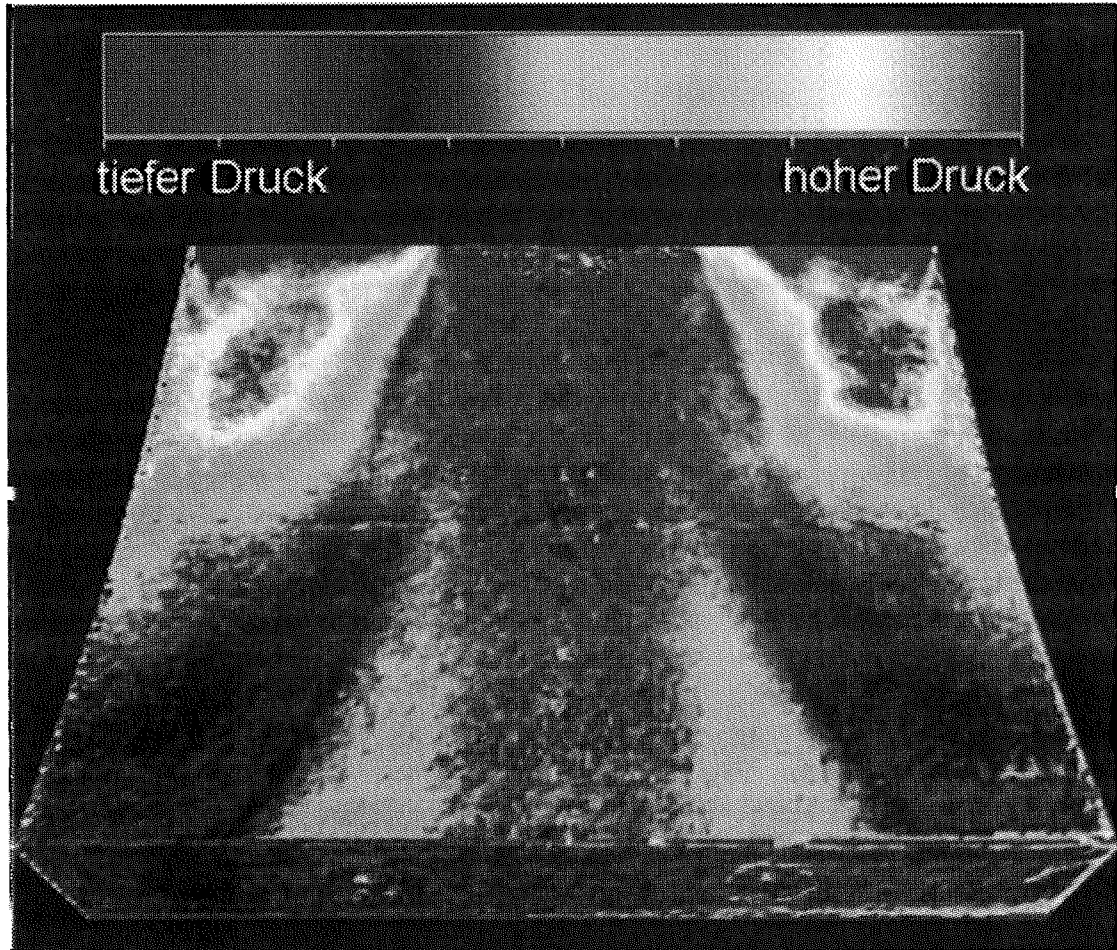


Bild 1: Druckverteilung auf der Plugdüse

Literatur:

Engler, R. H., Hartmann, K., Troyanovski, I. & Vollan, A. (1992): „Description and assessment of a new optical pressure measurement system (OPMS) demonstrated in the high speed wind tunnel of DLR in Göttingen“, DLR-FB 92-24.

Klein, Chr., Henne, U., Sachs, W.E., Engler, R.H. (2002): „PSP-Messungen an einer Plugdüsenoberfläche im Hochgeschwindigkeitswindkanal-Merkers der TU-Dresden“, DLR-IB 224-2002-C-04.

weiteres Vorgehen:

Aerodynamische Interpretation der PSP-Ergebnisse an der Plugdüsenoberfläche und Anwendung der PSP-Meßtechnik auf nicht linearen Plugdüsen im DLR-Lampoldshausen.

Mitteilung

Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: F. Klinge, T. Kirmse, J. Kompenhans

Institution: Inst. für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 2471
Telefax: 0551 / 709 2830
e-mail: falk.klinge@dlr.de

Thema:

Experimentelle Untersuchung des Tragflächenspitzenwirbels an einem Halbmodell des Airbus A 340 im Transsonischen Windkanal in Göttingen durch Stereo Background Oriented Schlieren (BOS) und Stereo Particle Image Velocimetry (PIV) zur Bestimmung des Geschwindigkeits- und Dichtefeldes

Ausgangssituation:

Die Sicherheit des Flugverkehrs wird durch Tragflächenspitzenwirbel, die insbesondere durch große Verkehrsflugzeuge erzeugt werden, beeinträchtigt. Die Lokalisierung und Beurteilung der Wirbel mit den bestehenden Messverfahren ist aufwendig, bzw. unmöglich. Eine Vereinfachung der Messmöglichkeiten ist erwünscht, sodass die Anwendung sowohl im Windkanal als auch auf dem Flugplatz ermöglicht wird.

Die quantitative Auswertung von mit Hilfe von BOS gewonnenen Messdaten ist in diesem Fall schwierig, da der Ort der Dichteänderung (kompressibler Wirbel) nicht bekannt ist.

Ziel:

Zur Beurteilung der Wirbel ist ein Meßsystem zu entwickeln, das die relevanten Strömungsdaten mit einem einfachen Messaufbau liefert. Diese sind insbesondere die Wirbelposition und die Wirbelstärke, welche durch die Geschwindigkeitsverteilung und / oder die Dichteverteilung charakterisiert wird.

Ziel des Versuches war der Nachweis, dass quantitative lokale Dichteinformationen mit Hilfe von Stereo BOS bei Anwendung in 3D – achsensymmetrischen Strömungen erlangt werden können und die Position des Wirbels erfasst werden kann.

Lösungsweg:

Für BOS wurden Algorithmen entwickelt, die aus den Kamerapositionen und den ausgewerteten Bildern die Wirbelposition bestimmen und anschließend die Dichteverteilung des Wirbels berechnen.

Die so entstandene Meßmethode wurde während eines Windkanalversuchs getestet: Das Halbmodell eines Airbus A – 340 wurde im Transsonischen Windkanal (TWG) in Göttingen mit Hilfe von Stereo BOS und Stereo PIV untersucht. Der Halbflügel hat eine Spannweite von 0,6m und eine Flügelfläche von $0,1\text{m}^2$. Untersucht wurde der Wirbel ca. 1,2m hinter der Flügelspitze mit Stereo BOS und Stereo PIV bei Geschwindigkeiten von Mach = 0,5 / 0,6 / 0,7.

Die Beobachtung des Wirbels durch die beiden Messverfahren wurde innerhalb des gleichen Messvolumens durch vier digitale CCD Kameras und einem Nd:YAG Laser mit einer Ausgangsleistung von 2x320mJ realisiert. Der Aufbau ist in Abb. 1 skizziert.

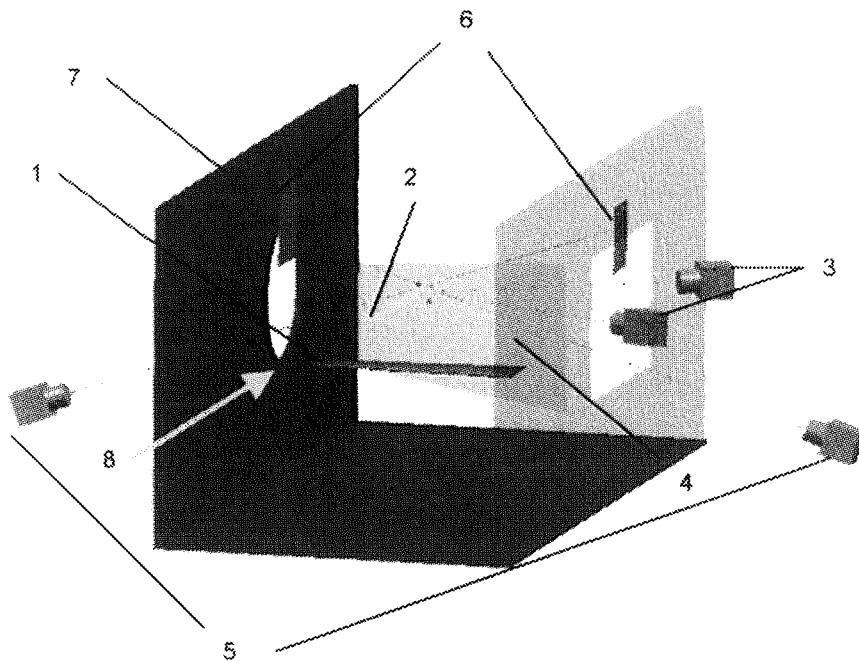


Abbildung 1: Der experimentelle Aufbau im Windkanal

- 1: Flügel-Halbmodell
- 2: Randwirbel
- 3: PIV Kameras
- 4: Laser - Lichtschnitt
- 5: BOS Kameras
- 6: BOS Hintergründe
- 7: Windkanalwand
- 8: Strömungsrichtung

Ergebnis:

Trotz des an der untersuchten Stelle unvollständigen Aufrollvorganges des Wirbels und der sich daraus ergebenden Asymmetrie des Dichtefeldes konnte die Wirbelposition und der Dichteverlauf bestimmt werden. Der Vergleich der auf Grundlage der BOS – Messungen errechneten Wirbelpositionen mit den durch PIV gemessenen ergab eine gute Übereinstimmung.

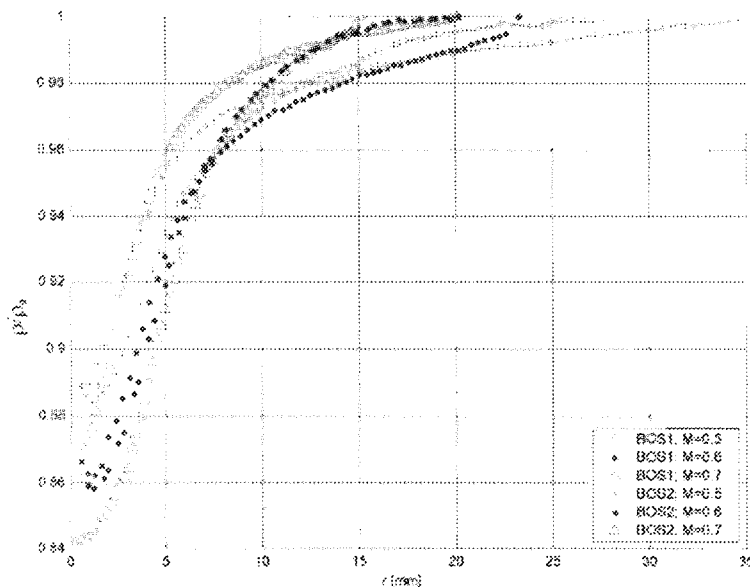


Abbildung 2: Berechnete Dichteverteilung des Wirbels

Normalisierte Dichte ρ/ρ_a , für einen Anstellwinkel von $\alpha_w = +3^\circ$ bei verschiedenen Anströmungsgeschwindigkeiten (Mach = 0.5 / 0.6 / 0.7) berechnet aus den beiden Kameraaufzeichnungen
Rote Symbole: BOS-Kamera 1
Blaue Symbole: BOS-Kamera 2

Die drei verschiedenen Kennzeichnungen representieren die drei untersuchten Geschwindigkeiten

Weiteres Vorgehen:

Die Wirbelposition konnte aufgrund der BOS – Messdaten ebenso genau bestimmt werden, wie durch die PIV – Messdaten. Die Berechnung der Dichteverteilung dagegen ist noch nicht bestätigt. Die Auswertung der zu diesem Versuch durchgeführten numerischen Berechnungen wird darüber Auskunft geben. Ein weiterer Schritt ist die Benutzung der gewonnenen Erfahrungen, um ein räumliches Dichtemessverfahren mit BOS auf Grundlage von Tomographie – Algorithmen zu entwickeln.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Adaptive Messstrecken

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. O. Meyer,
Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, TU Berlin

Adresse: Marchstr. 14 **Telefon:** 030 314-22426
10587 Berlin **Telefax:** 030 314-22955
 e-mail: Oliver.Meyer@TU-Berlin.de

Weitere Partner: ETW GmbH Köln

Thema: Experimentelle Untersuchungen zur Adaptionsgüte adaptiv geschlitzter Windkanalmessstrecken anhand ausgewählter Testkörper

Ausgangssituation:

Messstrecken mit zweidimensional-adaptiven Wänden werden in der Winkanal-Versuchstechnik erfolgreich eingesetzt /1/. Druckstörungen, die durch feste Wände bei der Umströmung des Versuchskörpers verursacht werden (Wandinterferenzen), können durch die Wandadaption minimiert werden. Diese Technik – das Verstellen ganzer Wände – ist allerdings aufgrund des hohen apparativen Aufwandes bislang auf kleine Messstrecken begrenzt. In großen Windkanälen (z.B. ETW-European Transonic Windtunnel) könnte die Adaption durch verfahrbare Schlitze in der massiven Wand erreicht werden. Die bisherigen numerischen und experimentellen Voruntersuchungen haben sowohl die Wirksamkeit solcher adaptiver Schlitze als auch deren Grenzen aufzeigen können /2/, /3/. Bei bestimmter Parameterwahl (rel. Schlitzbreite und Schlitzanzahl) weichen Schlitzadaptationen nur in geringem Maße von einer klassischen 2D-Wandadaption ab.

Ziel:

Mit Hilfe der adaptiven Schlitze soll ein Weg aufgezeigt werden auch in großen Windkanälen effiziente Wandadaptationen durchzuführen. Die vorliegende Arbeit zeigt dazu Validierungsexperimente der Schlitzadaption an ausgewählten Versuchskörpern. Die in den Voruntersuchungen gewonnenen Erkenntnisse sollen auf 2D- und 3D-Adaptionen übertragen werden.

Lösungsweg:

Um die Wirksamkeit von Schlitzadaptationen untersuchen zu können, wurde eine schlitzadaptive Messstrecke für den Transsonischen Windkanal der TU Berlin entwickelt. Diese Messstrecke besitzt je einen flexiblen Schlitz auf der oberen und unteren Messstreckenwand, der jeweils über 13 Stellmotore eingestellt werden kann. Die Schlitzkontur wird – entsprechend der 2D-Wandadaption – mit Hilfe bewährter potentialtheoretischer Wandkorrekturverfahren berechnet und über eine sogenannte Flächenregel auf die Schlitze übertragen.

Die erreichbare Adaptionsgüte wird anhand ausgesuchter 2D- und 3D-Testfälle untersucht. Für die 2D-Adaption wird ein Cast7-Profilmodell verwendet, da für dieses ausreichend genaue experimentelle und numerische Referenzwerte vorliegen. Als 3D-Modell dient der ETB (ETW-Transition-Body), der als verkleinertes Modell für den TU Transschallkanal gefertigt wurde. Auch hierfür liegen numerische und experimentelle Referenzwerte vor.

Die erreichbare Adaptionsgüte wird über vergleichende Messungen in der (klassischen) 2D-adaptiven- und der Schlitzmessstrecke festgestellt. Die Bewertung erfolgt über Druckmessungen an den Modellen und über Laser-2-Fokus (L2F) Strömungsfeldvermessungen im Nahfeld der Modelle.

Ergebnis:

Die Untersuchungen mit dem Cast7-Profilmodell wurden bei -3° (Minimalauftrieb) und 1° Anstellwinkel durchgeführt. Der Testfall für 1° erforderte Schlitzverstellungen in die Messstrecke hinein, die mit einem eingeklebten Schlitzzeinsatz modelliert wurden. Der prinzipielle Aufbau samt L2F-Messfeld ist für $\alpha=1^\circ$ in Bild-1 gezeigt. Die erzielten Adaptionsergebnisse für beide Anstellwinkel sind exemplarisch für eine Anströmmachzahl von $M_\infty=0.6$ in Bild-2 gegenübergestellt.

Sowohl die hier gezeigten Druckverteilungen als auch die Feldmessungen zeigen eine gute Übereinstimmung der Ergebnisse von 2D-adaptiver und der Schlitzmessstrecke.

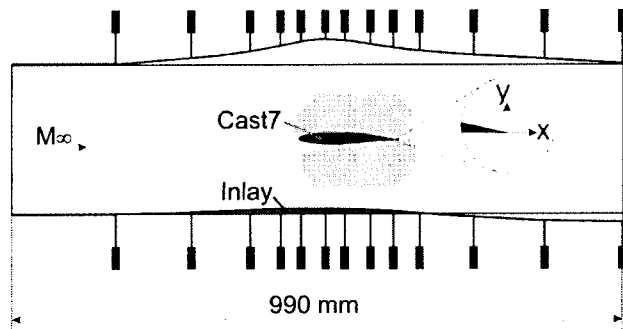


Bild-1: Versuchsaufbau mit Cast7-Modell $\alpha=1^\circ$

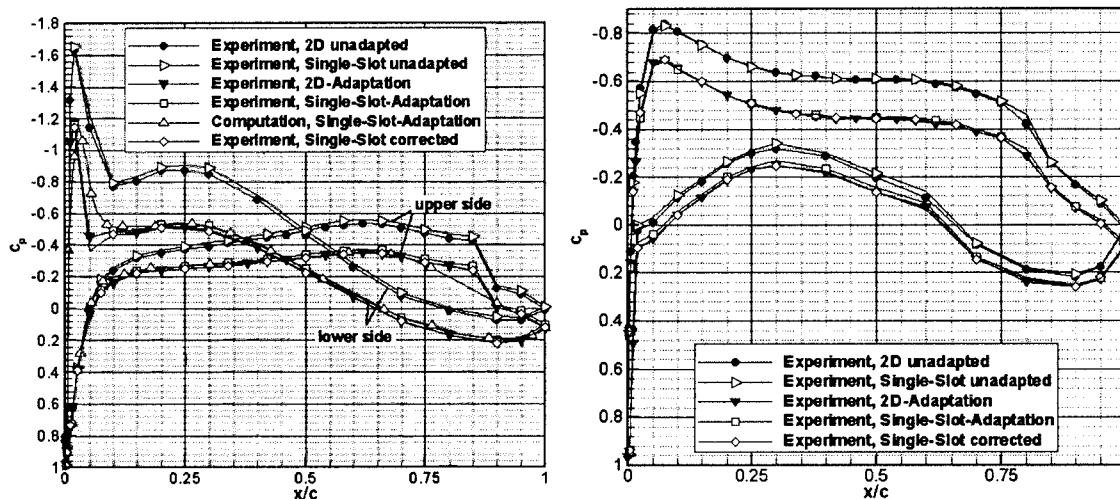


Bild-2: Vergleich zwischen 2D-Wandadaption und Schlitzadaption des Cast7-Modells, $\alpha=-3^\circ$ (links) und $\alpha=1^\circ$ (rechts) bei $M_\infty=0.6$

Auch die – hier zunächst nicht gezeigten – Ergebnisse der 3D-Adaptionen des ETB zeigen ähnlich gute Übereinstimmungen, so dass die prinzipielle Leistungsfähigkeit von Schlitzadaptionen als nachgewiesen angesehen werden kann.

Literatur:

- /1/ Adaptive Wind Tunnel Walls: Technology&Applications, AGARD-AR-269, 1990
- /2/ Futterer I. Numerische Untersuchung zum Einsatz adaptiver Schlitzze zur Minimierung von Windkanalwandinterferenzen bei kompressiblen Unterschallströmungen, Dissertation TU Berlin, 2000
- /3/ Meyer O, Nitsche W, Futterer I. Numerical and Experimental Investigations on the Reduction of Wind Tunnel Wall Interference by Means of Adaptive Slots, Aeronautical Journal, Vol. 105, Nr 1052, , pp571-580, London 2001

Weiteres Vorgehen:

Auf Grundlage der erzielten Ergebnisse soll eine Korrekturmöglichkeit entwickelt werden, die Abweichungen einer Messung in einer adaptiv geschlitzten Messstrecke in Abhängigkeit der verwendeten Parameter wie Schlitzanzahl, relative Schlitzbreite und Machzahl korrigiert. Weiterhin soll eine Vergleichsmessung mit einem weiteren ETB-Testkörper in einer passiv geschlitzten Messstrecke im Pilotkanal des ETW durchgeführt werden. Damit soll der Vergleich zwischen einer aktiv-adaptiv geschlitzten und einer passiv geschlitzten Messstrecke gezogen werden.

Datum: 21.06.02

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Anlagen
Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Patrick Gruhn, Dr.-Ing. Andreas Henckels
Institution: DLR, Abt. Windkanäle Köln
Adresse: Linder Höhe **Telefon:** 02203/601-2706 bzw. -2627
D-51147 Köln **Telefax:** 02203/601-2344
e-mail: patrick.gruhn@dlr.de
andreas.henckels@dlr.de
weitere Partner: DFG-Sonderforschungsbereich 253 der RWTH-Aachen
Thema: Simulationen aerodynamischer Interaktionen einer Düsenströmung im Hyperschallwindkanal H2K

Ausgangssituation:

Eine wesentliche Aufgabe bei der Auslegung zukünftiger Raumtransportern ist die Integration des Antriebs in das Fluggerät. Hierbei ist besonders die Düse auf Grund einer starken Interaktion der Düsen- mit der Außenströmung von Interesse.

Es ist bekannt, dass z.B. die Eigenschaften von SERN-Düsen von luftatmenden Antrieben durch Optimierung der Kontur noch deutlich zu verbessern sind. In mehreren Studien wurde bereits versucht, die Mechanismen der Wechselwirkungen zwischen Außen- und Düsenströmung zu verstehen um darauf aufbauend den Bruttoschub der Düse zu erhöhen [1].

Experimentelle Untersuchungen an Heckmodellen zur Wechselwirkungen zwischen Außen- und Düsenströmung wurden bereits unter Ausblasung eines kalten Düsenstrahls durchgeführt [2]. Die wirkliche Düsenströmung weist jedoch Totaltemperaturen von über 3000 K auf, d.h. neben den auftretenden Realgaseffekten kommt es dabei u.a. zu einer Änderung der Viskositäten. Die bisherigen Untersuchungen mit kalter Ausblasung lassen hierauf keine Rückschlüsse zu.

Ziel:

Ziel ist die Bestimmung und die aerodynamische Verbesserung des Strömungsfeldes hinter der Düse bzw. im Heckbereich von Raumfluggeräten. Durch Ausbau/Erweiterung des Hyperschallkanals H2K soll hierzu eine Möglichkeit geschaffen werden, Tendenzen in der Veränderung des Heckströmungsfeldes auf Grund von Viskositätsänderung des aufgeheizten Düsenstrahls zu erfassen. Dadurch können dezidierte Daten zur Validierung von Rechenverfahren, die wiederum für eine komplette Simulation der realen Flugbedingungen erforderlich sind, generiert werden.

Lösungsweg:

Um diesen Einfluss auf mögliche Veränderungen der Stoß- und Ablöselagen aufzuzeigen, ist die Aufheizung der ausgeblasenen Druckluft auf Temperaturen von über 1000 K mittels eines neu in den H2K integrierten Lufterhitzers vorgesehen. Aus konstruktiven und modelltechnischen Gründen werden zwar nicht die Temperaturen

der wirklichen Düsenströmung erreichbar sein, die Untersuchungen liefern jedoch Hinweise auf die zu erwartenden Veränderungen bei höheren Strömungstemperaturen.

Im Vordergrund erster Untersuchungen stehen Experimente an Düsen-/Heckmodellen zur Diagnose des Strömungsfeldes in Abhängigkeit von Machzahl, Reynoldszahl und Düsendruckverhältnis. Diese Erkenntnisse dieser experimentellen Simulationen sollen damit zu Empfehlungen für die aerodynamische Gestaltung von Düse und Heckbereich für zukünftige Raumflugzeuge führen.

Ergebnis:

An einem SERN-Düsenmodell (Abb. 1) erfolgten Wanddruckmessungen. Der Wanddruck wurde sowohl bei kalter als auch bei aufgeheizter Düsenströmung an 13 Stellen, d.h. im Bereich der Expansionsrampe und Düsenhalsbereich aufgezeichnet. Parallel dazu wurden Schlierenbilder (Abb. 2) erstellt.

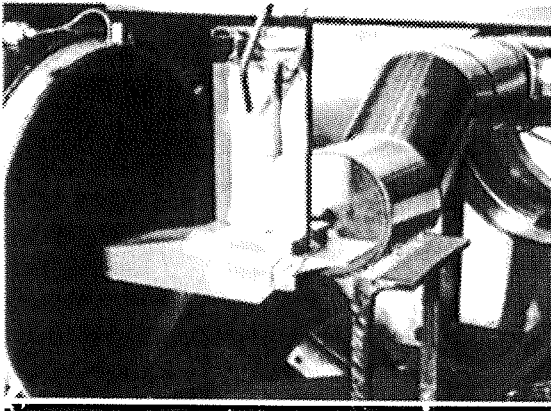


Abb. 1: ELAC-Düsen-/Heckmodell zur Heissgasausblasung im Hyperschallwindkanal H2K.

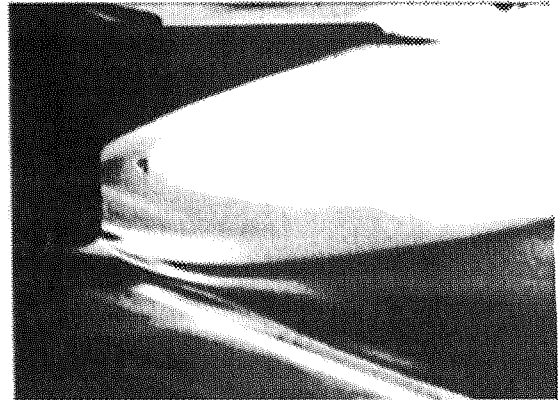


Abb. 2: Schlierenbild der Düsenströmung bei einer Ausblasetemperatur von $T_0 = 970$ K.

Literatur:

- [1] Esch, Th., Bauer, A., Rick, H.; *Simulation and nozzle/afterbody integration of hypersonic propulsion systems*. Z. Flugwiss. Weltraumforsch. 19, 1995.
- [2] Gruhn, P., Henckels, A., Sieberger, G.; *Improvement of the SERN nozzle performance by aerodynamic flap design*. Aerospace Science and Technology, accepted paper, 2002.

weiteres Vorgehen:

Einsatz der erweiterten Simulationsmöglichkeiten zur Untersuchung von Schubstrahl/Aussenströmungsinterferenzen im Rahmen von Forschungsvorhaben und Auftragsmessungen.

Datum: 26. Juli 2002

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Anlagen
Ansprechpartner: Dr.-Ing. Andreas Henckels
Institution: DLR, Abt. Windkanäle Köln
Adresse: Linder Höhe **Telefon:** 02203/601-2706 bzw. 2627
D-51147 Köln **Telefax:** 02203/601-2344
 e-mail: andreas.henckels@dlr.de

weitere Partner: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abt. Hochgeschwindigkeitskonfigurationen (Göttingen)
und Abt. Raumfahrzeuge (Braunschweig)

Thema: Experimente an Flugkörper-Gesamtkonfigurationen mit Gitterflügeln

Ausgangssituation:

Gitterflügel bestehen aus einem dreidimensionalen System flacher Profile, die über Seitenwände verbunden sind. Auf Grund ihres hohen Widerstandes stießen Gitterflügel in westlichen Ländern bislang nur auf geringes Interesse. Dem gegenüber erfolgten in der damaligen UDSSR intensive Untersuchungen an Gitterflügeln. Dabei wurden ihre aerodynamischen Vorteile gegenüber konventionellen Flügeln identifiziert. Ob Gitterflügel günstiger für den Einsatz an Flugkörperkonfigurationen sind, lässt sich allerdings nur vom Gesamtsystem her beurteilen.

Zur Auslegung und Optimierung von Flugkörpern mit Gitterflügeln fehlen der Deutschen Industrie noch kostengünstige und erprobte numerische Verfahren. In dem Projekt „Hochagile Flugkörper“ konzentriert das DLR in Abstimmung mit dem BMVg, dem BWB sowie deutschen Flugkörper-Firmen seine Arbeiten zur Entwicklung moderner Flugkörper. Die Arbeiten umfassen u.a. auch aerodynamische Untersuchungen zu alternativen Steuerungselementen wie Gitterflügel.

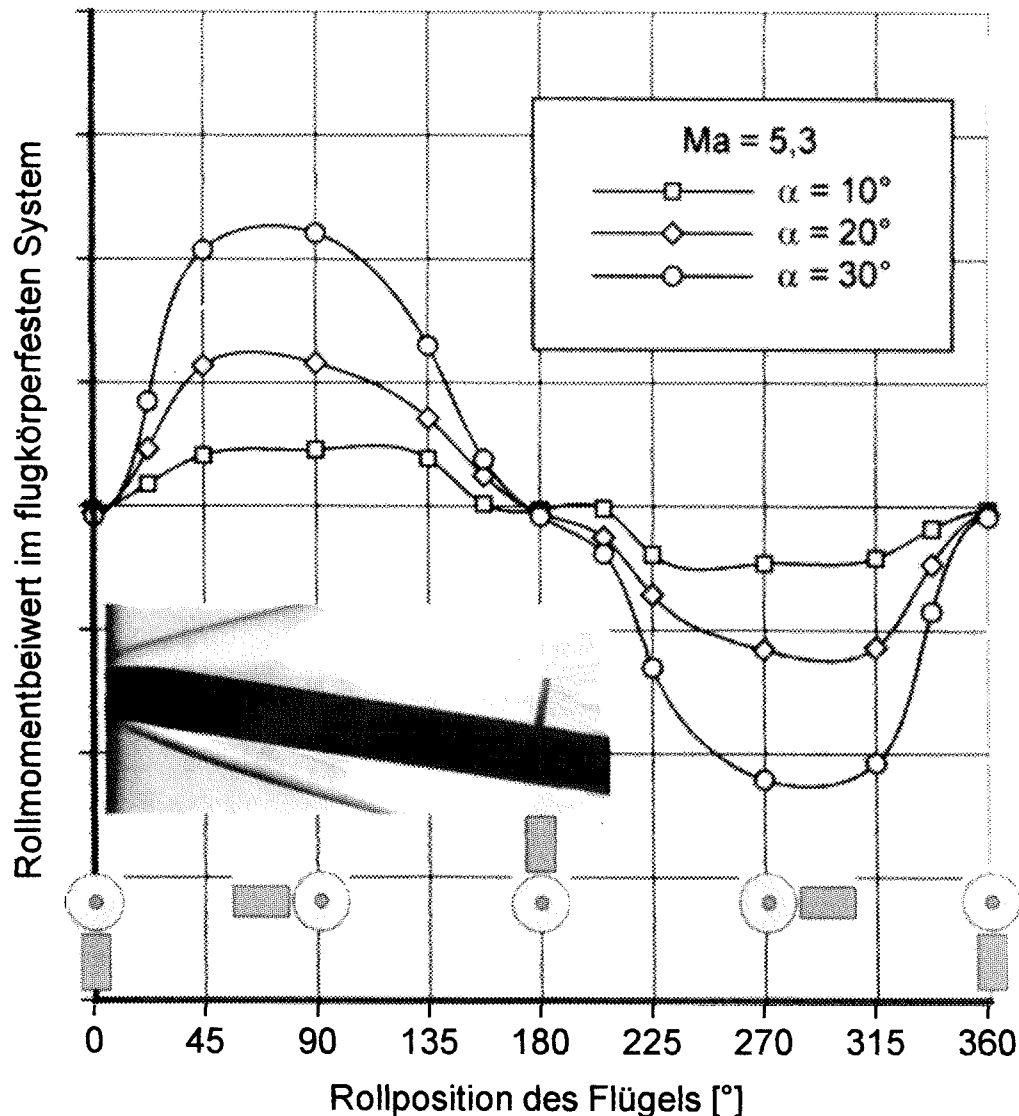
Ziel:

Experimentelle Untersuchungen zielen auf die Erstellung einer Datenbasis für die Validierung eines Rechenverfahrens für Gitterflügel ab. Während Windkanaluntersuchungen für isolierte Flügel an anderer Stelle durchgeführt werden, interessiert hier insbesondere der Einfluss der Rumpfumströmung auf die Kräfte und Momente des Flügels. Die erhaltenen Daten sollen in Verbindung mit den numerischen Ergebnissen u.a. zu einem physikalischen Verständnis der komplizierten aerodynamischen Vorgänge an Gitterflügeln beitragen.

Lösungsweg:

Zum Aufbau der Datenbasis erfolgen Messungen in der Trisonischen Messstrecke TMK sowie im Hyperschallwindkanal H2K des DLR in Köln im Machzahlbereich zwischen 1,8 und 6,0. Registriert werden Kräfte und Momente, die sowohl auf eine Flugkörpergesamtkonfiguration mit Gitterflügeln wirken als auch Kräfte und Momente, die in Gegenwart des Rumpfes auf einzelne Flügel wirken. Im Vordergrund des Interesses steht bei beiden Messkonfigurationen der Einfluss unterschiedlicher Ruderausschläge und der Einfluss der Leitwerksposition bzgl. der Rolllage. Die untersuchte Flugkörperkonfiguration besteht aus einem kreisförmigen Rumpf mit ogivenförmiger Nase, bestückt mit einer unterschiedlichen Anzahl von Flügeln.

Ergebnis



Das Bild belegt die starke Abhängigkeit des Rollmomentbeiwertes vom Rollwinkel auf Grund der Wechselwirkung von Rumpfumströmung und Gitterflügel bei unterschiedlichen Anstellwinkeln α .

Literatur:

- [1] Henckels, A.; *Experimente an Flugkörper-Gesamtkonfigurationen mit Gitterflügeln*. Interner Bericht IB-32418-2002C 13, DLR Köln, 2002.
- [2] Reynier, Ph.; Schüle, E.; *Incorporation of an Actuator Disc for Lattice Wing Modelling in an Unstructured Navier-Stokes Solver*. Beitrag zum 13. DGLR-Fach-Symposium der AG STAB, TU München, 2002.

weiteres Vorgehen:

Durch die Flügel/Rumpf-Wechselwirkung werden bei rotierenden Flugkörpern hohe instationäre Kräfte hervorgerufen. Um derartige instationäre Anteile zu erfassen sind weitere spezielle Messungen, z.B. an frei rotierenden Windkanalmodellen durchzuführen. Für Hochgeschwindigkeitsflugkörper sind darüber hinaus genaue Vorstellungen hinsichtlich der Belastung der komplexen Gitterstruktur durch Druck und Temperatur zu erarbeiten.

Datum: 16. Januar 2003

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

Adeli 86	latrou 140	Radespiel 31, 188
Allen 55		Rakowitz 41
	Jacob 37	Reckzeh 43
Ballmann 138	Jakirlic 152, 154	Reimann 115
Becker 79	Jester-Zürker 154	Rein 69
Bellastrada 25	Johnston 115	Reinartz 117
Bonfigli 144		Reynier 75
Bozic 88, 90	Karl 98	Richter 45, 47
Breitsamter 25, 61	Kemme 136	Rist 150, 162
Brodbeck 92	Khujadze 172	Ronzheimer 176
Brodersen 27	Kirmse 198	Rosemann 45, 47
Brunn 146	Klein 196	Rossow 29, 178
Burkhardt 190, 192	Klinge 198	Rudnik 49, 180
	Klinkov 69	Rütten 59
Ceizki 127	Klioutchnikov 138	
Le Chuiton 63	Kloker 144	Schäfer 111
	Knobloch 33	Schewe 133
Deister 164	Kompenhans 198	Schindler 43
Dietz 133	Kovar 71	Schmid 61
Dujardin 67	Kreplin 35, 73	Schrauf 85
	Krumbein 174	Schröder 125
Eggers 94		Schüleln 71, 121
Erdi-Betchi 69	Laschka 55, 140	Seiler 77
	Lentz 105a	Sesterhenn 158
Foysi 148	Liebrecht 37	Soda 51
Friedrich 148, 156, 158	Lienhart 79	Srulijes 77
	Longo 86	Staudacher 123
Frhr. v. Geyr 27, 29	Lüdeke 107, 109	Stiller 182
Giese 96		Stumpf 184
Grote 31	Mack 111	Sutcliffe 33
Gruhn 100, 202	Mai 133	
Günther 134	Manhart 156	Thiele 160
	Martinez Schramm 98, 119	Ting 125
Haase 57	Meijering 39	Tropea 152
Hain 27	Melber 166	
Hannemann, K. 98, 119, 129	Meyer 200	Verma 127
Hannemann, V. 115	Mümmeler 123	
Hansing 33		Wagner 81, 162
Heinrich 166	Neuwerth 37	Wassen 160
Henckels 100, 202, 204	Nitsche 83, 146, 190, 192, 200	Weiland 129
Henze 125		Weishäupl 55, 140
Herr 81		Widhalm 186
Hesse 102	Oberlack 172	Wilhelm 53
Hetsch 150	Oswald 152	Windte 188
Hoefener 190	Otto 113	Wörner 162
Hofmann 168		Würz 81
Hoheisel 29	Pahlke 65	
Holst 194	Pechloff 140	Zeiss 131
Holzäpfel 170	Peltzer 83	
Hornung 104	Petrie-Repar 142	

