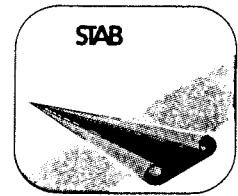


STAB



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

2003

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
Kurz-Bericht über den 11. STAB-Workshop im November 2003	15
14. STAB-Symposium 2004; ZARM, Universität Bremen: „Call for Paper“	16
IUTAM-Symposium “100 Jahre Grenzschichtforschung”; 12.-14. August 2004 im DLR-Göttingen	17
Wissenschaftliche Zeitschrift „Aerospace Science and Technology, AST“	18
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	19
Statistik zu den „Mitteilungen“	20
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	21
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	210

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 94 "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 21 bis 25), 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 (bezogen auf den Erst-Autor) zu 6 % auf die Industrie und andere, 40 % auf die Hochschulen und 54 % auf das DLR. Auf Seite 210 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Seite 20 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 **2004**, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muss jährlich neu angefordert werden.

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

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 200 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 März 2004

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

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2004"

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 zukunftssträchtiges 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 Finanziers setzen diese Kooperationsbereitschaft inzwischen aber auch voraus. Da dieser Leitgedanke der STAB dadurch inzwischen anderweitig verfolgt wird, konzentriert sie sich mehr auf fachliche Veranstaltungen.

Derzeit finden Gespräche mit den Vorständen von DGLR und DLR darüber statt, wie sich STAB ggf. über ihren jetzigen Status als ‚Kompetenznetzwerk‘ in der DGLR hinaus noch intensiver in die DGLR einbringen kann.

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
- 11. STAB-Workshop Göttingen, 04.-06.11.2003

- 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
- Göttingen, 03.-07.03.2003

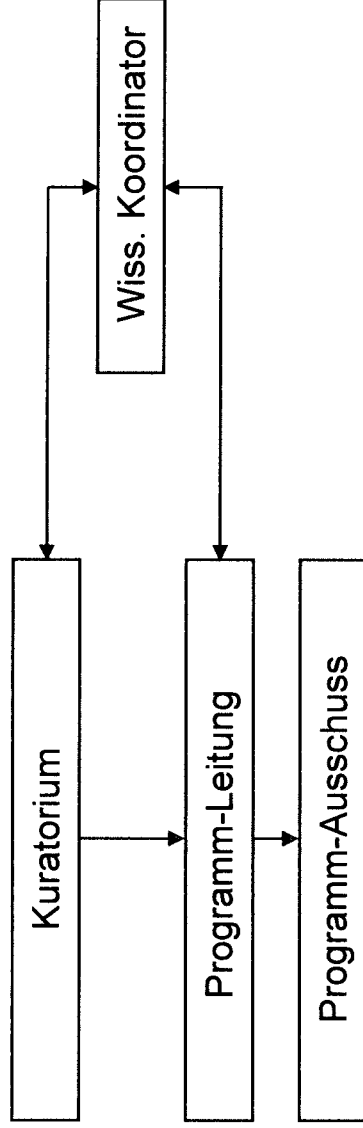
Tagungsbände, die durch einen Begutachtungs-Prozess gegangen sind:

- 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 and Multidisciplinary Design, Vol. 87; Ed.: Chr. Breitsamter, B. Laschka, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2004

Vorschau:

- 14. DGLR-Fach-Symposium Bremen, 16. - 18.11.2004
(aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig ins Internet gestellt)
- Kurs "PIV" Göttingen, 28.02. - 04.03.2005
(voraussichtlich)

Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", STAB Organigramm



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

Kuratorium

NN		(BMVg, Bonn)
Dipl.-Ing. Friedrich		(Panavia, München)
MinRat Friske		(BMWi, 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)
Dr. Stüssel	<u>(Stellv. Sprecher)</u>	(EADS Aerospace Airbus, Hamburg)
Prof. Dr. Weyer		(DLR, Köln)
NN		(DLH, Hamburg)

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. Behr		(Astrium-Space, München)
roland.behr@space.eads.net		Tel.: 089 / 607-25171; Fax: 089 / 607-28629
Dr. Breitsamter		(Technische Universität München)
chris@flm.mw.tum.de		Tel.: 089 / 289-16138; Fax: 089 / 289-16139
Prof. Dr. A. Dillmann		(DLR, Göttingen)
Andreas.dillmann@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>	(Airbus Deutschland, Bremen)
rolf.henke@airbus.com		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
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
Dipl.-Ing. Schimke		(Eurocopter Deutschland, München)
dieter.schimke@eurocopter.com		Tel.: 089 / 6000-6566 Fax: 089 / 6000-6888
Prof. Dr. Schröder		(RWTH, Aachen)
office@aia.rwth-aachen.de		Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257

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 (Airbus Deutschland, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-3232; Fax: 0421 / 538-2910
e-mail: g.schrauf@airbus.com

Hyperschall

Dr. J. Longo (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2643; Fax: 0531 / 295-2320
e-mail: jose.longo@dlr.de

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

- Kolloidale magnetische Flüssigkeiten: Grundlagen, Entwicklung und Anwendung neuartiger Ferrofluide
- Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse
- Nano- und Mikrofluidik: Von der molekularen Bewegung zur kontinuierlichen Strömung

Dr. Odenbach
Prof. Nitsche
Prof. Jacobs

(Universität Bremen)
(TU Berlin)
(Universität Saarbrücken)

DFG-Forscherguppen

- Magnetofluidodynamik: Strömungsbeeinflussung und Strömungsmessung in elektrisch leitfähigen Flüssigkeiten
- Noise Generation in Turbulent Flow
- Large Eddy Simulation (LES) of Complex Flow

Prof. Thess
Prof. Munz, Dr. Bailly
Dr. Manhart, Dr. Brun

(TU Ilmenau)
(Universität Stuttgart, Ecully)
(TU München, Orleans)

DFG-Sonderforschungsbereiche

- Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen
- Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln
- Elektromagnetische Strömungen in Metallurgie, Kristallzüchtung und Elektrochemie

Prof. King
Prof. Dr. Ballmann

(TU Berlin)
(RWTH Aachen)

Prof. Grundmann

(TU Dresden)

DFG-Gemeinschaftsprojekte

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

Prof. Dr. Ballmann

Prof. Oberlack, Prof. Peinke
Prof. Koltzsch, Prof. Körner
Prof. Hourmouziadis

(RWTH Aachen)

(TU Darmstadt, Universität Oldenb.)
(TU Dresden, DLR Braunschweig)
(TU Berlin)

Stand: März 2004

(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 2004.

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!).

Der Druck erfolgt ausschließlich in schwarz/weiß. Es wäre sehr wünschenswert, wenn die dafür optimalen Vorlagen geliefert werden würden (d. h. möglichst nicht in Farbe!).

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

11. Workshop der Strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft, STAB; **4. und 5. November 2003 im DLR-Standort Göttingen**

Seit etwa 25 Jahren führt diese Arbeitsgemeinschaft die "Strömungsmechanik" - und hier insbesondere die, der Luft- und Raumfahrt - in Deutschland zusammen. Ziel ist es, die Ressourcen aus Universitäten, des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt, DLR, und der Industrie zu bündeln und Forschungsaufgaben abgestimmt und gemeinsam anzugehen, um so die Ressourcen optimal einzusetzen. Diese werden aus öffentlichen Geldern aus Bund und Ländern sowie aus der Industrie bereitgestellt. Informationen zu STAB findet man unter www.dlr.de/agstab.

Alle zwei Jahre findet im DLR in Göttingen ein nationaler Workshop statt, bei dem aus laufenden Arbeiten berichtet wird. Bei dieser Gelegenheit wird insbesondere dem wissenschaftlichen Nachwuchs die Möglichkeit gegeben, seine Themen einem größeren Fachpublikum vorzustellen und mit ihm darüber zu diskutieren. Mit etwa 80 Vorträgen und über 120 Teilnehmern hat diese Veranstaltung wieder einmal einen sehr erfreulichen Zuspruch gefunden.

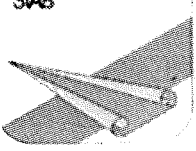
In 3 parallelen Sitzungen wurde Vorträge sowohl zu grundlagenorientierten als auch zu projektbezogenen Themen, z.B. zum Airbus-Großflugzeug A380 und Rückkehrkapseln aus dem Weltraum präsentiert. Die Lösung von Aufgaben wie diesen bedingen mehr denn je ausgeprägte interdisziplinäre Zusammenarbeit. Sehr wichtige Schlüsseltechnologien kommen dabei aus der Aerodynamik und der Aeroelastik, die den Einfluss der Luftkräfte auf die Werkstoffe und Strukturen untersucht. Essentiell sind auch Lärmuntersuchungen und -prognosen.

Dr. Hans-Joachim Heinemann
- Wissenschaftlicher Koordinator -



Motivierendes Ambiente:

Zuhörer im DLR School_Lab (www.schoollab.dlr.de) anlässlich des 11. STAB-Workshops.



CALL FOR PAPERS



14. DGLR-Fach-Symposium der STAB

-> "25 Jahre AG STAB" <-



vom 16. - 18. November 2004

ZARM/Universität Bremen

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

- o Starrflüglertechnologien einschl. Triebwerksintegration**
- o Multidisziplinäre Optimierung und Konfiguration**
 - o Flow Control**
 - o Numerische Simulation**
 - o Aeroakustik**
- o Experimentelle Simulation und Versuchstechniken**
 - o Laminarhaltung und Transition**
 - o Turbulenzforschung**
 - o Drehflügler aerodynamik**
 - o Hyperschallaerothermodynamik**

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

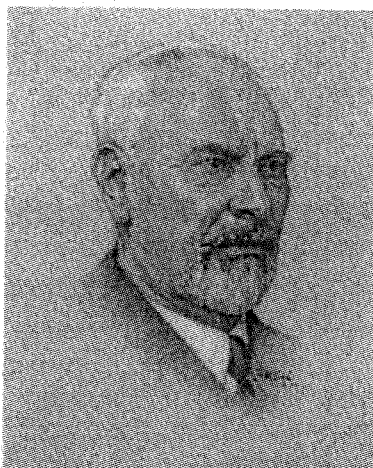
21. Juni 2004

an:

Prof. Dr.-Ing. Hans J. Rath, Dipl.-Ing. Carsten Holze
 Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation (ZARM)
 Universität Bremen
 Am Fallturm
 D – 28359 Bremen
 Tel.: 0421 / 218 - 2855, Fax : -7473
 e-mail: stab2004@zarm.uni-bremen.de
 Siehe auch: www.dlr.de/agstab

Die begutachteten Beiträge werden in einem zitierbaren Tagungsband veröffentlicht. Das Manuskript schicken Sie bitte an die Geschäftsstelle der STAB *), die Ihnen auch für Rückfragen gerne zur Verfügung steht. Das Manuskript ist allerspätestens 3 Wochen vor der Tagung vorzulegen. Einzelheiten zur Anfertigung erscheinen ab ca. Mitte März im Internet unter www.dlr.de/agstab.

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

Symposium**"One Hundred Years of Boundary Layer Research"****12. - 14. August 2004****DLR Göttingen, Germany**

It is referring to Ludwig Prandtl's lecture "Über Flüssigkeitsbewegung bei sehr kleiner Reibung" which was held August 12, 1904 at the 'International Congress of Mathematicians', Heidelberg/Germany. In this lecture Prandtl outlined the principle of boundary layer for flows with high Reynolds number.

Sessions:**Classification, Definition and Mathematics of Boundary****Layers Instability of Boundary Layers and Transition****Boundary Layers Control Turbulent Boundary Layers****Numerical Treatment and Boundary Layer Modelling****Special Effects in Boundary Layers**

The early-subscription fee and payment until 29. February 2004 is 280 \$-US (incl. Conference-Book; Kluwer Academic Publisher). Thereafter, the fee is 340 \$-US.

For more information see: <http://www.as.go.dlr.de/IUTAM-BL100/>

Local Organiser: Dr. Hans-Joachim Heinemann (hajo.heinemann@dlr.de)

The world's largest scientific, technical and medical information resource, ScienceDirect brings you:

SCIENCEDIRECT

Guaranteed worldwide visibility. Last year over 2 million Engineering article downloads were read from ScienceDirect. Shouldn't your next paper be among them?

- Articles available online ahead of print publication
- Access over 10 million users worldwide
- Track citations to your article
- Search more than 4 million articles and over 60 million abstracts
- Get the widest possible exposure to your key community

INTRODUCING THE SCIENCEDIRECT BACKFILES PROGRAM

Backfiles available for all Engineering journals now available

Imagine having the ability to search a historical archive of over three million articles directly from your desktop, back to volume 1 issue 1.

- Find award winning articles and the research they have influenced, at your fingertips.
- Explore scientific history from the 19th to the 21st Century.
- Use ScienceDirect's advanced functionality to reveal science past and present integrated for the first time.
- Rekeyed HTML citations, abstracts and references.
- Link to and from other articles via CrossRef, even outside ScienceDirect.
- Cross-search backfiles articles against the other journal content, abstract databases and reference works on the platform, for the most comprehensive and relevant results.

ScienceDirect backfiles- bringing the knowledge of the past to generations of the future

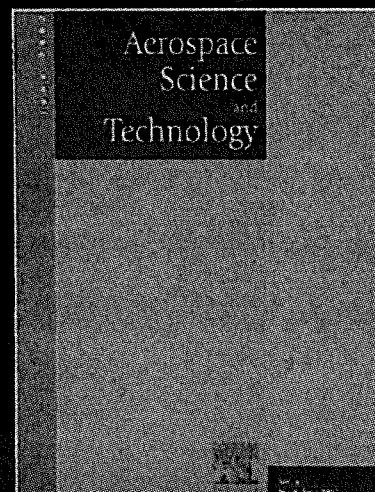
For more information about ScienceDirect backfiles, please visit www.sciencedirect.com/backfiles or ask your librarian.

060-058-3-A

www.sciencedirect.com

AEROSPACE SCIENCE & TECHNOLOGY

"A vision of the future in all fields of aerospace"



Available online at

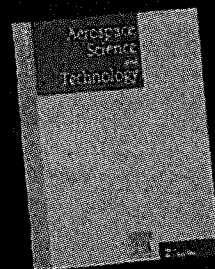


ELSEVIER

SCIENCE @ DIRECT®

www.sciencedirect.com

(see back panel for full details)



Aerospace Science and Technology is an international journal published by Elsevier under the Aegis of the EREA (European Research Establishment Association) establishments: ONERA (France), DLR/DGLR (Germany), CIRA (Italy), FOI (Sweden), INTA (Spain) and NLR (The Netherlands).

AST publishes original papers, review articles and short communications related to all fields of aerospace research: fundamental to applied research the potential applications of which appear clearly related to the design and manufacture of aircraft, helicopters, missiles, launchers and satellites and the control of their environment.

Editors-in-Chief

Ing. Gén. Jean Carpentier, ONERA
Prof. Dr. Fred Thomas, DLR/DGLR

Managing Editors:

Dr. K Dang-Tran, ONERA, AST/SP, BP72,
29 avenue de la Division Lederer,
92322 Châtillon Cedex, France
dang@onera.fr

Dr H-J. Heinemann, DLR, Redaktion AST,
Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen,
Germany.
hajo.heinemann@dlr.de

Aerospace Science & Technology publishes articles in the following areas:

- Design and manufacture of aircraft
- fluid dynamics
- materials and structures
- propulsion
- flight mechanics
- guidance and control
- noise
- sensor technology
- automatic systems
- data processing and transmission

- Created in 1997 by the merging of *La Recherche Aérospatiale* and the *Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung*. AST is ranked in the ISI category of Engineering, Aerospace as 12th journal with an Impact Factor 0.34.
- AST has an international audience among researchers in aerospace research, managers and R&D engineers in aerospace industry, and agency and government representatives
- Accepted papers are published online at least 3 weeks before publication in print
- More than 8,900 full text downloads in the past 12 months ensure the broadest dissemination of your paper
- Only original papers are considered for publication
- All papers are peer reviewed by at least two referees

Further information, instructions to authors, sample copies, contents and abstracts can be found at:
www.elsevier.com/locate/aescte

New for 2003....

www.ElsevierEngineering.com/mechanical



ElsevierEngineering
Mechanical

ElsevierEngineering.com/mechanical is a unique combination of information resources relevant to anyone in mechanical engineering research.

Publishing with Elsevier

Author Gateway

Author Gateway is an integrated entry point for all your submission needs

- Create and personalise your unique homepage
- Locate instructions for authors for all Elsevier journals
- Register to receive e-mail alerts to track the progress of your paper, from acceptance to publication

To find out more visit:

<http://authors.elsevier.com>

Author Benefits

Publish your paper in an Elsevier journal and receive the following benefits:

- Wide exposure to your key community
- Articles available online before appearing in print
- Easy electronic availability via ScienceDirect and WebEditions
- No Page charges
- 25 free offprints of your article
- 30 % discount on all Elsevier books

CONTENTS Direct

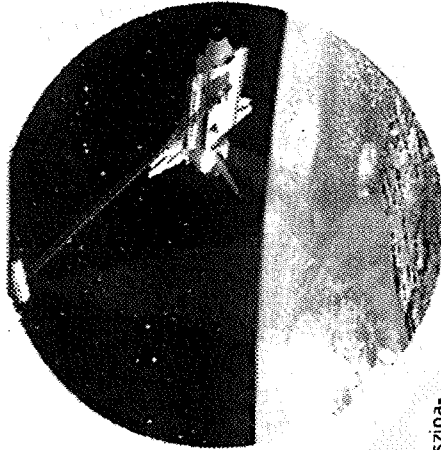
ContentsDirect is a free e-mail service that delivers Elsevier book and journal contents lists directly to your computer, providing the very latest information on soon-to-be published papers and new titles. It enables you to:

- reserve relevant journal issues in the library
 - build up a personal archive of paper titles
 - order the latest books
- In addition, it includes short news items and details of special offers.

Keep up to date with your field and register online at:

www.elsevier.com/locate/contentsdirect

We have a broad range of journals in the Mechanical / Engineering Field. For a complete listing please visit the Engineering & Technology Subject Corner in ScienceDirect: www.sciencedirect.com/science/home/engandtech



X-SAR/STRM – erfolgreiches Programm zur Erdbeobachtung.

Unsere Bitte an alle, die in der Luft- und Raumfahrt tätig sind oder sich in der Ausbildung für einen Beruf in diesem Bereich befinden, sowie an alle Menschen, die unsere Faszination für die Luft- und Raumfahrt teilen:

Nehmen Sie aktiv am

Geschehen der Luft- und Raumfahrt teil – werden Sie Mitglied der DGLR!

Und so geht's: Senden Sie den ausgefüllten beiliegenden Aufnahmeantrag als Brief oder Fax an die

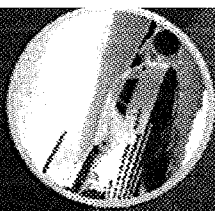
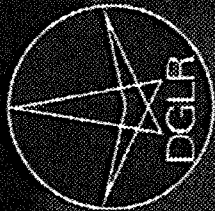
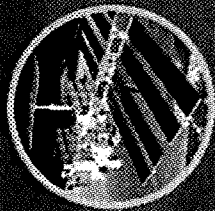
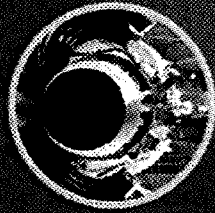
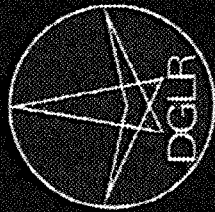
**DGLR e.V.
Godesberger Allee 70
53175 Bonn
Fax: 02 28 / 30 80 5-24**

Ermäßigungen:

- Ausführliche Informationen finden Sie auch unter folgender Adresse im Internet: <http://www.dglr.de>
- 1/2 Abo-Preis für die „Aero-space Science & Technology“
- Reduzierte Gebühren für nationale und internationale (CEAS) Veranstaltungen
- Rabatt auf Fachliteratur der DGLR

Im Beitrag enthaltene Leistungen:

- 4 x Luft- und Raumfahrt
- 4 x DGLR-Mitteilungen
- Veranstaltungsprogramme
- Vorträge/Exkursionen der Bezirksgruppen
- Mitwirkung in Fachbereichen/-ausschüssen
- Mitwirkung in Nachwuchsgruppen
- DGLR-Newsletter



Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)

Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)

Godesberger Allee 70
D-53175 Bonn

Tel.: 02 28/30 80 5-0
Fax: 02 28/30 80 5-24
Internet: www.dglr.de

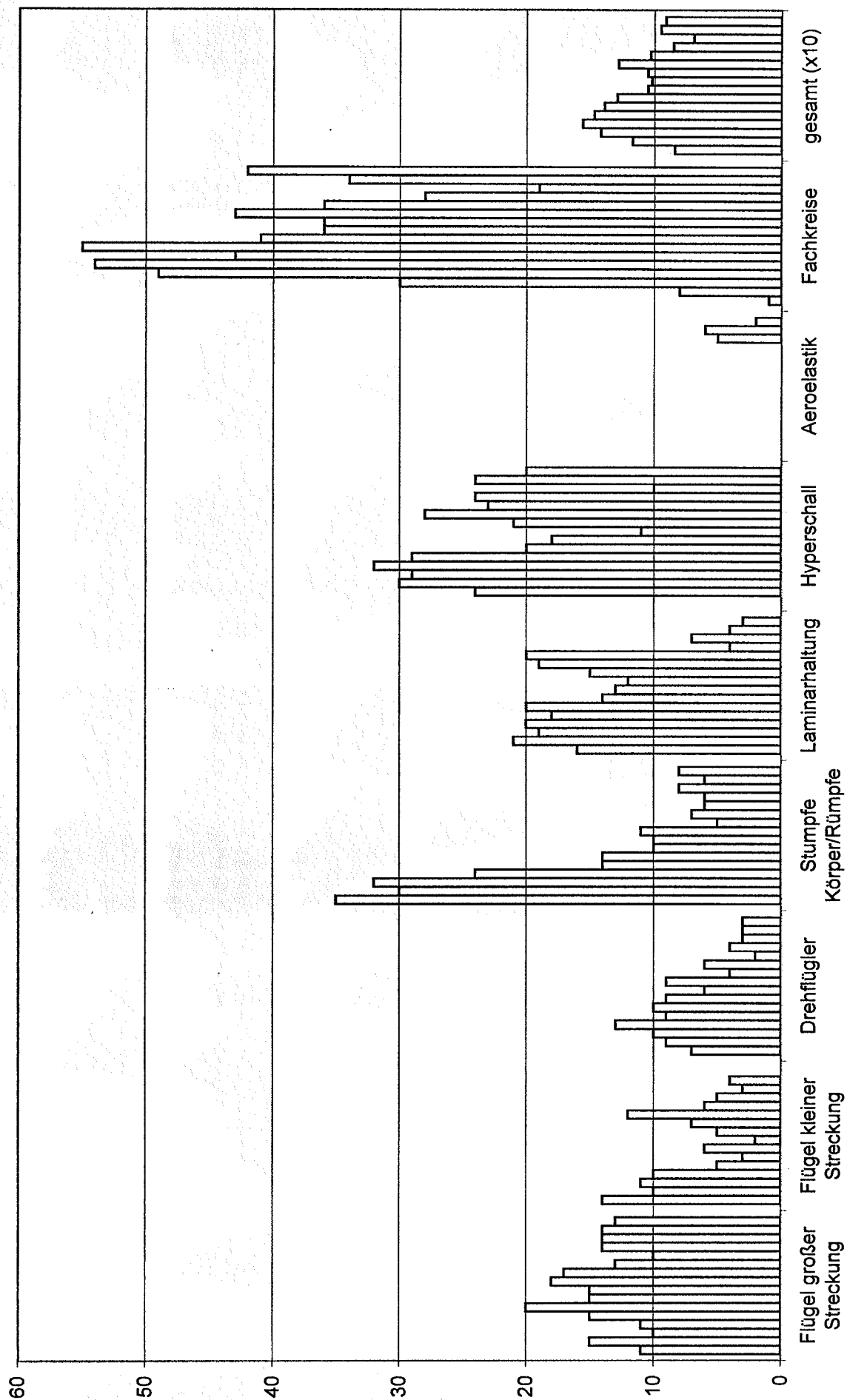
Text und Redaktion
Peter Brandt

Druck
Thierbach GmbH
Mülheim an der Ruhr

Gestaltung
ziller design, Mülheim an der Ruhr

Treffpunkt für Luft- und Raumfahrt

Statistik 'Anzahl der "Mitteilungen"' von 1988 bis 2003



Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

Seite

Bao, Vollmers	Untersuchungen an Wirbelschleppen im Hinblick auf den Endeffekt in einem Wasserschleppkanal.....	26
Büscher, Radespiel	Ein aerodynamisches Nachrechnungsverfahren zur Auslegung nichtplanarer Flügelanordnungen im Transschall.....	28
Forbrich	Experimentelle Untersuchungen der Effektivitäten von Kontrollflächen bei hohen Reynoldszahlen.....	30
Grote, Radespiel	Aerodynamische Untersuchungen an Leitwerken von Transportflugzeugen.....	32
Hage, Meyer, R. Kreplin	Widerstandsverminderung an Tragflügeln mit Gurney-Flaps.....	34
	Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächenheißfilmarrays an Hochauftriebskonfigurationen.....	36
Kutzbach, Lutz	Zur Übertragbarkeit 2D-optimierter Shock Control Bumps (SCB's) auf schiebenden Flügel unendlicher Streckung.....	38
Liersch	Weiterentwicklung eines Traglinienverfahrens und Einbindung in das Vorentwurfsverfahren PRADO.....	40
Petz, Heisen, Yamin, Nitsche Richter	Experimentelle Untersuchungen zur aktiven Beeinflussung von turbulenten Strömungsablösungen.....	42
	Untersuchung der Nachlaufstruktur von MiniTEDs am transsonischen Flügelprofil VC-Opt mittels PIV im DNW-TWG.....	44
Schatz, Günther, Thiele	Numerische Untersuchung zur Stabilisierung des Nachlaufs von Gurney-Flaps	46
Wichmann	Untersuchungen zur Aerodynamik des Dreiflächen-Flugzeugs.....	48
Wokoeck, Ortmanns	RANS Simulation of Reynolds Number Effects on Airfoil Stall.....	50

Projektgruppe "Drehflügler"

D'Alascio	Berechnung der Umströmung eines Hubschrauberrumpfes im Vorwärtsflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer. Auswertung der instationären Effekte und der zeitgemittelten Wirkung der Aktuator-Scheiben-Randbedingung auf den Rumpf.....	52
Pego; Lienhart; Becker, S.	Research on the Influence of the Geometry of a Pod Drive Ship Propulsion System.....	54
Schwarz	Numerische Simulation der Umströmung eines EC BO 105 Windkanalmodells.....	56

Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"

Becker, W.	Untersuchungen zur Aerodynamik eines Hochgeschwindigkeitszuges im DNW-Kryo-Kanal Köln.....	58
Erdi-Betchi; Klinkov, V.; Rein	Düsenexpansion und Wechselwirkung des Überschallfreistrahls mit einer Wand....	60
Kovar, Schülein	Experimentelle und numerische Untersuchung der aerodynamischen Wechselwirkung der Querschubsteuerung.....	62
Nastase	The Design of a New Fully-Optimised and Fully-Integrated, Shock-Free Model Fadet I-Aachen.....	64
Schülein	Aerodynamisches Auslegungs- und Optimierungstool für isolierte Gitterflügel „FastGRIDS“	66

Seiler,	Abschätzung der Erwärmung an der Nase eines	
Srulijes	Hochgeschwindigkeitsprojektils.....	68
Srulijes,	Visualisierung der Strömung um Gitterflügel im Hyperschall.....	70
Seiler		
Tarfeld	Experimentelle Untersuchungen am Liquid-Fly-Back-Booster LFBB Y7.....	72

Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"

Göksel	Experimentelle Untersuchungen zur aktiven Beeinflussung von	
Rechenberg	laminaren Strömungsablösungen.....	74
Horstmann	Erprobung von Enteisungs- und Reinhaltungssystemen am Flügel mit	
	Hybrid-Laminarhaltung mit dem DLR Versuchsflugzeug Do 228.....	76
Meyer, J.	Systemauslegung und Instrumentierung eines Laminar Flow Systems	
	für das DLR Versuchsflugzeug Do 228.....	78
Sartorius; Würz;	Auslegung eines Membranaktuators unter Berücksichtigung der Stabilitäts-	
Wagner, S.	und Rezeptivitätseigenschaften der Grenzschicht.....	80

Projektgruppe "Hyperschall"

Adeli,	Äußere Strömungsfeld-Wechselwirkungen beim Reaktionskontrollsystem	
Longo	(RCS) von Raumtransportvehikeln.....	82
Behr,	Aerothermodynamik des HOPPER Raumfahrtvehikels.....	84
Zeiss		
Bozic,	Hypersonic Propelled Projectile for Deployment of Small Orbital Payloads	
Longo	Using Electromagnetic Railgun Technology.....	86
Esser, Gülhan,	Experimentelle Untersuchungen zur thermischen Strömungs-Struktur-	
Schäfer	Wechselwirkung an einem generischen Steuerflächenmodell in einem	
	Hochenthalpie-Strömungsfeld.....	88
Estorf,	Der Hyperschallwindkanal Ludwigrohr Braunschweig (HLB).....	90
Radespiel		
Giese	Description of the calculation method to determine trajectories.....	92
Glöbner,	Aerodynamische Beiwerte der HOPPER-Konfiguration im Hyperschall.....	94
Olivier		
Hannemann, K.;	Supersonic Combustion Ramjet (Scramjet) Testing in HEG.....	96
Gardner		
Hannemann, K.;	High Enthalpy Shock tunnel Flow Past a Cylinder: A Basis for CFD	
Karl;	Validation.....	98
Martinez Schramm		
Henckels,	Experimentelle Untersuchung der Außenverdichtung eines	
Gruhn	Hyperschall-Einlaufs.....	100
Hindercks,	Fluid-Struktur Wechselwirkung bei der kalten Hyperschallströmung	
Radespiel	um ein generisches Nasenkappenmodell im Rahmen von IMENS.....	102
Kesting,	Weiterentwicklung und Validierung eines Rechenmodells für Abgasstrahlen	
Dettleff	von Kleintriebwerken mit veränderlichem Isentropenexponent.....	104
Lüdeke	Aerothermodynamische Simulation für das SPHYNX Wiedereintrittsvehikel.....	106
Lüdeke	Detached Eddy Simulation axialsymmetrischer Nachlaufströmungen	
	mit dem DLR TAU-code.....	108
Mack,	Fluid-Structure Interaction on a Generic Bodyflap Model in Hypersonic Flow.....	110
Schäfer		
Martinez Schramm;	High Speed Flow Visualization at HEG.....	112
Hannemann, K.		

Pagella,	Direkte Numerische Simulationen transitioneller Stoß-Grenzschicht	
Rist	Interaktionen im Hyperschall.....	114
Reimann;	Instationäre numerische Simulation von Stoßrohrströmungen.....	116
Hannemann, V.;		
Hannemann, K.		
Robinson;	Three Component Force Balance for the High Enthalpy Shock Tunnel	
Hannemann, K.	HEG.....	118
Wolf,	Strömungs-Struktur Wechselwirkungen bei Wärmeübergangsmessungen	
Radespiel	in einem Rohrwindkanal für den Hyperschall.....	120

Projektgruppe "Aeroelastik"

Tefy	Numerical Investigation of Unsteady Aerodynamic Wing-Nacelle Interference for the Generic WIONA Configuration.....	121
Send	Kopplung Fluid und Struktur: Integration im Zeitbereich mit Bibliotheksroutinen (IMSL).....	123

Fachkreis "Physikalische Grundlagen"

Hetsch,	Zur Bestimmung der angefachtsten Störungen in laminaren Ablöseblasen	
Rist	3-dimensionaler Grenzschichten.....	125
Indinger,	Einfluss von Oberflächenstrukturen von aerodynamisch hochbelasteten	
Adams,	Verdichter- und Turbinengittern.....	127
Vogeler		
Jakirlic,	Hybride Turbulenzmodellierungsstrategie (HTM) für industrielle	
Basara	Strömungssimulationen.....	129
Jester-Zürker,	Numerische Simulation von Drallströmungen mit Dichtegradienten	
Jakirlic	auf Basis der Reynolds-Spannungs-Modelle.....	131
Kreplin,	Untersuchung kohärenter Strukturen in abgelösten turbulenten	
Kindler	Tragflügelprofilströmungen: Prinzipexperiment COSTWING.....	133
Sammler,	Stereo PIV Messungen an einem Deltaflügelmodell unter transsonischen	
Schröder, Arnott,	Bedingungen.....	135
Otter, Agocs,		
Kompenhans		
Saric,	Turbulent Separation Control by Periodic Perturbation of Shear Layer	
Jakirlic,	in a Backward-Facing Step Flow Configuration: A Computational Study.....	137
Tropea		
Wassen,	Numerische Simulation der Beeinflussung von Diffusorströmungen durch	
Thiele	aktive Strömungskontrolle.....	139

Fachkreis "Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation"

Alrutz	Dynamische Netzadaption mit dem DLR TAU-Code - Algorithmischer Überblick und Anwendungen.....	141
Bunge, Mockett,	Calibration of Different Models in the Context of Detached-Eddy	
Thiele	Simulation.....	142
Bunge	Update of Numerical Aspects of Simulating the Flow-Induced Oscillations	
Thiele	of a Rectangular Bluff Body.....	144
Dwight	Time-Accurate Calculations with Approximately Factored Implicit Schemes.....	146

Einarsson	Time-Accurate, Unsteady Simulations of Bodies in Relative Motion, with and without External Flight-Mechanic Coupling.....	148
Enk	DES-Rechnungen an einem ONERA A-Profil mit dem FLOWer-Code.....	150
von Kaenel, Kleiser	Large-Eddy Simulation of Compressible Flows using an Industrial Finite-Volume Flow Solver.....	151
Gurr, Thiele	Detached-Eddy Simulation zur Vorhersage des Wirbelabplatzens an einem Deltaflügel einer realistischen Flugzeugkonfiguration.....	153
Krumbein	Automatic Transition Prediction an Application to 2D Airfoil Configurations Using the DLR TAU Code.....	155
Loginov, Adams	Large Eddy Simulation of Supersonic Turbulent Flow in Compression Corner at High Reynolds Number.....	157
Madrane	Parallel Implementations of Dynamic Unstructured Chimera Method in the DLR Finite Volume Tau-Code.....	159
Melber-Wilkending	3D RANS Simulationen für die Analyse der Wirbelschleppes eines Transportflugzeuges in Hochauftriebskonfiguration.....	161
Niederdrenk, Gerhold	Hybrid Mesh Generation Based on Metric Identity in Discrete Form.....	163
Oberlack Rist	DNS and Lie Group Analyses of ZPG Turbulent Boundary Layer Flow.....	164
	Untersuchungen zur POD-basierten Strömungsfeldvorhersage in einer transitionellen Plattengrenzschicht.....	166
Stemmer, Adams	DNS zur hypersonischen Transition in Grenzschichtströmungen über einer ebenen Platte.....	168
Zhang	Grobstruktursimulation anliegender Profilmströmungen bei hohen Reynolds Zahlen.....	170

Fachkreis "Messtechnik"

Eder, Tropea	Grundlagen zur Halbmodell-Messtechnik in Windkanälen.....	172
Egami, Fey, Engler	Transition Detection at Cryogenic Temperatures using Temperature Sensitive Paint in the European Transonic Windtunnel (ETW).....	174
Engler, Henne, Klein, Sachs, Wiedemann	PSP-Messungen im Vergleich der DLR eigenen Farbe / russische B1-Farbe, durchgeführt am DLR-F10 Modell im TWG.....	176
Goanta, Block, Hentschel	Untersuchung der Gemischbildung im Brennraum eines FSI Motors mittels Laser-induzierter Fluoreszenz.....	178
Goldhahn, Klinge	Weiterentwicklung der experimentellen Hintergrund Schlieren Methode zu einem universell einsetzbaren, quantitativ messenden Dichteverfahren.....	182
Heider, Christou	Rekonstruktion der Schallabstrahlung am turbulenten Düsenfreistrahle mittels Mehrebenen-Stereo-PIV.....	184
Hickel	Eine neue echt-dreidimensionale Particle Image Velocimetry.....	186
Klinkov, K.; Erdi-Betchi; Rein	Interaction of a particle-laden supersonic jet with an obstacle.....	188
Konrath, Klinge, Schröder	Vorstellung eines neuen optischen Messverfahrens (PROPAC) zur zeitaufgelösten flächenhaften Bestimmung von Oberflächengeschwindigkeiten zur Schwingungsanalyse von Strukturen.....	190
Nobach, Tropea	Anwendung von Low-dimensional Models in der bildgebenden Strömungsmesstechnik.....	192

Pashtrapanska, Jovanovic	Drallbehaftete turbulente Rohrströmungen.....	194
Pätzold, Hoefener, Burkhardt, Nitsche	Einsatz von Oberflächenheizdraht-Arrays zur Charakterisierung der Strömungsablösung an einer Hochauftriebskonfiguration.....	196
Vollmers, Schröder Gilliot, Monnier Lozier	Erfassung des Geschwindigkeitsfeldes im Nachlauf frei fliegenden Modelle mit PIV.....	198
Schimanski, Quest Jansen	Temperature Sensitive Paint - High Quality Transition Detection in the Cold.....	200
Schüle	Wärmeübergangsmessungen im Rohrwindkanal: Vergleich der Infrarot-Thermografie und der konventionellen Dünnwand-Technik.....	202

Fachkreis "Anlagen"

Blume; Engert; Meyer, O.; Nitsche	Untersuchungen zur Wirksamkeit flexibler Längsschlitze in Windkanalmessstrecken im Vergleich zu herkömmlichen Korrekturverfahren.....	204
Meyer, R.; Hage Ortmanns, El Khalfaoui, Möller	Neuer Gitterkanal zur Untersuchung von Sekundärströmungen..... Modell-Unterschallwindkanal Braunschweig (MUB).....	206 208

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Feng BAO, Heinrich Vollmers

Institution: DLR-AS-EV

Adresse: Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 2289

Telefax: 0551 / 709 2830

e-mail: feng.bao@dlr.de

heinrich.vollmers@dlr.de

Thema:

Untersuchungen an Wirbelschleppen im Hinblick auf den Endeffekt in einem Wasserschleppkanal

Ausgangssituation:

Zur Reduktion des Abstandes zwischen nachfolgenden Flugzeugen beim Flughafen ist es notwendig die Wirkung der Wirbelschleppe abzuschwächen. Zur Untersuchung des Verhaltens der Wirbelschleppe im Fernfeld werden im Wesentlichen Wasserschleppkanäle und Katapulte eingesetzt. Das zeitliche Verhalten von Wirbelsystemen ist hier von besonderem Interesse, da sich durch das Setzen von Anfangsbedingungen die Möglichkeit ergibt, ein sich selbst zerstörendes Wirbelsystem zu erzeugen.

Aufgrund der Begrenzungen treten in beiden Typen der genannten Versuchsanlagen Randeffekte auf, die das Verhalten der Wirbel beeinflussen und Messungen gegenüber einem Freiflug verfälschen. Die von den seitlichen Begrenzungen verursachten Effekte erklären sich von selbst. Dagegen werden die sog. Endeffekte weniger beachtet, obwohl er in „kurzen“ Kanälen den Effekt der seitlichen Begrenzungen häufig dominiert.

Ziel:

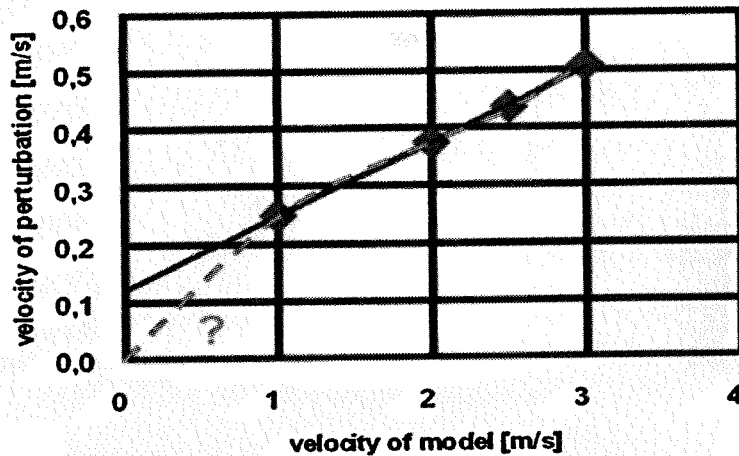
Bestimmung und Verfolgung des Endeffektes bei der Beobachtung von Wirbelschleppen.

Lösungsweg:

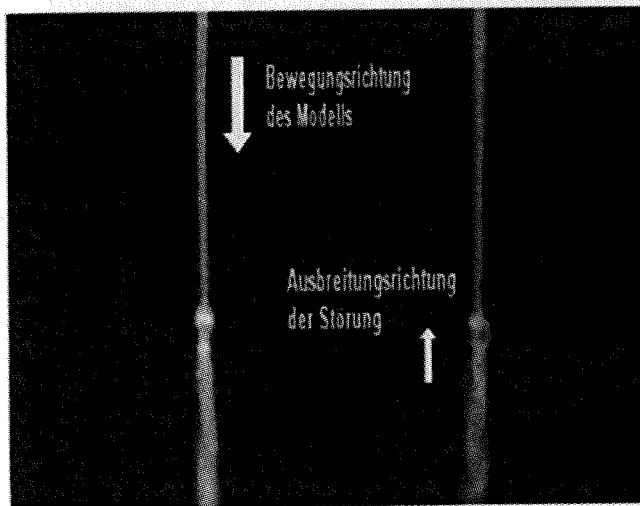
Im Wasserschleppkanal des DLR in Göttingen (WSG) wurden PIV Messungen und Sichtbarmachungen von Wirbelströmungen durchgeführt und mit einer Videokamera dokumentiert. Durch Variation der Abstände für Beschleunigung und Abbremsen zum Messgebiet und der Geschwindigkeit des Modells konnte die Störung analysiert werden.

Ergebnis:

Die im WSG durchgeführte Sichtbarmachung erlaubt eine genaue Bestimmung der Phasengeschwindigkeit der axialen Störung im Wirbel. Diese Messungen zeigen, dass die im WSG durchgeführten Untersuchungen zur Wirbelschleppe nicht vom Endeffekt dominiert werden. Die Wirkung des Endeffektes auf Wechselwirkungen von Wirbeln wird an mehreren Beispielen aufgezeigt.



Geschwindigkeit der Störung in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit des Modells



Sichtbarmachung des Endeffektes: Die von dem Endeffekt erzeugte spiralartige Instabilität führt dazu, dass der laminare Wirbelkern plötzlich aufgeweitet und in einen 'turbulenten' Zustand zu versetzt wird.

weiteres Vorgehen:

Da der Endeffekt die Untersuchungen zur Abminderung der Wirbelschleppes im WSG nicht vorzeitig stört, werden die weiteren Tests nach dem Plan im DLR-Projekt Wirbelschleppes II ausgeführt. Folgende Untersuchungen sollen durchgeführt werden:

- Einfluss des Triebwerkstrahles
- Optimierung eines Wirbelgenerators
- Überprüfung der Begrenzungseffekte in einem größeren Schleppkanal

Literatur:

Bao, F., Vollmers, H., Mattner, H. 2003, "Experimental study on controlling wake vortex in water-towing-tank", ICIASF2003 Proceedings, August 25-29, Göttingen, Germany pp214-223

Vollmers, H., Bao, F., Castagno, G., Mattner, H. 2002, "Measurement on the interaction and stability of four vortex wakes", EuroMech Colloquium No 433, 2002 Aachen

Stuff, R. 2002, "Premature breakdown of vortices as a consequence of the Rayleigh-Ludwig instability", EuroMech Colloquium No 433, 2002, Aachen

R. Stuff and H. Vollmers, 2003, "Alleviation of Aircraft Vortex Hazard Through Passive Aerodynamic Measures", 41st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 5-9 January 2003, AIAA paper 2003-1108

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

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) 391-2980

Telefax: (0531) 391-5259

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

weitere Partner:

Thema: Ein aerodynamisches Nachrechnungsverfahren zur Auslegung nichtplanarer
Flügelanordnungen im Transschall

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 sind hierfür wegen der hohen Rechenzeiten nicht geeignet.

Ziel:

Das 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 erforderlich.

Lösungsweg:

Zur schnellen und günstigen Gewinnung der benötigten Ergebnisse wurde eine 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 LIDCA (lift and drag component analysis) 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 mit Hilfe eines auf einer Datenbank basierenden mehrdimensionalen Interpolationsverfahrens ermittelt, das die Datenbank stückweise durch Polynomfunktionen approximiert. Um den Widerstand eines Verkehrsflugzeuges im Transschall mit Hilfe einer Datenbank berechnen zu können, wurden Auftriebsbeiwert, Reynoldszahl, Machzahl und Pfeilung als Parameter definiert. Dementsprechend muß die Datenbank im Voraus mit Hilfe eines 2D-Strömungslösers gefüllt werden, der auch die viskosen Effekte der Profilhrenzschichten berücksichtigt (z.B. [4]).

Ergebnis:

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

Eine Einflussuntersuchung der Paneldiskretisierung auf die Berechnung des induzierten Widerstandes und der Auftriebsverteilung längs der Spannweite durch das Mehrfach-Traglinienverfahren bildete dabei den Anfang. 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.

STAB

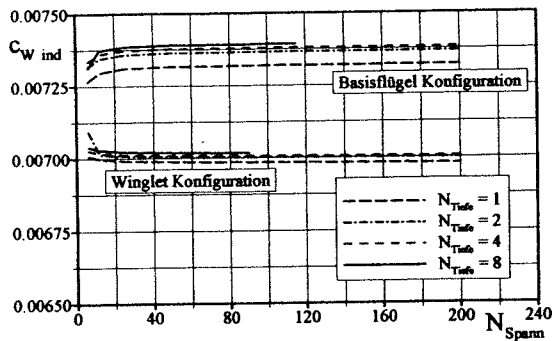


Abbildung 1: Effekt der Paneldiskretisierung auf den induzierten Widerstand

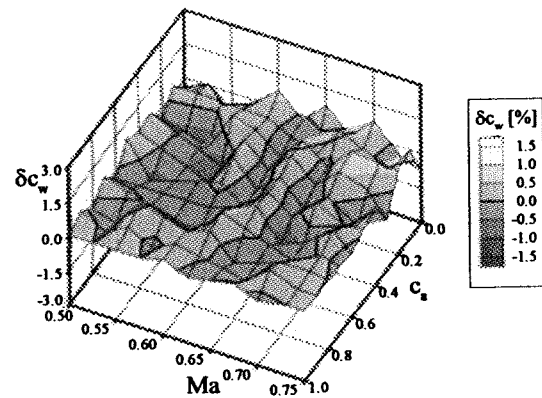


Abbildung 2: Darstellung des Interpolationsfehlers in Abhängigkeit von c_a und Ma

Daran angeschlossen hat sich eine Fehleranalyse der verwendeten Interpolationsmethode. Abbildung 2 zeigt, dass der relative Fehler der Widerstandsbestimmung durch Interpolation klein ist. Dieses Ergebnis stellt sich schon für eine geringe Anzahl von bereitgestellten Datensätzen in der Datenbank ein.

Eine Verifizierung der von LIDCA berechneten Widerstandsbeiwerte erfolgte mittels Ergebnissen, die durch den RANS-Löser TAU [5] bereitgestellt wurden. Eine Geometrie, die auf dem Flügelgrundriss des A320 basiert, wurde als Basiskonfiguration gewählt. Zum Vergleich wurde die gleiche Geometrie mit einem senkrechten Winglet versehen. Beide Konfigurationen beinhalten über die gesamte Spannweite, bzw. Winglethöhe, die Profilgeometrie des RAE2822. Abbildung 3 zeigt den Vergleich der beiden Methoden mittels der Ergebnisse der Basiskonfiguration. Über den gesamten Auftriebsbereich lässt sich eine sehr gute Übereinstimmung finden.

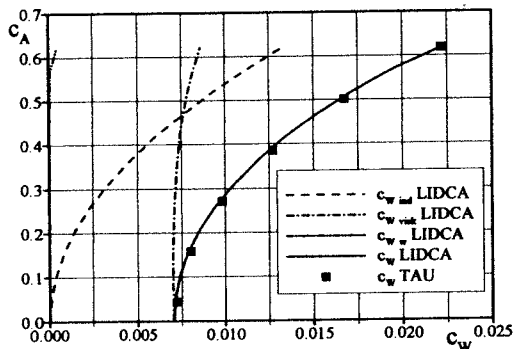


Abbildung 3: Widerstandspolare der Basiskonfiguration, $Ma=0.73$, $Re=17.6 \times 10^6$

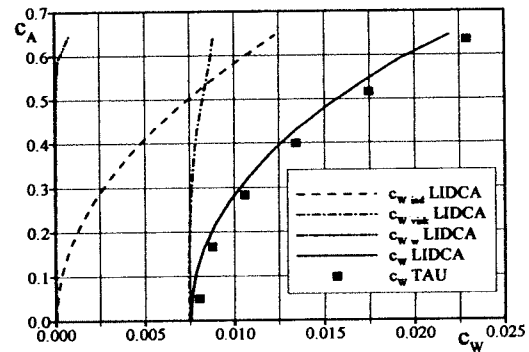


Abbildung 4: Widerstandspolare der Wingletkonfiguration, $Ma=0.73$, $Re=16.3 \times 10^6$

Die Widerstandspolaren der nichtplanaren Konfiguration sind in Abbildung 4 dargestellt. Die Ergebnisse von LIDCA zeigen gegenüber den TAU Rechnungen eine konstante Verschiebung im unteren Auftriebsbereich. Für moderate und hohe Auftriebsbeiwerte vergrößern sich die Differenzen.

Die Unterschiede entstehen u.a. aus zusätzlichen Druckwiderständen, die aus Strömungsablösungen im Übergangsbereich Flügel-Winglet resultieren und mittels der in LIDCA angewendeten linearen Theorie nicht ausreichend erfasst werden.

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
- [5] DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik: *TAU-Code User Guide*, Release February 18th, 2003

weiteres Vorgehen:

Aufgrund der guten Ergebnisse im Fall anliegender Strömungen, soll LIDCA für Parameteruntersuchungen nichtplanarer Konfigurationen genutzt werden.

Datum: 19. September 2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

Dipl.-Ing. MSE Detlef Forbrich

Institution:

Airbus Deutschland GmbH, Abt.: EGAGC3

Adresse:

28183 Bremen

Telefon:(0421) 5383051

Telefax:(0421) 5383051

e-mail : detlef.forbrich

@airbus.com

weitere Partner: HiReTT-Partner, speziell Airbus UK, ETW und ARA

Thema: Experimentelle Untersuchungen der Effektivitäten von Kontrollflächen bei hohen Reynoldszahlen

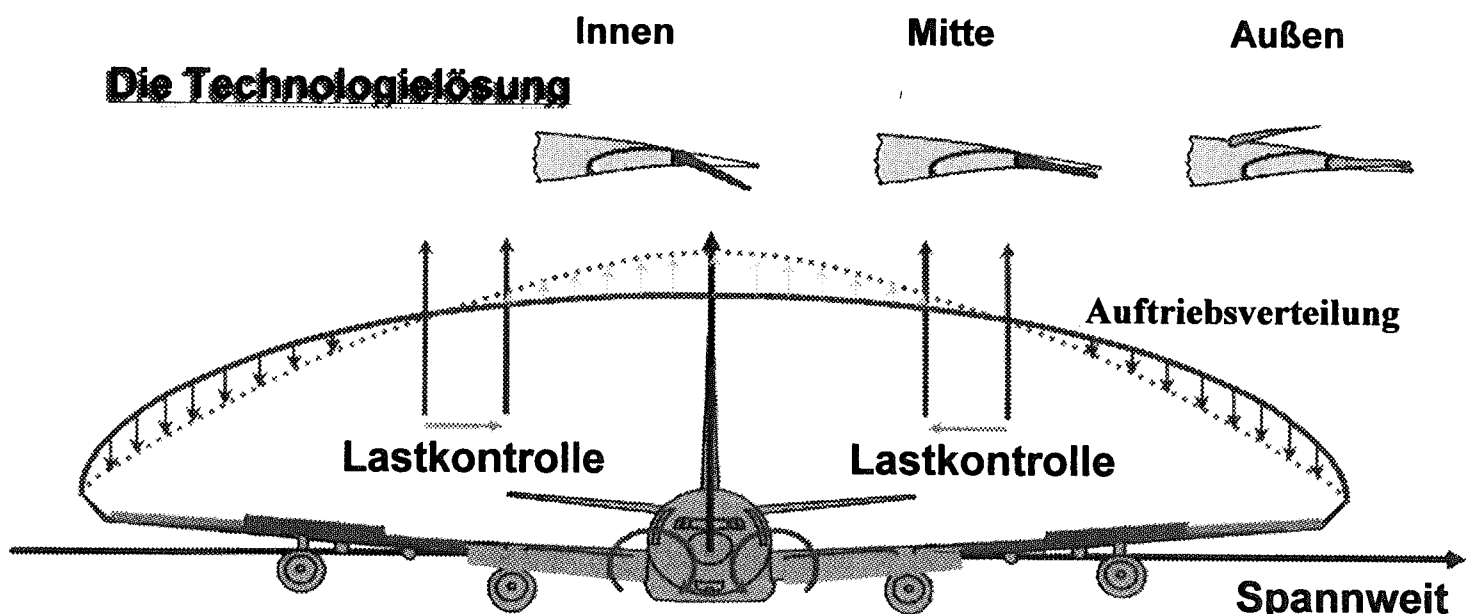
Ausgangssituation:

Zur Manöver- und Böenlastverringern bei Großraumflugzeugen können die vorhandenen Steuerflächen des Querruders (Aileron) und Spoiler eingesetzt werden (konventionelle MLA). Deren Wirksamkeit wurde bislang nur bei Modellflugreynoldszahlen getestet. Mit dem ETW steht jetzt ein kryogener Windkanal zur Verfügung, mit dem für ein Halbmodell Reynoldszahlen von bis zu 80 Millionen erreicht werden können, die dem realen Flugreynoldszahlbereich der A380 entsprechen.

Im Rahmen eines möglichen Einsatzes eines Flaptabs sind alternative Kontrollflächen zu untersuchen, speziell im Hinblick auf geringere Flügelbiegemomente.

Ziel:

Innerhalb eines Arbeitspaketes des europäischen Forschungsprogramms **HiReTT** soll der Einfluss der Reynoldszahl und der Flügelverformung auf Spoiler, Aileron und Flaptabs beim Einsatz zur Manöver- und Böenlaststeuerung ermittelt werden. Verschiedene Kombinationen der Kontrollflächen sollen hinsichtlich Flügelbiegemomenten und Maximalauftrieb verglichen werden.



Lösungsweg:

In ein vorhandenes Halbmodell eines A380 Entwicklungsflügels von Airbus UK wurden ein Aileron, ein Inboard Flaptab, sowie ein Midboard und ein Outboard Spoiler von der ARA eingebaut. Die Lage des Tabs und Outboard Spoilers, sowie die Ausschlagwinkel wurden von Airbus DE mittels Tragflächenverfahren abgeschätzt und definiert.

Die Messung erfolgte im ETW Kryokanal bei verschiedenen Reynoldszahlen, wobei die Testkonfigurationen mit denen des im ATTACH Programm getesteten entsprechenden englischen Ganzmodells vergleichbar gewählt wurden.

Ergebnis:

Im linearen Bereich der Auftriebspolaren baut das konventionelle MLA den Auftrieb bei steigendem Widerstand ab. Durch das Inboardtab wird der Auftrieb dagegen erhöht und die Biegemomente und Rollmomente deutlich mehr als im konventionellen Fall verringert. Bei Einsatz des Outboard Spoilers verstärkt sich diese Tendenz noch. Höhere Re-Zahlen führen zu einem Polarenschnitt, die Tendenzen bleiben aber gleich.

Im nichtlinearen Bereich wirkt das konventionelle MLA ähnlich wie im linearen Bereich. Die Tablösung verringert hier sogar den Widerstand bei höherem Auftrieb in bestimmten CL-Bereichen. Das CL_{max} wird hierbei aber generell erhöht, während es für die konventionelle MLA Lösung unterhalb des Cleanflügels liegt. Mit Einsatz des Outboard Spoilers wird dies nicht verringert, da dieser in der abgelösten Strömung operiert, sondern sogar noch erhöht.

Die stärkere Reduktion der Biege- und Rollmomente verliert hier durch den höheren Maximalauftrieb an Bedeutung. Der Effekt des Flaptabs kann nicht durch einen Outboard Spoiler kompensiert werden um Auftrieb abzubauen. Dies wird auch für die Flugreynoldszahlen bestätigt.

Literatur:

- [1] Forbrich, D.: Experimental investigations of control effectiveness at high Re-Number / Deflected inboard tab, deflected mid- and outboard spoilers, respectively ailerons /, HIRETT/TN/AD/DF240603/1, June 2003
- [2] Hawker, M.; Gibson, T.: Wind Tunnel Half-Span Model N47/N48 in ETW Test Programme, HIRETT/PROG/A-UK/MH-TG/120702/1, July 2002

weiteres Vorgehen:

Ein neuer Profilentwurf mit kleineren clean CL_{max} Werten, sowie ein negativer Ausschlag des Flaptab müssten noch untersucht werden. Im Rahmen von HiReTT kann dies aber nicht mehr erfolgen. Lediglich intensive CFD Rechnungen zur Beurteilung der Strömungseffekte wurden noch durchgeführt, für die es vielleicht noch möglich ist, den Outboard Spoiler durch einen Outboard Flaptab zu ersetzen, um mehr Auftriebsverlust bei CL_{max} zu erzielen.

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) 391-2980

Telefax: (0531) 391-5259

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

Thema: Aerodynamische Untersuchungen an Leitwerken von Transportflugzeugen

Ausgangssituation: Entwürfe von Transportflugzeugen stehen unter der Forderung, eine hohe Transportleistung bei geringen Betriebskosten zu realisieren. Hieraus ergibt sich u.a. die Notwendigkeit, den Strömungswiderstand einer Gesamtkonfiguration so klein wie möglich zu halten. Am Leitwerk wird der Widerstand im Reiseflug maßgeblich durch die umströmte Fläche, die aerodynamische Belastung, sowie schädliche Interferenzmechanismen der Strömung um Rumpfheck und Leitwerk bestimmt.

Der aerodynamische Entwurf eines Höhenleitwerks orientiert sich an Forderungen nach Längsstabilität und geringem Widerstand im Reiseflug und an Vorgaben bzgl. der Steuerbarkeit vorgegebener Manöver im Langsamflug, bei denen das Höhenleitwerk bis in die Nähe der Überziehgrenzen bei großen negativen Anstellwinkeln belastet wird. Wird bei zukünftigen Generationen von Transportflugzeugen die Leitwerksfläche verringert, kommt der Sicherstellung der aerodynamischen Steuerbarkeit im Langsamflug eine wesentlich stärkere Bedeutung zu.

Eine gesicherte Vorhersage des Tail-Stall mittels einfacher Analyseverfahren basierend auf der Potentialtheorie ist aufgrund der komplexen viskosen Wechselwirkungen, die zu einem nicht-linearen Verlauf der Wirksamkeit von Höhenleitwerksflosse und -rudder bei zunehmender aerodynamischer Belastung führen, nicht gegeben. Höherwertige numerische Simulationsverfahren können bislang nicht zum Einsatz kommen, da sie noch nicht für derartige Strömungsverläufe validiert wurden.

Ziel: Aufgrund der wenigen vorhandenen, experimentellen Daten in Bezug auf die Leitwerksumströmung sollen mit Hilfe einer generischen Flugzeug-Konfiguration hochwertige, experimentelle Validierungsdatensätze für die Leitwerksumströmung nahe der Überziehgrenze unter Langsamflug-Bedingungen bereitgestellt werden. Mit diesen Datensätzen können dann in einem zweiten Schritt die Verfahren zur Lösung der Reynoldsgemittelten Navier-Stokes-Gleichungen anhand ausgewählter Testfälle verifiziert und validiert werden.

Lösungsweg: Der Entwurf eines Windkanalmodells als Testtrigg zur experimentellen Untersuchung der Leitwerksumströmung wurde vornehmlich durch zwei Anforderungen bestimmt: Das Modell sollte über seine Tragflächen an den Seitenscheiben der Messstrecke des Modell-Unterschall Windkanals (MUB) des Instituts (Querschnitt: 1300 x 1300mm²) befestigt werden, um dadurch die Umströmung des Leitwerkes nicht durch eine Modellaufhängung zu stören. Zum anderen sollte das Testtrigg mit einem großen Leitwerk einer Spannweite von 880mm ausgestattet werden, an dem sich bei einer Strömungsgeschwindigkeit von bis zu 60m/s Reynolds-Zahlen von bis zu $Re=1.0 \cdot 10^6$ erzielen lassen.

Einige industrielle Messungen bei Reynolds-Zahlen von etwa $3.5 \cdot 10^6$ zeigen ein Strömungsverhalten, bei dem das Fluid im Außenbereich des Höhenleitwerks mit zunehmendem Anstellwinkel sehr plötzlich über der gesamten Profiltiefe ablöst. Um trotz der reduzierten Reynolds-Zahl vergleichbare Strömungsphänomene zu beobachten, ist ebenfalls der Entwurf eines neuen Höhenleitwerksprofils erforderlich, das sich bezüglich des Maximalauftriebs und der Druckverteilung im Profilnasen-Bereich ähnlich einem industriellen Profil verhält, dies allerdings bei reduzierter Reynolds-Zahl.

Alle übrigen Abmessungen für das Windkanalmodell wurden in Anlehnung an einen Airbus A319 gewählt, wobei die Form des Rumpfes stark vereinfacht und der Tragflügel aufgrund seiner maximal möglichen Spannweite innerhalb der Messstrecke von 1300mm neu ausgelegt werden musste. Das Modell besitzt eine Gesamtlänge von 2080mm bei einem Rumpfdurchmesser von 280mm. Eine aufgrund der Größe des Modells zu erwartende Versperrung des Kanals wird akzeptiert, da dieser bei numerischen Vergleichsrechnungen in die Modellierung integriert werden kann.

Ergebnis: Der Entwurf des Windkanalmodells erfolgte in zwei Schritten. Zunächst wurde mit Hilfe einer in das kombinierte Panel-Grenzschichtverfahren XFOIL [2] integrierten inversen Entwurfs-Routine das Forschungsprofil für Höhenleitwerke HGR-02 (Höhenleitwerksprofil-Grote-Radespiel-02) entworfen (vgl. Bild 1). Es besitzt bei reduzierter Reynolds-Zahl einen Maximalauftrieb, der in etwa dem des industriellen

Vergleichsprofil entspricht (vgl. Bild 2). Auf ein ähnliches Profilverhalten über den gesamten Anstellwinkelbereich trotz reduzierter Reynolds-Zahl deutet auch das Strömungsverhalten bei zunehmendem Anstellwinkel in der Darstellung der Ablöse- und Anlegepunkte der Strömung in Bild 3 hin. Zwar ist die laminare Ablösung an der Profilvorderkante aufgrund der geringeren Reynolds-Zahl größer, eine markante Ablösung von der Profilhinterkante tritt aber bei beiden Profilen deutlich auf.

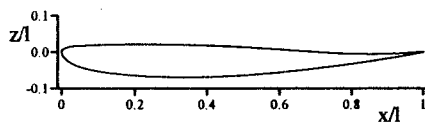


Bild 1: Forschungsprofil HGR-02

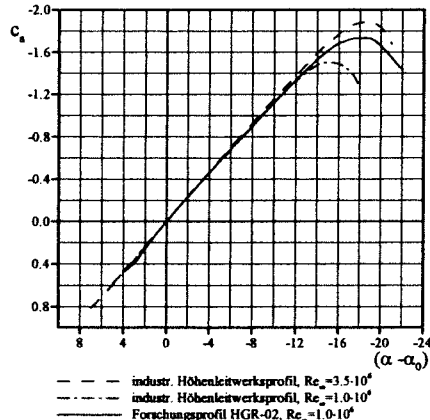


Bild 2: Vergleich der Auftriebsbeiwerte bei unterschiedlichen Reynolds-Zahlen

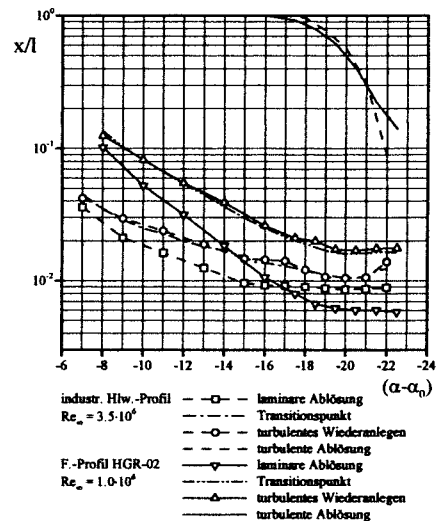


Bild 3: Ablöse- und Anlegepunkte der Strömung bei veränderlichem Anstellwinkel

Die Konstruktion des Windkanalmodells erfolgte mit Hilfe der CAD-Software Catia V5. Das Modell lässt sich in zwei Bereiche unterteilen (vgl. Bild 4): Der vordere Bereich, bestehend aus Bug, mittlerem Rumpfsegment und Tragflügel, hat ausschließlich die Aufgabe, am Leitwerk realistische Strömungsverhältnisse zu erzeugen. Der hintere Bereich, bestehend aus der konischen Heckröhre und den Seiten- und Höhenleitwerksflächen, ist mit dem vorderen Bereich nur über eine 6-Komponenten DMS-Waage verbunden. Auf diese Weise lassen sich die am Heck auftretenden aerodynamischen Lasten bestimmen. Desweiteren können Oberflächen-Druckverteilungen am Höhenleitwerk in zwei Schnitten mit Hilfe von jeweils ca. 50 Druckmessbohrungen aufgenommen werden. Um das Höhenleitwerk auch bei laufendem Kanal über die Überziehgrenze hinweg fahren zu können, wird sein Einstellwinkel gegenüber dem Rumpf mit einem im Heck befindlichen Servomotor variiert. Eine Verstellung der Ruderflächen am Leitwerk erfolgt manuell.

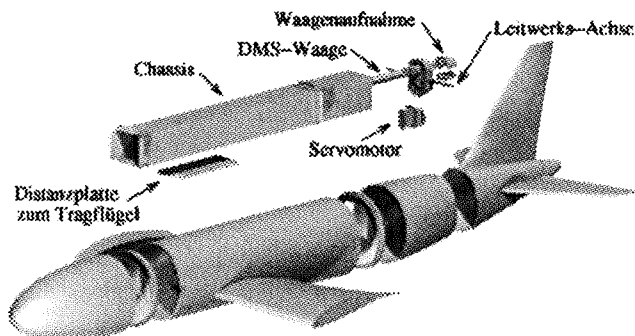


Bild 4: Explosionsdarstellung des generischen Windkanalmodells

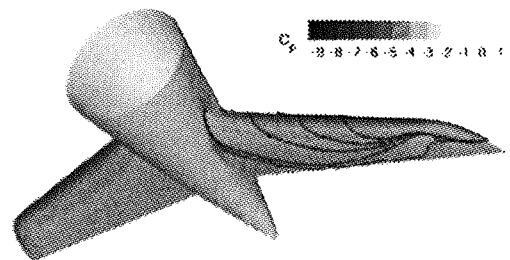


Bild 5: Erste berechnete Druckverteilung und Wandstromlinien auf der Oberfläche der Höhenleitwerksflächen bei hohem negativem Anstellwinkel

Literatur:

- [1] DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik: TAU-Code User Guide. Revision: 1.23. Release 2003.1.0, February 18, 2003.
- [2] Drela, M.: XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. Mueller, T.J. (Ed.): Low Reynolds number aerodynamics. Springer (Lecture notes in engineering), 1989, pp. 1-12.
- [3] Grote, A.; Wolske, M. und Radespiel, R.: Konstruktive Auslegung eines Windkanalmodells für aerodynamische Untersuchungen an Leitwerken von Transportflugzeugen. Institutsbericht 2003/4, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 2003.

Weiteres Vorgehen: Erste numerische Untersuchungen der Konfiguration ohne Seitenleitwerk mit dem DLR TAU-Code [1] zeigen eine großflächige Ablösung auf der Unterseite des Leitwerks (vgl. Bild 5). In den nächsten Schritten soll untersucht werden, inwieweit sich das Verhalten des Profils beim Flügel endlicher Streckung von dem im 2D-Fall unterscheidet und wie sehr dadurch das Überziehverhalten beeinflusst wird.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: **Flügel großer Streckung**

Ansprechpartner: W. Hage, Dr. R.Meyer

Institution: DLR / Institut für Antriebstechnik, Abteilung Turbulenzforschung Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Straße 8
 10623 Berlin

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

Thema: Widerstandsverminderung an Tragflügeln mit Gurney-Flaps

Ausgangssituation:

Kleine abgeknickte oder divergierende Hinterkanten verändern die Eigenschaften von Tragflügelprofilen dramatisch. Schon mit einer rechtwinklig abgeknickten Hinterkante (Gurney-Flap) von einer Höhe von nur 0,5 % bis 1,5 % der Profilsehnenlänge können z. B. ca. 12 % bis 20 % mehr Auftrieb erreicht werden. Bei Verkehrsflugzeugen kann dadurch der Höchstauftrieb bei Landung und Start erhöht werden, aber auch im Reiseflug bei hoher Unterschallgeschwindigkeit können sich Vorteile dadurch ergeben, dass die Profiloberseite mit ihren Verlusten (durch Kompressibilitätseffekte) entlastet wird. Leistungserhöhungen durch Gurney-Flaps wurden auch bei Windturbinen erreicht. *Der Vorteil der Auftriebserhöhung wird bei den Gurney-Flaps jedoch mit einer Erhöhung des Widerstands erkaufte.* Dieser Widerstand entsteht durch die Strömungsablösung hinter der abgeknickten Hinterkante. Zusätzlich treten Schwingungs- und Lärmprobleme durch die Kármansche Wirbelstrasse (eine sog. absolute Instabilität) auf, die sich im Ablösungsgebiet ausbildet.

Ziel:

Durch die Stabilisierung der Nachlaufströmung soll eine Widerstandsverminderung erreicht werden.

Lösungsweg:

Eine Stabilisierung soll durch *passive* Maßnahmen erreicht werden. Zur Eliminierung der Kármanschen Wirbelstraße an einem querangeströmten Zylinder kann dies z. B. durch eine Spirale (Screwton-Spirale) erreicht werden, die um den Zylinder gewunden wird. Diese bekannte Problemlösung kann jedoch nicht ohne weiteres zur Stabilisierung der Strömung bei einer Profilhinterkante angewendet werden. Erfolgversprechend sind jedoch verschiedene Arten dreidimensionaler Hinterkantengestaltung, z. B. durch Schlitze oder Löcher in der Gurney-Flap. Eine weitere interessante Lösung ist eine teilweise Ausfüllung der Nachlaufströmung durch einen Formkörper.

Ergebnis:

Kraftmessungen zeigen eine Auftriebserhöhung und eine Widerstandserhöhung der zweidimensionalen Gurney-Flaps bei den verwendeten Flügelprofilen. Dies ist bei den zweidimensionalen Profilen wie auch bei dem dreidimensionalen Aufbau des SCCH-Modell (Swept Constant Chord Half-Modell) der Fall. Mit der Hitzdrahtmesstechnik wird das Vorhandensein einer absoluten Instabilität durch die Existenz einer diskreten Frequenz im Spektrum der Geschwindigkeitsfluktuation im Nachlauf nachgewiesen. Dies ist ein Beweis für die periodische Strömungsablösung an der Flügelhinterkante mit Gurney-Flap, die Ursache für den erhöhten Widerstand der Gurney-Flap ist.

Die Verwendung von dreidimensional gestalteten Gurney-Flaps bewirkt eine Widerstandsverminderung durch eine Dreidimensionalisierung der Hinterkantenumströmung der modifizierten Flügelprofile. Dies wird sowohl in den Kraftmessungen (s. Abbildung 1) durch einen geringeren Widerstand wie auch in den Spektren der Nachlaufmessungen durch die Unterdrückung der diskreten Frequenz deutlich. Die Polaren von dreidimensionalen Gurney-Flaps zeigen nahezu die selben Auftriebsbeiwerte wie die der zweidimensionalen Konfiguration.

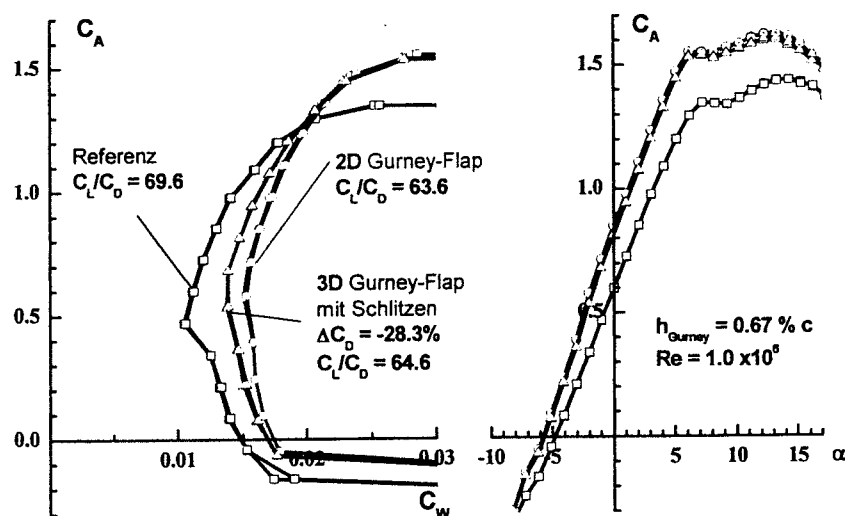


Abbildung 1 Kraftmessungen mit 2D und 3D Gurney-Flaps; Profil HQ17, $Re=1 \cdot 10^6$

Literatur:

D.W. Bechert, R.Meyer, W. Hage; AIAA- 2000-2315: Drag reduction of airfoils with miniflaps. Can we learn from dragonflies?

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin	
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik	
Adresse	Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	Telefon: 0551-709-2259 Telefax: 0551-709-2829 e-mail: hp.kreplin@dlr.de
weitere Partner	Airbus Deutschland, Bremen DNW Inst. für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin	
Thema	Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächen- heißfilmmarrays an Hochauftriebskonfigurationen	

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 wurden und werden auch weiterhin Heißfilmmarrays 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.

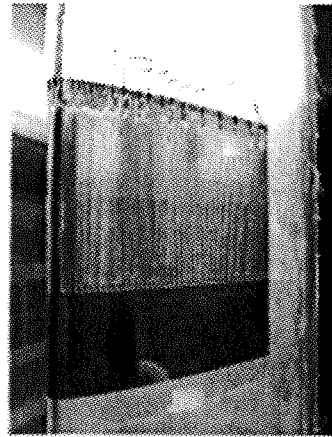
Ergebnis

Im Rahmen des EU-Projekts AEROMEMS II wurden Oberflächenheißfilmmessungen am Vorflügel/ Slat eines Hochauftriebsprofilmodells im Windkanal DNW-NWB (Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig) durchgeführt. Ziel der Teilaufgabe des EU-Projekts ist die Steuerung der Strömungsablösung am Vorflügel mit MEMS (**M**icrofabricated **E**lectro **M**echanical **S**ystems). Der bisher durchgeführte Winkanalversuch -ohne Einsatz von MEMS-Aktuatoren- diente zur

Erprobung verschiedener Grenzschichtmesstechniken (Ölanstrichbilder, Wanddruckverteilungen, Infrarot-Thermografie, Wandhitzdrahtarrays, Oberflächenheißfilmarrays, Geschwindigkeitsprofilmessung mit Hitzdrahtsonde) und zur detaillierten Untersuchung der am Vorflügel auftretenden Strömungsphänomene.

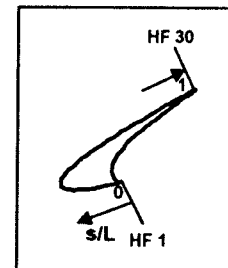
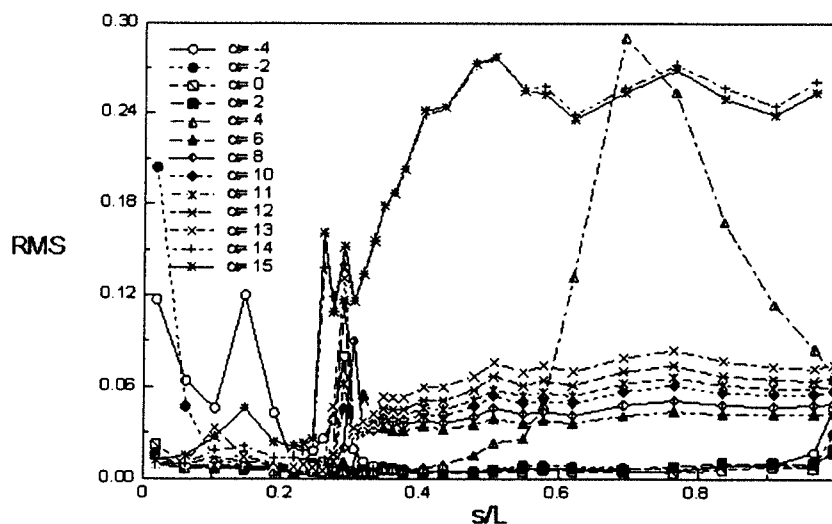


Hochauftriebsmodell im
DNW-NWB



Heißfilmarray am Slat

Mit dem Heißfilmarray (und den anderen Messtechniken) konnten die Ablöseblase sowie die Art des Grenzschichtübergangs laminar-turbulent eindeutig identifiziert werden.



RMS-Verteilungen der
Heißfilmsignale am
Slat,
 $Ma = 0,2$

Weiteres Vorgehen

EU-Projekt AEROMEMS II:

Untersuchung der Strömung am Vorflügel des Hochauftriebsprofils im DNW-NWB mit MEMS-Aktuatoren zur Strömungsbeeinflussung.

EU-Projekt EUROLIFT II:

Messungen mit Oberflächenheißfilmarrays an einem Hochauftriebsmodell,

Untersuchungen zur Transitionserkennung am Vorflügel eines Hochauftriebsmodells im ETW unter Kryobedingungen

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: M. Kutzbach, Th. Lutz

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik,
Universität Stuttgart
Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart – Vaihingen

Telefon: 0711/685-3409
Telefax: 0711/685-3438
Kutzbach@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Zur Übertragbarkeit 2D-optimierter Shock Control Bumps (SCB's) auf den schiebenden Flügel unendlicher Streckung

Ausgangssituation:

Eine lokale Geometrieadaptation in Form eines Shock Control Bump (SCB) zur Reduktion der Stoßstärke im „off-design“ transsonisch umströmter Profile wurde erstmals 1992 von Ashill, Fulker und Shires [1] vorgeschlagen. An der Stromauflanke des SCB werden dabei isentrope Verdichtungsstellen erzeugt, welche die Vorstoßmachzahl und damit den Wellenwiderstand reduzieren. Bisher wurden am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart umfangreiche Analysen zur Auslegung und zum aerodynamischen Nutzen von adaptiven SCB's, von SCB/VC Kombinationen, sowie zum Entwurf speziell für adaptive SCB's geeigneter Basisprofile im „drag-rise“ Bereich durchgeführt [2], [3]. Hierfür wurde eine modulare Umgebung zur Optimierung subsonischer und transsonischer Profile erstellt [4]. Dieses Tool „POEM“ enthält mehrere Geometriemodule zur Erzeugung unterschiedlich parametrisierter Profile sowie SCB's und verwendet das gekoppelte Euler-Grenzschicht-Verfahren MSES zur aerodynamischen Analyse der Entwürfe.

Ziel:

Übertragung der für den 2D-Fall gewonnenen Erkenntnisse zur SCB-Auslegung auf den 3D-Fall und Bestimmung des Potenzials zur Widerstandsreduktion adaptiver SCB's auf endlichen, gepfeilten Tragflügeln heutiger Transportflugzeuge.

Lösungsweg:

Zur systematischen Untersuchung der Übertragbarkeit der am Profil gewonnenen Erkenntnisse auf reale Tragflügel wurden zunächst ausgesuchte Profile mit SCB am unendlich schiebenden Flügel nachgerechnet und dem „clean“-Profil gegenübergestellt. Da der für die SCB-Optimierung eingesetzte Euler-Grenzschicht-Code MSES lediglich die Analyse zweidimensionaler Strömungen ermöglicht, diente zur Nachrechnung des schiebenden Flügels der strukturierte RANS-Löser Euranus (NUMECA). Die Generierung der Rechengitter für die verschiedenen Geometrie- sowie Strömungsfälle erfolgte automatisch mit Hilfe des skriptfähigen Gittergenerators IGG (NUMECA).

	Auslegungsmachzahl	Auslegungs- c_a	Entwurfsvariablen
SCB	0.765	0.524	Höhe, Lage, Asymmetrie
SCB76	0.76 +0.0/-0.1	0.524 +/- 0.05	Höhe, Lage
SCB77	0.77+0.0/-0.1	0.524 +/- 0.05	Höhe, Lage

Tabelle (1): Untersuchte Shock Control Bump's

Als Ausgangspunkt für die Untersuchungen wurde das DA VA2-Profil als Basisprofil ausgewählt. Für dieses Basisprofil wurden drei verschieden ausgelegte SCB's mit Hilfe des RANS-Lösers nachgerechnet. Der erste SCB ist ein „One-Point-Design“ für die Anströmmachzahl 0.765 bei einem c_a von 0.524 und einer Reynoldszahl von 10^7 . Bei diesem SCB wurde die Höhe, Lage und Asymmetrie zum Entwurf freigegeben. Die beiden anderen SCB's wurden jeweils für einen Bereich von Anströmmachzahlen sowie c_a -Bereich bei einer Re-Zahl von 10^7 optimiert. Bei diesen SCB's wurde nur die Höhe und Lage variiert, während eine Asymmetrie von 0.75 festlag. In Tabelle (1) sind die Auslegungsparameter der ausgewählten SCB's zusammengefasst.

Ergebnis:

Bei den beiden für einen Mach- und c_a -Bereich ausgelegten SCB's steigen die mittels SCB erzielbaren L/D-Gewinne mit zunehmenden Werten für Ma_∞ und c_a erwartungsgemäß an, siehe Abbildung (gestrichelte Linien). Dies gilt ebenso bei Übertragung der SCB's auf den unendlichen, schiebenden Flügel (strichpunktierte Linien). Allerdings fällt die Wirksamkeit im Vergleich zum 2D-Fall bei höheren Werten für Ma_∞ und c_a ab (durchgezogene Linien). Dies weist darauf hin, dass mit steigender Machzahl sowie steigendem Auftriebsbeiwert dreidimensionale Grenzschicht-effekte die Wirksamkeit der SCB's zunehmend beeinträchtigen. Die Ursache liegt darin, dass bei hohen Machzahlen ein für den 2D-Fall optimaler SCB so gestaltet ist, dass gerade noch keine Grenzschichtablösung auftritt. Im 3D-Fall dominiert in diesem Fall in Wandnähe die Querströmungskomponente und die Grenzschicht dickt im Vergleich zum 2D-Fall stärker auf, was zur Folge hat, dass der SCB nicht mehr in vollem Maße wirkt. Dies bedeutet, dass sich gerade in Bereichen hoher Machzahlen und Auftriebsbeiwerte, in denen der potentielle Gewinn durch einen SCB am größten ist, 2D SCB's nicht mehr direkt übertragen lassen und spezielle 3D-Auslegungen erforderlich sind.

Literatur:

- [1] **P.R. Ashill, J.L. Fulker und A. Shires:** *A Novel Technique for Controlling Shock Strength of Laminar-Flow Aerofoil Sections*. In: Proceedings of the 1st European Forum on Laminar Flow Technology, 16 – 18 März 1992, Hamburg, Deutschland, S. 175 – 183.
- [2] **A. Sommerer, Th. Lutz und S. Wagner:** *Design of Adaptive Transonic Airfoils by Means of Numerical Optimisation*. In: Proceedings of the European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS), 11 – 14 September 2000, Barcelona, Spain.
- [3] **Th. Lutz, A. Sommerer und S. Wagner:** *Parallel Numerical Optimisation of Adaptive Transonic Airfoils*. In: Proceedings of the Symposium Transsonicum IV, 2 – 6 September 2002, Göttingen, Deutschland.
- [4] **A. Sommerer, Th. Lutz und S. Wagner:** *Eine parallele Optimierungsumgebung zum Entwurf von Profilgeometrien*. In: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002. ISSN 0070-4083.

Weiteres Vorgehen:

Mit Hilfe einer Kopplung der existierenden Optimierungsumgebung sowohl mit der automatisierten Gittergenerierung, als auch mit dem DLR-RANS-Code FLOWer sollen SCB's für den schiebenden Flügel ausgelegt werden. Die für den schiebenden Flügel unendlicher Streckung optimalen SCB-Formen sollen dann mit dem 2D-Fall verglichen werden.

Datum: 8.10.2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Carsten Liersch

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS)

Adresse:
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295 – 24 34
Telefax: (0531) 295 – 23 20
e-mail : carsten.liersch@dlr.de

weitere Partner:
Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) der TU Braunschweig

Thema:
Weiterentwicklung eines Traglinienverfahrens und Einbindung in das Vorentwurfsverfahren PrADO

Ausgangssituation:
Im Rahmen der Entwicklung moderner Transportflugzeuge gewinnen Gesamtentwurfswerkzeuge zunehmend an Bedeutung. Vor dem Hintergrund bereits existierender, sehr gut optimierter Flugzeuge und unter Berücksichtigung hoher Entwicklungskosten ist es von großer Bedeutung, bereits im Konzept- und Vorentwurfsstadium die Vor- und Nachteile neuer Technologien und Konfigurationsformen auf das gesamte Flugzeug abschätzen zu können. Die Leistungsfähigkeit aktueller Computersysteme erlaubt es, das komplexe, iterative Zusammenspiel aller Fachdisziplinen beim Gesamtentwurf nachzubilden und stellt somit eine wesentliche Grundlage für die schnelle Bewertung neuer Ideen in einem frühen Entwurfsstadium dar. Die weiterhin zunehmende Rechnerleistung ermöglicht es darüber hinaus, aufwendigere Verfahren in diesen Prozeß einzubinden und somit die Aussagegenauigkeit im Vor- und Konzeptentwurf zu steigern. Ein solches Gesamtentwurfswerkzeug ist das „Preliminary Aircraft Design and Optimization Program“ PrADO des Instituts für Flugzeugbau und Leichtbau der TU Braunschweig, das in Zusammenarbeit mit dem Institut AS in den letzten Jahren stetig weiterentwickelt wurde.

Ziel:
Ziel der hier vorgestellten Arbeiten war es, das bis dahin recht einfache Aerodynamikmodul von PrADO so zu erweitern, daß genauere Beiwerte für Auftrieb, Widerstand und Nickmoment sowie deren Verteilungen bestimmt werden können.

Lösungsweg:
Für die Erweiterung des Aerodynamikmoduls von PrADO wurde mit dem Mehrfach-Traglinienverfahren LIFTING_LINE eine schnelle Berechnungsmethode höherer Ordnung für nahezu beliebige Flügelanordnungen gewählt, in der zunächst die Berechnung der Nickmomentenbeiwerte und die Ausgabe spezieller Ergebnisdateien ergänzt werden mußte. In einem zweiten Schritt wurde ein Transferprogramm entwickelt, das aus PrADO heraus vollautomatisch LIFTING_LINE aufruft und die Ergebnisse an PrADO zurückliefert. Bei Verwendung dieser Ergänzung bekommt PrADO nun auch Nickmomente geliefert, die in einer ebenfalls neu hinzugefügten Trimmrechnung genutzt werden. Eine weitere Arbeit, die in diesem Rahmen durchgeführt wurde, ist die Erweiterung von LIFTING_LINE um ein zusätzliches Interpolationsprogramm. Dieses Programm benötigt als Vorgabe die Polaren der verwendeten Profile, aus denen es Hilfe der von LIFTING_LINE berechneten Ergebnisse den Gesamtwiderstandsbeiwert interpoliert.

Ergebnis:

Das Ergebnis der geschilderten Arbeiten ist die Fähigkeit von PrADO, eine wesentlich detailliertere Berechnung der aerodynamischen Charakteristika eines Flugzeugs durchzuführen. In Abbildung 1 sind die Auswirkungen einiger der angesprochenen Erweiterungen auf das gesamte Flugzeug am Beispiel einer in PrADO nachmodellierten BOEING B777-200IGW gezeigt: Referenz ist hier das PrADO-Modell mit der ursprünglichen Aerodynamik (Modus 1). Die Ergebnisse zeigen darauf bezogen die Änderungen, die durch die schrittweise Zuschaltung der Beiwert-Berechnung mit LIFTING_LINE (Modus 2), der Flügeldimensionierung anhand der Auftriebs- und Nickmomentenverteilung aus LIFTING_LINE (Modus 3) und der Trimmung (Modus 4) entstehen. Zusätzlich sind die Daten des Originalflugzeugs – soweit bekannt – mit angegeben.

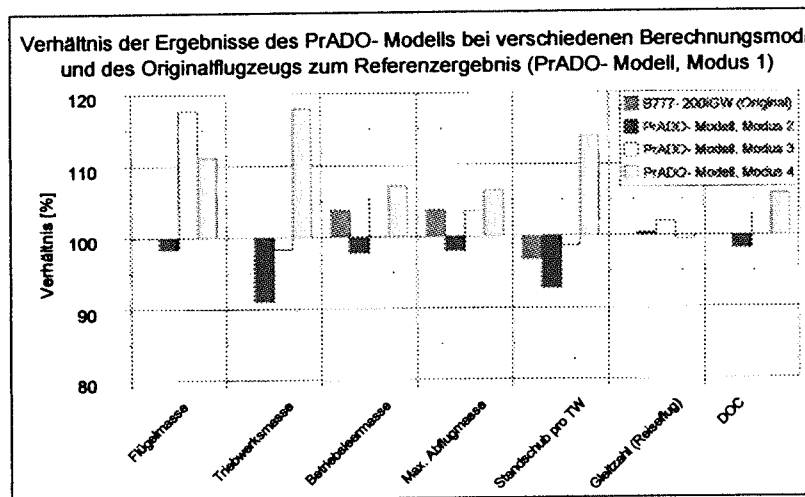


Abb. 1: Auswirkungen der Erweiterungen des Aerodynamikmoduls auf das Gesamtflugzeug

Literatur:

- W. Heinze:** *Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport großer Nutzlasten.* ZLR-Forschungsbericht 94-01, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, 1994.
- K. H. Horstmann:** *Ein Mehrfach-Traglinienverfahren und seine Verwendung für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen.* DFVLR-FB 87-51, Institut für Entwurfsaerodynamik der Deutschen Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt Braunschweig, 1988.
- C. Liersch:** *Ein Beitrag zur Optimierung von Flügel-Leitwerk-Konfigurationen mit Hilfe des Gesamtentwurfsverfahrens PrADO.* Diplomarbeit Nr. 277, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, 2002.
- V. Reye:** *Verbesserung der aerodynamischen Berechnungsmethoden im Entwurfsprogramm PrADO zur genaueren Vorhersage der Widerstandsbeiwerte eines Flugzeugs im Reiseflug.* Studienarbeit Nr. 697, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, 2003.

weiteres Vorgehen:

Die Verbesserung von PrADO wird auch in zukünftigen Arbeiten fortgesetzt werden. Die Schwerpunkte des Instituts AS liegen hier in der Schaffung von Schnittstellen zu anderen Programmen, in der Verbesserung der Genauigkeit im transsonischen Bereich, in der Erweiterung der Möglichkeit von Klappenausschlägen und in der Flexibilisierung der Trimmroutine im Bezug auf mehrere ausgeschlagene Steuerflächen.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Flügel großer Streckung**Ansprechpartner:** R. Petz, W.Heisen, M. Yamin, W. Nitsche**Institution:** TU-Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt**Adresse:** Marchstr. 12, Sekr. F2
10587 Berlin

Telefon: 030 314 – 24426

Fax: 030 314 – 22955

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

weitere Partner: SFB 557 „Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen“**Thema:** Experimentelle Untersuchungen zur aktiven Beeinflussung von turbulenten Strömungsablösungen

Ausgangssituation

Das Ziel der experimentellen Arbeiten ist die Verzögerung oder Vermeidung von Strömungsablösungen durch eine gezielte Anregung der abgelösten Scherschicht. Die Untersuchungen werden an einem generisches Halbdiffusormodell durchgeführt, um verschiedene Aktuatoren zur Beeinflussung der Strömung und Sensoren zur Bestimmung der Ablöse- und Wiederanlegeposition zu untersuchen. Als Aktuation wird wahlweise ein periodisch oszillierender (Ausblas- und Saugphase) oder ein periodisch pulsierender (ohne Saugphase) Luftstrahl verwendet.

Windkanalmodell

Bei dem verwendeten Windkanalmodell (s. Abb. 1) handelt es sich um einen einseitigen Halbdiffusor mit einer profilierten Wandkontur (NACA 4412 Oberseite). Durch eine ebene Platte mit Turbulenzband vor dem Diffusor wird sichergestellt, dass sich vor der Ablösung ein voll turbulentes Grenzschichtprofil ausgebildet hat. Der Druckgradient und somit auch die Ablöseposition auf dem Diffusor kann durch eine Verstellung des Öffnungswinkels eingestellt werden. Eine sich daran anschließende ebenfalls ebene Platte ermöglicht zusätzlich Untersuchungen des gesamten Rezirkulationsbereiches.

Durch den Einbau eines Vorflügels können neben druckinduzierten Ablösungen auch abgelöste Spaltstrahlen mit Beeinflussung untersucht werden.

Sensorik

Zur Bestimmung des Ablöse- und Wiederanlegebereiches werden an die Sensoren hohe Anforderungen gestellt, da eine genau Bestimmung der Rezirkulationslänge eine geeignete Größe zur Beurteilung der Anregung darstellt. In diesem Fall wird dazu ein Array aus Doppel-Oberflächenheizdrähten verwendet. Dabei werden zwei Oberflächenheizdrähte mit einem Abstand von 0.1mm in Strömungsrichtung über eine Cavity gespannt (s. Abb. 2). Die Differenzspannung, gebildet aus den Spannungen der Einzeldrähte, gibt dabei qualitativ die Strömungsrichtung an. Mehrere dieser Doppeldrähte werden in größeren Abstand hintereinander in einem Array angeordnet, um z.B. die Wiederanlegeposition bestimmen zu können. Abbildung 3 zeigt die Differenzspannungen von vier Sensorpaaren hinter dem Diffusor bei Öffnungswinkeln von 5°-25° bei einer Strömung ohne Anregung.

Aktuatorik

Auf der Aktuatorseite geht die Entwicklung von den bereits bekannten Lausprecher-Schlitz Systemen zu stärker anwendungsfreundlicheren und einfacheren Systemen. Hier haben sich in den Untersuchungen schnellschaltende, druckluftbetriebene Ventile besonders bewährt. Durch die Verwendung von Druckluft sind deutlich höhere Anregesamplitude und damit auch der Einsatz bei größeren Reynoldszahlen möglich. Im Unterschied zu Lautsprechern (sinusförmige Anregung) handelt es sich hierbei um eine pulsierende Anregung in Form eines Rechtecksignals. Über ein zusätzliches Drosselventil kann die Druckluft und damit direkt die Anregesamplitude unabhängig von der Frequenz eingestellt werden. Die Ergebnisse sind in Abbildung 4 anhand von Druckverteilungen dargestellt (Konfiguration mit Vorflügel). Bei einer Anregesfrequenz von 50Hz ist eine deutliche Verkleinerung des Ablösegebietes zu verzeichnen. Dies ist vor allem einer starken Durchmischung der abgelösten Scherschicht zu zuschreiben, wodurch energiereiches Fluid aus der Außenströmung an die Wand transportiert wird.

Weiteres Vorgehen

Neben tiefgehenden Untersuchungen zu den instationären Phänomenen vor allem bei angeregter Strömung, wird in Zusammenarbeit mit dem Fachgebiet Meß- und Regelungstechnik der TU Berlin eine Regelung der Ablöseposition vorgenommen. Hierfür wird die Messstrecke mit zahlreichen Miniaturdrucksensoren ausgestattet, die eine schnelle und einfache Bestimmung der Ablöseposition ermöglichen.

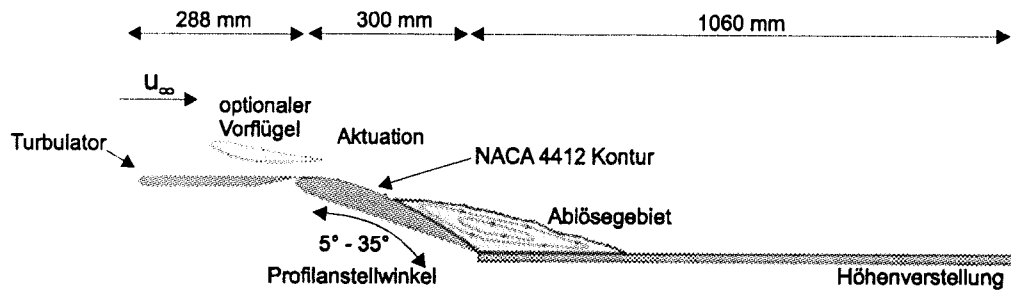


Abb. 1: Versuchsmodell mit verstellbarem Diffusor-Öffnungswinkel und NACA 4412 Kontur

Sensorik

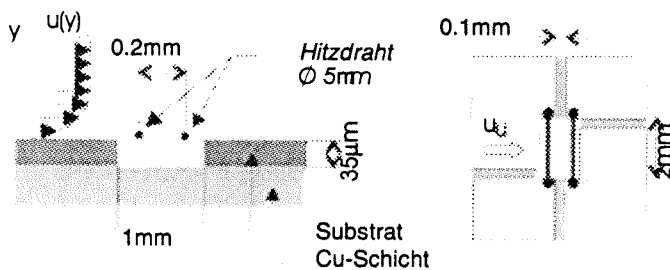


Abb. 2: Aufbau Doppel-Oberflächenhitdraht

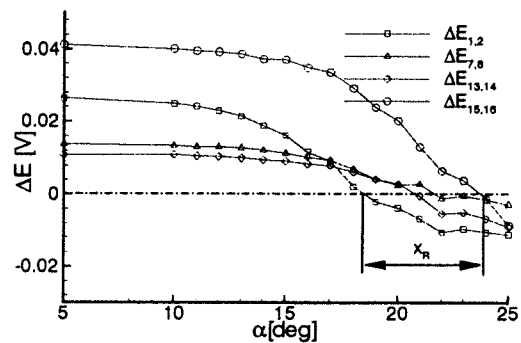


Abb. 3: Differenzspannung im Wiederanlegebereich

Aktuatorik

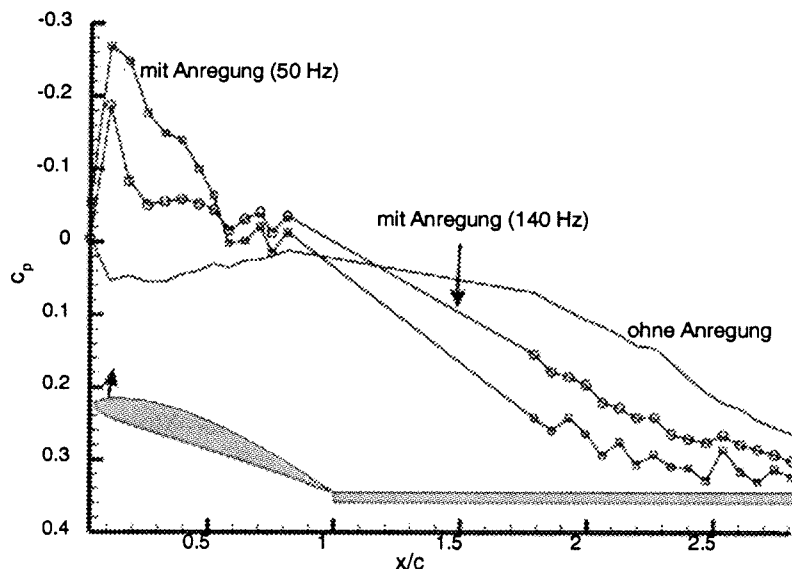


Abb. 4: Druckverteilungen bei verschiedenen Anregfrequenzen

Literatur

- /1/ Nishri, A., Wygnanski, I.: Effects of Periodic Excitation on Turbulent Flow Separation from a Flap, AIAA Journal, Vol. 36, No. 4 (1998)
- /2/ ALLEN, G. B., et al.: Closed-Loop Separation Control Using Oscillatory Flow Excitation, ICASE Report No. 2000-32, (2000)

Datum:

Berlin, September 2003

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Flügel großer Streckung	
Ansprechpartner	Kai Richter	
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	A. Schröder, DLR AS-EV	
Thema	Untersuchung der Nachlaufstruktur von MiniTEDs am transsonischen Flügelprofil VC-Opt mittels PIV im DNW-TWG	

Ausgangssituation

Bei der aerodynamischen Weiterentwicklung transsonischer Flügel für zivile Transportflugzeuge spielt die Adaption der Profilwölbung an den vorherrschenden Flugzustand eine große Rolle. In diesem Zusammenhang werden Wölbklappen und Tabs sowie MiniTEDs (Miniature Trailing-Edge Devices) in verschiedenen nationalen und internationalen Forschungsprogrammen untersucht. MiniTEDs repräsentieren miniaturisierte Steuerflächen, die auf der Unterseite des Flügels direkt an der Hinterkante montiert sind und durch eine Variation des Ausschlagwinkels eine deutliche Veränderung der gesamten Profilmströmung ermöglichen. Hierbei steht die Erhöhung des lokalen Auftriebs ebenso im Vordergrund wie die Verminderung des Widerstandes bei konstantem Auftrieb im Vergleich zu einem konventionellen Flügelprofil ohne Wölbungsadaption. Durch eine spannwitige Variation des MiniTED-Ausschlagwinkels wird zusätzlich ein gezielter Eingriff in die Lastverteilung des Flügels ermöglicht, wodurch eine Reduktion des Flügelwurzelbiegemoments sowie des induzierten Widerstandes erreicht werden kann.

Ziel

Erstmalig soll eine detaillierte Aufnahme der Nachlaufstruktur von MiniTEDs bei transsonischen Anströmgeschwindigkeiten durch die Anwendung der Particle-Image-Velocimetry (PIV) realisiert werden, um dadurch ein besseres Verständnis der Strömungsstrukturen stromab unterschiedlicher MiniTEDs erhalten zu können.

Lösungsweg

Die Aufnahme der Nachlaufstrukturen unterschiedlicher MiniTEDs wurde am zweidimensionalen Profilmmodell VC-Opt [1] im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) durchgeführt. An dem Modell mit einer Profiltiefe von $c = 0.4\text{m}$ sollten drei verschiedene Arten von MiniTEDs eingesetzt werden. Abb. 1 zeigt die schematischen Darstellungen einer Split Flap der Länge $l_{sf}/c = 2.0\%$ mit Ausschlagwinkel $\delta_{sf} = 30^\circ$, einer divergenten Hinterkante mit gleichen Abmaßen und einer Gurney Flap mit einer Höhe von $h_{gf}/c = 1.0\%$. Sowohl das Modell als auch die verwendeten MiniTEDs wurden zur Verminderung von un-

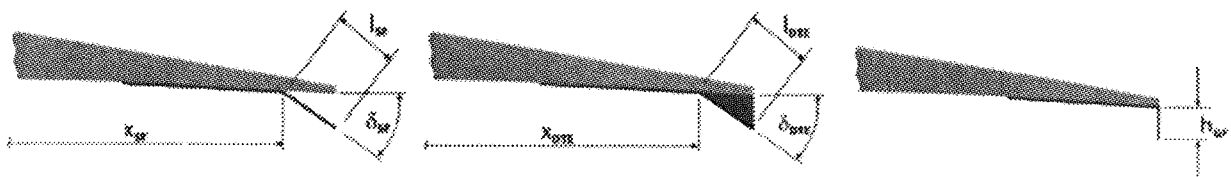


Abb. 1: Split Flap (links), divergente Hinterkante (mitte) und Gurney Flap (rechts)

erwünschten Laser-Licht-Reflexionen matt schwarz lackiert. Die Messungen wurden bei Anströmmachzahlen $Ma \in [0.500, 0.755, 0.775, 0.790]$ und einer auf die Profiltiefe bezogenen Reynoldszahl $Re_c = 5.0 \cdot 10^6$ durchgeführt. Die Transition wurde bei $x_p/c = 10\%$ auf Druck- und Saugseite des Modells fixiert. Zur Bestimmung des Austriebsbeiwertes standen trotz Lackierung 155 Druckbohrungen in drei Schnitten zur stationären Druckmessung zur Verfügung. Eine Widerstandsbestimmung konnte nicht erfolgen, da anstelle des Nachlaufrechens ein Umlenkspiegel für den Laser-Lichtschnitt montiert worden ist. Über eine im Plenum des TWG aufgebaute Lichtschnitt-Optik wurde ausgehend von einem außerhalb des Plenums befindlichen Nd:Yag-Laser (Quantel Twins Brilliant, 532nm, 320mJ) ein mit $\Delta t = 2\mu s$ gepulster Laser-Lichtschnitt bei $y/b = 40\%$ parallel zur Hauptströmungsrichtung realisiert. Als Seeding wurde Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat (DEHS, $C_{26}H_{50}O_4$) der Hauptströmung beigefügt. Die Betrachtung des Messausschnitts stromab der MiniTEDs erfolgte durch ein in der stromab linken Seitenwand befindliches Fenster oberhalb des Profilmodells. Zur Aufzeichnung der Partikelbilder wurde eine Digitalkamera mit einer Auflösung von 1376×1040 Pixel unter Verwendung eines Scheimpflug-Adapters eingesetzt. Es wurden zwei Messausschnitte mit unterschiedlichen Größe von ca. $27mm \times 17mm$ bzw. $55mm \times 35mm$ realisiert.

Ergebnis

Erstmalig konnte der Nachlauf von MiniTEDs an einem Flügelprofil bei transsonischen Anströmgeschwindigkeiten mit PIV aufgezeichnet werden. Der Nachlauf zeigt bei allen verwendeten MiniTEDs Wirbelstrukturen stromab der Hinterkante, die der periodischen Wirbelablösung innerhalb einer von Karmán'schen Wirbelstraße ähneln, Abb. 2. Eine echte Periodizität ist bei den in dieser Untersuchung vorliegenden, hohen Reynoldszahl allerdings nicht zu erwarten. Eine detaillierte Auswertung der Nachlaufstrukturen insbesondere hinsichtlich Unterschieden bei verschiedenen MiniTED-Arten steht noch aus.

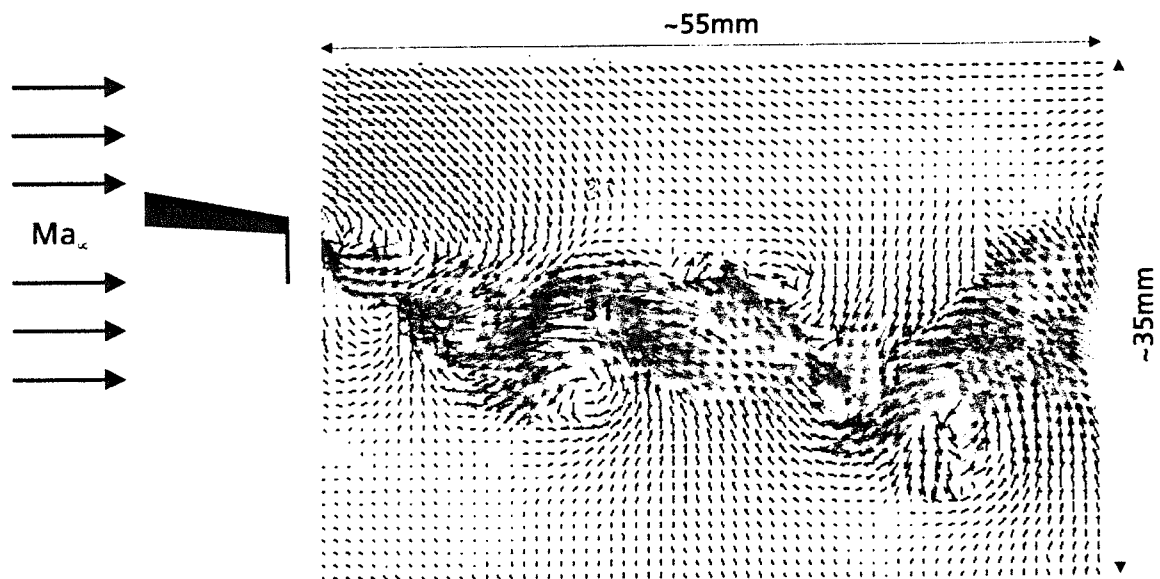


Abb. 2: Nachlaufstruktur des VC-Opt-Profiles mit Gurney Flap der Höhe $h_{gf}/c = 1.0\%$ bei $Ma = 0.50$ und $Re_c = 5.0 \cdot 10^6$

Literatur

- [1] 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

- Auswertung der experimentellen Ergebnisse
- numerische Simulation von instationären Profilmströmungen mit MiniTEDs mit dem Tau-Code

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Markus Schatz, Bert Günther, Frank Thiele

Institution: Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik, TU-Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Str. 8, 10623 Berlin

Telefon: 030 314 23146

Telefax: 030 314 21101

e-mail: Markus.Schatz@tu-berlin.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Untersuchung zur Stabilisierung des Nachlaufs von Gurney-Flaps

Ausgangssituation:

Kleine, senkrecht zur Profilunterseite montierte Klappen, sog. Gurney-Flaps sind in der Lage, trotz ihrer geringen Abmessungen eine enorme Wirkung auf die integralen Beiwerte einer Tragflügelumströmung insbesondere ihren Auftrieb zu gewährleisten. In der Fahrzeugaerodynamik sind sie deshalb bereits weit verbreitet und bieten sich auch für die Anwendung an Flugzeugen an. Der mit dem vergrößertem Auftrieb einhergehende Widerstand stellt hier jedoch einen erheblichen Nachteil dar.

Ziel:

Zunächst sollen die Untersuchungen zu einem besseren Verständnis der Strömungsphänomene beitragen, die den Nachlauf von Gurney-Flaps bestimmen. Um Gurney-Flaps für die Anwendung im Flugzeugbau attraktiver zu machen, soll dann versucht werden, durch geeignete Maßnahmen den zusätzlich generierten Widerstand zu vermindern. Daneben besteht die Hoffnung, dass sich auch der Strömungslärm reduzieren lässt.

Lösungsweg:

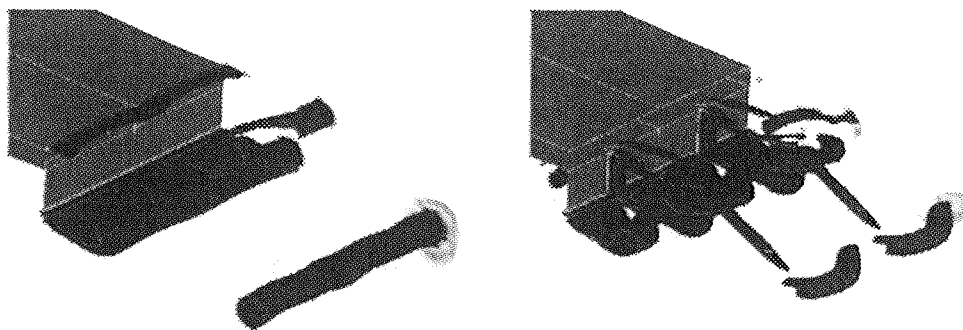
Aufbauend auf den experimentellen Arbeiten von Bechert, Meyer und Hage [1] sollen mit Hilfe numerischer Untersuchungen zunächst die Mechanismen untersucht werden, die für die Entstehung des zusätzlichen Widerstands verantwortlich sind. Da diese von der auftretenden absoluten Instabilität bestimmt werden, sind dafür instationäre Simulationen von hoher zeitlicher und räumlicher Auflösung erforderlich, die aufgrund der großen Skalenunterschiede sehr lange Rechenzeiten erfordern. Eine gute Wiedergabe wird durch ein URANS-Verfahren unter Verwendung des LLR $k-\omega$ Turbulenzmodells erzielt.

Auf der Basis der hier gewonnenen Erkenntnisse werden Variationen der Geometrie betrachtet, die die Wirkung der Instabilität mindern sollen, um somit den zusätzlich generierten Widerstand so gering wie möglich zu halten.

Ergebnis:

Die Analyse der instationären Strömung im Nachlauf von Gurney-Flaps einer typischen Höhe von $h/c=1\%$ ergibt, dass sich im wesentlichen zweidimensionale Wirbelstrukturen ausbilden. Die damit korrespondierende Strouhalzahl entspricht der im Experiment beobachteten Frequenz einer absoluten Instabilität. Bei geringem Anstellwinkel wird der Nachlauf in erster Linie von der Höhe des Gurney-Flaps bestimmt, während bei großer Anstellung aufgrund der stark unterschiedlichen Grenzschichtdicken auf Ober- und Unterseite kaum noch instationäre Nachlaufstrukturen zu beobachten sind.

Untersucht werden unterschiedliche Maßnahmen zur Stabilisierung des Nachlaufs, u.a. eine horizontale Platte („splitter-plate“), die den Impulsaustausch zwischen oberer und unterer Scherschicht behindern soll, sowie vertikalen Stäbe. Als besonders wirkungsvoll erweist sich das Einbringen eines profilförmigen Nachlaufkörpers in die Strömung hinter dem Gurney-Flap. Mit seiner Hilfe kann der durch das Gurney-Flap zusätzlich induzierte Widerstand um etwa $\frac{3}{4}$ reduziert werden. Neben diesen zweidimensionalen Maßnahmen lässt sich auch durch die gezielte Anfachung von dreidimensionalen Strömungsstrukturen ein positiver Effekt auf den Widerstand erzielen. Es zeigt sich, dass sich die Instabilität nur bei zweidimensionaler Geometrie vollständig ausbilden kann. Dem kann durch spannweite Schlitz im Gurney-Flap entgegengewirkt werden. Die sich ausbildende Strömung wird dadurch deutlich komplizierter, weist jedoch keine absolute Instabilität und geringeren Widerstand auf. Detaillierte Ergebnisse sind in [2] veröffentlicht.



Instationäre Strömungsstrukturen im Nachlauf eines Gurney-Flaps, links: ohne Schlitz, rechts: mit Schlitz

Literatur:

- [1] D.W. Bechert, R. Meyer, W. Hage; Drag Reduction of Airfoils with Miniflaps. Can we learn from Dragonflies? AIAA Paper 2000-2315, 2000.
- [2] M. Schatz, B. Günther, F. Thiele; Modellierung und Analyse von Hochauftriebskonfigurationen mit Strömungsbeeinflussung; Abschlußbericht der zweiten Phase im TP A2 des Sonderforschungsbereich SFB 557, Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen; Technische Universität Berlin, 2004.

weiteres Vorgehen:

In naher Zukunft werden vertiefende Simulationen auf der Basis einer Detached-Eddy Simulation (DES) für ausgewählte Konfigurationen durchgeführt.

Datum: 19.1.2004

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. Georg Wichmann

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2443
Telefax: 0531 295 2320
e-mail: georg.wichmann@dlr.de

weitere Partner:
Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (IFL) der TU Braunschweig

Thema:
Untersuchungen zur Aerodynamik des Dreiflächen-Flugzeugs

Ausgangssituation:

Industrielle Vorentwurfsstudien zukünftiger Transportflugzeuge haben bereits in der Vergangenheit gezeigt, dass durch die Anwendung von Canards zusammen mit konventionellen Höhenleitwerken die Flugleistungen gesteigert werden können. Dabei werden nicht nur Vorteile im Reiseflugfall prognostiziert, sondern auch bei Start und Landung, wo der Canard den Auftriebsbeiwert der getrimmten Gesamtkonfiguration verbessert und damit höhere Abfluggewichte oder bei gleicher Nutzlast einen kleineren Tragflügel zulässt. Zusätzlich kann durch einen Verzicht auf natürliche Längsstabilität Trimmwiderstand und damit bei gleicher Nutzlast Abfluggewicht eingespart werden. Die Einführung von Canards erfordert zusätzliches technisch-wissenschaftliches Know-How auch auf dem Gebiet der Aerodynamik. So waren bisher die aerodynamischen Entwurfsgrundlagen für den Entwurf von Dreiflächen-Konfiguration im Detail nicht abgesichert, weder durch theoretische Entwürfe noch durch Verifikation im Windkanal. Im Rahmen eines DLR-internen Projekts sollte Grundlagenwissen erarbeitet werden und es sollten die bisherigen Erwartungen für eine solche Konfiguration überprüft werden.

Ziel:

Das Gesamtziel des Projekts "Dreiflächen-Flugzeug (3FF)" war die Bestimmung des Leistungspotenzials von Verkehrsflugzeugen die sowohl mit Entenflügeln („Canards“), als auch mit konventionellen Höhenleitwerken ausgerüstet sind. Anhand von Windkanalexperimenten, numerischer Strömungssimulation sowie flugmechanischen und aeroelastischen Untersuchungen sollten die erzielten Ergebnisse der Luftfahrtindustrie zur Abschätzung von Leistungsdaten bei zukünftigen Canard-Flugzeug-Konfigurationen dienen.

Die Zielsetzung in der Aerodynamik bestand im transsonischen Canard-Entwurf, in der Vorhersage der aerodynamischen Beiwerte vornehmlich im Hinblick auf die Flugzeug-Längsstabilität, auf der Analyse der gegenseitigen Beeinflussung der drei tragenden Flächen, auf der Erarbeitung der Windkanaltechnologie von Dreiflächen-Konfigurationen sowie in der Verfahrensvalidierung.

Lösungsweg:

Zur Erreichung der gesetzten Ziele wurden im Rahmen des Projekts Windkanalexperimente sowie numerische Strömungssimulationen durchgeführt. Die Projektarbeiten beinhalteten ebenfalls flugmechanische und aeroelastische Untersuchungen des Dreiflächen-Flugzeugs

Auf Basis einer vorher entworfenen transsonischen Canard-Konfiguration wurde zur Durchführung der experimentellen Arbeiten im Rahmen einer projektbegleitenden Investitionsmaßnahme „Kryo-Halbmodell Dreiflächen-Flugzeug“ ein kryotaugliches Halbmodell konstruiert und gefertigt. Das Modell mit dem Namen „DLR F11“ basiert auf einer Airbus-Geometrie der A380-Vorentwicklung, dem H8Y-Modell. Es wurde sowohl als Reiseflug- als auch als Hochauftriebskonfiguration in Lande- und Startstellung konzipiert und gebaut. Die verschiedenen Modell-Konfigurationen wurden mit und ohne Canard in den Niedergeschwindigkeitswindkanälen KKK und DNW-NWB und bei transsonischen Geschwindigkeiten im ETW bis zu einer Reynoldszahl von $Re = 40$ Millionen vermessen und mit numerischen Ergebnissen verglichen.

Ergebnis:

Die anhand von Windkanalexperimenten und numerischer Strömungssimulation gewonnenen Ergebnisse zeigen:

- Ein Entwurf mit einem Canard, der vorn am Rumpfbug positioniert ist, erfordert für bestmögliche transsonische Eigenschaften Vorpfeilung der Grundrissgeometrie, ein Canard, der am Beginn des zylindrischen Rumpfteils installiert ist, erfordert eine entsprechende Rückpfeilung.
- Im transsonischen Geschwindigkeitsbereich weisen die Untersuchungen Widerstandsreduktionen im höheren Auftriebsbereich des Reiseflugs im Fall der Konfiguration mit Canard auf, die durch die canard-induzierte Verringerung des transsonischen Wellenwiderstands des Hauptflügels hervorgerufen wird.

Unter Einbeziehung der Ergebnisse der flugmechanischen und aeroelastischen Untersuchungen sowie der Vorentwurfsbetrachtungen resultiert, dass Leistungsverbesserungen im gesamten Geschwindigkeitsbereich nur durch vollständige Konfigurationsoptimierungen erreicht werden können, z.B. mit der Flügelposition und den Leitwerksflächen als veränderliche Parameter, oder durch die Verwendung von so genannten "Free Floating Canards", bei denen die Flugzeug-Längsstabilität nicht beeinflusst wird. Die Leistungsgewinne liegen dann im Vergleich zu konventionellen Konfigurationen bei ca. 2% bis 3%. Eine Nachrüstung bestehender Flugzeug-Konfigurationen mit einem festen Canard führt zu keinen Leistungsverbesserungen bei unveränderter Längsstabilität.

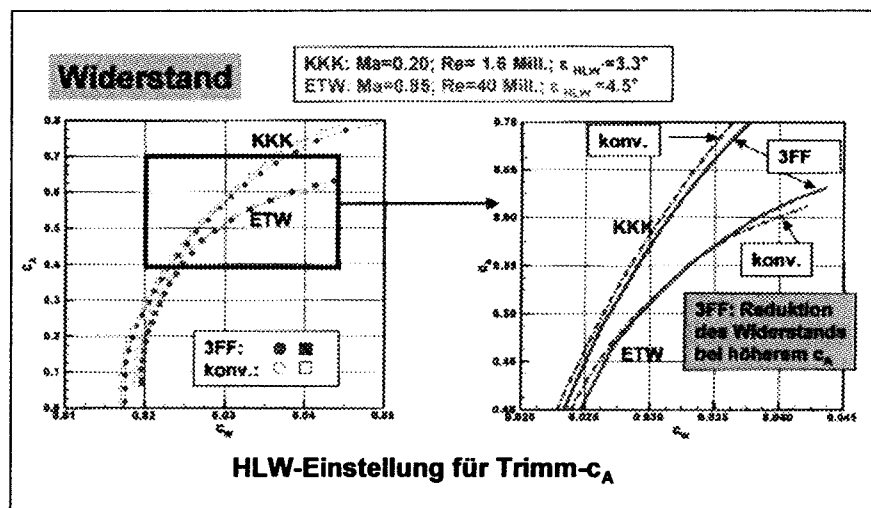


Abb. Widerstandsreduktion im Transsonikbereich infolge Canardeinfluss

Literatur:

D. Strohmeier, W. Heinze, C. Österheld, L. Fornasier: *Three Surface Aircraft - A Concept for Future Transport Aircraft*. AIAA-Paper 2000-0566, 38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, January 10-13.2000.

G. Wichmann, D. Strohmeier, Th. Streit: *Three-Surface Aircraft - A Concept For Future Large Aircraft*. ICAS 2000 Congress, ICAS Paper ICA0115.1, 22th International Conference of Aeronautical Sciences, 27.08. - 01.09. 2000, Harrogate, UK

weiteres Vorgehen:

Das DLR Projekt „Dreiflächen-Flugzeug (3FF)“ wurde mit den erzielten Ergebnissen erfolgreich abgeschlossen. Die im Projekt durchgeführten Arbeiten stellen somit der Luftfahrtindustrie wichtiges Grundlagenwissen zur Abschätzung von Leistungsdaten bereit, wenn neue Konfigurationen mit Verwendung von Canardanordnungen betrachtet werden.

Weitergehende Untersuchungen zur Optimierung von Dreiflächen-Konfigurationen können im Rahmen künftiger EU-Projekte durchgeführt werden.

Datum: 10.10. 2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Ralf Rainer Wokoeck, Jens Ortmanns

Institution:	Institut für Strömungsmechanik Technische Universität Braunschweig	Telefon: (0531) 391-2976/-2987 Telefax: (0531) 391-5259
Adresse:	Bienroder Weg 3 38106 Braunschweig	e-mail: r.wokoeck@tu-bs.de j.ortmanns@tu-bs.de

weitere Partner: Institute of Aerospace Research, NRC, Canada
Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt, DLR Braunschweig

Thema: RANS Simulation of Reynolds Number Effects on Airfoil Stall

Ausgangssituation: Eine grundlegende Voraussetzung für den Entwurf von Trag- und Leitwerksprofilen ist die sichere Vorhersage des Maximalauftriebes. Dieser ist durch die bei hohen Anstellwinkeln einsetzende Ablösung begrenzt. Profilform und Reynoldszahl bestimmen wesentlich die Art der Strömungsablösung. Nicht alle Arten von Strömungsablösungen an Profilen können von heutigen Strömungslösern auf der Grundlage der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen, wiedergegeben werden. Insbesondere bei Strömungsabriss in Wechselwirkung mit Ablöseblasen, wie z.B. dem leading-edge-stall ist eine präzise Kenntnis des laminar-turbulenten Umschlagpunktes notwendig.

Ziel: Ziel dieser Arbeit ist es, den RANS-Strömungslösern der Projektpartner ein Modul für die Vorhersage des Transitionsortes beiseitezustellen und so deren Vorhersagegenauigkeit bezüglich Strömungsablösung und Maximalauftrieb für große Reynoldszahlenbereiche zu erweitern. Die Methode der Wahl für die Transitionsvorhersage ist die lineare Stabilitätstheorie.

Lösungsweg: Aufgrund des Mangels an der für eine Validierung notwendigen Datenbasis in Menge und Genauigkeit, spaltet sich das Vorgehen neben der Erstellung des Transitionsmoduls noch in die Vermessung im Strömungskanal eines speziell für diesen Zweck zu entwerfenden Testprofils HGR-01 (Höhenleitwerksprofil-Grote-Radespiel-01).

zum Transitionsmodul:

An den Strömungslöser TAU [1] des Projektpartners DLR wird mittels des Transitionsmoduls eine Datenbank [2] für Tollmien-Schlichting-Instabilitäten angekoppelt. Aus der Analyse der von der Datenbank ausgegebenen Envelope der N-Faktoren ermittelt das Transitionsmodul eine korrigierte Transitionslage und gibt diese an den Strömungslöser in festgelegten Intervallen weiter. Eine detaillierte Beschreibung des Ablaufes findet sich in [3].

zum Testprofil:

Entwurfsvorgaben des Strömungsprofils zur Validierung der rechnerisch ermittelten Transitions-lagen und des sich einstellenden Strömungsfeldes sind sowohl das Auftreten einer laminaren Ablöseblase in der Nähe der Profilvorderkante als auch ein in Abhängigkeit von der Reynoldszahl variierendes Abrissverhalten.

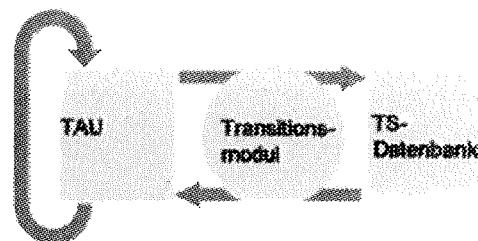


Bild 1: Kopplung zwischen Strömungslöser und TS-Daten

STAB

Ergebnis:

zum Transitionsmodul:

Funktion und Genauigkeit des Transitionsmoduls wurden an unterschiedlichen Testfällen [3] untersucht. Während der Transitionsort, der Maximalauftrieb, die Art und das Einsetzen des Strömungsabrisses bei Reynoldszahlen um 4×10^6 zufriedenstellend vorhergesagt werden, werden das mit zunehmenden Anstellwinkeln auftretende instationäre Verhalten der Ablöseblase und der Strömungsabriss bei $Re=1 \times 10^6$ noch nicht ausreichend wiedergegeben.

zum Testprofil:

Um ein Profil mit dem genannten Strömungsverhalten zu entwerfen, ohne ein bereits validiertes Vorhersagetool für eben dieses Verhalten zu besitzen, wurde unter Zuhilfenahme des Panelverfahrens X-Foil [4] schrittweise vorgegangen. Zur Erzeugung des gewünschten Abrissverhaltens in Kombination mit einer laminaren Ablöseblase kann auf Profile der LWK-80 Profildfamilie zurückgegriffen werden, die dokumentiert [5] bei ca. 12% Profildicke von leading-edge-stall zu trailing-edge-stall wechseln. Durch eine Modifikation im wesentlichen des Nasenradius eines beliebigen Ausgangsprofils, wurde die Saugspitze im Bereich der Vorderkante bei korrespondierenden Reynoldszahlen und Anstellwinkeln der Form der Saugspitze des LWK 80-120 Profils angepasst. Größe und Lage der Ablöseblase können über die von X-Foil angegebenen Orte mit Vorzeichenwechsel im Reibungsbeiwert überprüft werden.

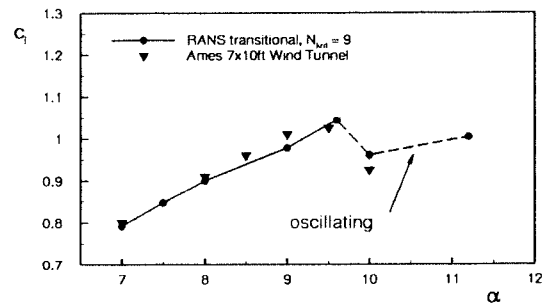


Bild 2: Vergleich Auftriebskurve von NACA64A010 Simu

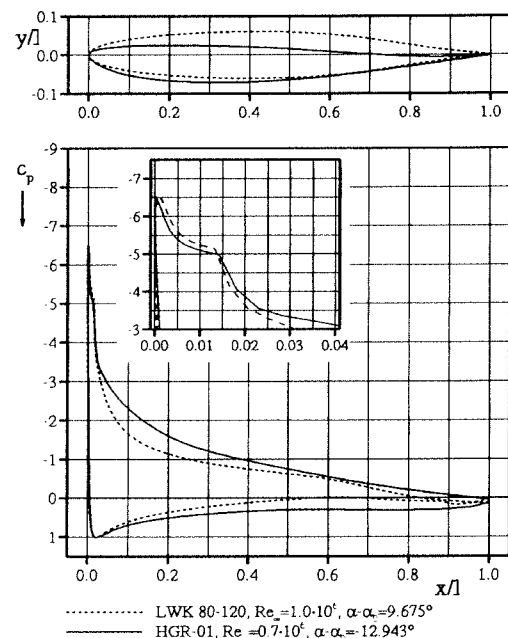


Bild 3: Vergleich zwischen LWK 80-120 und HGR-01

Literatur:

- [1] DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik: TAU-Code User Guide. Revision: 1.23. Release 2003.1.0, February 18, 2003.
- [2] Stock, H. W., Degenhart, E.: A Simplified e^N Method for Transition in Two-dimensional Incompressible Boundary Layers, Z. Flugwiss. Weltraumforschung 13, 1989
- [3] Nebel, C.: Transitionsberechnungen an einem 3D Rumpfkörper. Institutsbericht 2003/1, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 2003.
- [4] Drela, M.: XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils. Mueller, T.J. (Ed.): Low Reynolds number aerodynamics. Springer (Lecture notes in engineering), 1989, pp. 1-12.
- [5] Althaus, D.: Niedriggeschwindigkeitsprofile, Vieweg, Braunschweig, 1996
- [6] Schrauf, G.: COAST 3 – A compressible stability code. User's guide and tutorial, Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, Bremen, Technical Report EF 040/98, 1998

Weiteres Vorgehen: Um das erwähnte instationäre Verhalten in Verbindung mit Ablöseblasen aufzulösen und den Anwendungsbereich des Transitionsmoduls zu erweitern, wird 2004 die angekoppelte Datenbank durch ein schnelles Verfahren zur Stabilitätsberechnung, COAST [6] ersetzt. Mit dem bis dahin fertiggestellten Modell des Testprofils werden im Modell-Unterschallwindkanal-Braunschweig (MUB) umfangreiche Versuche zur Justierung und Validierung des Transitionsmoduls durchgeführt.

Datum: Januar 2004

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** DREHFLÜGLER

Ansprechpartner Dipl.-Ing. A. D'Alascio

Institution Eurocopter Deutschland GmbH.

Adresse Willi-Messerschmidt-Str. 1 Telefon: 089 / 6000-5535
81663 München Telefax: 089 / 6000-6888
Email: alessandro.dalascio@eurocopter.com

Weitere Partner Dipl.-Ing. F. Le Chuiton, DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
T.: 0531/295-3308

Thema Berechnung der Umströmung eines Hubschrauberrumpfes im Vorwärtsflug mit dem 3D Navier-Stokes-Verfahren FLOWer. Auswertung der instationären Effekte und der zeitgemittelten Wirkung der Aktuator-Scheiben- Randbedingung auf den Rumpf.

Ausgangssituation:

Zeitgenaues Navier-Stokes Verfahren, welches für die Berechnung der viskosen Umströmung von isolierten Rümpfen im Vorwärtsflug validiert wurde.

Ziel:

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

Lösungsweg:

Zunächst wurde mit dem strukturierten Netzgenerator ICEM-Hexa ein Multiblock Netz um den isolierten Rumpf des EC145 Hubschraubers generiert (siehe Bild 1-*oben*). Für alle Rechnungen wurde das vom DLR entwickelte CFD-Verfahren FLOWer benutzt. Stationäre und instationäre Rechnungen um den isolierten Rumpf im Vorwärtsflug wurden durchgeführt, um die Wirkung der instationären Phänomene nachzuweisen. Die Ergebnisse wurden mit Windkanalmessungen verglichen. Schließlich wurden zwei zusätzliche Rechnungen um den Rumpf im schnellen Vorwärtsflug durchgeführt: Die erste benutzt die Hauptrotor-Aktuator-Scheiben-Randbedingung (siehe Bild 1-*unten*), um die zeitgemittelte Wirkung des Hauptrotors auf den Rumpf zu simulieren, die zweite behandelt den isolierten Rumpf im gleichen Flugzustand. Die Ergebnisse mit und ohne Aktuator-Scheiben-Randbedingung wurden miteinander verglichen.

Ergebnis:

Die stationären und instationären Ergebnisse um den isolierten Rumpf im Vorwärtsflug wurden mit Windkanalmessungen verglichen. Bild 2 zeigt diesen Vergleich bezüglich des Widerstands (oben) und des Auftriebs (unten) über dem Rumpfanstellwinkel. Die beste Übereinstimmung mit den Messungen wird für negative Anstellwinkel erzielt.

Außerdem wurden die FLOWer Rechnungen mit und ohne Aktuator-Scheibe verglichen, damit man den qualitativen Einfluß der induzierten Geschwindigkeit um den Rumpf bewerten kann.

STAB

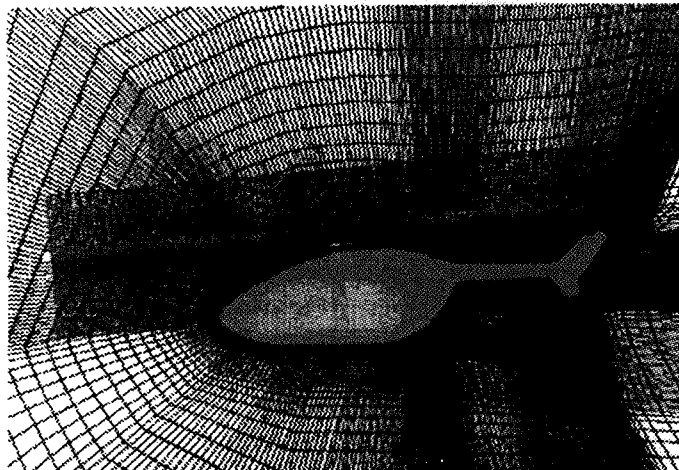
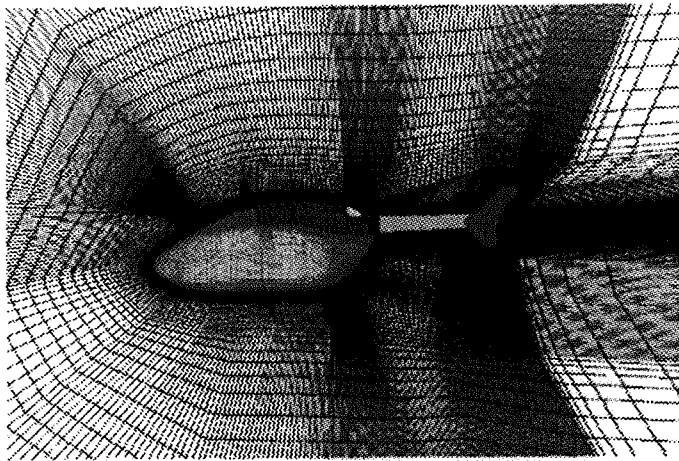


Bild 1: ICEM-Hexa Multiblock-Netz für den EC145 Hubschrauber Rumpf (oben) und Chimärenetzsystem für Rumpf mit Aktuator-Disk (unten)

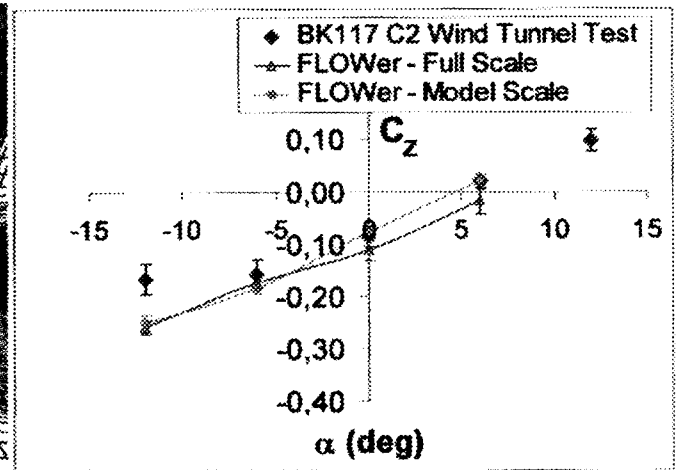
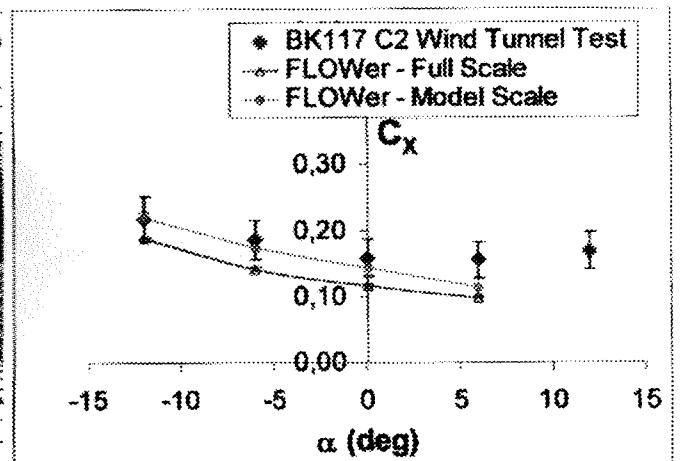


Bild 2: Vergleich der berechneten (FLOWer) mit den gemessenen Widerstands- (oben) und Auftriebsbeiwerten für den isolierten EC145 Rumpf

Literatur:

- [1] A. D'Alascio, K. Pahlke, C. Castellin and M. Costes "Aerodynamics of Helicopters. Application of the Navier-Stokes Codes developed in the Framework of the Joined German/French CFD Research Program CHANCE", Proceedings of the 27th European Rotorcraft Forum, Moscow, Russia, September 2001
- [2] A. D'Alascio and A. Berthe, "Industrial use of Computational Fluid Dynamics in the helicopter design process", Presented at the International 58th Annual Forum of the American Helicopter Society, Montréal, Quebec, Canada, June 11–13, 2002.

Weiteres Vorgehen:

Im Rahmen der deutsch-französischen Kooperation CHANCE wird das CFD-Verfahren FLOWer für die Simulation der Umströmung von vollständigen Hubschrauberkonfigurationen einschließlich einer Kopplung mit der Blattdynamik erweitert werden. Als nächste Rechnung werden beide Haupt- und Heckrotoren als Aktuator-Scheiben modelliert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hydrodynamics of Ship Propellers

Ansprechpartner: J. Pêgo, H. Lienhart, S. Becker

Institution: Lehrstuhl für Stromungsmechanik – Erlangen (LSTM)

Adresse: Cauerstrasse 4, D-91058 ERLANGEN

Telefon: 09131-8528291

Telefax: 09131-8528291

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

weitere Partner: Siemens AG

Thema:

Research on the influence of the geometry of a pod drive ship propulsion system

Ausgangssituation:

In the past decade pod drive propulsion developed to be a reliable and serious alternative to conventional diesel-direct and diesel-electric ship propulsion specially for cruiser liners (Friesch, 2001). The pod drive can be configured in different arrangements: single or tandem propeller, push or pull, co- or contra-rotating. Another key point in the performance of such drives lies on the geometry and dimensions of the pod with special care for its diameter ratio.

The objective of the present project is to study the influence of the configuration and the geometry of the pod on the efficiency and performance of the propulsion system.

Ziel:

Open water tests were conducted in the water tunnel of the LSTM. The first objective of the project was to develop the required measuring technique and measuring instrumentation necessary to measure the power given to the propellers of the pod drive model as well as to measure the thrust produced by unit. LDA measurements will give detailed information on the flow field around the pod drive. The comparison between the different configurations in study will provide the information for the optimisation of the pod design.

Lösungsweg:

The first steps in the project were dedicated to the design and construction of the required measuring instrumentation and the model. The central idea for the conception of the model was versatility. It was constructed in such a way that the shape of the pod can be changed easily and quickly. Therefore, the model consists of a mechanical core construction which houses all the drive components. The two propellers are driven independently by electro motors through belt drives. The mechanical input energy is derived from sensors for angular velocity of the propellers and torque sensors. The outside shape and dimensions of the pod are given by covers of a light material. Additionally a dedicated balance was built to measure the thrust that is produced by the propulsion unit. The velocity of the water inside the Water Channel can be measured by means of a turbine meter.

Several pod drive models were studied taking into account a comprehensive range of parameters. These models are equipped with two propellers, one on each side of the pod. Under research are the length, diameter and shape of the pod as well as the arrangements where the propellers are co-rotating or contra-rotating. Each configuration will be studied to derive the drag of the pod, the thrust produced by the unit and the mechanical input energy to each propeller independently along with the corresponding hydrodynamic efficiency.

STAB

Ergebnis:

The results achieved so far permit to conclude that co-rotating propellers arrangements are less efficient than contra-rotating propellers. The studies conducted also permit to show that the propeller loading in both arrangements is different. Figure 1 is an example of one of the measured configurations.

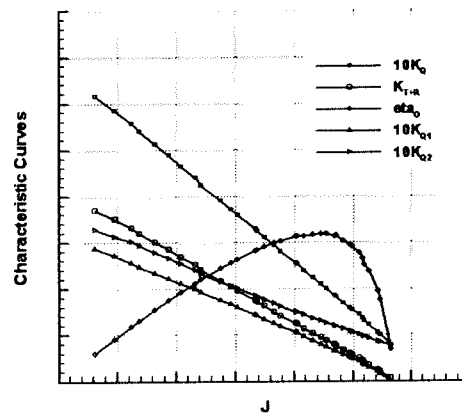


Figure 1. Characteristic curves of a pod drive model

Literatur:

Friess, J., "Investigations of podded drives in a large cavitation tunnel", 8. Int. Symposium on Practical Design of Ships and Other Floating Structures (PRADS 2001) Shanghai, China, Sept. 2001

weiteres Vorgehen:

The next step is to conduct LDA measurements in the wake of the pod drive. This measurements should provide inside information on the flow field. For the purpose an LDA system was mounted to the water channel at LSTM. The first preliminary measurements give already good results showing areas of the flow field worth a closer look.

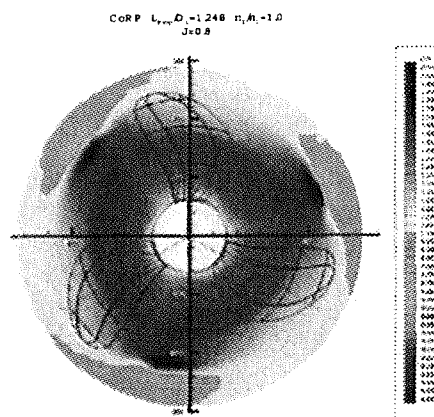


Figure 2. Wake of one pod drive model

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	DREHFLÜGLER		
Ansprechpartner	Th. Schwarz		
Institution	DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik		
Adresse	Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig Email: thorsten.schwarz@dlr.de	Telefon: 0531 / 295-2630 Telefax: 0531 / 295-2887	
weitere Partner	Dr.-Ing. Walid Khier, DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik		
Thema	Numerische Simulation der Umströmung eines EC BO 105 Windkanalmodells		

Ausgangssituation:

Der Strömungslöser FLOWer ist für die numerischen Berechnung von Flugzeugumströmungen sehr gut validiert [1]. Mit der vorliegenden Arbeit soll FLOWer auch für die Berechnung der Umströmung von Hubschrauberrümpfen validiert werden.

Ziel:

Im Deutsch-Niederländischen Windkanal wurde die Strömung um den skalierten Rumpf eines EC BO-105 Hubschraubers experimentell untersucht. Es wurden vier Messungen ausgewählt, deren Ergebnisse auf numerischem Weg mit FLOWer reproduziert werden sollen.

Lösungsweg:

Der Rumpf ist geometrisch komplex, da er aus Kabine und Heckausleger mit Höhen- und Seitenleitwerk besteht. Weiterhin ist hinter der Kabine ein Spoiler befestigt und der unterhalb der Kabine befindliche Bauchstiel der Modellaufhängung im Windkanal muß bei der Strömungssimulation ebenfalls mit berücksichtigt werden. Die Generierung eines strukturierten Mehrblocknetzes wäre daher sehr zeitaufwendig.

Um die Zeit für die Netzgenerierung zu verringern, wurde daher die Technik der überlappenden Netze (Chimeratechnik) genutzt [2]. Dazu wird zunächst die zu vernetzende Geometrie in einzelne Komponenten aufgeteilt und jede Komponente einzeln vernetzt. Die Gesamtkonfiguration wird nun aus den einzelnen Komponentennetzen zusammengesetzt, wobei sich die einzelnen Netze gegenseitig überlappen. Der Raum zwischen den Komponentennetzen und der Fernfeldberandung des Rechengebietes wird mit kartesischen Netzen aufgefüllt, die von einem automatischen Netzgenerierer innerhalb weniger Minuten erzeugt werden. Ein Ausschnitt des Rechennetzes ist in Bild 1 dargestellt.

Während der Berechnung der Strömung werden die Daten an den Rändern der Komponentennetzen durch Interpolation ausgetauscht.

Ergebnis:

Die berechneten Strömungslösungen zeigen eine gute Übereinstimmung mit Meßergebnissen, siehe Bild 2. In Bild 2 ist zusätzlich der Einfluß verschiedener Turbulenzmodelle auf die Druckverteilung dargestellt.

STAB

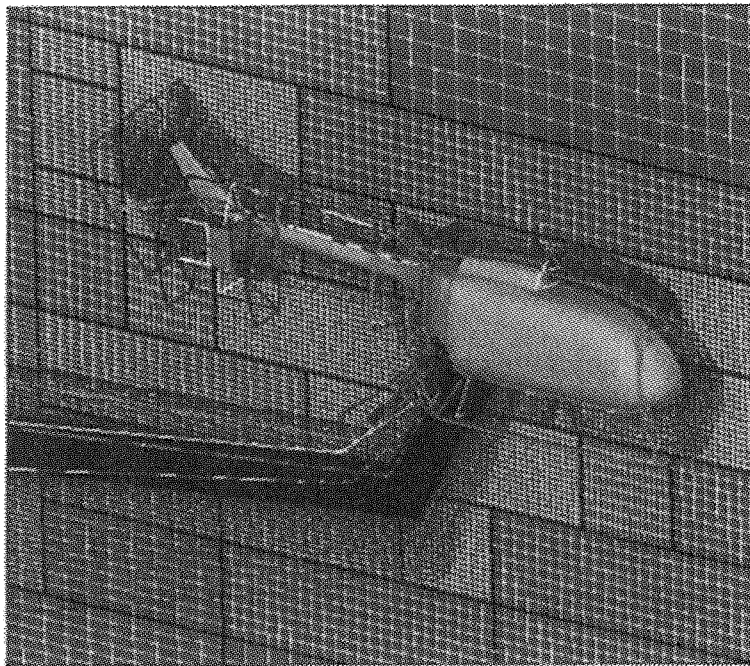


Bild 1:
Rechengitter um
EC BO-105
Windkanalmodell

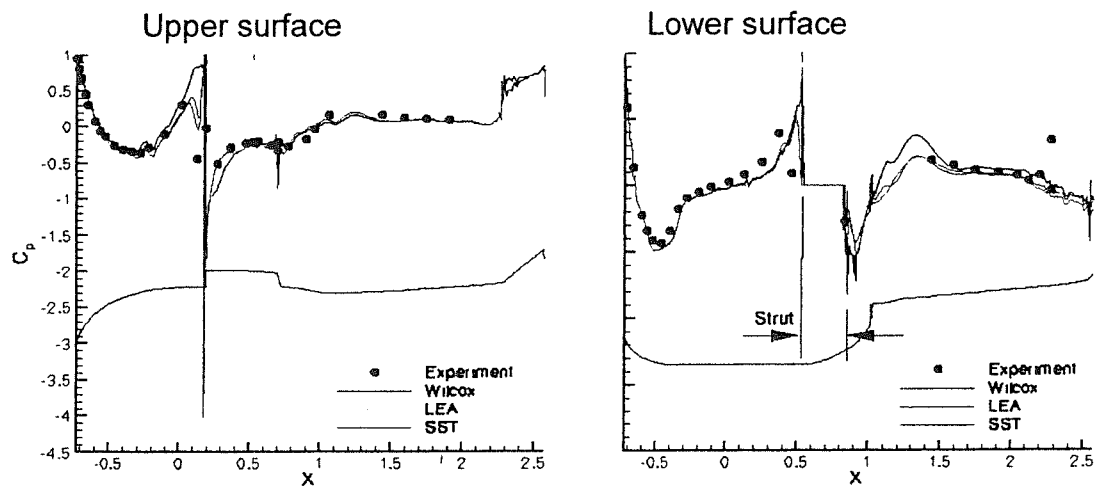


Bild 2: Druckverteilung in Symmetrieebe, sowie Einfluß verschiedener Turbulenzmodelle

Literatur:

- [1] N. Kroll, C.-C. Rossow, K. Becker, F. Thiele : „The MEGAFLOW project“, Aerospace, Science and Technology, Vol4, pp. 223-237, 2000
- [2] T. Schwarz : „Development of a Wall Treatment for Navier Stokes Computations using the Overset Grid Technique“, 26th European Rotorcraft Forum, The Hague, The Netherlands, 26-29 September 2000
- [3] W. Khier, F. Le Chuiton, T. Schwarz: „Navier-Stokes Analysis of the Helicopter Rotor-Fuselage Interference in Forward Flight“ CEAS Aerospace Aerodynamics Research Conference, Cambridge, England, 10-12 June 2002

Weiteres Vorgehen:

Einige Abweichungen zwischen Experiment und Rechnung müssen geklärt werden. Die Erkenntnisse sollen genutzt werden, um die instationäre Strömung um eine Rotor-Rumpf-Heckrotor-Konfiguration zu berechnen (siehe auch [3]).

Datum: 23.09.03

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fachkreis Messtechnik

Ansprechpartner: W. Becker

Institution: DNW-GUK-KKK

Adresse: Linder Höhe
51147 Köln

Telefon: 02203/601 2296
Telefax: 02203/695961
e-mail: wilhelm.becker@dlr.de

weitere Partner: Dr. M. Raffel, DLR AS-TS

Thema: Untersuchungen zur Aerodynamik eines Hochgeschwindigkeitszuges im DNW-Kryo-Kanal Köln

Ausgangssituation:

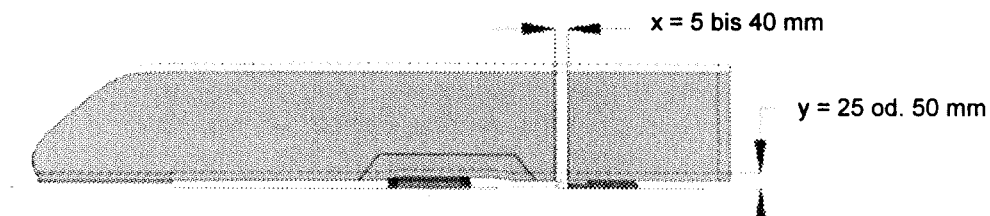
Mit der zunehmenden Geschwindigkeit von Hochgeschwindigkeitszügen der neuen Generation ist die Berücksichtigung einer aerodynamisch optimierten Zuggeometrie von großer Bedeutung. Hierbei spielt insbesondere die Aerodynamik bei starkem Seitenwind eine zentrale Rolle. Darüber hinaus ist der Boden- sowie Wagenabstand des Zuges bei der aerodynamischen Auslegung zu optimieren.

Ziel:

Voruntersuchungen in kleineren Windkanälen zeigten mittels Particle-Image-Velocimetry Messungen (PIV) [1;2] bei Seitenwind die Entwicklung eines starken Wirbels an der Lee-seite des Modells. Um diesen Effekt detailliert zu untersuchen wurden im DNW-KKK PIV-Messungen an einem Hochgeschwindigkeitszug (Maßstab 1:10) durchgeführt. Ein weiteres Ziel der Untersuchungen war festzustellen, inwiefern der Boden- und Wagen-abstand die Aerodynamik des Zuges beeinflusst.

Lösungsweg:

Für die Messung von aerodynamischen Kräften und Momenten wurde der Zug, bestehend aus Lock und Nachlaufkörper, auf einer Halbmodellwaage adaptiert. Der Nachlaufkörper diente zur Variation des Wagenabstandes. Um den Einfluss des Bodenabstandes auf die aerodynamischen Beiwerte zu untersuchen, konnten zwei Bodenabstände eingestellt werden. Die Leeseitige Ausbildung von Wirbeln bei Seitenwind wurde mittels PIV-Messtechnik gemessen.



Ergebnis: *Variation von Boden- und Wagenabstand*

Bild 1 zeigt den Widerstand C_x in Abhängigkeit vom Anströmwinkel β für verschiedene Wagenabstände. Der Wagenabstand wurde in 10 mm Schritten von $x = 10$ bis 40 mm variiert. Mit kleiner werdendem Wagenabstand bis $x = 10$ mm wird der Widerstand bei kleinen Winkeln um ca. 400 dc reduziert, bei $\beta > \pm 8^\circ$ um ca. 800 dc.

STAB

In **Bild 2** ist der Widerstand C_x als Funktion des Anströmwinkels β für zwei Bodenabstände angegeben. Der Wagonabstand betrug $x = 10$ mm. Es ist zu erkennen, dass über den gesamten Anstellwinkelbereich der Widerstand bei kleinerem Bodenabstand in der Größenordnung von ca. 1000 dc abfällt.

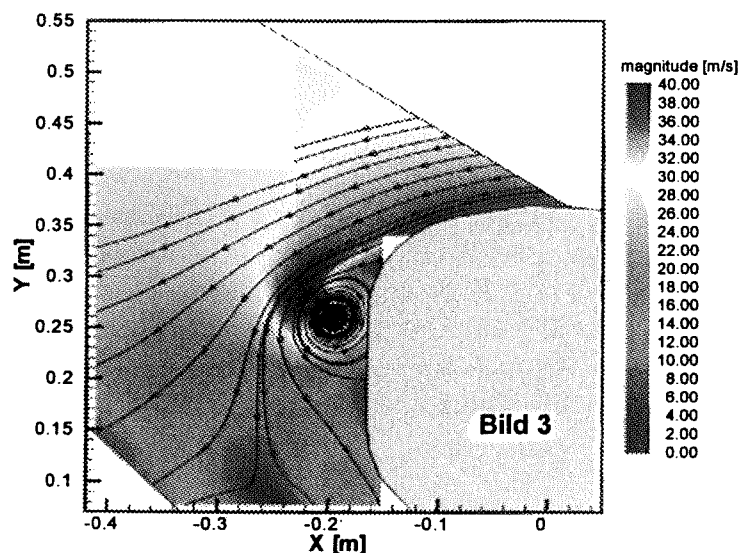
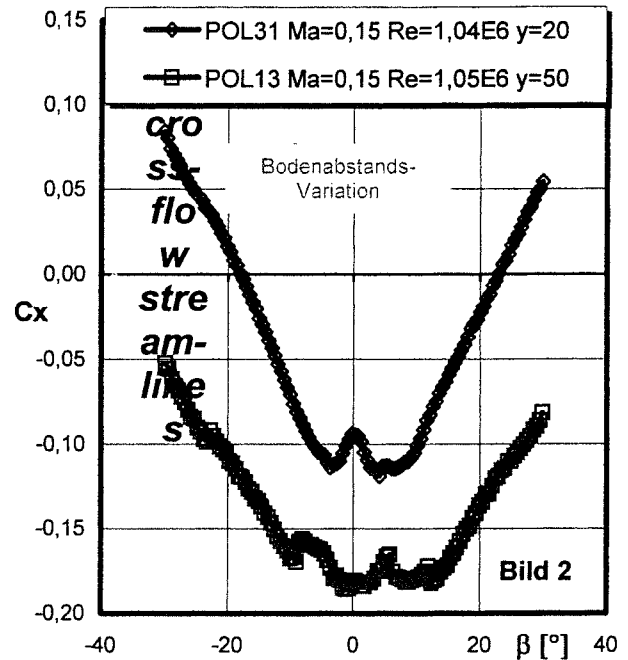
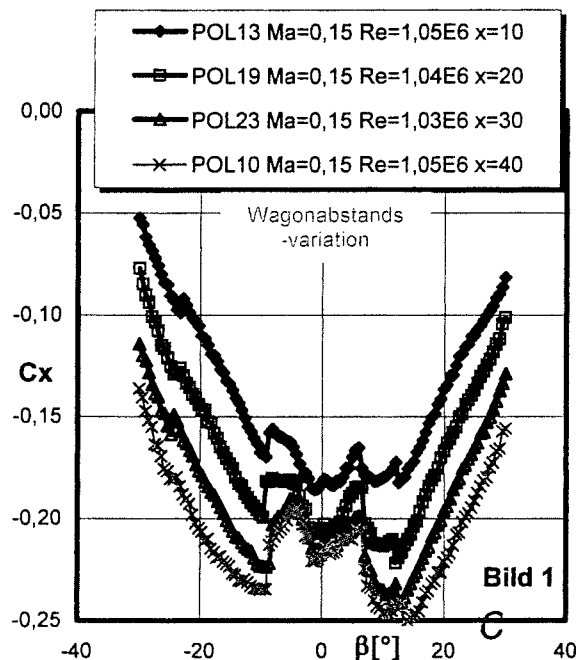


Bild 3 zeigt als Ergebnis aus den PIV-Messungen die Ausbildung eines ausgeprägten Wirbels bei Schräganströmung des Zuges mit $\beta = 20^\circ$. Reduziert man die Anströmgeschwindigkeit so ist die Position des Wirbels an der Dachkante nahezu unverändert, die Wirbelstärke wird hingegen beträchtlich kleiner. Die PIV-Messungen wurden in Zusammenarbeit mit dem DLR, Göttingen (Abtlg. AS-TS) durchgeführt.

Literatur:

- [1] Raffel, M.; Willert, C.; Kompenhans, J., 1998: "Particle Image Velocimetry, A Practical Guide", Springer-Verlag, ISBN 3-540-63683-8.
- [2] Stanislav, M.; Kompenhans, J.; Westerweel, J., 1998: "Particle Image Velocimetry, Progress towards Industrial Application", Kluwer Academic publishers, ISBN 0-7923-6160-1.

weiteres Vorgehen:

Das untersuchte Zugmodell war für den Tieftemperaturbereich des Kryo-Kanals nicht ausgelegt. Aus diesem Grund wird für weitere PIV-Messungen ein kryotaugliches Modell gefertigt, um Reynoldszahleffekte auf die aerodynamischen Beiwerte zu untersuchen.

Datum: 24.9.2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner:

Dipl.-Ing. Ali Erdi-Betchi
Msc. Konstantin V. Klinkov
Univ.-Doz. Dr. Martin Rein

Institution:

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:

Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Deutschland

Telefon: +49 551 709 2882

+49 551 709 2671

Telefax: +49 551 7092811

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

weitere Partner:**Thema:**

Düsenexpansion und Wechselwirkung des Überschallfreistrahls mit einer Wand

Ausgangssituation:

Kaltgasspritzen (engl. „*Cold Spray*“) ist ein neues Verfahren zum Beschichten von Oberflächen. Es wurde in den frühen achtziger Jahren in der ehemaligen Sowjet Union entwickelt. Bei dem Verfahren werden Partikel mit Hilfe einer Beschleunigungsdüse auf große Geschwindigkeiten (~ 600 m/s) gebracht und auf eine Platte geschossen. Durch die hohe kinetische Energie, die die Partikel beim Aufprall besitzen, bleiben sie an der Platte haften. Daher ist die Aufprallgeschwindigkeit der Partikel die entscheidende Größe des Verfahrens.

Ziel:

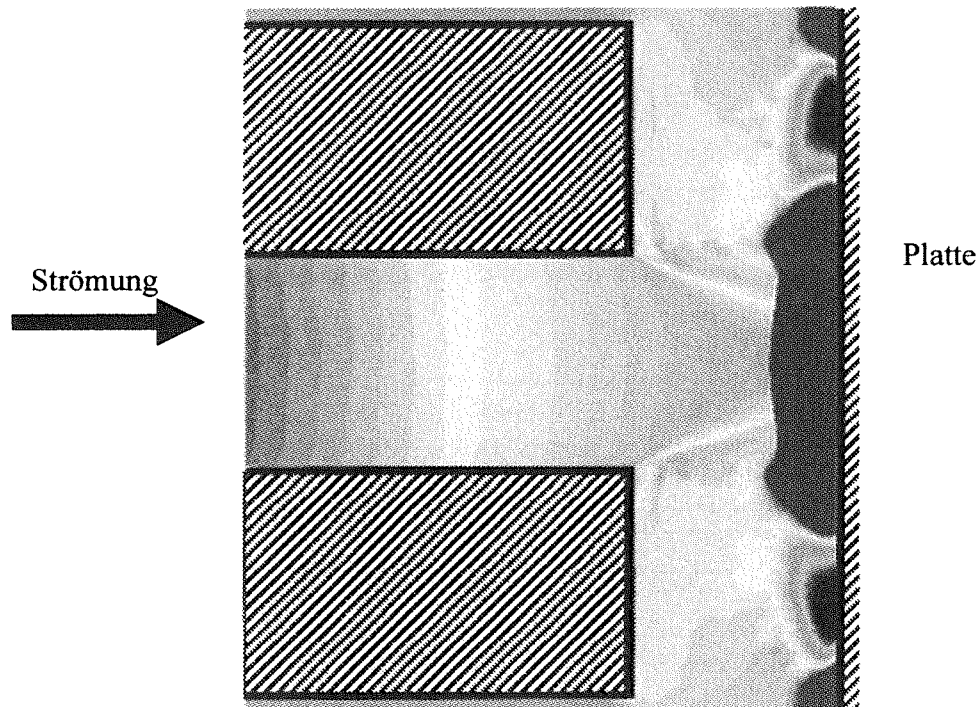
Das Strömungsfeld vor der zu beschichtenden Platte ist transsonisch [1]. Die Bedeutung dieses Strömungsfelds für die Partikelbewegung soll bestimmt werden.

Lösungsweg:

Das Strömungsfeld in der Düse und der Aufprall des Überschallfreistrahls auf die Platte werden mit dem DLR-Tau-Code modelliert. Dabei werden außer den Ruhegrößen in der Düsenkammer, Temperatur und Druck, vor allem der Abstand der Platte zum Düsenende variiert. Die Wechselwirkung der Strömung kann in komplexen Strömungsfeldern resultieren. Die aus den Rechnungen erworbenen Daten werden dazu verwendet um die Beschleunigung eines Partikels in der Düse mit dem Euler-Lagrange Verfahren zu berechnen. Experimentelle Partikelgeschwindigkeitsdaten wurden mit einem Laser-Zwei-Fokus Meßsystem erfasst und für die Validierung der numerischen Ergebnisse verwendet [2]. Hierbei kamen aufgrund ihrer unterschiedlichen Dichten, verschiedene Werkstoffe zum Einsatz.

Ergebnis:

Der Partikelgeschwindigkeitsverlauf wurde für Zink und Kupfer auf der Achse des Freistrahls ermittelt. Die Werkstoffe wurden zuvor gesiebt, um in den Rechnungen den Widerstand genauer zu approximieren. Dabei wurden die Korngrößen in drei Bereiche unterteilt. Hauptsächlich wurden Messungen für Partikel mit Durchmessern zwischen 40 und 63 μm durchgeführt. In weiteren Messungen wurden gröbere Partikel, deren Durchmesser zwischen 63 und 90 μm lagen bzw. feinere Partikel mit Durchmessern zwischen 20 und 40 μm verwendet.



Aufprall eines Überschallfreistrahls auf eine Platte: Druckfeld

Literatur:

- [1] M. Rein, A. Erdi-Betchi and K. V. Klinkov, Transonic Flow Phenomena of the Cold Spray Deposition Process, in: H. Sobieczky (Ed.), IUTAM Symposium Transsonicum IV, Series "Fluid Mechanics and its Applications", Vol. 73, Kluwer Academic Publishers, Dordrecht-Boston-London, ISBN 1-4020-1608-5 (2003).
- [2] A. Erdi-Betchi, K. V. Klinkov, M. Rein, Kaltgasspritzen: Untersuchungen zur Geschwindigkeitsverteilung der Partikel im Spray, in: F. Obermeier (Ed.), Spray 2002 – 7. Workshop über Techniken der Fluidzerstäubung und Untersuchungen von Sprühvorgängen, Freiburger Forschungshefte, A870 Verfahrenstechnik, Freiberg 2002, pp. 193-202.

weiteres Vorgehen:

Druck- und Temperaturmessung auf der Plattenoberfläche und Vergleich der so gewonnenen Daten mit den numerischen Ergebnissen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	Dr. Anke Kovar, Dr. Erich Schüle	
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen	
Adresse	Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen	Telefon 0551/709-2317 Telefax 0551/709-2811 e-mail anke.kovar@dlr.de
weitere Partner	DLR Köln (Herr Emunds)	
Thema	Experimentelle und numerische Untersuchung der aerodynamischen Wechselwirkungen der Querschubsteuerung	

Ausgangssituation

Bei der Querschubsteuerung handelt es sich um ein Ausblasen aus einer Düse geringen Durchmessers auf der Oberfläche z.B. eines Flugkörpers, die dessen Steuerung bis in den hohen Überschall ermöglicht. Die Vorteile dieser Technik liegen in der Einsetzbarkeit auch in der hohen Atmosphäre, wo konventionelle Steuerflächen eine reduzierte Kraftwirkung haben, als auch darin, dass die Steuerfähigkeit so lange gegeben ist, wie Treibgas vorhanden ist, wohingegen konventionelle Steuerflächen durch hohe thermische Belastung abbrennen und damit wirkungslos werden. Der Nachteil dieser Methode besteht in der bislang noch unsicheren Vorhersage der Kraftwirkung, die sich aus der Wechselwirkung zwischen der Grenzschicht und dem austretendem Strahl ergibt. Hierzu wurde im Rahmen des Projekts HaFK eine Untersuchung begonnen, um die stationären und instationären Vorgänge dieser Wechselwirkung zu erfassen und Gesetzmäßigkeiten abzuleiten. Die hier durchgeführten Messungen werden nun validiert und durch numerische Simulationen erweitert, die mit dem DLR-eigenen Navier-Stokes-Verfahren Tau [1, 2] durchgeführt werden.

Ziel

In der experimentellen Grundlagenuntersuchung soll durch geeignete Strömungskontrollmaßnahmen die Lage und Größe der Ablöseblase beeinflusst werden, um die Kraftwirkung des Querschubstrahls besser vorhersagen zu können. Das Ziel besteht in der Verbesserung der Steuerfähigkeit und somit einer Minimierung des Treibgasverbrauchs, um insgesamt die Effizienz zu erhöhen. Die gleichzeitige numerische Simulation einiger Testfälle soll ein Verfahren liefern, Flugkörperkonfigurationen im gesamten Anwendungsspektrum (verschiedene Mach- und Reynoldszahlen, unterschiedliche Anstellung) sicher zu berechnen.

Lösungsweg

Im Rahmen dieser Untersuchung wurde im Rohrwindkanal (RWG) eine Messserie begonnen, in der die Querschubsteuerung bei verschiedenen Mach- und Reynoldszahlen sowie Ausblasdruckverhältnissen untersucht wird. Die Experimente als auch die Rechnungen mit dem Tau-Code werden von einfachen und bereits bekannten Geometrien (ebene Platte mit Stift, Abb. 1) erweitert auf die komplexe Ausströmung aus einer Düse auf der ebenen Platte (Abb. 2) bis hin zu realen Flugkörpergeometrien (Zukunft). Der Übergang von einfachen zu immer komplexeren Geometrien erlaubt gleichzeitig ein gesichertes Vorgehen bzw. Fehlerminimierung als auch die Validierung des Tau-Codes.

Ergebnis

Erste 3-dimensionale Vergleichsrechnungen beziehen sich auf die Strömung über eine ebenen Platte, auf der ein Stift von 10mm Höhe befestigt wurde. Der Vergleich des Wanddrucks in **Abb. 1** zeigt eine sehr gute Übereinstimmung im gesamten Messschnitt. Vor dem Stift erhöht sich der Druck auf einen Plateauwert, fällt ab und erreicht dann sein Maximum auf der Anlegelinie. Hinter dem Stift resultiert ein leichtes Unterdruckgebiet, da der Stift die dahinterliegende Fläche von der Strömung abschirmt. Hinter dem Unterdruckgebiet steigt der Druck wieder auf den Umgebungsdruck an durch Einmischung von außen.

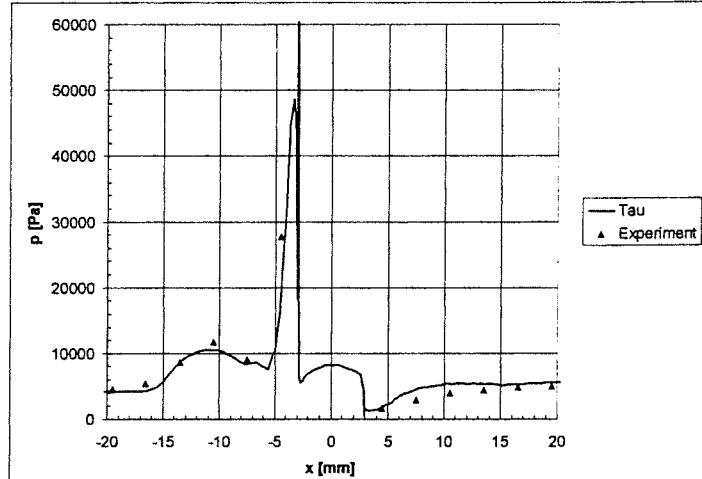


Abb. 1 Darstellung des Oberflächendrucks auf ebener Platte in Strömungsrichtung. Bei $x=0$ steht ein Stift von 6mm Durchmesser. Vergleich zwischen Experiment und Rechnung.

Abb. 2 zeigt im Senkrechtschnitt das Ausblasen eines Jets aus einer 6mm Düse aus einer ebenen Platte. Dargestellt sind die Geschwindigkeitsvektoren. Man erkennt die ankommende ablösende Grenzschicht und die rückläufige Strömung vor dem Jet sowie das Ausströmen des Jets aus der Düse. Die Abbildung zeigt erste Ergebnisse, die noch weiter zu analysieren sind.



Abb. 2 Darstellung des Oberflächendrucks auf ebener Platte in Strömungsrichtung. Bei $x=0$ steht ein Zylinder von 6mm Durchmesser. Vergleich zwischen Experiment und Rechnung.

Literatur

- [1] 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.
- [2] 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

Als nächstes werden Windkanalexperimente an einer Flugkörperkonfiguration durchgeführt (Kraftmessungen). Hierbei werden u.a. verschiedene Düsenkonfigurationen auf Wirksamkeit und Einfluss hin getestet. Diese liefern die Basis für weitere Vergleichsrechnungen. Die bislang durchgeführten Rechnungen werden noch weiter analysiert (verwendete Randbedingungen, Konfigurationen, Strömungsmuster). Ein weiterer Schritt ist die Generierung weiterer notwendiger Rechengitter.

Datum: 24.09.2003

STAB

MITTEILUNG

Projektgruppe/

Fachkreis STUMPFE KÖRPER/RÜMPFE

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

Institution Aerodynamik des Fluges

Adresse RWTH, Templergraben 55, 52062 AACHEN Tel. : 0241/809-5438

weitere Partner - Fax : 0241/809-2173

E-Mail : nastase@lafaero.rwth-aachen.de

Thema

The Design of a New Fully - Optimized and Fully - Integrated, Shock - Free Model Fadet I-Aachen.

Ausgangssituation

The optimal shape is chosen in the frame of a set of flying configurations (FC) for which the downwash w on the thin component and the downwashes w^* and w'^* on the wing and on the fuselage of the thick-symmetrical component of the optimized and integrated model Fadet I are expressed in form of superpositions of homogeneous polynomes with arbitrary coefficients, i. e. :

$$\begin{aligned} w &= \sum_{m=1}^N \tilde{x}_1^{m-1} \sum_{k=0}^N \tilde{w}_{m-k-1,k} |\tilde{y}|^k, & w^* &= \sum_{m=1}^N \tilde{x}_1^{m-1} \sum_{k=0}^N \tilde{w}_{m-k-1,k}^* |\tilde{y}|^k, \\ w'^* &= \sum_{m=1}^N \tilde{x}_1^{m-1} \sum_{k=0}^N \bar{w}_{m-k-1,k}^* |\tilde{y}|^k. \end{aligned} \quad (1-3)$$

Some own solutions of the boundary value problems for the determination of the axial disturbance velocities u and u^* , as in [1]-[3], were used as start solutions for the global optimization of the shape of the surface and of the similarity parameter of the planform of the model Fadet I (optimized at cruising Mach number $M_\infty = 2.2$). The coefficients $\tilde{w}_{m-k-1,k}$, $\tilde{w}_{m-k-1,k}^*$, $\bar{w}_{m-k-1,k}^*$ and the similarity parameters $\nu = B\ell$ and $\bar{\nu} = Bc$ of the planform of the wing and of the fuselage are unknown and represent the free parameters, which are determined by performing of the global optimization process. The quotient $k = \bar{\nu}/\nu$ depends on the purpose of the FC and is here taken constant. Here are $B = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$, $\ell = \ell_1/h_1$, $c = c_1/h_1$ with ℓ_1 the maximal half-span and h_1 the maximal depth of the wing and c_1 the maximal half-span of the fuselage zone. The optimization strategy used is an own enlarged variational method with free boundary (the optimum-optimorum theory), which allows the global optimization of the shapes of its surface and of its planform. The global optimization is performed dimensionless.

Ziele

The shape of the model Fadet I fitted with a small integrated fuselage zone has the following advantages, compared to a model with a great central non-integrated fuselage : a higher quotient L/D , no detachment, no shock along the junction line wing/fuselage, due to the fuselage integration, no induced drag and no leading edge vortices at cruise and for a large range of Mach numbers and angles of attack. The entire integrated wing-fuselage FC produces only one shock surface in the far field instead of the both shock surfaces generated by the fuselage and by the wing of the non-integrated wing-fuselage FC and, therefore, the perilous interference of these both shock surfaces is, by integrated FC, avoided!

Lösungsweg

The inviscid drag functional is: $C_d^{(i)} \equiv C_d + C_d^* = \min.$ and the chosen auxiliary conditions are: the lift and pitching moment coefficients C_l and C_m are given; the Kutta condition on leading edges of the wing is fulfilled; the relative volumes of the wing and of the fuselage zone are given; the thickness distribution of the model along its leading and trailing edges cancels and the integration conditions of class C_1 along the junction line wing/fuselage (introduced by the author) are satisfied.

Ergebnis

The shape of Fadet I is given in the (Fig. 1). If the shape of the model Fadet I (optimized at cruising Mach number $M_\infty = 2.2$) is compared with the shape of the model Adela (optimized at cruising Mach number $M_\infty = 2.0$) which has the same area of planform, the optimal dimensionless span ℓ of Fadet I is smaller than that of Adela because the optimization of Fadet I was performed by a higher cruising Mach number than by Adela; the model Fadet I is much thicker than Adela because the given value of its relative volume $\tau = V_0 / S_0^{3/2}$, which enters in the constraints of the optimization problem, is greater than by Adela. The common features of the both optimized models are: the tendencies to be thick and convex in the front part and thin and of a wave form in the rear part, due to the thickness optimization and to the Kutta conditions along the leading edges.

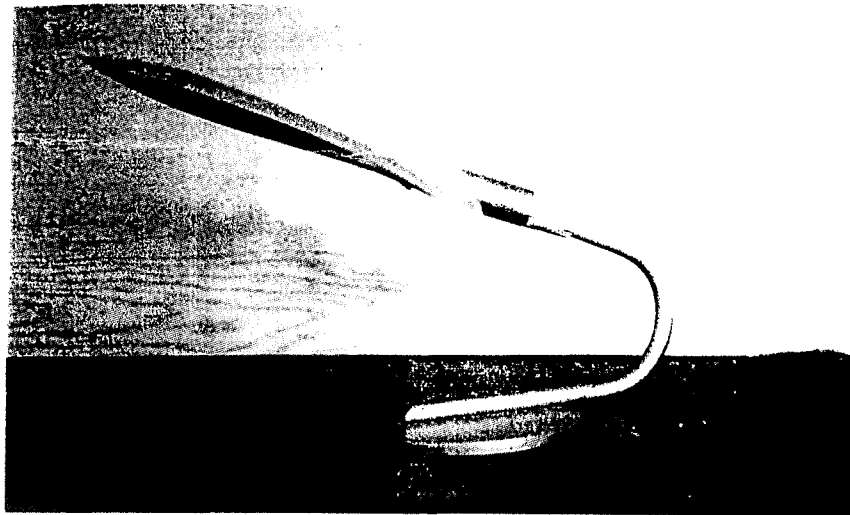


Fig. 1

Literatur

1. NASTASE, A.: Optimum-Optimorum Integrated Wing-Fuselage Configuration for Supersonic Transport Aircraft of Second Generation, Proc. of 15th ICAS Congress, London, UK, 1986.
2. NASTASE, A.: The Multidisciplinary and the Multipoint Design of the Flying Configurations, via Iterative Optimum-Optimorum Theory in Supersonic Flow, AIAA-96-4140-CP, Techn. Pap., 6th AIAA/NASA/ISSMO Sympos. on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1996/Bellevue, WA, USA.
3. NASTASE, A.: Design of a Shock-Free, Fully-Optimized, Fully-Integrated Shape of a Catamaran Supersonic Aircraft, AIAA-98-4875, Techn. Pap., Part 2, 7th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Sympos. on Multidisciplinary Analysis and Optimization, 1998/St. Louis, Missouri, USA.

Weiteres Vorgehen

The author intends to perform some measurements of the aerodynamic characteristics of the models in the trisonic wind tunnel of the DLR-Köln Porzwahn, which are sponsored by the DFG

18. March 2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Stumpfe Körper / Rümpfe	
Ansprechpartner	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: erich.schuelein@dlr.de
weitere Partner	Dr. Ph.Reynier (AS-RF, DLR Braunschweig); Dr. A.Henckels, Dipl.-Ing. H.Esch(AS-WK, DLR Köln-Porz) Dipl.-Ing. H.Psolla-Bress (AS-HK, DLR Göttingen)	
Thema	Aerodynamisches Auslegungs- und Optimierungstool für isolierte Gitterflügel „FastGRIDS“	

Ausgangssituation

Durch eine hohe und sehr stabile aerodynamische Wirksamkeit im gesamten Machzahlbereich und bis zu sehr großen Anstellwinkeln sowie durch geringe Scharniermomente und Flügelmasse bieten die Gitterflügel eine viel versprechende Alternative zu konventionellen Steuerelementen. Obwohl die Gitterflügel schon seit mehreren Jahren in einigen russischen Flugkörpern eingesetzt werden, stehen der europäischen Flugkörperindustrie keine erprobten und kostengünstigen Verfahren zur Auslegung und Optimierung von Gitterflügeln zur Verfügung.

Ziel

Das Ziel ist die Entwicklung eines Verfahrens zur Auslegung und Optimierung von isolierten Gitterleitwerken beliebiger Konfiguration mit dem Aufbau eines Tools zur kostengünstigen und schnellen Berechnung deren aerodynamischen Leistung.

Lösungsweg

Im Rahmen des DLR-Projekts „Hochagiler FLUGKÖRPER (HaFK)“ wurden systematische Untersuchungen zur Gitterflügelsteuerung durchgeführt, die zur Validierung und Weiterentwicklung der halbempirischen Gitterflügeltheorie verwendet wurden. Basierend auf dieser Theorie wurde ein Softwaretool aufgebaut, dass gleichzeitig als Modul im TAU-Code im Rahmen des Wirkscheibenkonzepts zur Berechnung der Flugkörpergesamtanordnungen mit Gitterleitwerken, sowie als ein selbständiges Programm zur Auslegung isolierter Gitterflügel angewandt werden kann.

Ergebnis

Das Modell zur Berechnung der Leistung eines isolierten Gitterflügels basiert hauptsächlich auf der halbempirischen Gitterflügeltheorie [1]. Die experimentellen Untersuchungen an Basiskonfigurationen des Gitterflügels, die im breiten Machzahlenbereich am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des DLR in den letzten Jahren durchgeführt worden sind, lieferten neue Daten, die zur Vervollständigung und Modifizierung dieser Theorie verwendet wurden.

Die außergewöhnlichen Eigenschaften eines Gitterflügels, wie z.B. die nahezu ablösungsfreie Umströmung einer kompakten Gitterzelle im breiten Anströmwinkelbereich, sowie die praktische Unabhängigkeit der Tragfähigkeit eines Gitterflügels von der internen Orientierung der Tragflächen machen die Berechnung der aerodynamischen Kräfte und Momente mit vereinfachten Ansätzen möglich. Eine ausreichend genaue Vorhersage der Leistung dieser Steuerelemente bei beliebig großen Anströmwinkeln gelingt durch eine vereinfachte Formulierung der Umströmung eines Gitterflügels in verschiedenen Geschwindigkeitsbereichen: Unter-, Trans- und Überschall.

Mit Hilfe des Softwaretools *FastGRIDS*, das auf der halbempirischen Gitterflügeltheorie aufgebaut wurde, können die aerodynamischen Kräfte, die von einem Gitterflügel induziert werden, bei Angabe derer geometrischen Hauptparameter (Höhe, Tiefe, Spannweite, Teilung und Flächendicke) sowie der Anströmbedingungen berechnet werden. Außerdem sind Optimierungsberechnungen an Prinzipkonfigurationen möglich, wobei auf der Suche nach der maximalen Gleitzahl des Gitterflügels der zu optimierende geometrische Parameter variiert werden kann.

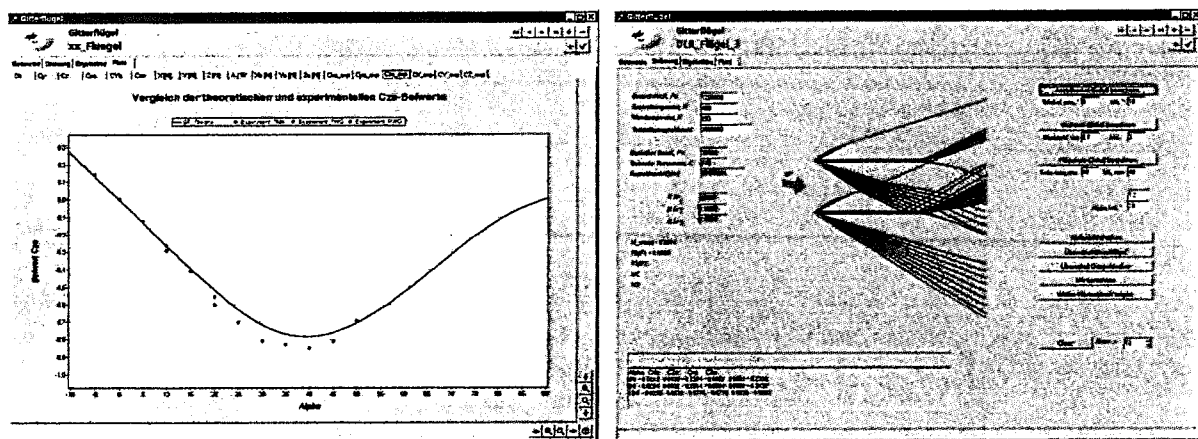


Bild 1. Screenshots des Softwaretools *FastGRIDS*

Bild 1 zeigt zwei Screenshots des Softwaretools: links ein Vergleich der theoretischen Kraftbeiwerte mit den TMK- und RWG-Messergebnissen am Beispiel einer Basiskonfiguration des Gitterflügels; rechts - ein Beispiel der berechneten Strömungsstruktur zwischen benachbarten Tragflächen.

Im Rahmen des DLR-Projekts HaFK wurde dieses Verfahren auch in den TAU-Code als Wirkscheibe implementiert und erfolgreich zur Berechnung der Gitterflügelleistung an Flugkörpergesamtanordnungen eingesetzt [2]

Literatur

- [1] Belotserkovsky S.M., Odnoval L.A., Safin Yu.Z., Tylenov A.I., Frolov V.P., Shitov V.A. "Reshetchatye krylia" (in English: „Lattice Wings“), Mashinostroyeniye, 320 p., Moscow, 1985 (in Russian)
- [2] Reynier, Ph, Schüle E. Incorporation of an Actuator Disc for Lattice Wing Modelling in an Unstructured Navier-Stokes Solver// Proceedings of the 13 DGLR-Fach-Symposium der STAB, TU München, 12.-14. November 2002, Notes on Numerical Fluid Mechanics, NNFM, Springer-Verlag, 2003, 8p.

Weiteres Vorgehen

Das Auslegungstool für isolierte Gitterflügel sollte in Zukunft weiter ausgebaut werden, so dass schon beim Vorentwurf eine multidisziplinäre Optimierung der Gitterflügel, wie z.B. optimale aerodynamische Leistung und mechanische Festigkeit und Stabilität bei kleinster Masse, durchführbar wäre.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Friedrich Seiler, Dr. 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: P. Gleich (EADS/LFK), Dr. P. Hennig (EADS/LFK)

Thema: Abschätzung der Erwärmung an der Nase eines Hochgeschwindigkeitsprojektils

Ausgangssituation:

Das Hauptaugenmerk der Flugkörperentwicklung liegt auf schnelle Erkennung, Reagieren und Abwehren der Gefahr. Deshalb müssen künftige Systeme bei immer höherer Geschwindigkeit, Agilität und Durchschlagskraft größtmögliche Treffsicherheit und Reichweite aufweisen. Hyperschallgeschwindigkeit, d. h. Machzahl 6 und höher, und kurze Bekämpfungszeit sind Kennzeichen der Hyperschallflugkörper HFK neuer Generation, bergen aber für Wissenschaftler und Ingenieure große Probleme in sich. Insbesondere ist die thermische Belastung an der Flugkörpernase bei diesen hohen Fluggeschwindigkeiten außerordentlich groß. Die Aufheizung der Projektilnase kann über die Erweichungstemperatur von Stahl hinaus bis hin zum Schmelzen in Oberflächenschichten führen. Gewichtige Einflussparameter sind hier neben der Flugmachzahl die Flughöhe und die Dauer der Mission. Extreme Temperaturen treten im Staupunkt vor der Flugkörpernase auf. Stautemperaturen von mehr als 2000 K sind bei $M \geq 6$ zu erwarten.

Ziel:

Ziel dieser Studie ist, aus punktuellen Wärmeübergangsmessungen an generischen Stoßrohrmodellen die Aufheizung anhand von Wärmestrommessungen zu bestimmen, um damit analytische Ansätze zur Berechnung der Grenzschichtdicke wie auch des Wärmestroms an einem Kreiskegel zu prüfen. Mit diesen theoretischen Abschätzungen werden für fiktive Flugbahnen eines HFK Flugkörpers die thermischen Belastungen auf die Flugkörperspitze über die gesamte Flugphase hinweg berechnet. Von Interesse sind Angaben über die vorkommenden Wärmeströme sowie über die zu erwartenden Strukturtemperaturen.

Lösungsweg:

Die Stoßrohr-Windkanäle des ISL bieten einzigartig in Europa die Möglichkeit, die atmosphärischen Flugbedingungen eines HFK, wie Druck, Temperatur und Geschwindigkeit getreu zu duplizieren. Bei realen Flugkonditionen werden an Stoßrohrmodellen punktuell die Wärmeströme mit speziellen Dünnsfilmsonden gemessen. Diese Untersuchungen dienen zum Test eines aus der Grenzschichttheorie entwickelten Rechenmodells, womit die Grenzschichtdicke am Kreiskegel und nachfolgend die Wärmeströme berechnet werden können. Eine eindimensionale Lösung der Wärmeleitungsgleichung liefert näherungsweise die am Kegel auftretenden Temperaturen.

Ergebnis:

Die Wärmestrommessungen erfolgten mit im ISL entwickelten und gefertigten Dünnschichtsonden. Abb. 1 zeigt links das mit drei Sonden bestückte Kegelmodell mit 20° Halbwinkel. In der Mitte der Abb. 1 ist der Einbau ersichtlich. Das Modell ist vor der für diese Versuche verwendeten Mach-4,5-Düse fixiert. Die gemessenen Wärmeströme werden mit theoretischen Abschätzungen des Wärmefflusses für die Kegelströmung verglichen, siehe rechterhand in Abb. 1. Eingezeichnet sind die experimentell bestimmten Wärmeströme, wie auch die Lösungen für eine turbulente (obere Kurve) und eine laminare Grenzschichtformation (untere Kurve) am Kegel. Die für die turbulente Grenzschicht berechneten Werte sind in bester Übereinstimmung mit den Messergebnissen.

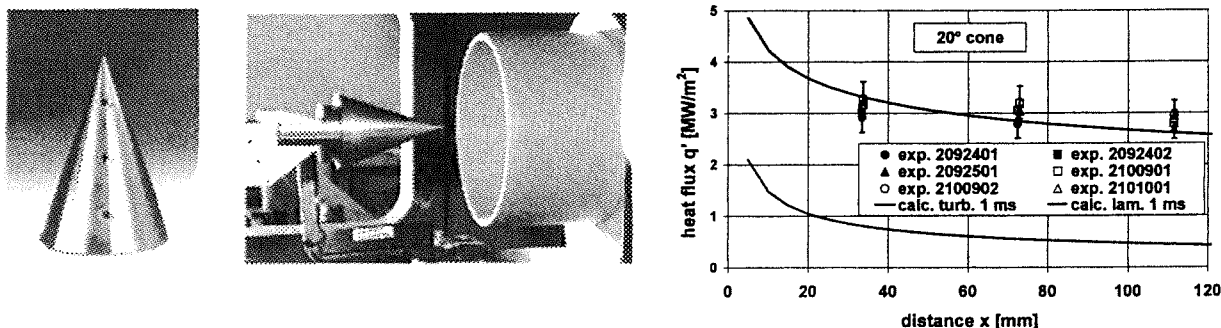


Abb. 1: Links: Bestücktes Kegelmodell, Mitte: Modell im Windkanal, rechts: Messresultate

Nach genauer Prüfung des Grenzschichtrechenmodells wurde mit dieser Rechenmethode zur Berechnung der Erwärmung einer Projektilspitze beim Flug erweitert. Entlang der Flugbahn berechnet das Verfahren in n vorgegebenen Zeitschritten die auf der Kegeloberfläche jeweils aktuell anliegenden Wärmeströme. Zeitliche Integration der Wärmeströme gestattet in Verbindung mit einer Lösung der Wärmeleitungsgleichung (eindimensional) zu jedem Schritt die aktuelle Verteilung der Körpertemperatur anzugeben. Die Rechnungen erfolgten für einen innen ausgehöhlten Kegel mit einer Wandstärke von 5 mm mit einem Halbwinkel von 7,1°. Aus Abb. 2 sind exemplarisch die Oberflächentemperaturen für eine generische Mach-6-Flugbahn wie auch für eine Mach-10-Flugbahn ersichtlich. Die Mach-6-Bahn verläuft mehr in Bodennähe, wogegen diese für Mach 10 in großen Höhen erfolgt.

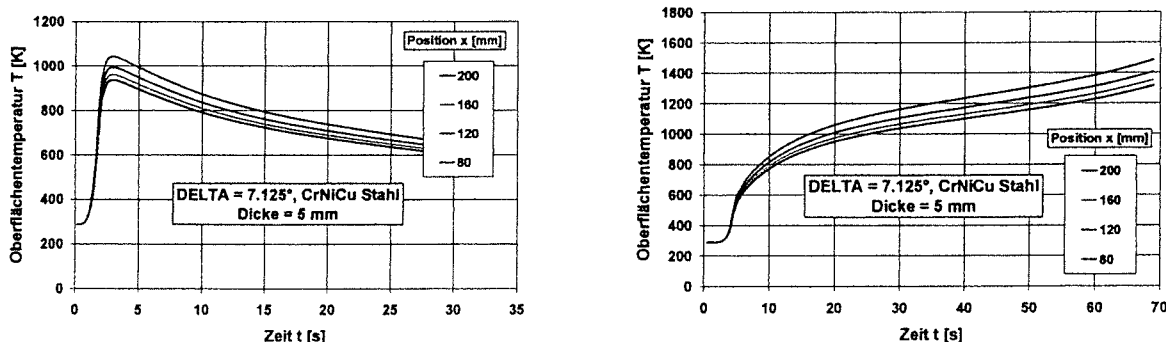


Abb. 2: Links: Mach-6-Flugbahn, rechts: Mach-10-Flugbahn

Literatur:

F. Jenfer, F. Seiler, Untersuchung der Umströmung eines Kreiskegels im Stoßrohr-Windkanal bei Machzahl 4.5. ISL Bericht NI 904/2003 (2003)

Weiteres Vorgehen:

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

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. Julio Srulijes, Prof. Friedrich Seiler

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

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

Telefon: +33 3 8969 5043

Telefax: +33 3 8969 5048

E-Mail: srulijes@isl.tm.fr

Weitere Partner: P. Gleich (EADS/LFK), Dr. P. Hennig (EADS/LFK)

Thema: Visualisierung der Strömung um Gitterflügel im Hyperschall

Ausgangssituation:

In der Luftabwehr spielen Lenkflugkörper zukünftig eine entscheidende Rolle, insbesondere bei der Abwehr angreifender Taktischer Ballistischer Missiles (TBM). Diese Flugkörper müssen das Ziel schnell erkennen, danach sofort reagieren und letztendlich den Angreifer abwehren. Das Hauptaugenmerk der Flugkörperentwicklung ist demzufolge bei künftigen Systemen auf immer höhere Geschwindigkeit und Reichweite bei größtmöglicher Treffsicherheit, verbunden mit hoher Agilität und Durchschlagskraft gerichtet. Markenzeichen solcher Hochgeschwindigkeitsflugkörper sind ihre Hyperschallgeschwindigkeit und ihre kurze Bekämpfungszeit. Insbesondere die aeromechanischen und aerothermischen Belastungen auf die Leitwerke sind bei diesen hohen Geschwindigkeiten (Machzahl $M \geq 6$) außerordentlich hoch. Werden anstatt der üblicherweise verwendeten ebenen Steuerflügel perforierte Flügel eingesetzt, erweist sich die aerodynamische Optimierung dieser Gitterflügel als besonders schwierig. Dazu kommt die sehr hohe thermische Belastung von mehr als 2000°K Stautemperatur an den scharfkantigen und aus dünnen Stegen bestehenden Flügeln.

Ziel:

Im Unterschall- wie auch im niedrigen Überschallbereich sind Gitterflügel weltweit im Einsatz. Ihre Funktionsweise ist bei diesen Strömungen theoretisch und auch experimentell untersucht worden. Über ihr Verhalten bei höheren Flugmachzahlen ($M \geq 3$) liegen bisher so gut wie keine Erkenntnisse vor. Vermutlich stößt die Festigkeit und Haltbarkeit der bekannten Gitterstrukturen in diesem Flugbereich auf Grenzen, weshalb die im Flug vorkommenden aerothermomechanischen Belastungen für die zuverlässige Auslegung stabiler Flügel bekannt sein müssen.

Lösungsweg:

In Europa stehen für eine realistische Simulation der Strömung um einen Hochgeschwindigkeitsflugkörper als Bodenversuchsanlagen einzig und allein die Stoßrohr-Windkanäle des ISL zur Verfügung. Diese Stoßrohre bieten die Möglichkeit, die atmosphärischen Flugbedingungen eines HFK naturgetreu zu duplizieren. Für die Versuche, worüber in dieser Mitteilung berichtet wird, diente eine konturierte Düse, die es gestattet, eine Mach-6-Strömung bei atmosphärischen Konditionen wie in Höhen ab 12 km zu generieren. Diese Düse besitzt einen Austrittsdurchmesser von 345 mm. In einem ersten Schritt wurden zur Strömungscharakterisierung gezielt optische Visualisierungstechniken, wie das Differentialinterferometer (DI), eingesetzt.

Ergebnis:

Im Rahmen der Konzipierung eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers wurden erste Strömungsuntersuchungen im Stoßrohr-Windkanal bei realen Flugbedingungen geplant und durchgeführt. Abb. 1 zeigt linkerhand das im Stoßrohr-Windkanal eingebaute 1:4,5 Modell eines HFK, der mit perforierten Flügeln ausgestattet ist. Im rechten Bild der Abb. 1 ist die mittels DI aufgenommene Strömung

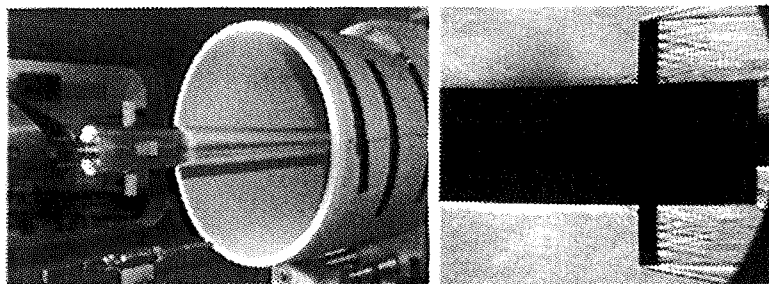


Abb. 1: Im Kanal eingebautes HFK Stoßrohrmodell (links) und DI-Strömungsbild (rechts)

visualisiert. Die Anströmung erfolgt wie bei einem Flug mit $M = 6$ in einer Höhe von 18,5 km. Man erkennt deutlich die hinter dem Gitter abgehenden gekreuzten Stöße. Eine Blockierung der Gittersegmente tritt nicht auf. Am Fußpunkt befindet sich stromauf lediglich ein Rezirkulationsgebiet mit Ablösestoß.

Einen detaillierten Eindruck der Strömung um die profilierten Flügel eines HFK zeigen die beiden DI-Bilder in Abb.2. Untersucht wurde die Umströmung originalgroßer Flügel. Die Flugkonditionen waren: $M = 6$ und 16 km (Abb. 2 unten) bzw. 18,5 km (Abb. 2 oben) Höhe. Der Einbau des original großen Gitterflügels im Stoßrohr-Windkanal ist in Abb.2 linkerhand ersichtlich. Der Flügel befindet sich vor dem Düsenaustritt montiert. Die DI-Aufnahmen bestätigen die mit der Gesamtkonzeption erhaltene Information, die besagt, dass der verwendete Flügel in $M = 6$ Anströmung frei durchströmt wird. Der Ablösestoß ist ebenso klar ersichtlich.

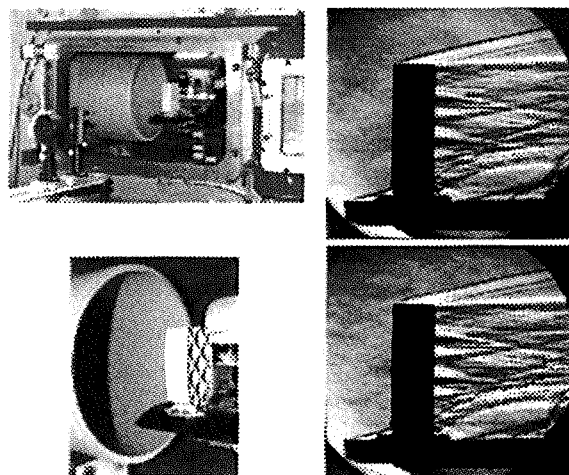


Abb. 2: Gitterflügelumströmung (Maßstab 1:1) im Stoßrohr-Windkanal

Weiteres Vorgehen:

Die Fortsetzung der Visualisierungen der Umströmung eines HFK-Stoßrohrmodells mit Flügelanordnung ist beabsichtigt. Grundlegende Hinweise über die Lage der Stöße im Bereich vor den Gitterflügeln sowie Informationen über deren Nachlauf sollen bei Anstellung sowie Drehung erhalten werden. Einzelheiten der Umströmung werden mit einem Gitterflügel in Originalgröße aufgelöst. Falls erforderlich, werden längerfristig Druck- und Wärmestrommessungen im Flügelbereich des HFK-Modells erfolgen. Für die Versuche vorgesehen sind folgende Flugkonditionen: Machzahl $M = 6$ in Flughöhen von ca. 10 bis 50 km Höhe.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: Frank Tarfeld

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Linder Höhe, D-51140 Köln

Telefon: 02203/601-2366

Telefax: 02203/601-2085

e-mail: Frank.Tarfeld@dlr.de

weitere Partner:

T. Eggers, DLR AS-BS, M. Sippel, DLR SART

Thema:

Experimentelle Untersuchungen am Liquid-Fly-Back-Booster LFBB Y7

Ausgangssituation:

Im Rahmen des nationalen Programms: „Ausgewählte Systeme und Technologien für Raumtransport-Anwendungen“ (ASTRA) wird das Konzept eines geflügelten, wiederverwendbaren mit Flüssigkeitstriebwerken versehenen Boosters untersucht, der die bisherigen Feststoff-Booster der Ariane 5 Rakete ersetzen soll. Der Entwurf dieser Konfiguration sowie die Beurteilung der Längsbewegung bezüglich Stabilität und Trimmbarkeit erfolgten bisher mit empirischen und numerischen Methoden. Bevor der nächste Entwurfsschritt erfolgen kann, sollte zunächst mit Hilfe der im TMK und H2K durchzuführenden Messungen die Konfiguration LFBB experimentell untersucht werden.

Zielsetzung:

Bereitstellung von aerodynamischen Beiwerten zur Bestimmung von Stabilität und Trimmbarkeit bei Längsbewegung im gesamten Bereich der Flugtrajektorie von LFBB, d.h. im Unterschall-, Transschall-, Überschall- und Hyperschallbereich. Darüber hinaus waren erste Untersuchungen zur Seitenbewegung vorgesehen. Außerdem sollten Vergleichsmessungen an alternativen Konfigurationen vorgenommen werden.

Lösungsweg:

Es wurde ein Windkanalmodell im Maßstab 1:151 für Sechskomponenten-Kraftmessungen in den DLR-Windkanälen TMK und H2K hergestellt. Die Variationsmöglichkeiten des Modells LFBB Y7 umfassten die Canardauschläge -10° , 0° und $+10^\circ$, sowie die Heckklappenanschläge 0° , 5° und 10° . Daneben gab es eine Konfiguration ohne Canards, eine mit alternativem Leitwerk und eine mit zusätzlichen Nasenfinnen. Die Strömungssichtbarmachung erfolgte mit Hilfe von Schlierenbildern und Ölfilmfließbildern. Durchführung von Messungen im Machzahlbereich von 0.6 bis 7.0.

Ergebnis:

Das Ergebnis zeigt den Einfluss des Canardauschlags auf den Nickmomentenverlauf der Konfiguration LFBB Y7 im Vergleich zu einer canardlosen Variante. Ohne Canards ist die Konfiguration längsstabil, aber praktisch nicht trimmbar. Mit Canards ist sie zwar instabil, jedoch trimmbar. Hierbei ist zu erkennen, dass die Flügelfläche der Canards zur Steigerung der Längsstabilität noch reduziert werden kann, ohne die Trimmbedingung bei $\alpha = 5^\circ$ zu verletzen. Die Ölfilmbilder zeigen die unterschiedlichen Strömungsverhältnisse am Flügel mit und ohne Canards.

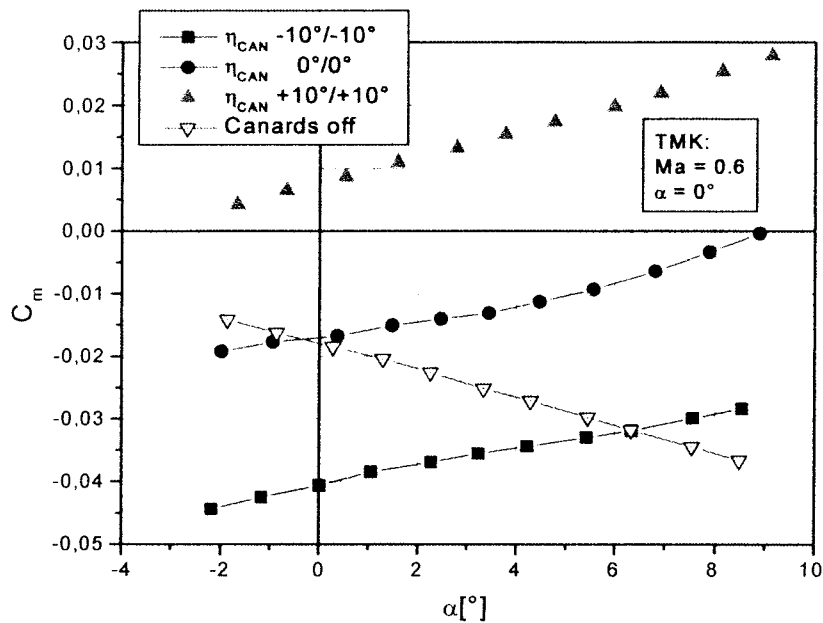


Abb. 1: Einfluss der Canards auf den Nickmomentenverlauf

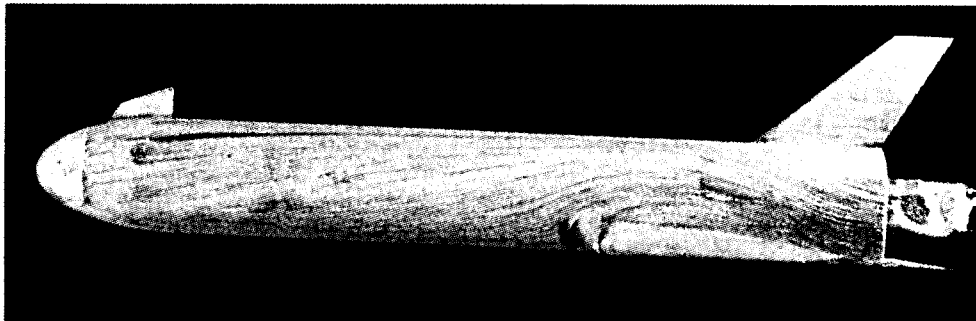


Abb. 2: Ölfilm bild einer Konfiguration ohne Canards. TMK, Ma = 0.6, $\alpha = 5^\circ$

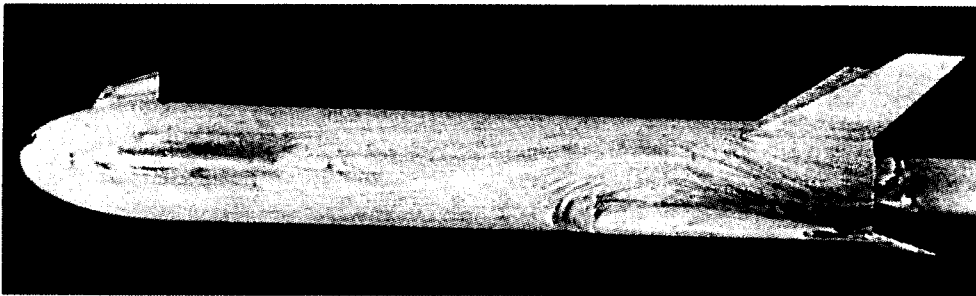


Abb. 3: Ölfilm bild einer Konfiguration mit Canards. TMK, Ma = 0.6, $\alpha = 5^\circ$, $\eta_{CAN} = 0^\circ$.

Literatur:

- [1] F. Tarfeld: Experimental Study on a Liquid Fly-Back Booster Configuration (LFBB) in Wind Tunnels. AIAA 2003-7056, 2003.
- [2] T. Eggers: Longitudinal Stability and Trim of an Ariane 5 Fly-Back Booster. AIAA 2003-7055, 2003.
- [3] M. Sippel, C. Manfletti, H. Burkhardt, T. Eggers: Technical Development Perspective of Reusable Booster Stages. AIAA 2003-7057

weiteres Vorgehen:

Die Messungen werden mit der weiterentwickelten Konfiguration LFBB Y8 weitergeführt.

Datum: 26.01.2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Berkant Göksel / Prof. Dr. Ing. Ingo Rechenberg

Institution: Zukunftswerkstatt Elektrofluidsysteme, Institut für Bionik und Evolutionstechnik

Adresse: Technische Universität Berlin
Ackerstr. 71-76, Sekr. ACK1
D-13355 Berlin

Telefon: 030-4000 7526

Telefax: 030-4000 7527

e-mail: berkant.goeksel@elektrofluidsysteme.de

Internet: <http://www.bionik.tu-berlin.de/user/goeksel>, <http://www.elektrofluidsysteme.de>

Thema: Experimentelle Untersuchungen zur aktiven Beeinflussung
von laminaren Strömungsablösungen

Ausgangssituation:

Laufende Studien zu Mikrodrohnen zeigen, dass die aerodynamische Güte von Tragflügeln im Reynoldszahlbereich von 20000 bis 200000 sehr niedrig ist; das Strömungsbild ist gekennzeichnet durch frühzeitige laminare Ablösung im Bereich der Leitkante [1], [2]. Traditionelle Methoden wie Ausblasen und Absaugen sind aufgrund der kleinen Dimensionen nicht realisierbar. Daher wird nach neuen Lösungswegen gesucht.

Ziel:

Ziel ist die Verbesserung der aerodynamischen Effizienz und Sicherheit von Mikrodrohnen durch aktive Ablösekontrolle der laminaren Tragflügelumströmung. Hierzu sollen nicht-traditionelle Methoden wie instationäre Anregung der laminaren Grenzschicht durch Piezo-aktuatoren oder die stationäre und instationäre Beschleunigung der laminaren Grenzschicht durch Plasma-Aktuatoren untersucht werden.

Lösungsweg:

Für erste Experimente wurde der einfachste Lösungsweg der stationären Beschleunigung der laminaren Grenzschicht durch Plasma-Aktuatoren gewählt. Hierbei wird durch einen elektrisch hochgespannten Koronadraht die Luft teilionisiert und im elektrostatischen Feld in Strömungsrichtung beschleunigt. Der resultierende Ionenwind kann durch Energetisierung der instabilen Grenzschicht wie beim tangentialen Ausblasen zur aktiven Kontrolle laminarer Strömungsablösungen verwendet werden.

Ergebnis:

In früheren experimentellen Untersuchungen im Reynoldszahlbereich von 13250 bis 132500 konnte die aktive Beeinflussung von laminaren Strömungsablösungen mittels elektrischer Felder an einem Tragflügel demonstriert werden (Bild 1) [1], [2]. Der Auftriebsbeiwert konnte durch Verzögerung der Ablösung bei kritischen Anstellwinkeln um bis zu 60% bei 11,0 m/s und um bis zu 220% bei 1,65 m/s im Vergleich zur ungeladenen Strömung erhöht werden [1]. Derzeit laufende experimentelle Untersuchungen am großen und kleinen Freistrahwindkanal des Instituts für Bionik und Evolutionstechnik konzentrieren sich auf die aktive Strömungskontrolle von Zylinderumströmungen mittels elektrischer Felder (Bild 2) [4].

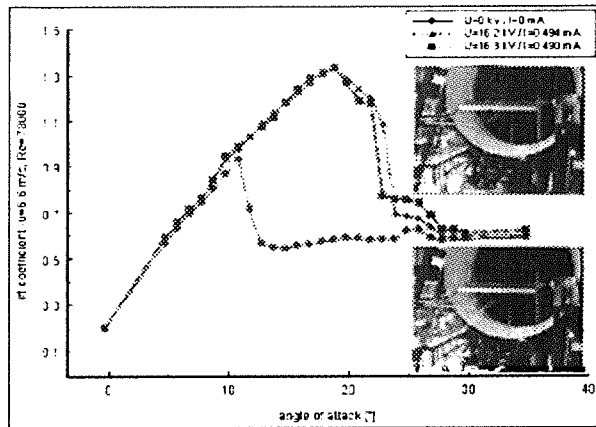


Bild 1: Auftriebspolare bei $u = 6,6$ m/s.

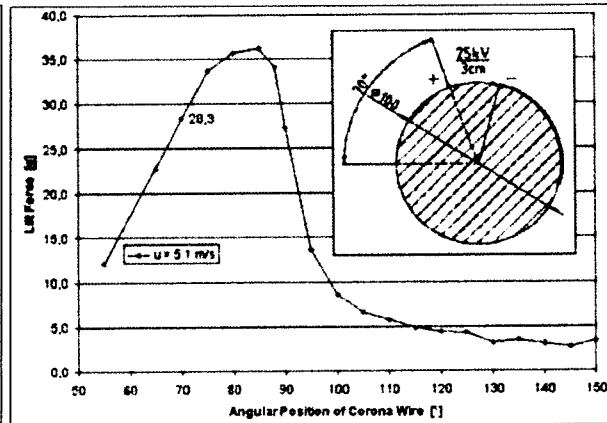


Bild 2: Auftrieb durch ruhenden Zylinder.

Der aktuelle Messaufbau besteht aus einem 50 cm breiten Acrylzyylinder mit 10 cm Durchmesser und zwei angeklebten Endscheiben. Ein aufgelegter Koronadraht mit 0,15 mm Durchmesser ist über die gesamte Breite gespannt und bildet die positive Elektrode. Eine selbstklebende Aluminiumfolie im Abstand von 3 cm zum Draht dient als negative Elektrode. Der mechanisch vorgespannte Zylinder kann zur Änderung der Winkelposition des Koronadrahts zur Anströmung um die Achse rotiert werden und ist zur direkten Messung der Auftriebsmassenkräfte über Stahldrähte an zwei zusätzlichen, unbeweglichen Endscheiben mit einem Gewicht auf einer Digitalwaage mit 0,1 g Auflösung verbunden.

In Bild 2 sind die Ergebnisse einer Messung bei einer Anströmgeschwindigkeit von 5,1 m/s dargestellt. Bei Anlegung einer Hochspannung von 24700 Volt bei 0,5 mA konnten Auftriebsmassenkräfte von bis zu 36 g gemessen werden.

Literatur:

- [1] B. Göksel (2000) Verbesserung der aerodynamischen Effizienz und Sicherheit von Mikro-Flugzeugen durch Ablösekontrolle in teilionisierter Luft. DGLR-2000-203, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Leipzig.
- [2] T. J. Muller (Ed) (2001): Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicle Applications. Progress in Astronautics and Aeronautics Series, AIAA, Reston VA
- [3] B. Göksel, I. Rechenberg, R. Bannasch (2003) Electrokinetic Flow Control and Propulsion for MAVs. MAV Workshop: Micro Aerial Vehicles – Unmet Technology Requirements. Schloß Elmau.
- [4] B. Göksel, I. Rechenberg (2004) Active Separation Flow Control Experiments in Weakly Ionized Air. Paper 086H, 10th EUROMECH European Turbulence Conference, Trondheim, Norwegen (zur Präsentation im Juni 2004).

weiteres Vorgehen:

Experimente mit polyphasigen Plasma-Aktuatoren zur instationären Beschleunigung durch elektrostatische Wanderwellen. Hierzu wird ab Mai 2004 ein speziell entwickelter 8-phasiger Hochfrequenz-Hochspannungsgenerator (5-15 kHz, 3-6 kV, 300 W) zum Einsatz kommen.

Datum: Berlin, den 22. März 2004

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminare Strömung

Ansprechpartner: Dr. Karl Heinz Horstmann

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-2430
Telefax: -2320
e-mail : k.h.horstmann@dlr.de

weitere Partner:

Thema:

Erprobung von Enteisungs- und Reinhaltungssystemen am Flügel mit Hybrid-Laminarhaltung mit dem DLR-Versuchsflugzeug Do 228

Ausgangssituation:

Die Laminarhaltung der Grenzschicht zur Reduzierung des Reibungswiderstandes wurde bereits mehrfach mittels Windkanal- und Flugversuchen demonstriert. Für den Einsatz an kommerziell zu nutzenden Verkehrsflugzeugen werden noch strukturelle Konzepte sowie wirtschaftliche und zuverlässige Systeme zur Grenzschichtabsaugung, Enteisung und Reinhaltung benötigt.

Ziel:

Das Ziel der vorliegenden Untersuchung war die Entwicklung kombinierter Reinhaltungs- und Enteisungssysteme für Laminarflügel mit Grenzschichtabsaugung sowie die Demonstration dieser Technologie unter realen Flugbedingungen.

Der Flugversuch fand als Task 1.1.4 im Rahmen des EU-geförderten Projektes HYLTEC (HYbrid Laminar flow TEChnology) statt.

Lösungsweg:

Für den Demonstrationsversuch wurde ein Gesamtsystem entwickelt, welches eine größtmögliche operationelle Flexibilität und Messung aller bedeutenden Parameter, wie Temperatur, Druck und Durchflussmengen erlaubt. Das Gesamtsystem besteht aus kombinierten Subsystemen, die sich gegenseitig beeinflussen. Zusätzlich zu einem Absaugsystem wurden Systeme zur Reinhaltung und Enteisung installiert. Die Perforation der Oberfläche erlaubt somit eine Absaugung der Grenzschicht und alternativ einen Durchfluss in Gegenrichtung, der zum Ausblasen heißer Luft im Fall einer Heißluftenteisung oder eines aufgeschäumten Fluids zur Enteisung oder auch Reinhaltung genutzt wird. Die Möglichkeit des Umschaltens zwischen den Betriebsmodi während des Fluges erlaubte die Anpassung der Systeme an die jeweiligen Flugphasen wie Start und Steigflug mit Reinhaltung, Flug unter Vereisungsbedingungen mit Heißluft- und fluidischer Enteisung sowie Reiseflug mit Grenzschichtabsaugung.

Ergebnis:

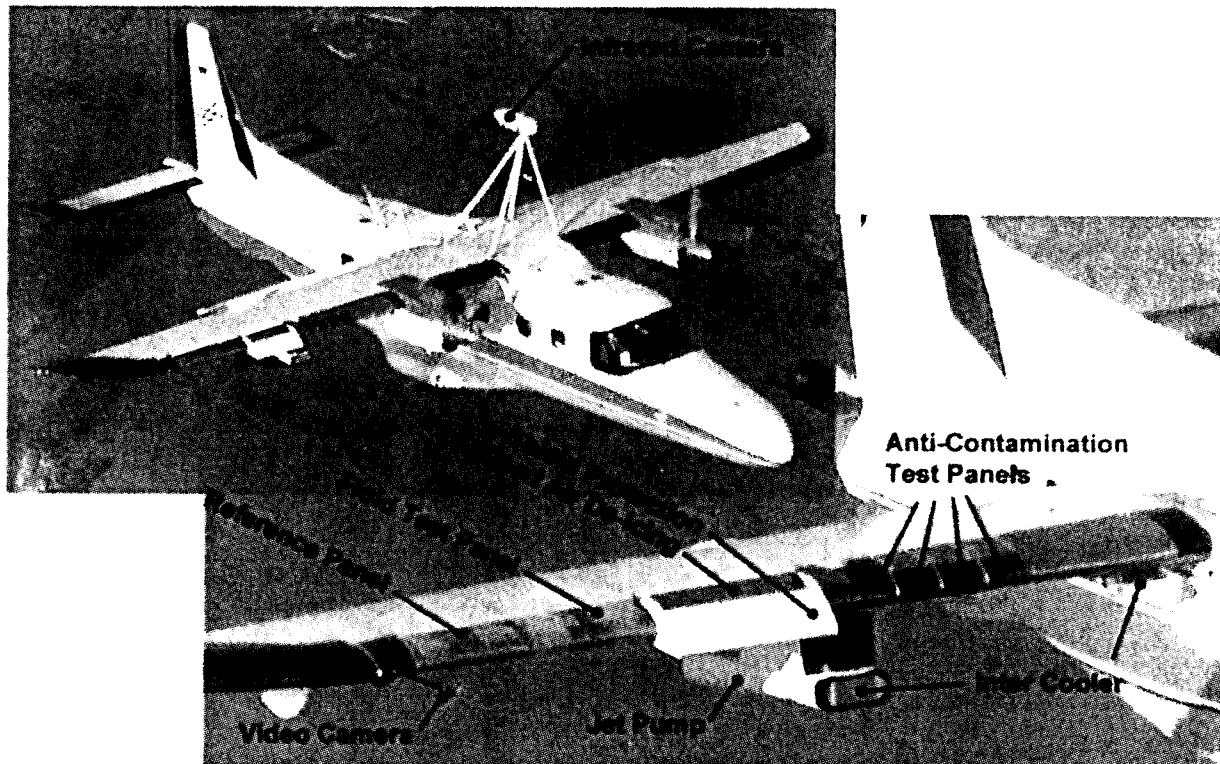
Die Systemintegrationsfähigkeit und Funktion verschiedener Systeme konnte in den HYLTEC-Flugversuchen eindeutig nachgewiesen werden.

Die Flugversuche zur Effektivität des Absaugsystems im Februar und März 2002 ergaben 20 bis 50 % laminare Laufstrecke abhängig von Absauggeschwindigkeit und Klappenstellung. Ohne Absaugung war die Grenzschicht im wesentlichen turbulent. Das Auslegungsziel des Absaugsystems wurde somit erreicht.

Die Reinhaltungsversuche im Juni und August 2002 erfüllten durchweg die darin gesetzten Erwartungen. Auf dem mit Fluid geschützten Versuchsfeld wurden nur 5% Insektenbefall gegenüber der ungeschützten gleichartigen Referenzfläche verzeichnet. Die mittels Krüger Klappe geschützte Versuchsfläche hatte mit 100% Effektivität keine Insektenaufschläge zu verzeichnen.

Vier Versuchsflüge unter künstlichen Vereisungsbedingungen im März und August 2002 mit Flüssigwassergehalten von 0,3 bis 1,7 g/m³ zeigten eine sehr schnell wirkende Heißluftenteisung durch Überdruck und eine effektive Vereisungsverhinderung mittels eines gezielteren Wärmeeinsatzes durch die poröse Oberfläche.

Das fluidische Enteisungssystem muss noch hinsichtlich Schaumerzeugung und Verteilung verbessert werden. Trotz dieser Mängel konnte das System jedoch eine gefährliche Eisansammlung unter härteren als für eine Zulassung erforderlichen Bedingungen verhindern.



Do 228 im HYLTEC Flugversuch

Literatur:

Meyer, J., de Groot, K., Sitzmann, M., Krückeberg, C. P., Weddig, T., Horstmann, K. H., HYLTEC laminar flow systems flight tests: System layout and instrumentation for the HYLTEC flight test, CEAS Conference, London, 10-12 June, 2003.

Horstmann, K.H., Meyer, J., Rohardt, C.H., Kommalein, S., HYLTEC Laminar Flow Systems Flight Tests: Flight Testing of Anti-Icing and Anti-Contamination Systems on the DLR Do228 Test Vehicle CEAS Conference, London, 10-12 June 2003

weiteres Vorgehen:

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminare Strömung

Ansprechpartner: Jörg Meyer

Institution: DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-2467
Telefax: -2320
e-mail : joerg.meyer@dlr.de

weitere Partner:

Aerospace Systems & Technologies, UK
Nord Micro Feinwerktechnik, Frankfurt

Thema:

Systemauslegung und Instrumentierung eines Laminar Flow Systems für das DLR Versuchsflyzeug Do 228

Ausgangssituation:

Die Laminarhaltung der Grenzschicht zur Reduzierung des Reibungswiderstandes wurde bereits mehrfach mittels Windkanal- und Flugversuchen demonstriert. Für den Einsatz an kommerziell zu nutzenden Verkehrsflugzeugen werden noch strukturelle Konzepte sowie wirtschaftliche und zuverlässige Systeme benötigt.

Ziel:

Das Ziel der vorliegenden Untersuchung war die Entwicklung kombinierter Reinhaltungs- und Enteisungssysteme für Laminarflügel mit Grenzschichtabsaugung sowie die Demonstration dieser Technologie unter realen Flugbedingungen.

Der Flugversuch fand als Task 1.1.4 im Rahmen des EU-geförderten Projektes HYLTEC (HYbrid Laminar flow TEchnology) statt.

Lösungsweg:

Für den Demonstrationsversuch wurde ein Gesamtsystem entwickelt, welches eine größtmögliche und operationelle Flexibilität sowie eine Messung aller bedeutenden Parameter, wie Temperatur Druck und Durchflussmengen erlaubt. Das Gesamtsystem besteht aus kombinierten Subsystemen, die sich gegenseitig beeinflussen. Zusätzlich zu einem Absaugsystem wurden Systeme zur Reinhaltung und Enteisung installiert. Die Perforation der Oberfläche im Nasenbereich erlaubt somit eine Absaugung der Grenzschicht und alternativ einen Durchfluss in Gegenrichtung, der zum Ausblasen heißer Luft im Fall einer Heißluftenteisung oder eines aufgeschäumten Fluids zur Enteisung oder auch Reinhaltung genutzt wird.

Das Absaugsystem besteht aus einem umfangreichen Leitungssystem mit Blenden und Butterflyventilen zur Einstellung der Durchflussverteilung. Als Absaugpumpe wurde eine spezielle Jet-Pump entworfen, hergestellt, erprobt und installiert.

Das Leitungssystem für die Heißluftenteisung ist durch die auftretenden Drücke (bis zu 3 bar) und Temperaturen (bis zu 260°C) hoch belastet. Daher wird die abgezapfte Bleed-Air des rechten Triebwerks am Systemeingang auf max. 200°C vorgekühlt. Die wichtigsten Temperaturen und Drücke werden ständig überwacht und gegebenenfalls Warnmeldungen ausgegeben bzw. in extremen Situationen automatisch bestimmte Ventilstellungen verändert.

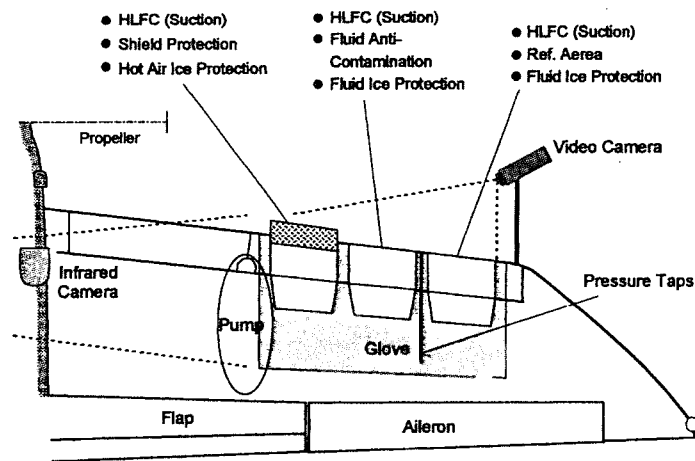


Bild: Flügelaufsicht

Das fluidische System benötigt Druckluft und TKS Enteisungsflüssigkeit zur Erzeugung eines Schaumes. Der Schaum verbessert die Verteilung innerhalb der Kammern und reduziert den Fluidverbrauch. Die Druckluft wird von der Heissluftenteisung abgezapft und durch einen weiteren Kühler weiter heruntergekühlt. Die Durchflussverteilung der Luft erfolgt über Blenden.

Die TKS-Enteisungs- und Reinigungsflüssigkeit wird in einem eigenen Rack im Rumpf bevorratet. Darin sind auch die Dosierpumpen installiert. Fluid und Niederdruck-Druckluft werden erst 300 mm vor den jeweiligen Kammern zusammengeführt und in der jeweiligen Leitung selber mittels offenporigen Schaumstoffmaterials aufgeschäumt. Zur Beobachtung der Vereisungsversuche ist eine Videokamera an der Flügelspitze installiert.

Die Krügerklappe wird für die Reinhaltungsflüge an den vorinstallierten Befestigungsflanschen montiert. Der Flügel ist auf der Oberseite mit einem dünnen Handschuh zur Transitionsbeobachtung mittels Infrarotkamera ausgerüstet. Die Infrarotkamera ist auf einem Vierbein über dem Rumpf installiert.

Die Drücke im Leitungssystem, sowie die Druckverteilung während der Laminar-Versuche in einem Schnitt werden mit einem Vielkanal-Druckmesssystem (ZOC) und Einzelsensoren gemessen. Temperaturmessungen erfolgen über PT100 und einem TMS-System. Die im Rumpf untergebrachte Mess- und Steuerungsanlage erlaubt eine ständige Beobachtung und Speicherung aller Meßdaten, sowie eine Steuerung der Ventile.

Ergebnis:

Die Systemintegrationsfähigkeit und Funktion verschiedener Systeme wurde in den HYLTEC-Flugversuchen im Jahr 2002 eindeutig nachgewiesen.

Die Ergebnisse aus den Flugversuchen werden von K.H. Hostmann dargestellt.

Literatur:

Meyer, J., de Groot, K., Sitzmann, M., Krückeberg, C. P., Weddig, T., Horstmann, K. H., HYLTEC laminar flow systems flight tests: System layout and instrumentation for the HYLTEC flight test, CEAS Confrence, London, 10-12 June, 2003.

Horstmann, K.H., Meyer, J., Rohardt, C.H., Kommalein, S., HYLTEC Laminar Flow Systems Flight Tests: Flight Testing of Anti-Icing and Anti-Contamination Systems on the DLR Do228 Test Vehicle CEAS Conference, London, 10-12 June 2003

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. D. Sartorius, Dr.-Ing. W. Würz, Prof. Dr.-Ing. S. Wagner

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685 3400
Telefax: (0711) 685 3470
e-mail : sartorius@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: PD Dr.-Ing. U. Rist, Dipl.-Ing. K. Augustin

Thema: Auslegung eines Membranaktuators unter Berücksichtigung der Stabilitäts- und Rezeptivitätseigenschaften der Grenzschicht

Ausgangssituation:

Bei Segelflugzeugen und Hochauftriebshilfen von Verkehrsflugzeugen lassen sich laminare Ablöseblasen beobachten. Diese entstehen, wenn die laminare Grenzschicht den Druckanstieg zur Profilendkante hin nicht mehr überwinden kann, laminar ablöst und dann turbulent wieder anlegt. Obwohl innerhalb einer laminaren Ablöseblase der Reibungswiderstand sehr gering ist, ergibt sich aufgrund des starken Druckanstiegs im turbulenten Teil der Blase eine größere Impulsverlustdicke, was zu einer deutlichen Erhöhung des Gesamtwiderstands führt.

Untersuchungen am Laminarwindkanal des IAG zeigen, dass durch zielgerichtete Beeinflussung der laminaren Ablöseblase ein minimaler c_w -Wert erreicht werden kann. Diese Beeinflussung kann durch konventionelle Turbulatoren, oder wie hier gezeigt, durch einen neuartigen, oberflächenbündig eingebauten Membranaktor erfolgen.

Ziel:

Zielsetzung ist die Einleitung gezielter zweidimensionaler Störungen in die Grenzschicht, so dass ein Minimum im Widerstand erreicht wird. Die Störeinleitung soll dabei mit minimalen Störamplituden realisiert werden um energetisch optimal zu sein. Hierfür ist eine detaillierte Auslegung des Aktuators unter Berücksichtigung der Stabilitäts- und Rezeptivitätseigenschaften der Grenzschicht erforderlich. Im Gegensatz zu mechanischen Turbulatoren soll der Aktuator im ausgeschalteten Zustand keinen zusätzlichen Widerstand erzeugen.

Vorgehen:

Die Experimente werden im Laminarwindkanal des IAG durchgeführt. Das verwendete Klappenprofil WW99K137 weist auf der Profilunterseite für $Re = 700000$, $\alpha = 2^\circ$ und $\beta = 20^\circ$ eine laminare Ablöseblase auf.

Für eine möglichst effiziente Störeinleitung muss die Eingabe der Störungen im Instabilitätspunkt der am stärksten angefachten Frequenz erfolgen. Hiefür wurden Grenzschichtrechnungen durchgeführt und anhand der Anfachungsverläufe Frequenz $f = 215\text{Hz}$ und Position $s/s_{\max} = 0.43$ (einbaubedingt stromauf des Instabilitätspunktes $s_{\text{inst.}}/s_{\max} = 0.46$) des Aktuators festgelegt (Abb. 1 und 2). Die Optimierung der Aktuatorbreite in Strömungsrichtung erfolgte durch räumliche Fourier-Transformation verschiedener Membranformen unter Berücksichtigung der instabilsten Wellenzahl $\tilde{\alpha}_r = 0.2347\text{mm}^{-1}$ und der realisierbaren konstruktiven Umsetzung. Hieraus ergab sich eine Aktuatorbreite von 10mm ($b/s_{\max} = 0.0136$).

Die bisher bekannten Erkenntnisse zur Rezeptivität an Oberflächenstörungen wurden zur Berechnung der Schwankungsgeschwindigkeit in Strömungsrichtung in Bezug zur Aktuatoramplitude genutzt. Nach Kachanov et. al. [1] ergibt sich der Rezeptivitätskoeffizient $G_r(\tilde{\alpha}, \beta)$ (Gleichung 1) aus dem komplexen Spektrum $B_m(\tilde{\alpha}_r, \beta)$ der Störfrequenz am Ort der Einleitung und dem resonanten Anteil

im Wellenzahlspektrum $C_v(\tilde{\alpha}_r, \beta)$ der Membranform. Da die Störeinleitung zweidimensional erfolgt, ist die spannweite Wellenzahl $\beta = 0$.

$$G_r(\tilde{\alpha}_r) = \frac{B_m(\tilde{\alpha}_r)}{C_v(\tilde{\alpha}_r)} \quad (1)$$

Ergebnis:

Um die Vergleichbarkeit mit einem parallel durchgeführten numerischen Projekt [2] zu ermöglichen, wurde eine Membranamplitude von $4\mu\text{m}$ gewählt, so dass die Ablöseblase noch vorhanden, aber deutlich in ihrer Größe reduziert ist.

Abb. 3 zeigt die für diesen Fall gemessenen Schwankungsgeschwindigkeiten. Durch den Vergleich mit der linearen Stabilitätstheorie kann die Störampplitude u' an der Aktuatorposition bestimmt werden ($u'_{\text{source}} = 5.7 \cdot 10^{-3} \text{ m/s}$). Mit der dimensionslosen Frequenz $F = 2\pi f \nu / U_{\delta, \text{source}} \cdot 10^6 = 109$ kann

aus Abb. 4 der Rezeptivitätskoeffizient $G_r = 0.023$ ermittelt werden ($F = 109$ entspricht Verlauf 2).

Mit Gleichung 1 lässt sich somit die Membranamplitude aus der ermittelten Schwankungsgeschwindigkeit zurückrechnen. Demnach beträgt die theoretische Membranamplitude $3\mu\text{m}$. Die Abweichung wurde erwartet, da die Membranamplitude in der Größenordnung der Auflösung des Laserdistanzmessensors (Phltec D6) liegt.

Die gute Übereinstimmung zwischen der theoretischen Auslegung und der im Experiment verwendeten Amplitude zeigt, dass mit Hilfe der Rezeptivität eine genaue Auslegung eines Aktuatorsystems möglich ist.

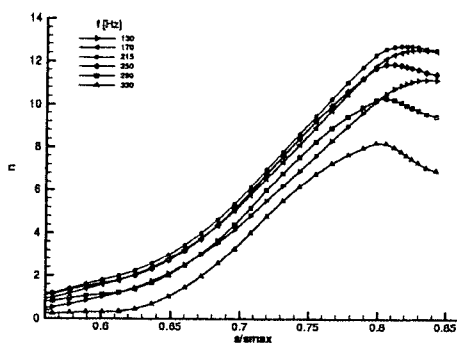


Abb.1: Anfachung verschiedener Frequenzen

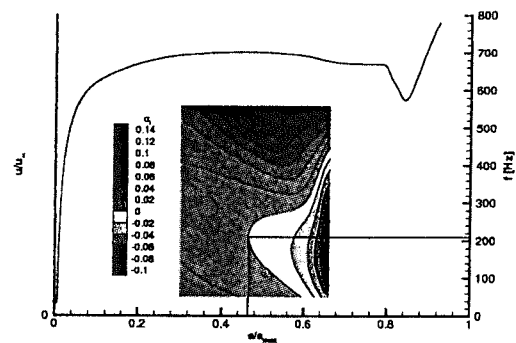


Abb.2: Stabilitätsdiagramm mit eingezeichneter Anregungsfrequenz und optimaler Aktuatorposition

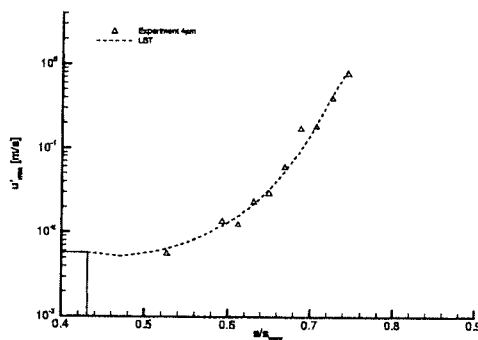


Abb.3: Verlauf gemessener Schwankungsamplituden im Vergleich zur LST

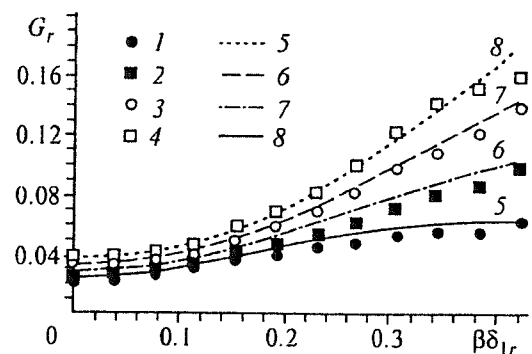


Abb.4: Experimentell und theoretisch ermittelte Amplituden der Rezeptivitätsfunktion [1]

Literatur:

- [1] Y.S. Kachanov, D.B. Koptsev, B.V. Smorodsky: *Investigation of 3D Receptivity of Two-Dimensional Boundary Layer with a Positive Pressure Gradient to Surface Vibrations. Experiment and Theory*, Thermophysics and Aeromechanics, Vol. 9, No. 3, 2002, pp. 355-374
- [2] K. Augustin, U. Rist, S. Wagner: *Investigation of 2D and 3D Boundary-Layer Disturbances for Active Control of Laminar Separation Bubbles*, AIAA 2003-613, 2003

weiteres Vorgehen:

Im nächsten Schritt soll die Membranamplitude systematisch variiert werden und die Abhängigkeit der c_w -Werte von der Blasenlänge mit XFOIL-Rechnungen verglichen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis

Ansprechpartner R.Adeli, Dr.J.Longo

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 - 3310

Telefax: 0531 / 295 - 2320

E-mail: Reza.Adeli@dlr.de

weitere Partner H.Emund, DLR-AS, KP

Thema Äussere Strömungsfeld-Wechselwirkungen beim Reaktionskontrollsystem(RCS)
von Raumtransportvehikeln

Ausgangspunkt:

Bislang wird das RCS nach einer weitgehend empirischen Vorgehensweise entworfen. Dabei verlässt man sich vor allem auf Windkanalversuche, die bei aktivierten Steuerstrahlen nicht alle Ähnlichkeitsparameter der Flugbedingungen einzuhalten sind und somit relativ grosse Unsicherheiten vom Erstflug in Kauf genommen werden müssen. In diese Studie wurde die Anwendung der RCS mittel Quersteuer-Strahl und deren Wechselwirkung mit äussere Strömungsfeld an Hand von Computational Fluid Dynamics (CFD) untersucht. Wobei die erste schritt in diese Arbeit sich auf die Berchnung und Validirung unter Windkanalbedingungen ohne Strahlausblasung bezog.

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 Steuereuse eines Hyperschallvehikel mit Hilfe numerische Verfahren.

Lösungsweg:

Aus dem Geometrischen Entwurf von Hochgeschwindigkeit-Generischkörper wurde zunächst mit dem Netzgenerierungssystem Centaur ein Netz für die Oberfläche des Körpers erzeugt (Abb.1;a1). Für das eingesetzte TAU- Verfahren wurde das Strömungsgebiet durch ein unstrukturiertes Netz mit 758844 Punkten diskretisiert und wurde durch Netzaaption verfeinert.

Strömungsfelder, die aus einem Querstrahl-Entritt von Schall_Düse in eine turbulente Ueberschall-Stromung mit Machzahl $M_a = 2,8$, Reynoldzahl von $Re = 1,14e+04$ und Anstellwinkel von $\alpha = -5^\circ$ bis 15° wurden numerisch simuliert. Die variierten Parameter umfassen den Bereich der Düse zu äussere Strömungsfeld den absoluten Druckverhältnissen $P_{0D}/P_\infty = 50$, und 100 für eines Düsendurchmessers $d_{0D} = 6[\text{mm}]$.

Ergebnis:

Ein Vergleich von experimentellen [1] und numerischen Ergebnissen wird durchgefuehrt. Die Verteilung des statischen Oberflächendruckes, die Länge der Strömungsaufwärts-Spaltung und die Eindringshöhe werden verglichen. Die Ergebnisse zeigen, dass CFD gut das von Düse induzierten Strömungsfeld im Bereich variierten Parameter vorhersagen kann.

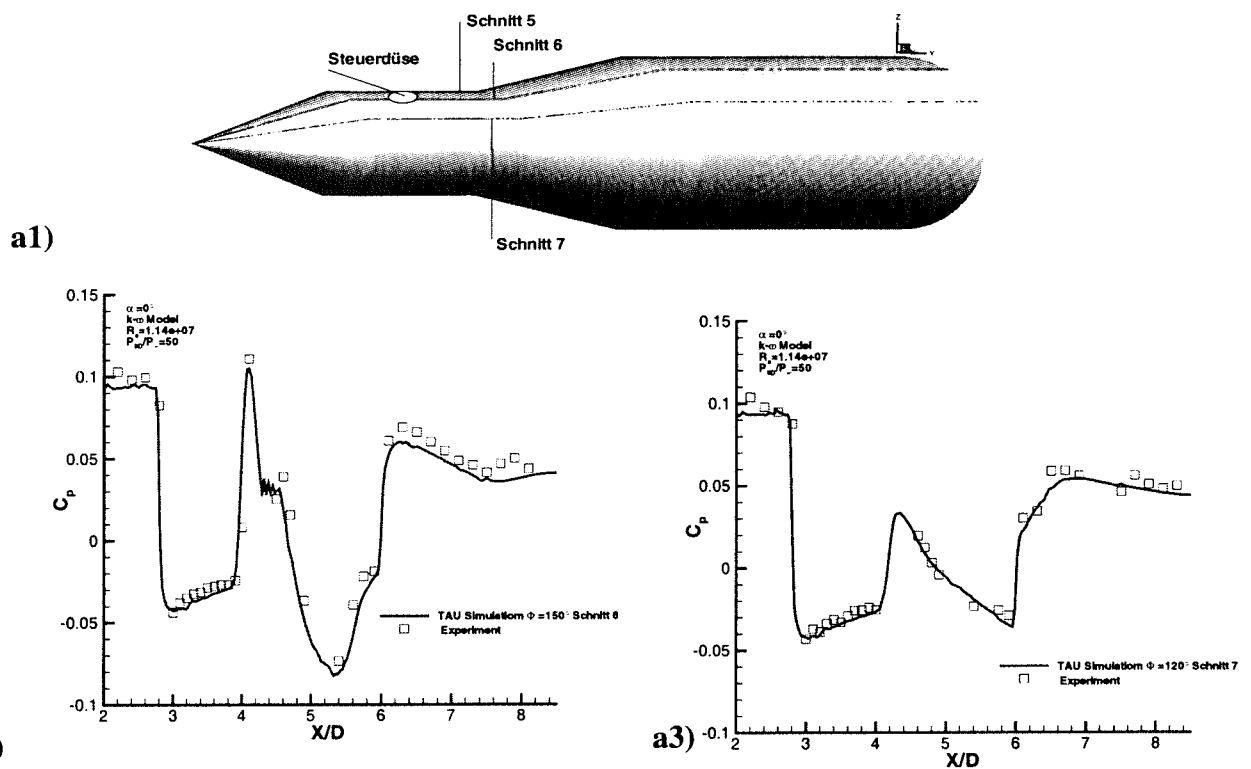


Bild 1 Vergleich der Experimentell und numerisch ermittelten Druckbeiwert über Längsschnitte

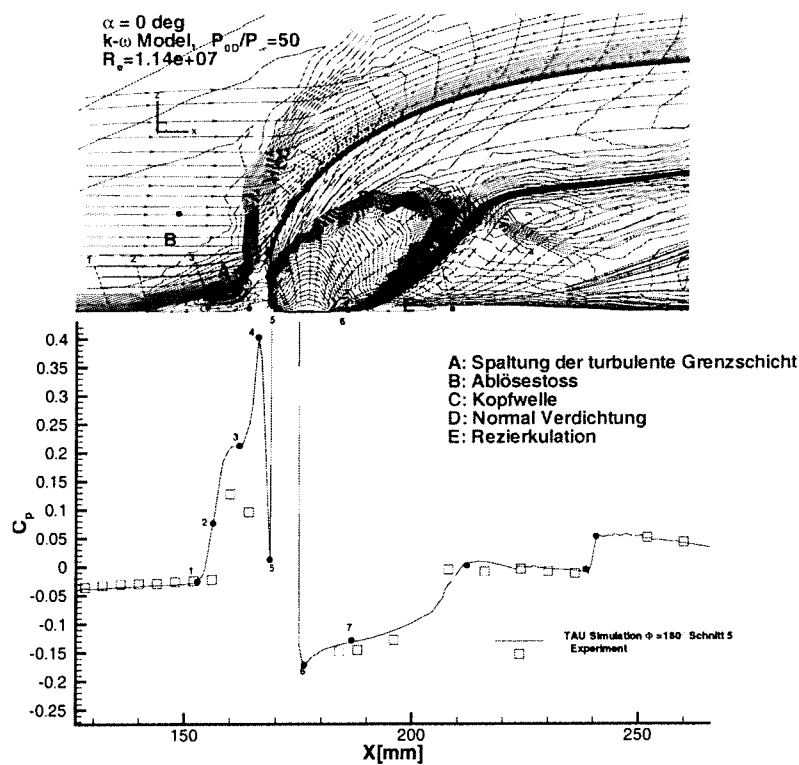


Bild 2 Darstellung der Strömungsstruktur bei Interferenz von Steuerstrahl und Aussenströmung mit typische Druckbeiwert-Verteilung in Überschall

Literatur:

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

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Roland Behr, Wilke Zeiss

Institution: EADS-ST, LP 46

Adresse: Postfach 80 11 68, 81663 München

Telefon:

+49 (0)89 607-25171

Telefax:

+49 (0)89 607-28629

e-mail:

Roland.Behr@space.eads.net

weitere Partner: RWTH Aachen, IRS Stuttgart, TU München, DLR

Thema: Aerothermodynamik des HOPPER Raumfahrtvehikels

Ausgangssituation:

Im Rahmen des ASTRA (Ausgewählte Systeme und Technologien für künftige Raumtransport-Anwendungen) Programmes werden zwei unterschiedliche Raumtransportkonzepte untersucht. Eines dieser Konzepte ist der HOPPER. Dieses Vehikel wurde während der FESTIP (Future European Space Transportation Investigation Program) als ein vielversprechender Kandidat identifiziert. HOPPER ist ein einstufiges, vollständig wiederverwendbares, unbemanntes Trägersystem. Nach einem horizontalen Start mit Hilfe eines Schlittens, gefolgt von einem steilen Aufstieg wird in einer Höhe von ca. 155 km bei suborbitaler Geschwindigkeit die Nutzlast ausgesetzt. Eine eigene 'kick-stage' befördert die Nutzlast weiter in die gewünschte Umlaufbahn. Das HOPPER Vehikel kehrt direkt zur Erde zurück und setzt auf einem missionsabhängig bestimmten in Flugrichtung gelegenen Landeplatz auf. Während des über Seeweg geplanten Rücktransportes zum äquatornahen Startplatz werden Wartungs- und Reparaturarbeiten durchgeführt, so dass eine schnelle Wiederverfügbarkeit des Vehikels für den nächsten Start erreicht werden kann.

Ziel:

Während einer typischen Mission des HOPPER, die vom auftriebsunterstützten Abheben mit anschließendem, steilem Aufstieg über eine kurze außeratmosphärische Flugphase mit anschließendem Wiedereintritt bis hin zum nichtangetriebenen Rückkehrflug mit Landung reicht, wird ein sehr weiter Bereich an Strömungsbedingungen durchflogen. Ziel ist es eine einfache und dennoch effiziente Formgebung für das Vehikel zu finden, die es ermöglicht alle Erfordernisse längs der Trajektorie zu meistern. Die zugehörige aero(-thermo)dynamische Datenbasis umfaßt Wiedereintrittsbedingungen bei hohen Machzahlen und Anstellwinkeln unmittelbar verbunden mit der Aufheizungsproblematik ebenso wie die speziellen Phänomene bei einer unangetriebenen Hochgeschwindigkeitslandung. Transsonische Flugzustände, Wechselwirkungen zwischen Antriebsstrahl und Vehikelumströmung stellen weitere Herausforderungen für die Auslegung des Vehikels dar.

Lösungsweg:

Basierend auf der Vehikeldefinition am Ende der FESTIP Studie wurden im Rahmen des ASTRA Teilprojektes PHOENIX - aber auch schon im Rahmen teilweise firmeninterner Vorstudien - die notwendigen Modifikationen des FESTIP Entwurfes durchgeführt, um das

Ziel des PHOENIX Projektes, die Demonstration der autonomen, vollautomatischen Landung eines generischen Raumtransportsystems, sicherzustellen. Zur Erarbeitung und Validierung der eingeführten Änderungen an Flügelgrundriß, Profilierung, Steuerflächengrößen, etc. wurden theoretische Methoden, wie

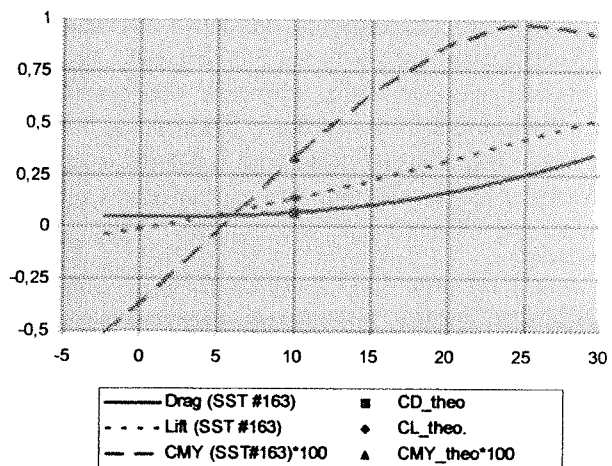
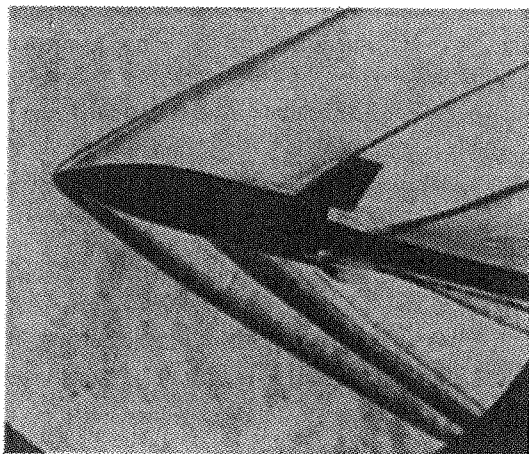
- Handbuchmethoden (DATCOM),
- Panelverfahren (HISSS) und
- CFD Programme (CFX, τ -code, CEVCATS, DAVIS-VOL),

und experimentelle Einrichtungen, wie

- NWB, Niedergeschwindigkeits-Windkanal Braunschweig,
- TWG, Transsonische Windkanal Göttingen,
- SST, Super-Sonic Tunnel, Amsterdam (NL),
- HST, High Speed Tunnel, Amsterdam (NL)
- SWL, Stoßwellenlabor, RWTH Aachen,
- Niedergeschwindigkeitswindkanal, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik, RWTH Aachen und
- LLF, Large Low speed Facility, Emmeloord (NL)

benutzt. Obgleich sich im Hinblick auf das PHOENIX Landeexperiment ein Schwerpunkt der Aktivitäten im subsonischen Bereich nahezu zwangsläufig ergibt, wurde während der gesamten Entwicklung des Vehikels die Flieg- und Steuerbarkeit längs der gesamten Trajektorie untersucht. Wesentliche aerodynamische Parameter wurden experimentell für transsonische Machzahlen (TWG, HST) und auch supersonische Anströmbedingungen bis $M = 4$ (SST) bestimmt. Für höhere Machzahlen und Enthalpien gibt es erste experimentelle Ergebnisse aus dem Stoßwellenlabor. Ausgewählte Testergebnisse wurde mit theoretischen Verfahren nachgerechnet, mit dem Ziel die Vorhessagewerkzeuge für die bislang nicht experimentell abgedeckten Bereiche mit guter Verlässlichkeit einsetzen zu können.

Ergebnis:



Schlierenaufnahme: HOPPER im DNW-SST

Vergleich der aerodynamischen Beiwerte:
Experiment - CFD Analyse (DAVIS-VOL)

weiteres Vorgehen:

Abschluß der Arbeiten an der aerodynamischen Datenbasis für das PHOENIX Projekt (Flugerprobung im April/Mai 2004).

Fortsetzung der theoretischen Analysen im hohen Machzahlbereich mit den Schwerpunkten Klappenwirksamkeiten und Aufheizung.

Datum: 15.10.2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Ognjan Božić, Dr.-Ing. Jose M. Longo

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: J. Behrens, EADS Space Transportation, Bremen (D), System Aspects
P. Lehmann, French-German Research Institute, Saint-Louis (F), Railgun

Thema: Hypersonic Propelled Projectile for Deployment of small Orbital Payloads using Electromagnetic Railgun Technology

Ausgangssituation: EADS – Space Transportation is leading a study aimed to investigate the possibility to launch pico- and nano-satellites with scientific payloads into Low-Earth-Orbit (LEO), based on a combination of an electromagnetic railgun and a hypersonic projectile. In the frame of that investigation, DLR is responsible for the design of a one stage small hypersonic propelled projectile.

Ziel: The main goal of the study is to determine the feasibility of such a projectile with emphasis in the flight mechanics, aero/thermodynamics and propulsion properties to be fulfilled and to identify the key-technologies associated to the railgun-launch system.

Lösungsweg: Here it is assumed that an electromagnetic railgun with a barrel length of 180 m is able to launch a 120 mm diameter projectile at a speed of 6 km/s. In order to the payload achieves orbital motion and to compensate the velocity losses due to gravity and aerodynamic drag, a rocket engine which supplies the required velocity difference is integrated into the projectile structure. The trajectories, computed with the 3DOF DLR code TRAJECTORY-3D, are function of the aerodynamic and mass properties of the projectile, characteristics of the rocket engine and properties of the earth atmosphere and start conditions. Thermal and mechanical loads are computed using the DLR N-S code TAU and adapted grids with 3.7 million points. The rocket engine properties, main dimensions and weights of the elements are estimated with the DLR code ENGINE-MOD.

Ergebnis:

Minimum projectile mass due to trajectory optimisation: the calculation shows that a projectile with total mass $m_t = 41\text{kg}$, payload $m_p = 5\text{kg}$, propellant mass $m_f = 29,4\text{kg}$ and a hybrid rocket motor with specific impulse in vacuum of $I_{sp} = 338\text{sec}$ and corresponding total impulse $I_{tot} = 97,600\text{Nsec}$ plenty fulfill the mission request to launch 5 kg payload in circular LEO. A projectile with a liquid rocket motor for the same request have a total mass $m_t = 46\text{kg}$, propellant mass $m_f = 32\text{kg}$, motor with $I_{sp} = 346\text{sec}$ (in vacuum) and corresponding $I_{tot} = 109,000\text{Nsec}$.

Thermal protection system: The computed surface temperature distribution, calculated with DLR code TAU, shows (Fig. 1) that the hottest locations are the tip of the nose cone, approx. 2900 K, the junction between fuselage and fins and at the fins leading edges, approx. 1700 K. The computations are done for steady conditions assuming that the thermal gradients acting on the projectile surface are almost the same as for unsteady conditions and scaling the absolute values with a corrected stagnation point value. The computed heat flux at the stagnation point is corrected by means an extrapolation factor attained through a similarity function from experiments in ISL¹ for lower mach numbers. The thermal protection of critical areas could be based on ablation-, transpiration- or passive-cooling.

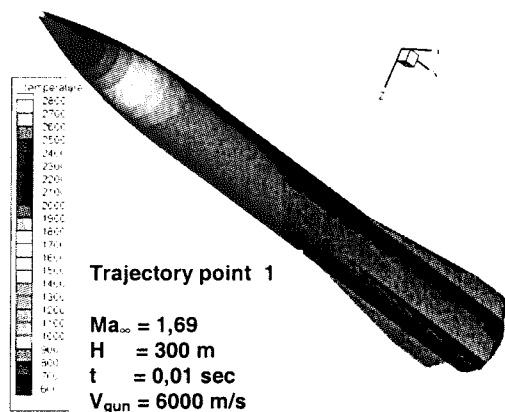


Fig. 1: Initial projectile configuration
- surface temperature distribution

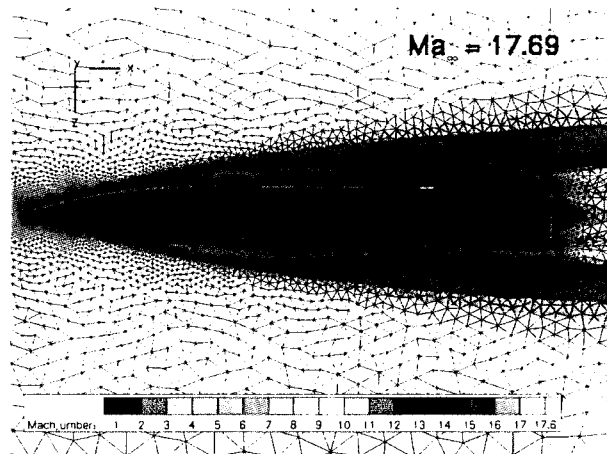


Fig. 2: Mach number contour around a propelled projectile (unstructured N-S-grid 3,7 mil. points)

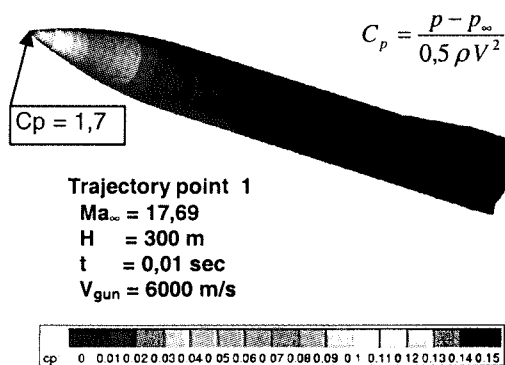


Fig. 3: Initial projectile configuration
- surface pressure distribution

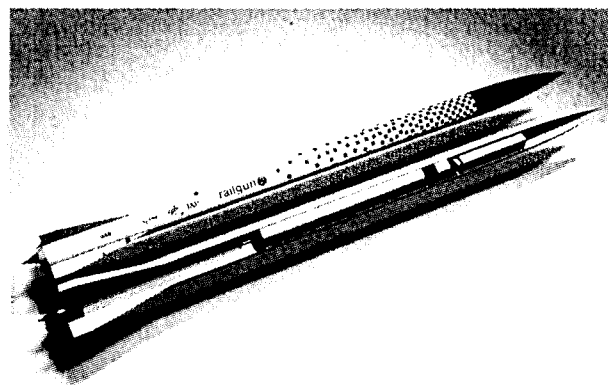


Fig. 4: Layout of projectile with hybrid rocket engine – optimised configuration

Propulsion system: Three concurrent propulsions systems are considered for the rocket engine: solid, liquid and hybrid propellants type. It is shown that the most promising propulsion systems are: (I) hybrid engine based on hydrogen peroxide/wax propellants (**Fig. 4**) and (II) liquid engine based on hydrogen peroxide/ hydrocarbon propellants. For both systems it is chosen (1) a simple pressure feeding system on the basis of helium as a working gas; (2) a simple control and condition monitoring system; (3) a combustion chamber with short burning time (approx. 10 sec) and a carbon based ablation cooling system; (4) an ablation cooled plug (aerospike) nozzle. Also, it is proposed a high integration level of all components accomplished mainly by carbon fiber based composite technology.

Weiteres Vorgehen:

Literatur:

1. F. Seiler, U. Werner, G. Patz: "Ground Testing Facility for Modelling Real Projectile Flight Heating in Earth Atmosphere", Journal of Thermophysics and Heat Transfer, V.16, No. 1, Jan.-March 2002, pp. 101-108
2. J. Behrens, P. Lehmann, J. M. Longo, O. Božić, M. Rapp, A. C. Reis: "Hypersonic and Elektromagnetic RAIL GUN Technology as a Future Alternative for the Launch of Suborbital Payloads", ESA Symposium on Rocket and Balloon Programs, St. Gallen, Schweiz, 3. June 2003
3. Ognjan Božić, Jose M. Longo, Peter Giese, Jörg Behrens: "Design of Propelled Projectile to Provide Escape Velocity for Nano – satellite", 54th Congress of International Astronautic Federation, 29. September – 3. October 2003, Bremen, Germany

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: B. Esser¹, A. Gülhan², R. Schäfer³

Institution: ^{1,2} DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
³ DLR, Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung

Adresse:	Linder Höhe	¹ Telefon: 02203 6012198
	51147 Köln	Telefax: 02203 6012344
		e-mail : Burkard.Esser@dlr.de
	Linder Höhe	² Telefon: 02203 6012363
	51147 Köln	Telefax: 02203 6012085
		e-mail : Ali.Guelhan@dlr.de
	Pfaffenwaldring 38-40	³ Telefon: 0711 6862469
	70569 Stuttgart	Telefax: 0711 6862227
		e-mail : Roger.Schaefer@dlr.de

weitere Partner: A. Mack, DLR Braunschweig

Thema: Experimentelle Untersuchungen zur thermischen Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an einem generischen Steuerflächenmodell in einem Hochenthalpie-Strömungsfeld

Ausgangssituation:

Das thermo-mechanische Verhalten hochbelasteter Komponenten von Raumfahrzeugen in einer chemisch reagierenden Hochenthalpie-Strömung kann nur mit großer Unsicherheit vorhergesagt werden, was hohe Sicherheitsmargen erfordert und dadurch die Kosten eines Raumfahrzeugs wesentlich erhöht.

Während der Entwicklung werden Struktur- und Strömungssimulationen üblicherweise unabhängig voneinander durchgeführt, wobei häufig vereinfachende Randbedingungen angesetzt werden. Beispielsweise werden Strömungssimulationen häufig mit strahlungsadiabater Wand durchgeführt. Wärmeeinträge in die Struktur sowie Wärmeströme entlang der Oberfläche werden dabei vernachlässigt. Im Projekt IMENS (Integrierter Multidisziplinärer ENtwurf heißer Strukturen von Raumtransportern) wird ein Simulationswerkzeug zur gekoppelten Simulation von heißen Strukturen von Wiedereintrittskonfigurationen entwickelt.

Ziel:

Bevor gekoppelte Simulationen im Entwicklungsprozess verwendet werden können, müssen die erhaltenen Resultate zunächst durch Vergleich mit experimentellen Resultaten validiert werden. Die Durchführung solcher Experimente an Wiedereintrittskonfigurationen erfordert geeignete Hochenthalpiekanäle mit entsprechend langer Messzeit. Die thermischen Auswirkungen der Strömungs-Struktur-Kopplung lassen sich dann mit Hilfe moderner Temperaturmessverfahren auf der Oberfläche sowie innerhalb der untersuchten Struktur identifizieren.

Lösungsweg:

Im Rahmen von IMENS wurde eine umfangreiche Testkampagne an einem generischen Steuerflächenmodell im lichtbogenbeheizten Windkanal L3K des DLR durchgeführt, um eine experimentelle Datenbasis für die Validierung gekoppelt durchgeführter Simulationen aufzubauen. Eine ähnliche Testreihe war auch für ein generisches Nasenkappenmodell durchgeführt worden [1]. Das Steuerflächenmodell besteht aus einer Rampe und zwei Steuerklappen, die unabhängig voneinander auf 15° und 30° angestellt werden können. Rampe und Steuerklappen bestehen aus dem Thermalschutzmaterial C/C-SiC, welches auch für die Nase von X-38 verwendet wurde. Auch der Klappenkasten unterhalb der Klappen besteht aus diesem Material.

Ergebnis:

Während der Tests wurde die Oberfläche des Modells mit zwei Infrarot-Kameras und fünf Pyrometern beobachtet. Abbildung 1 zeigt eine typische Infrarot-Aufnahme bei einem Anstellwinkel von 10° und Klappenwinkel von 15° . Zusätzlich wurde die Temperaturentwicklung innerhalb des Modells mit einer Vielzahl von Thermoelementen gemessen. Die Messzeit wurde dabei so gewählt, dass sich stationäre Temperaturen auf der Oberfläche einstellen konnten.

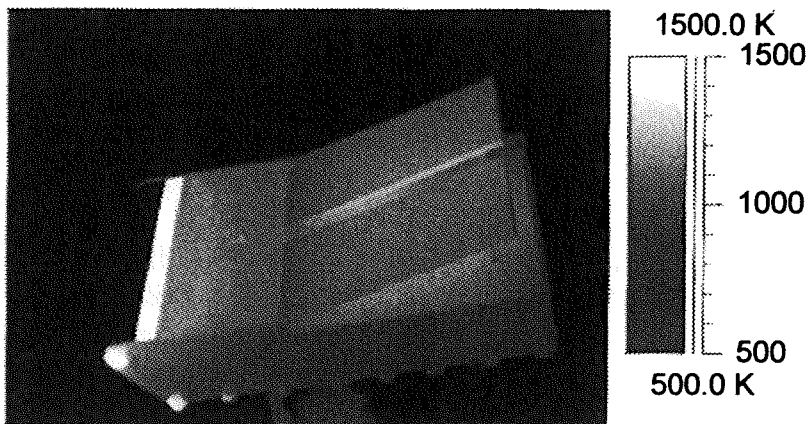


Abb. 1:

Generisches Steuerflächenmodell im Hochenthalpie-Strömungsfeld des L3K.

Für drei unterschiedliche Konfigurationen wurden Tests durchgeführt. Dabei wurde sowohl der Anstellwinkel des Modells als auch der Klappenwinkel variiert. In allen Konfigurationen zeigte sich, dass sich bedingt durch die relativ gute Wärmeleitung im Keramikmaterial auch die Leeseite der Klappen sehr schnell aufheizt. Dies führt zu einer erheblichen Aufheizung des Klappenkastens durch Wärmestrahlung.

Literatur:

- [1] B. Esser, A. Gülhan, R. Schäfer, A. Mack, Experimental Investigation of Thermomechanical Fluid-Structure Interaction in High-Enthalpy Flow, Proc. 5th Int. Congress on Thermal Stresses and Related Topics, Blacksburg, VA, WA-1-1-1, 2003.

weiteres Vorgehen:

Eine weitere Testkampagne ist geplant, in der u.a. eine leicht geänderte Geometrie mit asymmetrischer Klappenkonfiguration und höheren Seitenplatten untersucht wird.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Estorf, Prof. Dr.-Ing. R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik

Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3

38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2975

Telefax: 0531/391-5952

e-mail: m.estorf@tu-bs.de

weitere Partner: Prof. Dr.-Ing. G. Koppenwallner, Dipl.-Ing. R. Müller-Eigner
(Hyperschall und Strömungstechnik GmbH)

Thema: Der Hyperschallwindkanal Ludwiegrohr Braunschweig (HLB)

Ausgangssituation: Das Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig hat einen neuen Hyperschallwindkanal in Betrieb genommen. Der Kanal arbeitet nach dem Ludwieg'schen Speicherrohrprinzip [1] und erlaubt Messzeiten von $T \approx 80\text{ms}$ bei der Auslegungsmachzahl $Ma = 6$ und Reynoldszahlen von bis zu $Re/l = 1,8 \cdot 10^7/m$. Die Messstrecke ist mit einem Durchmesser von $0,5\text{m}$ für Modelle von etwa $0,2\text{m}$ Länge bei moderaten Anstellwinkeln geeignet.

Die Auslegung des Kanals erfolgte im Hinblick auf die zur Verfügung stehenden Mittel mit einem Kompromiss zwischen guter Strömungsqualität und den Anschaffungs- und Betriebskosten. Konzeptionell entspricht der Kanal dem bereits früher von der Firma HST gebauten Hochschul-Hyperschall-Kanal [2]. Dieser Kanal zeichnet sich insbesondere durch die Verwendung eines pneumatischen Schnellschlussventils im engsten Querschnitt der Hyperschalldüse aus. Das Ventil trennt das 17m lange Druckspeicherrohr von dem Niederdruckteil der Anlage mit dem divergenten Teil der Düse, der sich anschließenden Messstrecke, dem Diffusor und dem Vakuumkessel (siehe Bild 1). Als Messzeit mit konstanten Zuströmbedingungen in der Messstrecke steht der Zeitraum zur Verfügung, während dessen eine Expansionswelle vom geöffneten Ventil ausgehend durch das Speicherrohr läuft, an dessen Ende reflektiert wird und die Düse wieder erreicht. Kurze Schaltzeiten des Ventils sollen es ermöglichen, dieses nach Ende der Messzeit zu schließen, so dass keine weitere Luft dem Speicherrohr entweicht. Der Zeit- und Energieaufwand zur Vorbereitung eines darauffolgenden Kanallaufs beschränkt sich dann darauf, den verhältnismäßig geringen Druckausgleich, der während der Messung zwischen Druckspeicher und Vakuumtank stattgefunden hat zu kompensieren. Ferner muss die bei jedem Versuch aus dem Speicherrohr ausgeschobene Gassäule beheizt werden, um Kondensationen in der Messstrecke zu vermeiden. Die beheizte Rohrlänge des HLB beträgt 3m .

Der Nachteil der Verwendung eines Schnellschlussventils liegt in der Beeinflussung der Strömungsqualität durch den Ventilblock vor der Düse. Die Grenzschichten dieses auf der Düsenachse gelegenen Körpers führen zu Gesamtdruckverlusten, welche nicht gleichförmig über den Querschnitt verteilt sind. Somit verschlechtert sich auch die Gleichmäßigkeit der Strömung in der stromab gelegenen Messstrecke. Diese Problematik musste beim aerodynamischen Entwurf von Ventilblock und Düse berücksichtigt werden. Hierfür wurden vorab umfangreiche numerische Berechnungen der Düsenströmung mit einem Navier-Stokes-Verfahren durchgeführt [3]. Dabei wurde die Düsenkontur im Hinblick auf die Stärke der auftretenden Expansions- und Kompressionswellen optimiert (siehe Bild 2). Für die endgültig ausgewählte Düsenkontur ergibt sich, dass die Ungleichförmigkeit der Messstreckenströmung infolge des Nachlaufs des Ventilblocks in der gleichen Größenordnung liegt, wie Ungleichförmigkeiten durch die Expansions- und Kompressionswellen der achsensymmetrischen, konturierten Düse.

Ziel: Durch den vergleichsweise großen Messstreckenquerschnitt bietet der Kanal die Möglichkeit, an Modellen entsprechender Größe durch Einsatz thermographischer Messmethoden lokale Strömungsphänomene zu untersuchen. Dabei sollen in Zukunft Spitzen der Wärmebelastung an Steuerklappen von Hyperschall-Fluggeräten untersucht werden.

Lösungsweg: Hinsichtlich seiner Strömungsqualität ist der Kanal nach seiner Inbetriebnahme zunächst zu untersuchen. Dabei soll der Verlauf des Pitotdruckes über den Querschnitt der Messstrecke in verschiedenen axialen Positionen vermessen und mit den Ergebnissen der Navier-Stokes-Rechnungen verglichen werden. Hierfür ist der Kanal mit einem Pitotrechen und einem elektronischen Messdatenerfassungssystem ausgestattet. Damit lassen sich während eines Kanallaufes auch der Druck- und der Temperaturverlauf im Testgas vor dem Eintritt in die Lavaldüse aufzeichnen.

Ergebnis: Die Inbetriebnahme des HLB verlief erfolgreich. Ein Ergebnis erster Kalibriermessungen zeigt Bild 3. Der gemessene Pitotdruck zeigt zufriedenstellende Übereinstimmung mit der Auslegungsrechnung. Er weicht über die Höhe des Messquerschnitts um nicht mehr als $\pm 1,2\%$ von seinem Mittelwert ab. Temperaturmessungen im beheizten Teil des Speicherrohres deuten aber auf starke Konvektionsströmungen im Speicherrohr hin, welche die Qualität der Strömung in der Messstrecke beeinflussen. Der Kanal muss für den weiteren Betrieb mit einer thermisch isolierenden Klappe ausgestattet werden, die den beheizten Teil des Speicherrohres vom unbeheizten bis kurz vor einem Kanallauf trennt.

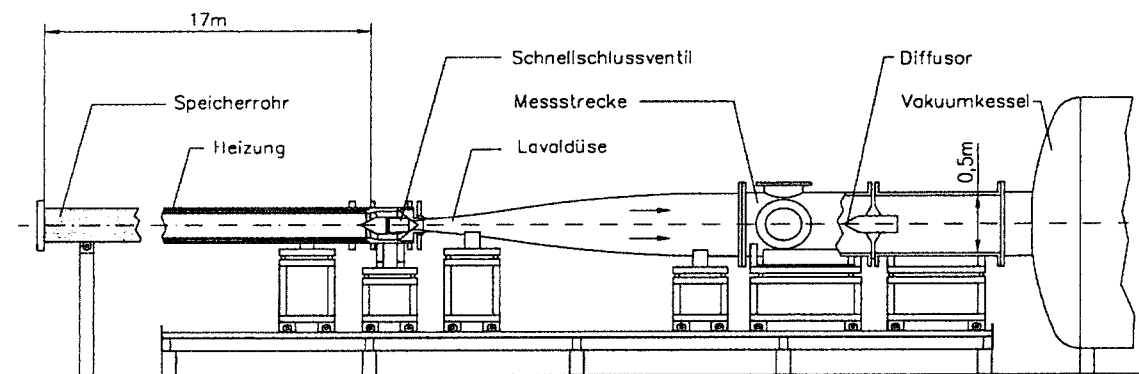


Bild 1: Skizze des HLB

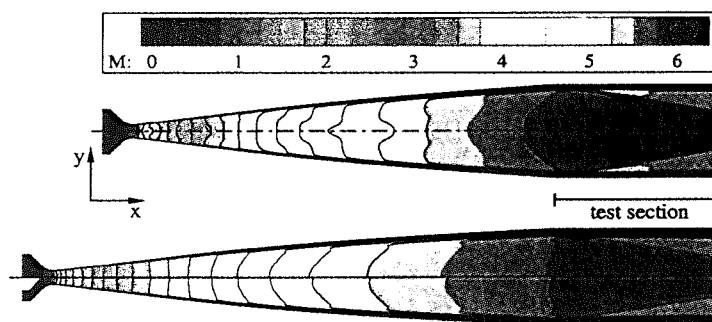


Bild 2: Berechnete Machzahlverteilung in der Düse des Vorentwurfs ohne Ventilstöbel (oben) und in der am HLB ausgeführten Düse (unten) ohne (obere Düsenshälfte) und mit (untere Düsenshälfte) Ventilstöbel.

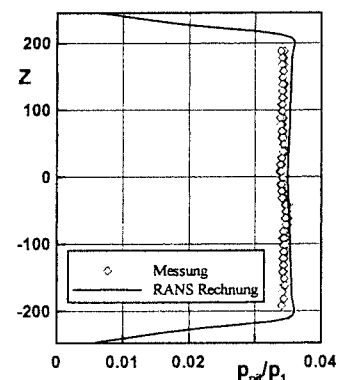


Bild 3: Vergleich des Pitotdruckverlaufs zwischen Messung und Rechnung über der Höhe der Messstrecke.

Literatur:

- [1] H. Ludwig: „Der Rohrwindkanal“, Z. f. Flugwiss. 3, Nr. 7, S. 206-216, (1955).
- [2] G. Koppenwallner, R. Müller-Eigner, H. Friehmelt: „HHK Hochschul-Hyperschall-Kanal: Ein „low-cost“ Windkanal für Forschung und Ausbildung“, DGLR Jahrbuch 1993 Vol. II., (1993).
- [3] D. Kožulović, R. Radespiel, R. Müller-Eigner: „Aerodynamic Design Parameters of a Hypersonic Ludwig Tube Nozzle“, Conference Proceeding: West East High Speed Flow Fields 2002, D. E. Zeitoun, J. Periaux, J. A. Désidéri and M. Martin (Eds.), (2002).

Mitteilung

Projektgruppe/ Hyperschall
Fachkreis
Autoren P. Giese
Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Adresse Lilienplatz 7 **Telefon:** 0531 / 295 - 2453
38108 Braunschweig **Telefax:** 0531 / 295 - 2330
Thema Discription of the calculation method to determine trajectories

Ausgangssituation: Aerothermodynamic optimization of space vehicles is a trade off between vehicle flight path, encountered fluid dynamic conditions and structure response. To apply such multidisciplinary study also along the the first steps of a design process, simple but rather accurate tools are needed. During the TETRA program DLR has developed and validated an aerodynamic optimizer based on the aeodynamic code HOTSOSE. A second step on the development of a preliminary design MOD tool is the coupling of the existing aerodynamic code with a code for flight trajectories computation.

Ziel: The present work describes the features of simple and user friendly computer program developed to simulate fliht trajectories of space vehicles during an provided number of timesteps.

Lösungsweg: Basis is a method for the calculation of little trajectories according to [1], which contains an orthogonal coordinate system. This method is characterized by treating a mass point taking in consideration all forces like inertia, gravitation, drag and thrust. It handles with numerical integration after the method of Runge Kutta. To calculate orbital trajectories, there must be handled the equivalence of forces in a polar coordinate system, so that additional centrifugal forces and coriolis forces must be concidered [2].

An orbital trajectorie can be calculated by time increments h with the Runge-Kutta method. The point of origin is the middle point of the earth. The local 3D polar-dimensional calculation is converted in 3D earth fixed coordinaten over sea level. Moreover the program has the following options:

- Consideration of the profil of wind over the altitude of any direction.
- Consideration of an additional lift over drag polare.
- Consideration of earth rotation.
- A distribution of thrust over time beginning either on a certain altitude or a certain angle of trajectory inclination.- Declaration of an inital speed. Besides diverse details to a missile project like total missile weight, missile weight without fuel, thrust as funktion of burning time of the rocket motor, ballistic coefficients, lenght of launcher, zero angle of trajectory inclination and initial speed, also constants for program control and limiter values for the Runge-Kutta method are envolved. The program code also encorporates the change of gravitational constants with altitude, earth rotation and three different atmospheric models.

Ergebnisse:In the **Figure 1** a typical LEO - trajectorie for an initial speed of 6000[m/s] from railgun and rocket ignition on the apogee is demonstated. Lower limit of velocity for circular earth orbit as a function of altitude is shown in **Figure 2**. Three distributions of the altitude and the velocities are schow in **Figure 3 and 4** from stable orbit for $I_{Sp} = 452$ [s], an unstanble orbit for $I_{Sp} = 435$ [s] to no orbit for $I_{Sp} \leq 415$ [s] for a total mass of 35[kg] with a fuel mass of 21[kg] for an elevation angle of railgun tube of $\theta = 31[^\circ]$ with an initial velocity of 6000[m/s]. In the **Figures 5 and 6** the influence of earth rotation and wind is shown.

- [1] S. Jankovic :
Spoljna balistica.
Vojnoizdavacki zavod, Belgrad, 1977, pp. 101 -108
- [2] A. Bohrmann:
Bahnen künstlicher Satteliten
BI 40 / 40a, 1966

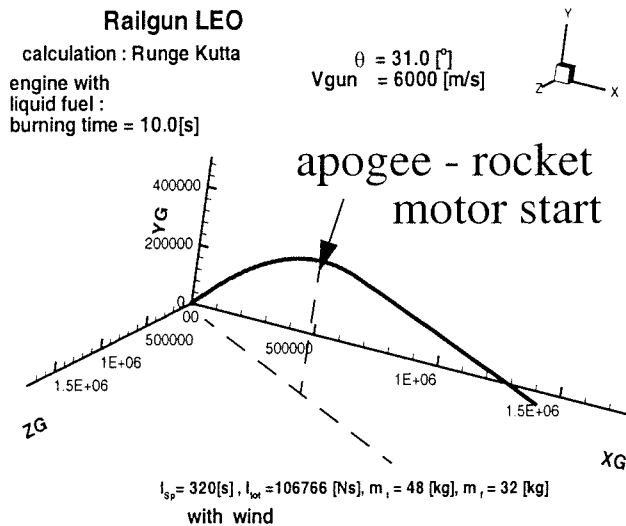


Figure 1: 3-dimensional rocket - missile profile

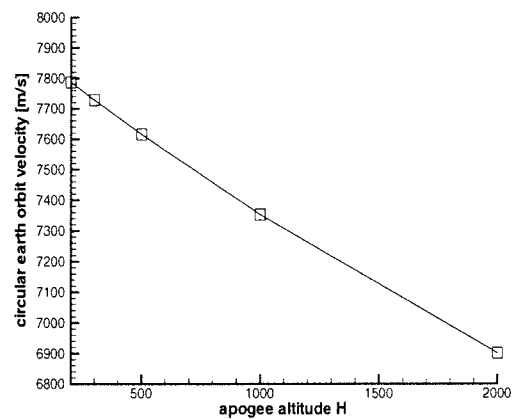


Figure 2 :

LEO velocity as funktion of altitude

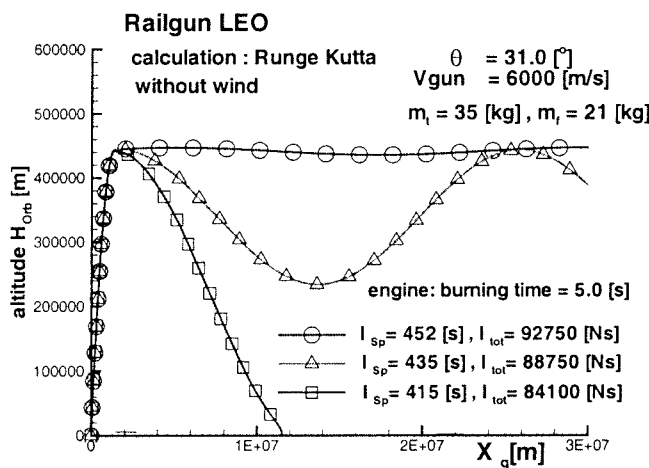


Figure 3: rocket trajectorie as function of path

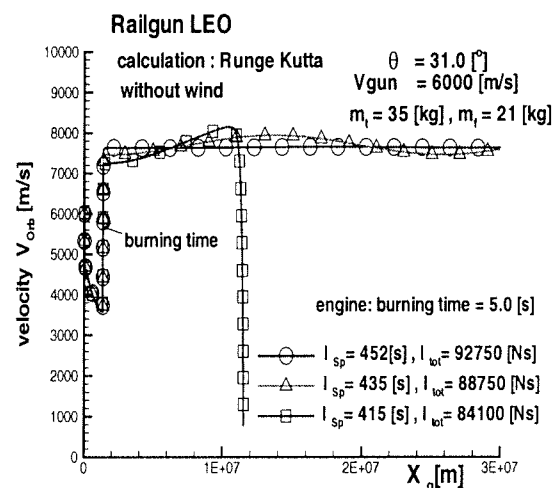


Figure 4: rocket velocity as funktion of path

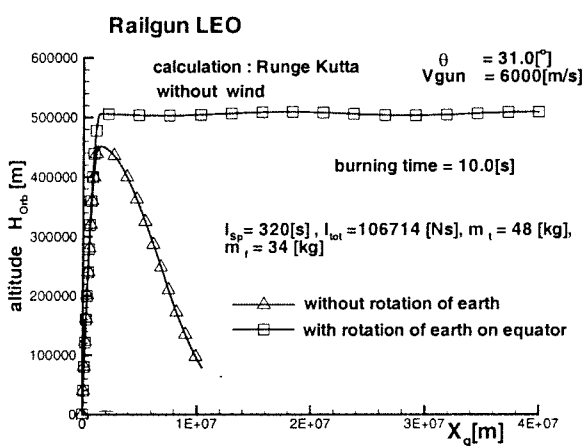


Figure 5: Influence of the earth rotation on the
 equator

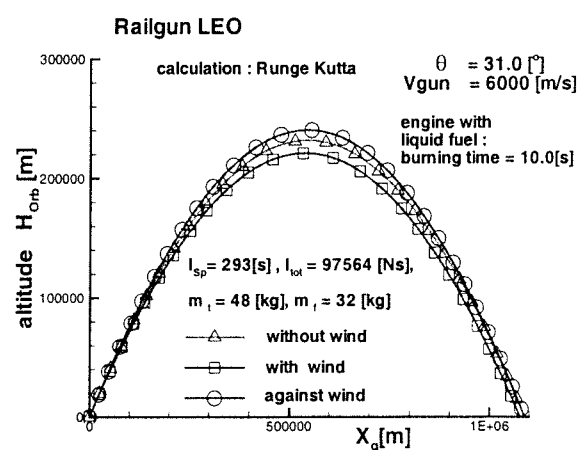


Figure 6 : Influence of wind
 (full c_L - c_{Dr} - polare)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Christoph Glößner, Prof. Dr.-Ing. Herbert Olivier

Institution: Stoßwellenlabor, RWTH Aachen

Adresse: Templergraben 55, 52056 Aachen

Telefon: 0241-8026401

Telefax: 0241-8022175

e-mail : chris@swl.rwth-aachen.de

weitere Partner: Astrium GmbH / EADS-ST

Thema: Aerodynamische Beiwerte der HOPPER-Konfiguration im Hyperschall

Ausgangssituation: Im Rahmen des ASTRA-Programms wurde unter Federführung der Astrium GmbH/EADS-ST das Raumtransportsystem HOPPER mit wiederverwendbarer Unterstufe in Form eines geflügelten Wiedereintrittskörpers konzeptioniert. Die erfolgreiche Missionsdurchführung hängt maßgeblich von der Kenntnis der Hyperschallaerodynamik und -aerothermodynamik des Fahrzeugs beim Wiedereintritt in die Atmosphäre ab.

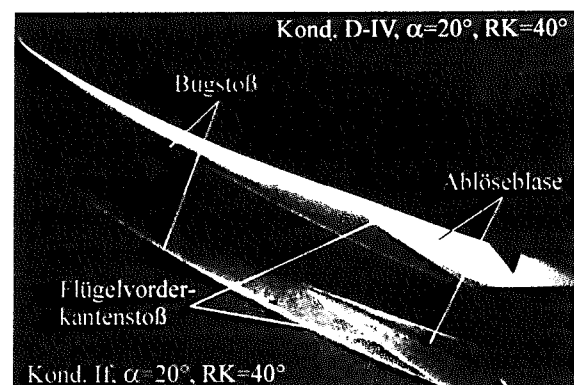
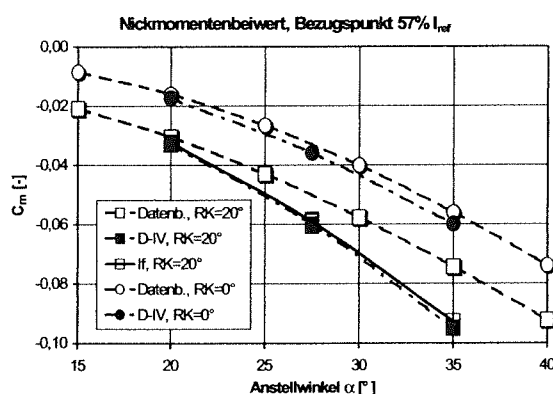
Ziel: Die aerodynamischen Beiwerte der Konfiguration bei hohen Anstellwinkeln und unterschiedlichen Ausschlagwinkeln der Trimmklappe sollten bestimmt werden. Dabei sollte auch untersucht werden, ob die ermittelten Beiwerte durch Realgaseffekte bei Versuchsbedingungen mit hoher Ruheenthalpie beeinflusst werden. Die erhaltenen Daten sollten dabei auch zur Validierung entsprechender numerischer Simulationsrechnungen dienen.

Lösungsweg: Im Stoßwellenkanal TH2/TH2-D wurden Kraft- und Momentenmessungen im Hyperschall an einem Modell der HOPPER-Konfiguration von 240 mm Länge durchgeführt. Die Erfassung der auftretenden Kräfte und Momente erfolgte mit einer im Modell montierten Dehnmessstreifenwaage. Die Strömung um das aus kohlefaserverstärktem Kunststoff gefertigte Modell wurde bei Anstellwinkeln von 20°, 27,5° und 35° und Rumpflappenwinkeln von 0° (clean configuration), 20° und 40° untersucht. Die Messungen erfolgten bei zwei Versuchsbedingungen mit relativ hoher Ruheenthalpie (D-III, $h_0=9$ MJ/kg, und D-IV, $h_0=14,2$ MJ/kg), die entsprechende Punkte der HOPPER-Trajektorie repräsentieren. Außerdem wurden bei einer Kondition (If, $h_0=2,0$ MJ/kg), die bezüglich Mach- und Reynoldszahl der freien Anströmung an die Kondition mit der höchsten Ruheenthalpie (D-IV, 14,2 MJ/kg) angepasst ist, aber eine deutlich niedrigere Ruheenthalpie aufweist, Versuche mit Klappenwinkeln von 20° und 40° durchgeführt. Auf diese Weise sollte geklärt werden, ob die Realgaseffekte der Hochenthalpieströmung bei der gegebenen Konfiguration Einfluss auf die ermittelten Beiwerte haben.

Ergebnis: Die aerodynamischen Beiwerte der HOPPER-Konfiguration konnten für die gewählten Anstell- und Klappenwinkel erfolgreich bestimmt werden. Ein signifikanter Unterschied zwischen den bei Kondition D-III und D-IV ermittelten Werten war nicht festzustellen. Die Messwerte wurden mit den Werten einer vorläufigen aerodynamischen Datenbasis verglichen, die auf Rechnungen nach dem Newton-Verfahren basiert und von Astrium zur Verfügung gestellt wurde. Dabei zeigt sich, dass die Datenbasis für Auftriebs- und Widerstandsbeiwert generell zu niedrige Werte liefert. Die Differenz zu den Messwerten wächst mit zunehmendem Anstellwinkel und zunehmendem Klappenwinkel. Die Übereinstimmung im

STAB

Nickmomentenbeiwert ist für alle Klappenwinkel bei 20° Anstellwinkel und bei clean configuration über den gesamten Anstellwinkelbereich gut, starke Abweichungen zeigen sich für Klappenwinkel von 20° und 40° bei Anstellwinkeln von 27,5° und 35°. Das in diesen Fällen gemessene Nickmoment ist deutlich nasenlastiger. Zunächst wurden zwei mögliche Ursachen festgestellt: zum einen konnte bei Untersuchungen der ersten Space Shuttle-Flüge festgestellt werden, dass die Wirksamkeit der Rumpflappe durch Realgaseffekte erhöht wurde, die in den vorangegangenen Simulationen und Windkanalversuchen nicht erfasst worden waren. Ebenso konnten bei den HOPPER-Messungen Realgaseffekte der Hochenthalpiekonditionen, die von den Newton-Rechnungen nicht berücksichtigt werden, für die Unterschiede im Nickmoment verantwortlich sein. Zum anderen ist auf den Schlierenaufnahmen im Bereich vor der Rumpflappe eine sehr große Ablöseblase zu erkennen (siehe untenstehende Abbildung). Der erhöhte Druck in der Ablöseblase kann ebenfalls zur Erzeugung eines nasenlastigen Moments beitragen. Mit den Versuchen bei Kondition If ($h_0=2,0$ MJ/kg) konnte nachgewiesen werden, dass die Realgaseffekte in diesem Falle zu vernachlässigen sind und die Ablöseblase den Nickmomentenhaushalt bestimmt: Die Messergebnisse der Versuche bei Hoch- und Niedrigenthalpie zeigen keine signifikanten Unterschiede. Die zugehörigen Schlierenaufnahmen bestätigen dagegen, dass auch hier eine Ablöseblase gleicher Ausdehnung auftritt, wodurch sich die Übereinstimmung der Versuchsergebnisse erklären lässt.



Literatur:

V. Störkmann, H. Olivier, H. Grönig: *Force Measurements in Hypersonic Impulse Facilities*, AIAA-Journal, Vol. 36, No. 3, 1998, pp. 342-348

C. Glöbner, H. Olivier: *Force and Moment Coefficients of the HOPPER / PHOENIX-Configuration in Hypersonic Flow*. Proceedings of the 3rd Int. Symposium on Atmospheric Re-entry Vehicles and Systems, Arcachon/France, 24-27 March 2003 (to be published)

B.J. Griffith, J.R. Maus, B.M. Majors, J.T. Best: *Addressing the Hypersonic Simulation Problem*, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 24, No. 4, 1987, pp. 334-341

Weiteres Vorgehen: An einem 15°-Rampenmodell soll nachgewiesen werden, dass bei den Konditionen D-IV und If die Abmessungen der Ablöseblase vor der Rampe gleich sind und das in der Blase erreichte Druckniveau im Verhältnis zum statischen Druck der freien Anströmung gleich ist, dass also die Ausbildung der Ablöseblase bei den gegebenen Versuchskonditionen keinen Realgaseinflüssen unterliegt. Am HOPPER-Modell sollen für den größten Anstellwinkel und den größten Klappenausschlag Versuche bei mit der Kondition If vergleichbarer Machzahl und Ruheenthalpie, jedoch etwa 3,5mal höherer Reynoldszahl durchgeführt werden. Lage und Größe der entstehenden Ablöseblase werden durch Schlierenaufnahmen erfasst und die gemessenen Beiwerte verglichen.

Datum: 24. September 2003

STAB

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis
Ansprechpartner**

Hyperschall
Klaus Hannemann
Anthony Gardner

**Institution
Address**

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

Date

February 2004.

Topic

Supersonic combustion ramjet (Scramjet) testing in HEG.

Situation

The multi-stage chemical rocket has become established over many decades as the propulsion system for space transportation vehicles. Modern chemical rocket engine efficiency is however near to its optimisation limit. To create affordable and reliable transportation to orbit, the efficiency of rocket systems must be improved by coupling existing systems with new types of engines.

Goal

One option for this new type of engine is the supersonic combustion ramjet (scramjet), the logical successor to the turbojet engine and the ramjet for operation at high speeds. This airbreathing propulsion concept has the main advantage over rocket engines that it uses the atmospheric air as oxidizer, permitting an important decrease of on-board propellant mass. Unlike the standard ramjet engine, the losses involved with the deceleration of the flow to subsonic speed are avoided in a scramjet engine by maintaining supersonic flow in the combustion chamber. The fuel efficiency gains of scramjet engines potentially allow improvements in size of payload, cost/kg and reliability of future launch vehicles. However, there are conflicting studies as to whether scramjets offer high enough efficiencies to be practicable.

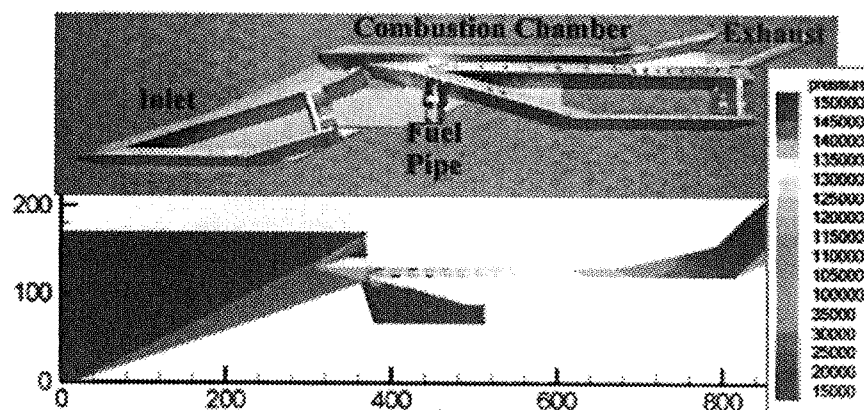


Figure 1

Solution

The HyShot Flight Program is an experimental flight program designed to provide supersonic combustion flight data for flight Mach numbers in excess of 7.5. A two stage Terrier-Orion Mk70 rocket boosted the payload and the empty Orion motor (the Orion

motor remains attached to the payload) to an apogee of approximately 315km. As the spent motor and its attached payload fell back to Earth they gathered speed, and the trajectory was designed so that between 37km and 23km they were travelling at approximately Mach 7.6. It was during this part of the trajectory that the measurements of supersonic combustion were made.

A scramjet model of identical geometry to one flown on a Terrier-Orion rocket was tested in the HEG shock tunnel (Figure 1). This model was tested at conditions identical to free flight at between 27 km and 33 km altitude at Mach 7.6. Hydrogen fuel was injected during the tests. In addition, CFD was performed on a 2-D model without combustion, and good agreement was achieved with experimental results (Figure 1).

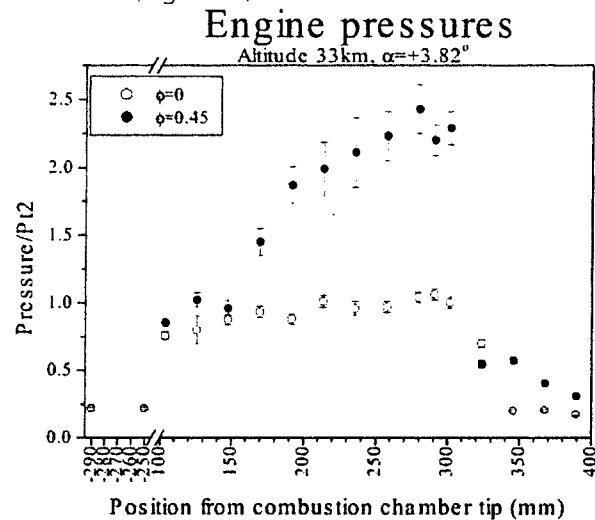


Figure 2

Results

The difference in the pressure traces due to combustion is clear (Figure 2). Pressures on the scramjet intake and in the front of the combustion chamber are consistent with analytical predictions of the pressure rise through an oblique shock. A steady rise in the pressure in the combustion chamber is observed due to the thickening of the boundary layer. The use of nitrogen as a test gas permitted the estimate of a mixing length from the measurement of the cooling effect of the fuel on the wall heat fluxes, and the measurement of a baseline pressure for the calculation of the expected pressure after combustion. Increasing the temperature in the combustion chamber showed that the initiation time could be changed in a controlled manner. The results show that scramjet testing is possible in the HEG. During the test time of the HEG boundary layers within the Hyshot wind tunnel test model are established, and stable combustion is observed. The measurement of heat fluxes show that boundary layer transition is observed at Reynolds numbers consistent with previous experiments.

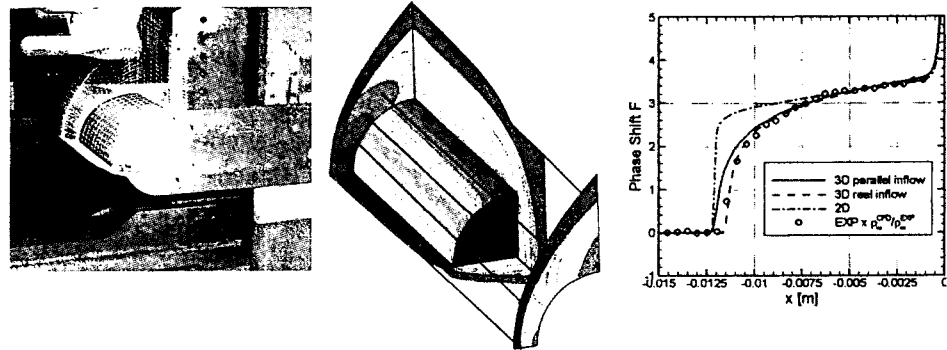
Future Work

HEG is one of the largest facilities of its type, and thus future work on scaling experiments in co-operation with smaller facilities around the world are possible.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Klaus Hannemann, Sebastian Karl, Jan Martinez Schramm
Institution	DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Address	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen Email: klaus.hannemann@dlr.de , sebastian.karl@dlr.de
Date	January 2004.
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 have to be correctly modelled by CFD tools as part of the design process for future space transportation systems.
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, such as the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen, HEG. Due to the fact that the development of measurement techniques to obtain additional and more detailed information about the flows in high enthalpy facilities 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 test campaign in which a cylindrical model was tested with its axis transverse to the high enthalpy flow was performed in HEG. Nitrogen and air test flows were investigated at different total enthalpies. Holographic interferometry and time resolved Schlieren were used to investigate flow properties in the shock layer. Further, surface heat flux and pressure measurements were recorded. The flow conditions in HEG are such that chemical and thermal relaxation processes influence significantly the flow in the shock layer and experimental results provide valuable data for validation of the respective models applied in CFD codes. The DLR CEVCATS-N code was used to compute the flow in the nozzle and past the

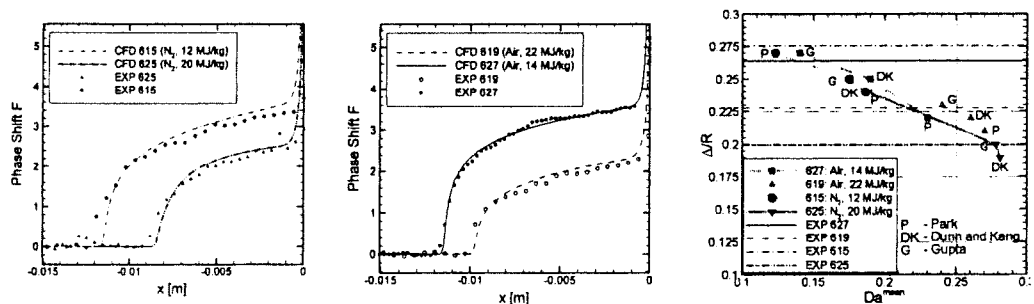
cylindrical model in the test section. Different reaction rate models were applied. Although the flow in the symmetry plane of the cylinder can be regarded as two dimensional, 3D effects become important for the interpretation of a line of sight measurement technique as interferometry. To compare the measurements with the computations, a numerical phase shift is computed from the CFD flow field solutions by integrating along lines of sight parallel to the axis of the cylinder and thus simulating the experiment.



Cylinder model with superimposed computational grid (left), CFD-Raytracing (center), 3D-sideflow effects on the phaseshift along the stagnation line (right)

Results

The experiments at the test conditions of HEG are well suited to investigate chemical and thermal relaxation phenomena. Both the nozzle flow (dominated by recombination reactions) and the flow in the test section (dominated by dissociation reactions) are subjected to strong chemical non-equilibrium effects. The static pressure and phase shift measurements proved to be a useful indicator of the accuracy of the different relaxation models. The interpretation of optical line of sight measurement methods such as holographic interferometry requires the knowledge of the entire flow field in order to quantify 3D effects. In this case, three-dimensional CFD flow field analysis allowed experimental measurements to be used for both the validation of CFD modelling of the flow in the shock layer, and the experimental evaluation of the free stream density in the test section.



Comparison of the measured and computed interferometric phase shift along the stagnation line for Nitrogen (left) and Air (center) flows at HEG, Correlation of the shock stand off distance and the mean Damköhler number on the stagnation streamline for the application of different chemistry models(right)

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 Hyperschallflugzeuge 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 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 in Abhängigkeit des Grenzschichtzustands gemessen. Von besonderem Interesse innerhalb der Einlaufströmung ist u.a. der Einfluss sich ausbildender Eckenströmungsfelder. Auf Basis gewonnener experimenteller Daten sollen allgemeingültige Kriterien zur Auslegung von Hyperschall-Einläufen gefunden werden.

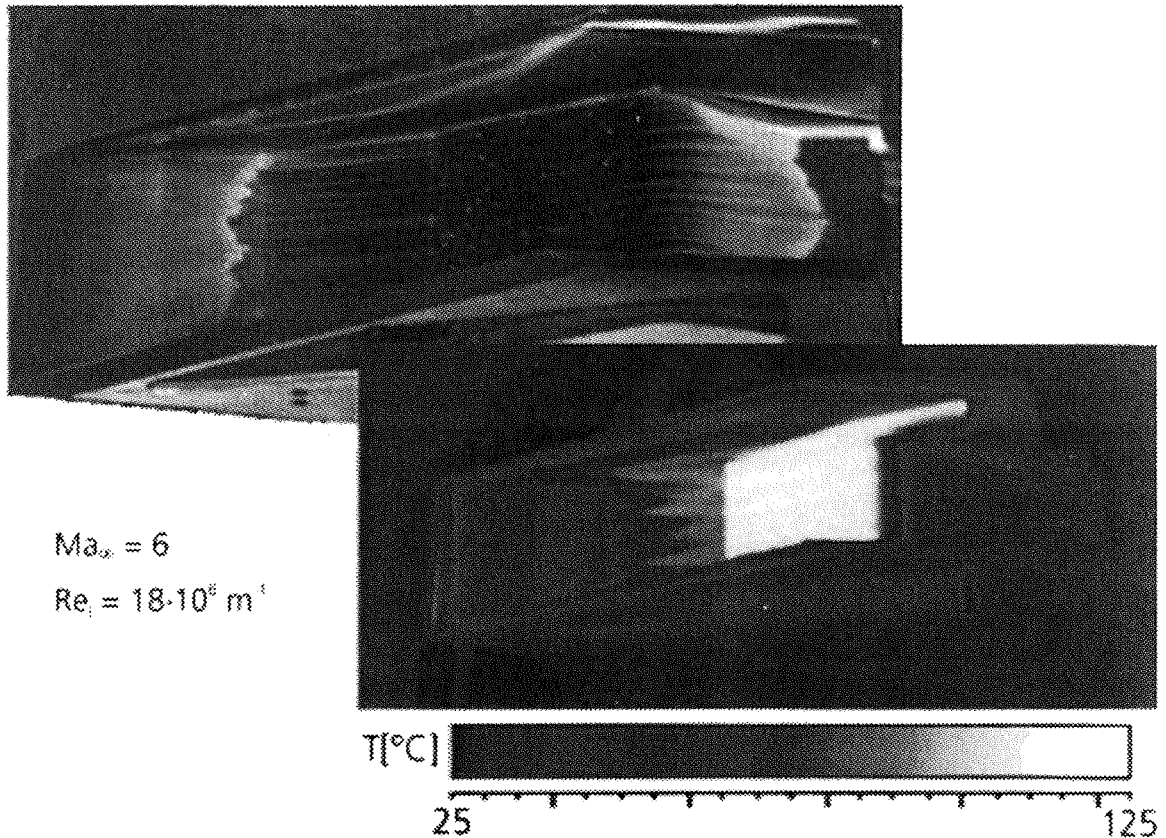
Lösungsweg:

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 Temperaturanstiegen 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 Temperaturverteilung nach 7 Sekunden. Dabei wird Grenzschichttransition auf der zweiten Einlauframpe angedeutet, so dass 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, veröffentlicht in "New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics III", Vol 77, S. 129-136, Springer, 2002.

weiteres Vorgehen:

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

Datum: 12. September 2003

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Hinderks, Prof. Dr.-Ing. R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2975

Telefax: 0531/391-2975

e-mail : m.hinderks@tu-bs.de

weitere Partner: DLR (Dr. Gülhan, Abteilung WK, Köln)

Thema: Fluid-Struktur Wechselwirkung bei der kalten Hyperschallströmung um ein generisches Nasenkappenmodell im Rahmen von IMENS

Ausgangssituation: Die exakte Bestimmung der aerothermodynamischen Lasten spielt bei der Auslegung von Wiedereintrittsfahrzeugen eine zentrale Rolle. Das Vorgehen bei der Analyse der Lasten ist dabei in hohem Maße durch die Interaktion von Strömung und Struktur gekennzeichnet. Im Rahmen von IMENS hat das DLR mit mehreren Partnern ein Simulationswerkzeug entwickelt, welches die thermische und mechanische Kopplung von Strömung und Struktur ermöglicht [1], [2]. Zur Validierung dieses Simulationswerkzeugs wurden Versuche im L3K und H2K des DLR durchgeführt.

Ziel: Nach der Qualifizierung des Verfahrens sollen Fluid-Struktur Wechselwirkungsanalysen an einem realistischen Demonstrationsmodell im Hinblick auf Flugbedingungen durchgeführt werden, um strömungs- und strukturseitige Entwurfsempfindlichkeiten zu analysieren. Die Kenntnis entwurfssensitiver Parameter ist hilfreich für die zukünftige Entwicklung des thermischen Schutzes von Wiedereintrittsfahrzeugen. Gegenstand dieser Mitteilung ist die Nachrechnung der Versuche im H2K. Bei $Ma = 6$ wurden als Parameter die Reynoldszahl zwischen 740000 und 5000000 und der Anstellwinkel zwischen 10 und 15 Grad variiert. Zudem wurden verschiedene geometrische Konfigurationen betrachtet.

Lösungsweg: Dem im Rahmen von IMENS entwickelten Interaktionsprinzip liegt die Kopplung partitionierter Verfahren zugrunde. Zur numerischen Simulation der Strömung dient der DLR-Code TAU [3]. Die numerische Simulation des Strukturverhaltens erfolgt mittels des kommerziellen FEM-Codes ANSYS. Beide Programme sind zur Lösung der Teilprobleme durch ihren hohen Entwicklungsstandard besonders qualifiziert. Die Kopplung der beiden Programme erfolgt über die kommerziell verfügbare Kopplungssoftware MpCCI. Die Schnittstelle zwischen den Programmen und MpCCI bilden Ko-Prozessoren. Während über MpCCI die Interpolation zu übertragender Größen wie Wärmeströme, Drücke und Verformungen vom Rechnernetz für die Strömung auf das Rechnernetz für die Struktur erfolgt, und umgekehrt, steuern die Ko-Prozesse den Datenfluß von und zu den Programmen.

Die Nachrechnung der Versuche erfordert strukturseitig eine instationäre Simulation, da während der ca. 30 sekundigen Versuchsdauer kein stationärer Zustand erreicht wird. Für die zeitliche Integration wird ein Zweischrittverfahren verwendet. In einem Prädiktorschritt wird dabei zunächst ein geschätzter Strömungszustand für den nächsten Zeitpunkt ermittelt und anschließend in einem zweiten Schritt korrigiert. Für ausgewählte Versuche werden Interaktionsanalysen sowohl mit rein thermischer Kopplung als auch mit thermischer und mechanischer Kopplung einschließlich Deformationen durchgeführt.

STAB

Eine Schwierigkeit stellt die Nachführung des strömungsseitigen Rechnetzes dar. Da an einer sich infolge thermischer oder mechanischer Lasten bildenden Stufe das strömungsseitige Rechnetz stark verzerrt wird, sind Verfahren, die auf einer Verformung des Rechnetzes basieren, nur für kleine Deformationen geeignet. Für größere Verformungen wurde daher die Chimera-Technik implementiert.

Ergebnis: In Abbildung 2 sind die Ergebnisse einer zweidimensionalen, instationären, gekoppelten thermischen Analyse dargestellt. Lokale Staupunkte im Bereich der Nase und der vorspringenden Stufe führen zu einer stärkeren Erwärmung des Modells in diesen Bereichen. Die Strömungsrechnung liefert jeweils den aerothermodynamisch übertragenen Wärmestrom. Dieser ist abhängig von der Oberflächentemperatur des Modell. Das Strukturanalysemodell ist reduziert auf zwei Baugruppen, eine 3 mm dicke äußere Schale, die aus dem keramischen Verbundwerkstoff C/C-SiC gefertigt ist, und dem Isoliermaterial KAPYROK. Korrelierend mit dem Wärmestrom steigt die Oberflächentemperatur des Modells.

Die Zunahme der Temperatur sinkt mit der Zeit, da der Wärmestrom mit der Zeit abnimmt. Abb. 3 zeigt einen Vergleich zwischen gemessenen Infrarot-Kameradaten und berechneten Werten an ausgewählten Stellen. Die Übereinstimmung zwischen Experiment und Nachrechnung ist zufriedenstellend. Weitere Sensitivitätsanalysen sind erforderlich, um den Einfluß verschiedener Parameter zu untersuchen.

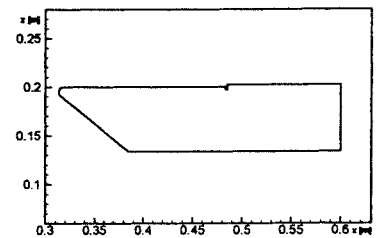


Abb. 1: Modellgeometrie

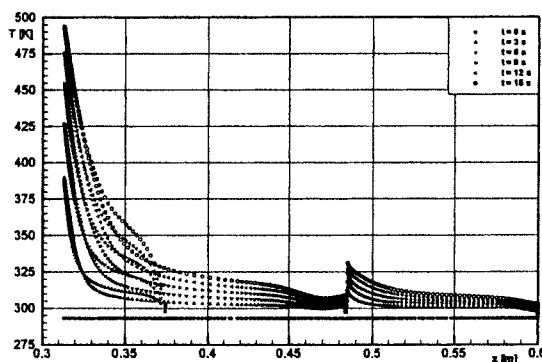


Abb. 2: Instationärer Oberflächentemperaturverlauf

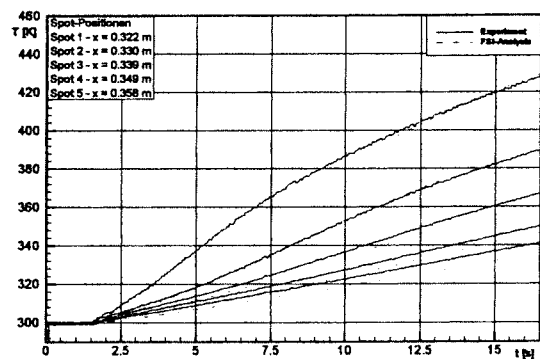


Abb. 3: Vergleich zwischen Experiment und Rechnung

Literatur:

- [1] **M.Haupt, R.Niesner, P.Horst:** Effiziente Techniken zur Kopplung von Analyse-Programmen zur Simulation thermischer und mechanischer Strömungs-Struktur Interaktion, VDI-Bericht 1682, S. 423-442, 2002.
- [2] **A.Mack, V.Hannemann:** Validation of the Unstructured DLR TAU-Code for Hypersonic Flows, AIAA 2002-3111, 2002.
- [3] **DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik:** TAU-Code User Guide, Release February 18th, 2003.

weiteres Vorgehen: Es sollen zunächst die Nachrechnungen der Versuche für das generische Nasenkappenmodell abgeschlossen und das eingesetzte Kopplungsverfahren qualifiziert werden (2D- und 3D-Analysen). Nach Abschluß der Validierungsphase soll ein Nutzungsdemonstrationsmodell generiert werden. Auf der Basis realer Strömungsbedingungen sollen Wechselwirkungsanalysen durchgeführt und entwurfssensitive Parameter untersucht werden.

MITTEILUNG

Projektgruppe/ Fachkreis	Hyperschall
Ansprechpartner	Alfons Kesting, Georg Dettleff
Einrichtung	DLR, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen Telefax 0551 709 2800 Email Alfons.Kesting@dlr.de , Georg.Dettleff@dlr.de
Datum	Februar 2004.
Thema:	Weiterentwicklung und Validierung eines Rechenmodells für Abgasstrahlen von Kleintriebwerken mit veränderlichem Isentropenexponent
Situation:	Satelliten benötigen zur Bahn- und Lagekorrektur Kleintriebwerke, deren Abgasstrahl zu unerwünschten Beaufschlagungen der Satellitenoberfläche mit Störkräften, Wärmelasten und Kontaminationen führen kann. Eine Quantifizierung dieser Beaufschlagungseffekte ist möglich, wenn man das Strömungsfeld des Abgasstrahles kennt. Die Strömung aus einem Steuertriebwerk zeichnet sich dadurch aus, dass die in weiten Bereichen der Düse vorliegende Kontinuumsströmung bereits in einer kurzen Entfernung hinter dem Düsenausgang nach dem Durchlaufen eines Übergangsgebietes in eine freimolekulare Strömung übergeht. Bei der Berechnung muss daher ein Verfahren für das Kontinuum in der Düse mit einer direkten Simulation für die freimolekulare Strömung kombiniert werden, was jedoch mit hohem Zeit- und Arbeitsaufwand verbunden ist. Deshalb wurde ein vereinfachtes, robustes und schnelles ComputermodeLL entwickelt, welches bislang nur für Gase mit einem von der Temperatur unabhängigen Verhältnis der spezifischen Wärmen κ, dem Isentropenexponent geeignet ist [1]. Durch die Temperaturabnahme bei der Expansion sinkt jedoch die Wärmekapazität der Abgase, wodurch der das Expansionsverhalten entscheidend beeinflussende Isentropenexponent größer wird.
Ziel:	Erweiterung des vorhandenen Rechenmodells, um die Auswirkungen eines nicht konstanten Isentropenexponenten auf die Düsenströmung und die Ausbreitung des Abgasstrahles zu berücksichtigen. Dabei sollen Schnelligkeit und Robustheit des Modells weiterhin durch Anwendung zweckmäßiger Vereinfachungen erhalten bleiben.
Lösung:	Die Glaubwürdigkeit von Rechenergebnissen muss stets anhand von experimentellen Daten überprüft werden. Deshalb ist es ein grundlegendes Erfordernis, Messdaten von hoch verdünnten Gasströmungen mit nicht konstantem Isentropenexponent zur Validierung zur Verfügung zu stellen. Mit der Simulationsanlage für Treibstrahlen Göttingen (STG), betreibt das DLR eine weltweit einzigartige Anlage, in der Kleintriebwerke unter Weltraumbedingungen getestet werden können und Messungen an Strömungsfeldern von Steuertriebwerken bis in den stark verdünnten Bereich hinein möglich sind. Um den Einfluss des Isentropenexponenten

auf die Expansion zu untersuchen, wurden Abgasstrahlen mit Modellgasen simuliert. Die bereits für Stickstoff mit $\kappa=1.4$ vorliegenden Daten [1], wurden mit Messungen ergänzt, bei denen Argon mit $\kappa=1.67$ als Modellgas zum Einsatz kam. Weiterhin wurden Messdaten mit Wasserstoff aufgenommen, bei dem auf Grund der Temperaturabhängigkeit der Wärmekapazität, eine Zunahme des Isentropenexponenten von $\kappa(T=300K)=1.4$ bis auf $\kappa(T<50K)=1.67$, während der Expansion auftritt. Das Rechenmodell wurde dahingehend erweitert, dass für die Düsenströmung schrittweise der Isentropenexponent an die lokal vorliegende Temperatur angepasst wird. Für das Fernfeld wird ein effektiver Isentropenexponent ermittelt.

Ergebnis:

Anhand der vorliegenden Messdaten von Expansionsströmungen aus Steuertriebwerken besteht die Möglichkeit, die Ergebnisse von Rechenmodellen sowohl im Grenzschicht Expansionsgebiet als auch im Rückströmungsgebiet zu überprüfen. In der Abbildung 1 sind Ergebnisse der Rechnung mit dem Rechenmodell neben Messdaten dargestellt.

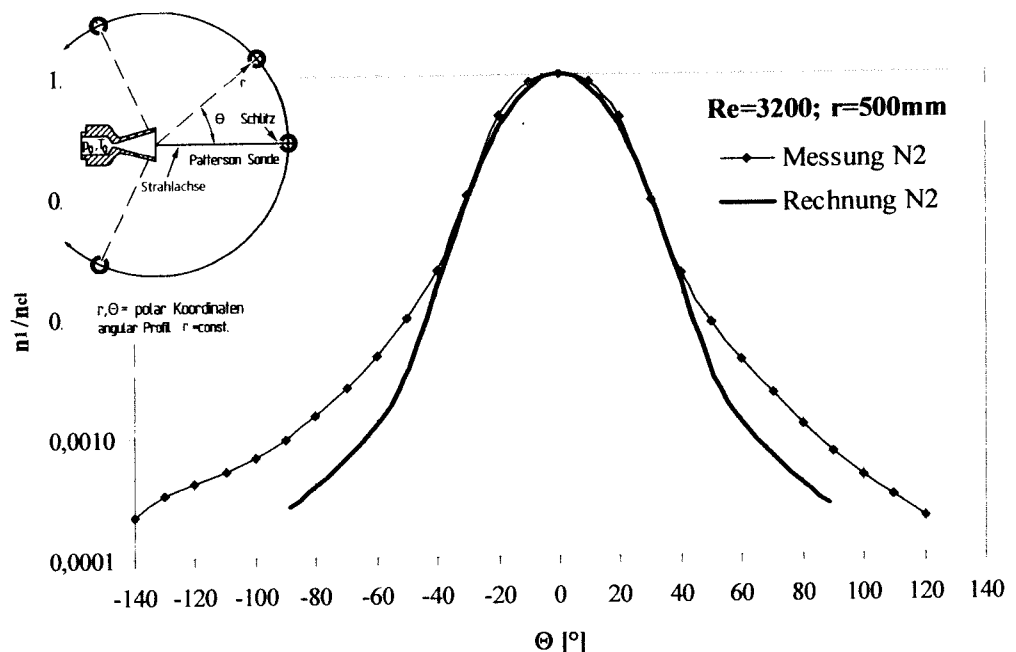


Abb. 1: Angular Profil auf den Teilchenfluss auf der Strahlachse $\dot{m}_{cl} = \dot{m}_1 (\Theta = 0^\circ)$ bezogen.

Vorgehen

Erweiterung des Rechenmodells, um das Strömungsfeld nicht nur bis zu einem Winkel von $\Theta=90^\circ$, sondern bis zu einem Winkel von $\Theta=130^\circ$ zu berechnen. Weiterhin den Einfluss einer Berücksichtigung des Austrittswinkels der Düsenströmung bei der Berechnung überprüfen, womit eine Anhebung der Teilchenstromdichte im Grenzschichtexpansionsgebiet verbunden ist, was zu einer besseren Übereinstimmung der Rechnung mit den Messwerten dort führen sollte.

Literatur

Plähn, K.: *Experimentelle Untersuchungen und Modellierung von Abgasstrahlen aus Kleintriebwerken in der Kryo-Vakuum-Anlage STG*. Dissertation, Universität Hannover, 1999.

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

Thema Aerothermodynamische Simulationen für das SPHYNX Wiedereintrittsvehikel.

Ausgangssituation

Nach Ende des X-38 Programms von NASA/ESA und DLR zur Entwicklung eines wiederverwendbaren Wiedereintrittsdemonstrators wurde bei der ESA mit der Planung für eine entsprechend verkleinerte Version dieses Vehikels begonnen. Ziel dieses Programms ist die Anwendung der innovativen Konzepte, die in den letzten Jahren in Europa im Rahmen der X-38 Aktivitäten entwickelt wurden. Um in diesem Rahmen einen kostengünstigen Zugang für zukünftige TPS (Thermal Protection System) Technologien zu ermöglichen wurde eine auf 33% verkleinerte Version des X-38 unter dem Namen SPHYNX (Subscale Precursor HYpersoNic X vehicle) entwickelt [1]. Dabei konnte auf die ausführlich untersuchten und dokumentierten Aerothermodynamischen Eigenschaften des X-38 zurückgegriffen werden.

Ziel

Ziel der vorgestellten Arbeit ist die numerische Analyse der aerothermodynamischen Eigenschaften des SPHYNX Vehikels für ausgewählte Strömungssituationen der aktuellen Wiedereintrittstrajektorie insbesondere bei hohen Machzahlen. Netzstudien und der Einfluß der Wandkatalyse auf den Wärmestrom im Staupunkt sollen ebenso untersucht werden wie Skalierungseffekte und Einflüsse von asymmetrischen Klappenausschlägen.

Vorgehensweise

Die vorgestellten Strömungssimulationen wurden mit Hilfe des strukturierten DLR Navier-Stokes Lölers CEVCATS-N [2] vorgenommen. Für die beschriebene Konfiguration ließen sich die während der X-38 Kampagne eingehend validierten Rechnetze in entsprechend skaliert Form verwenden (Abb. 1). Eingehende Netzstudien wurden am SPHYNX Vorkörper vorgenommen um die Netzkongvergenz auch in kritischen Punkten zu garantieren. Weiterhin wurden für einzelne Anströmbedingungen Vergleiche mit früheren Ergebnissen durchgeführt. Für Mach 22, 24 und 26, entsprechend 70, 75 und 80 Km Höhe ließen sich Vergleiche von partial- und vollkatalytischen Wandbehandlungen vornehmen [3], während für vier Machzahlen zwischen 21 und 28 Skalierungseinflüsse untersucht wurden.

STAB

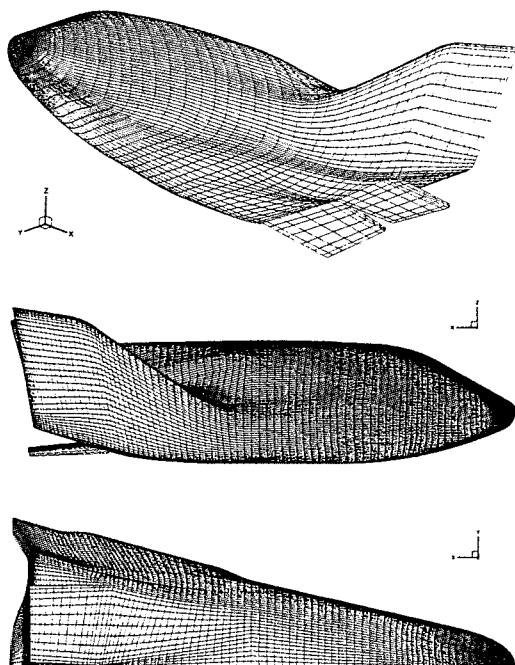


Abb. 1: Oben: SPHYNX Konfiguration, mittleres Netz bei 20°/25° Klappenausschlag. Mitte/Unten: Standardnetz bei 20° Klappenausschlag

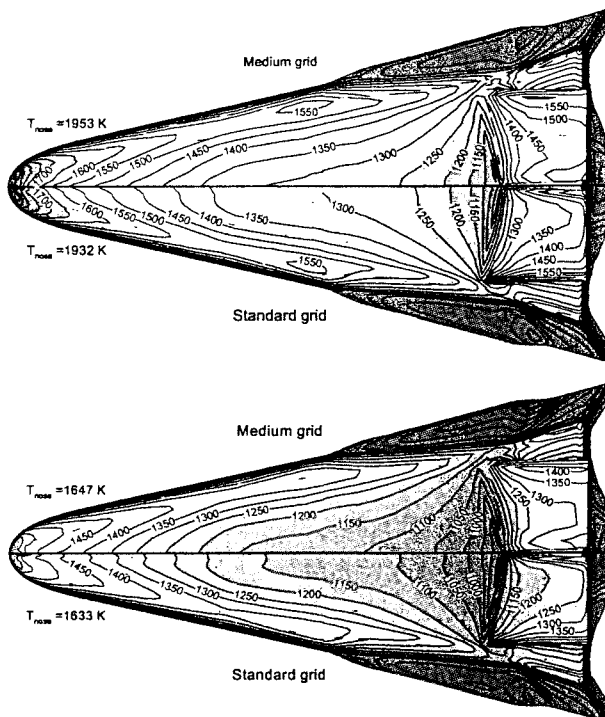


Abb. 2: Temperaturverteilung bei 20° Klappenausschlag $M_\infty = 21.03$, partialkatalytische Wand. Oben: ohne Skalierung, Unten: Skalierungsfaktor 3.

Ergebnis

Netzstudien konnten in guter Übereinstimmung der Staupunkttemperaturen für die verschiedenen Netze mit einer Variation von unter 3% durchgeführt werden. Auch die Aerodynamischen Beiwerte für ausgewählte Testfälle ergeben im Vergleich mit vorliegenden Datenbasen eine Abweichung von nur 1%. Partialkatalytisch simulierte Fälle zeigen bei absolutwerten um die 2000 K eine rund 200 K niedrigere Temperatur an der Nase verglichen mit vollkatalytischer Wandbehandlung. Diese Differenzbetrag nimmt dabei mit steigender Machzahl ab. Der Einfluß der Skalierung des Vehikels wurde für die Gesamtkonfiguration bei partialkatalytischen Wandbehandlung vorgenommen und zeigte nochmals deutlich verminderte Werte der Temperatur an der Nase bei einer Vergrößerung des SPHYNX Vehikels um den Faktor 3 (Abb. 2). Die gleiche Tendenz zeigt sich, wenn auch in abgeschwächter Form, im Klappenbereich. Ein abschließend durchgeführter Vergleich der Aerodynamischen Beiwerte für die Konfiguration mit ausgeschlagenen Klappen zeigt gute Übereinstimmungen in Auftriebs und Widerstandsbeiwerten, die sich mit steigender Machzahl etwas verschlechtert da aufgrund der geringeren Gasdichte auch die Navier-Stokes Gleichungen nur noch eine Näherung darstellen.

Literatur

- [1] Lüdeke, H.: *Contribution of DLR to the Aerodynamic Data Base of the SPHYNX Re-entry Vehicle*. DLR IB 124-2004/01 (2004), Braunschweig. To be published.
- [2] Brück S.; Giese P.; Hannemann, V.; Lüdeke, H.; Orlowski, M.: *Contribution of DLR to the Aerodynamic Data Base of the X-38 Vehicle*. DLR IB 129-99/12 (1999), Braunschweig.
- [3] Brück S.: *Ein Beitrag zur Beschreibung der Wechselwirkungen von Stößen in reaktiven Hyperschallströmungen*. DLR FB 98-06 (1998), Göttingen.

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

Thema Detached Eddy Simulation axialsymmetrischer Nachlaufströmungen
mit dem DLR TAU-code.

Ausgangssituation

Eine der Herausforderungen bei der numerischen Untersuchung super- und hypersonischer Strömungen ist die Simulation turbulenter Nachlaufströmungen an komplexen Vehikelkonfigurationen. Ein vielversprechender aktueller Ansatz ist die Technik der detached-eddy simulation (DES) die vor wenigen Jahren von Spalart et. al. entwickelt wurde. Es handelt sich dabei um einen hybriden Ansatz zur Modellierung turbulenter Strömungen um komplexe Geometrien. Die Idee besteht in einer Kombination der Vorteile von RANS Modellen (Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen) und Large Eddy Simulationen (LES), so daß die zeitgenaue Modellierung massiv abgelöster Strömungen bei hohen Reynoldszahlen möglich wird.

Ziel

Die Intention der vorgestellten Arbeit ist eine Untersuchung abgelöster axialsymmetrischer Strömungen im turbulenten Zylindernachlauf bei $M=2.4$ (**Abb. 1**). Die Simulationen wurden mit Hilfe des unstrukturierten DLR TAU Codes durchgeführt, der bereits an einer Vielzahl sub- trans- und hypersonischer Konfigurationen validiert wurde.

Vorgehensweise

Für die beschriebene Konfiguration wurden sowohl strukturierte Hexaedernetze, als auch unstrukturierte Tetraedernetze mit unterschiedlichen Netzdichten im Zylindernachlauf generiert. Die Ergebnisse wurden mit experimentellen Daten verglichen, die sowohl gemittelte Strömungsgrößen als auch deren Standardabweichungen und die zugehörige turbulente kinetische Energie enthalten [1]. Auf diese Weise konnte zunächst die Konvergenz des Verfahrens bezüglich Netzdichte untersucht werden. In einem weiteren Schritt ließen sich auch die Vor- und Nachteile unterschiedlicher Modifikationen des DES Modells zeigen [2].

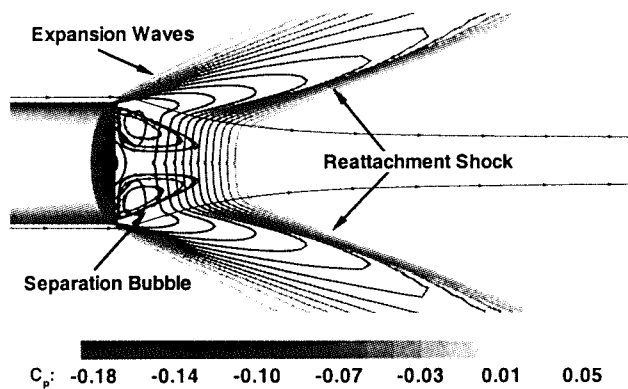


Abb. 1: Strömungstopologie und C_p Konturen des Zylindernachlaufs bei $Ma_\infty = 2.4$, $Re = 1.4 \cdot 10^6$.

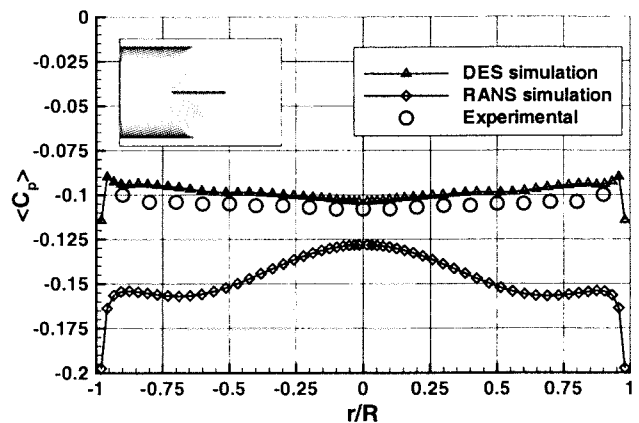


Abb. 2: Druck entlang Mittelschnitt durch die Zylinderbasis im Vergleich von RANS und DES modell mit experimentellen Daten.

Ergebnis

Die Ergebnisse liefern eine gute Übereinstimmung numerischer und experimenteller Daten auf den unterschiedlichen Netzen (**Abb. 2**). Dies gilt sowohl für die gemittelten Strömungsgrößen, als auch für deren Standardabweichungen. Der Vergleich der von Breuer [2] vorgeschlagenen Modifikation des Modells mit den Standardeinstellungen zeigt insbesondere auf groben Netzen eine deutlich verbesserte Auflösung kleinskaliger turbulenter Strukturen (**Abb. 3**), und führt zu einer weiteren Verbesserung der Vergleichbarkeit mit dem Experiment. Diese Resultate zeigen insbesondere die Anwendbarkeit des vorgestellten Ansatzes für kompressible Nachlaufströmungen.

weiteres Vorgehen

Nachdem mit den dargestellten Vergleichen die Anwendbarkeit von DES für supersonische kompressible Strömungen gezeigt werden konnte, sollen im nächsten Schritt realistische Düsenkonfigurationen mit Ablösung untersucht werden. Dabei ist insbesondere die zeitliche Interaktion externer und interner instationärer Strömungen an realistischen Vehikelkonfigurationen von Interesse.

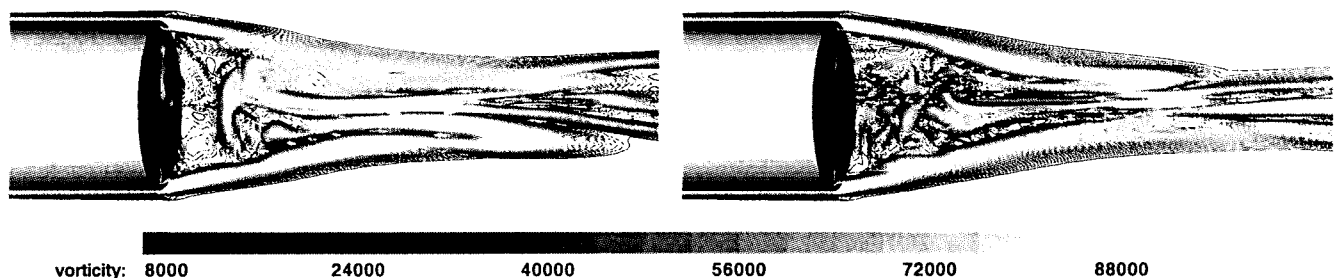


Abb. 3: Momentane Wirbelstärke im Zylindernachlauf. Links: standard DES, rechts: modifikation nach Breuer.

Literatur

- [1] Herrin, J.L.; Dutton, J.C.: Supersonic Base Flow Experiments in the Near Wake of a Cylindrical Afterbody. AIAA Journal, Vol. 32, No. 1, January 1994.
- [2] Breuer, M.; Jovicic, N.; Mazaev, K.: Comparison of DES, RANS and LES for the separated flow around a flat plate at high incidence. Int. J. Numer. Meth. Fluids, 41: pp 357-388 (2003).

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

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

Thema:

Fluid-Structure Interaction on a Generic Bodyflap Model in Hypersonic Flow

Ausgangssituation:

In order to increase the accuracy of heat flux predictions for thermal protection systems of reentry-vehicles a numerical tool including coupling of fluid and structure has been realised in the IMENS (Integrated Multi-disciplinary dEsign of hot Structures) project. The unstructured DLR TAU-code and the commercial product ANSYS are used as numerical codes. The resulting tool has been previously validated on a generic ramp model including a gap[1].

Ziel:

The objective of this investigation is the validation of the coupled tool for a generic bodyflap model including leeside flow and strong radiation effects. The influence of perfect gas and nonequilibrium formulations on the numerical solutions has to be quantified.

Lösungsweg:

The generic model developed and extensively tested in the arc heated facility L3K of DLR Cologne was designed with variable bodyflap deflection angles. Deflections of 15 and 30° are possible, symmetric as well as asymmetric. A sideplate can be placed sealing the flap leeside region in spanwise direction resembling a reentry vehicle configuration such as X-38/CRV (crew return vehicle). Uncoupled solutions as well as coupled solutions have been performed for an angle of attack of 10° and a flap deflection of 15°, see Fig. 1. Perfect gas and nonequilibrium assumptions have been used. The unstructured mesh for the flow solution contains $1.1 \cdot 10^6$ points, the quasi-structured mesh for the thermal analysis in the structure 70.000 points, see Fig. 2.

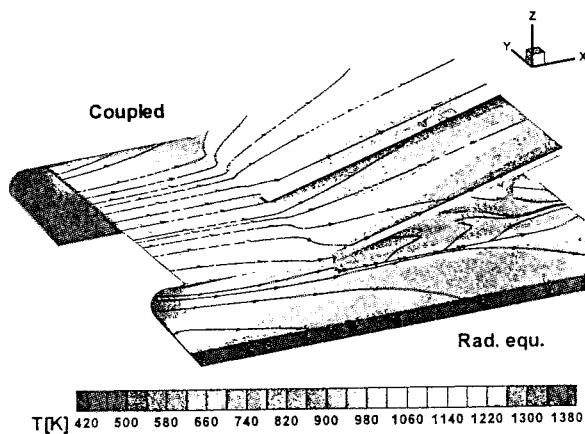


Fig. 1: Surface temperature distribution and surface streamlines for uncoupled and coupled solution (removed nosepart)

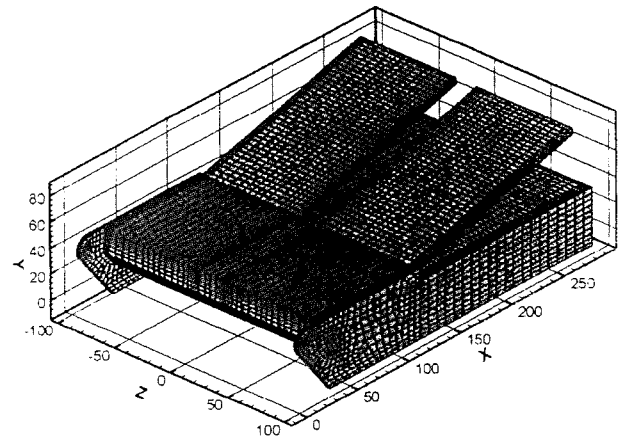


Fig. 2: Structural model of ANSYS

Ergebnis:

Firstly the gas modelling has been investigated. Since the flow is frozen in the test section the nonequilibrium solution shows almost no difference to the perfect gas solution with adapted gas constant and ratio of specific heats. Strong coupling effects are present due to heat conduction inside the model. Also degraded radiation cooling due to visibility effects and leeside flow behind the flap are observed. The thermal gradients obtained in the experiments are well predicted by the numerical solution, as well on the windward side of the flap as on the leeside below the bodyflap on the model surface. This means that the radiation effects are well predicted by the numerical tool, because in this region mainly surface radiation with strong visibility effects and heat conduction inside the model drive the surface thermal loads. Other coupling effects such as reduced side-edge thermal loads are also present and comparable with former investigations with other models. [2]

Literatur:

- [1] 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
- [2] A. Mack and R. Schaefer: Flowfield topology changes due to fluid-structure interaction in hypersonic flow using ANSYS and TAU. STAB Paper 39. Munich, 14th-16th November, 2002, to be published

weiteres Vorgehen:

Further investigations on the 3d model including a changed model geometry with other side plates will be performed.

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis
Ansprechpartner**

Hyperschall
Jan Martinez Schramm
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

January 2004.

Topic

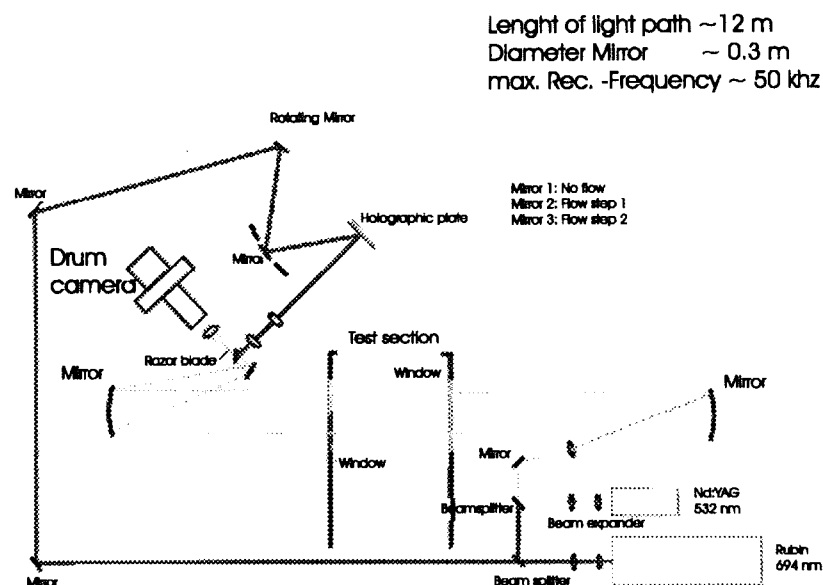
High Speed Flow Visualization at HEG

Situation

The High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) is one of the largest free piston driven shock tunnels with a broad operating range from high density Mach 6 flows up to high enthalpy re-entry type conditions. 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 test times in the order of one to several milliseconds can be achieved by employing a combined effort of classical and newly developed measurement techniques. The temporal development of the flow past models may be studied on the above mentioned test times 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 (HSFV) 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 light emits at 532 nm. 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. This system allows the recording of Schlieren or Shadowgraph films up to a maximum of 200 frames.

Improvements

The system is currently modified to allow simultaneous measurements using the technique of holographic interferometry for evaluating flow field densities along with the Schlieren and shadowgraph technique. As seen in the figure, a double pulse ruby laser emitting at 693.4 nm is inserted into the light path parallel to the Nd:YAG. A fast galvanometer scanner (rotating mirror) is used to frame two individual holograms with a certain time delay onto the holographic plate. This allows the evaluation of the flow field density at two specific points in time, parallel to the HSFV Schlieren measurements.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall/Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Pagella, PD Dr.-Ing. Ulrich Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart

Telefon: 0711 6853429

Telefax: 0711 6853438

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

weitere Partner:

Thema:

**Direkte Numerische Simulationen transitioneller Stoß-Grenzschicht
Interaktionen im Hyperschall**

Ausgangssituation:

In nahezu allen technischen Anwendungen im Über- und Hyperschall treten unerwünschte Wechselwirkungen zwischen Verdichtungsstößen und Grenzschichten auf. Unerwünscht deshalb, weil diese Interaktionen hohe aerodynamische und thermische Lasten, oft Strömungsablösung und Leistungsverluste in Triebwerkseinläufen bewirken. In Experimenten wurde beobachtet, dass eine vorher laminare Grenzschicht durch Stoß-Grenzschicht Interaktion turbulent wurde. Dies deutet darauf hin, dass diese Wechselwirkungen den laminar-turbulenten Strömungsumschlag in ungünstiger Art und Weise beeinflussen.

Ziel:

Die vorliegende Arbeit soll einen Beitrag zum besseren Verständnis der frühen Stadien des laminar-turbulenten Umschlages von Grenzschichten mit Stoß-Grenzschicht Wechselwirkung leisten. Hierbei sollen der auf eine laminare Grenzschicht treffende Stoß sowie eine laminare Kompressionsrampe betrachtet werden.

Lösungsweg:

Es werden numerische Simulationen auf Basis der dreidimensionalen, kompressiblen und instationären Navier-Stokes Gleichungen durchgeführt. Dazu werden kompakte finite Differenzen von mindestens vierter Ordnung Genauigkeit und Fourier-Spektral Verfahren verwendet. Während in den Simulationen mit einfallendem Stoß ein äquidistantes, orthogonales Gitter sowohl in der physikalischen als auch Rechenebene verwendet wird, kommt in den Berechnungen der Kompressionsrampe ein im physikalischen Raum körperangepasstes Gitter zur Anwendung, das mittels analytischer Transformationen auf ein wiederum äquidistantes, orthogonales Rechengitter abgebildet ist.

Durch die gezielte Anregung bestimmter Störungen und Störkombinationen lassen sich die Mechanismen, die in der zu erwartenden laminaren Ablöseblase sowie im übrigen Strömungsfeld ablaufen, sehr detailliert untersuchen. Hierzu ist ein Störstreifen an der Wand vorgesehen, welcher Störungen mit vorgegebener Amplitude und Frequenz anregt.

Ergebnis: Die Abbildung zeigt laminare Grundströmungen ohne künstlich eingeleitete Störwellen von Stoß-Grenzschicht Wechselwirkungen mit einfallendem Stoß und der Kompressionsrampe. Basierend auf diesen Grundströmungen werden dreidimensionale Störsimulationen durchgeführt, bei denen am Störstreifen kontrollierte Störungen eingebracht werden. Es zeigt sich, dass beide Konfigurationen hinsichtlich ihres Verhaltens, sowohl bei Betrachtung der Grundströmung als auch des Störwellen-Verhaltens, in weiten Teilen nahezu identisch sind. Dies wurde bereits bei früheren Untersuchungen mit Hilfe der sogenannten „Free Interaction Theory“ vorhergesagt. Die „Free Interaction Theory“ besagt, dass für kleinere Reynoldszahlen das Strömungsverhalten weitgehend unabhängig von der Art der Stoß-Grenzschicht Interaktion ist (einfallender Stoß, Rampe, Stufe). Dies konnte in der vorliegenden Arbeit mit Hilfe der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie und direkten numerischen Simulationen für das Störverhalten kleinamplitudiger Störwellen nachgewiesen werden. Für größere Störampplituden konnten ebenfalls analoge Beobachtungen gemacht werden.

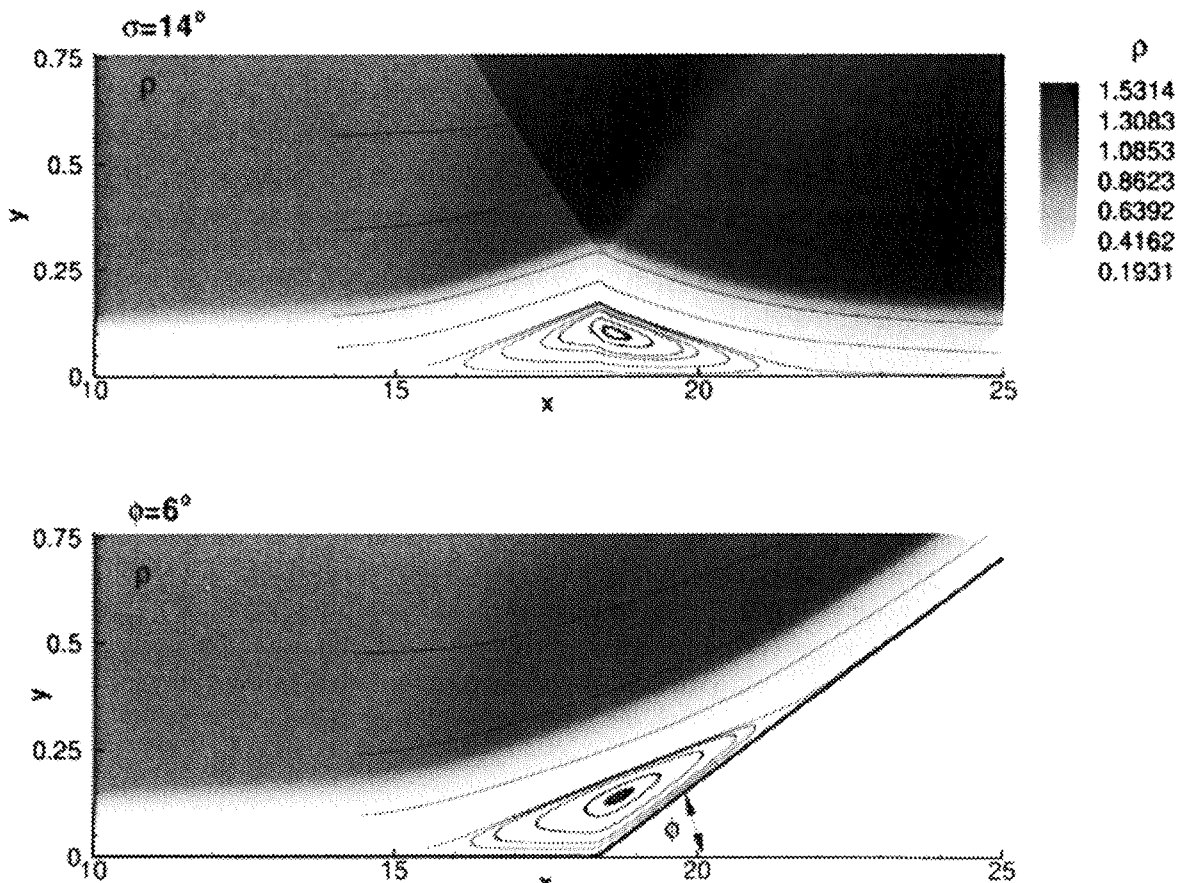


Abbildung: Dichtefelder und ausgesuchte Stromlinien bei einfallendem Stoß (oberes Bild) und Kompressionsrampe. $Ma=4,8$, konstante Wandtemperatur $T_w=270K$, Anströmtemperatur $T_\infty=55,4K$, Stoßwinkel σ und Rampenwinkel Φ .

Literatur: Déléry, J. und Marvin, J.G., Shock-Wave Boundary Layer Interactions, AGARDograph, 280, 1986

Pagella, A., Rist, U. und Wagner, S., Numerical investigations of small-amplitude disturbances in a boundary layer with impinging shock wave at $Ma=4.8$, Phys. Fluids, Vol. 14 (7), pp. 2088—2101, 2002

weiteres Vorgehen: Weitere Simulationen interessanter Fälle, Erweiterung des numerischen Verfahrens, um die Einbeziehung von Realgas-Effekten zu ermöglichen

Mitteilung

Fachgruppe: Hyperschall

Ansprechpartner: Bodo Reimann
Volker Hannemann
Klaus Hannemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: (0551) 709-2884

Telefax: (0551) 709-2800

e-mail: bodo.reimann@dlr.de

Thema:

Instationäre numerische Simulation von Stoßrohrströmungen.

Ausgangssituation:

Der Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) ist ein kolbengetriebenes Stoßwellenrohr, das im reflektierten Modus betrieben wird. Dabei wird durch Bersten einer Stahlmembran, die Treib- und Testgas voneinander trennt ein starker Verdichtungsstoß erzeugt. Der Reservoirzustand der Hyperschalldüse wird durch Reflektion dieses Stoßes an der Stoßrohrendwand erzeugt. Im idealen Stoßrohr wird die Stoßwelle eben reflektiert und bringt beim Zusammentreffen mit der nacheilenden Kontaktfläche zwischen Treib- und Testgas diese zum Stillstand. Der Reservoirzustand ist bis zum Eintreffen des Expansionsfächers bzw. der sich durch Auströmen aus der Düse wieder in Bewegung setzenden Kontaktfläche konstant. Reale Stoßrohre zeigen deutliche Abweichungen von diesem Verhalten. Oftmals wird der Stoß durch die gegebene Geometrie nicht ideal reflektiert, zum anderen führt die Interaktion mit der – hinter der einlaufenden Welle entstandenen – Wandgrenzschicht zu einer Bifurkation des reflektierten Stoßes. Untersuchungen [1, 2] haben gezeigt, daß diese Bifurkation nicht nur den Reservoirzustand beeinflusst, sie führt beim Wechselwirken mit der Kontaktfläche auch dazu, daß Treibgas in einem dünnen Strahl entlang der Wand vorzeitig das Stoßrohrende und somit den Düseneintritt erreicht (wall jetting). Dieses Verhalten führt zu einem vorzeitigen Ende der Versuchszeit. Für den HEG wurde eine Vorrichtung (Heliumabscheider) entwickelt mit der dieser Vorgang herausgezögert wird, was zu einer wesentlich längeren Versuchszeit führt.

Ziel:

Numerische Simulation des Stoßreflektionsprozesses im Hochenthalpiekanal Göttingen und Optimierung des Heliumabscheiders.

Lösungsweg:

Als Simulationswerkzeug wird der DLR τ -Code verwendet, der die Möglichkeit der zeitgenauen Integration mit lokaler Netzverfeinerung bietet. Da die Energien im Reservoir im Bereich der Dissoziationsenergien von Sauerstoff und Stickstoff liegen wurde ein 5-Spezies Luftmodell für thermo-chemisches Gleichgewicht implementiert. Angesichts der geringen Geschwindigkeiten und hohen Dichten ist die Gleichgewichtsannahme gerechtfertigt.

STAB

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt einen Vergleich zwischen reibungsfreier und reibungsbehafteter Strömung für die HEG Geometrie kurz nach Stoßreflektion. Der reflektierte Teil des Stoßes bewegt sich bereits wieder stromauf in Richtung der Kontaktfläche (hier nicht gezeigt), während der andere Teil nach rechts in die Düse läuft. Der Partikelstopper soll das Eindringen von Membranteilen in die Düse verhindern. Die reibungsbehafteten Strömung zeigt eine Stoßbifurkation des reflektierten Stoßes entlang der Seitenwand.

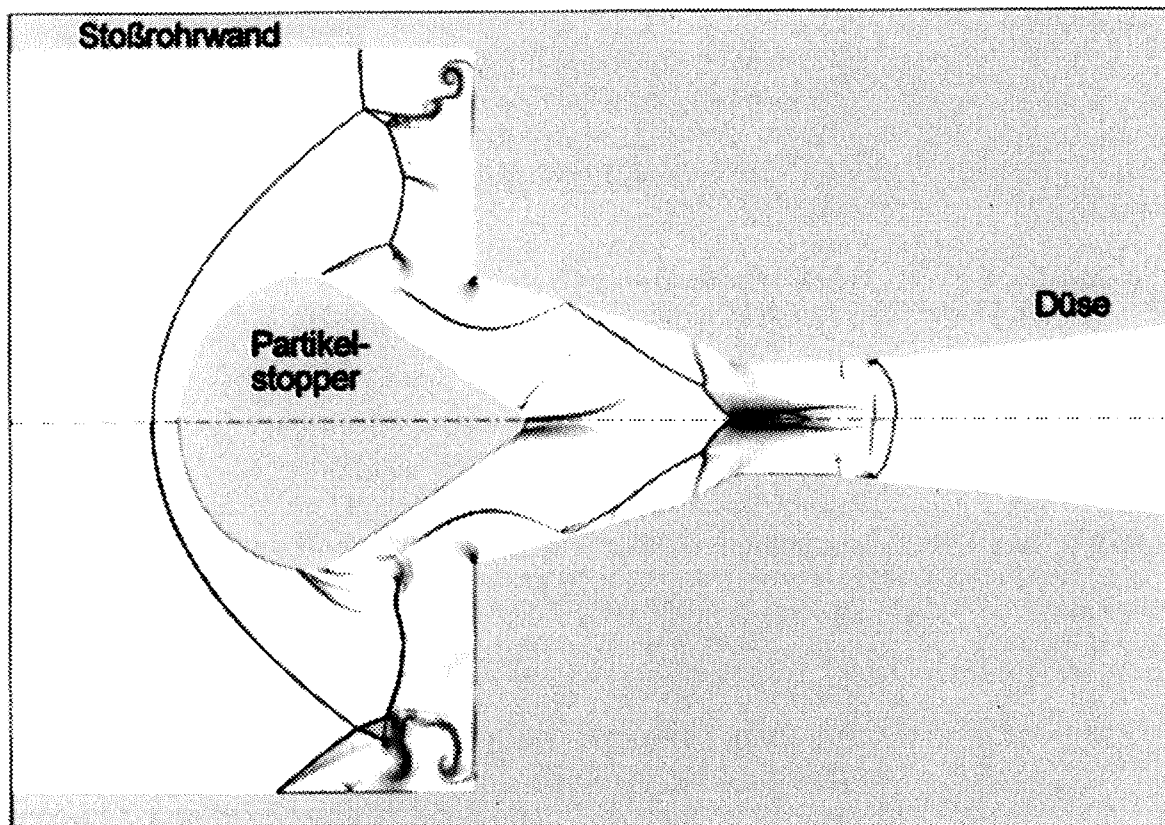


Abbildung 1: Numerisches Schlierenbild von reibungsfreier (oben) und reibungsbehafteter Strömung (unten) kurz nach Stoßreflektion.

Weiteres Vorgehen:

Erweiterung des numerischen Verfahrens auf ein Modell, welches in der Lage ist die Kontaktfläche zwischen Treiber- und Testgas zu simulieren.

Kontinuierliche Verbesserung des HEG durch verbesserte Kenntnis der Strömungstopologie im Stoßrohr, insbesondere Optimierung der Versuchzeit durch Reduktion der Treibergaskontamination.

Literatur:

- [1] Stalker, R. J.: *Driver Gas Contamination in a High-Enthalpy Reflected Shock Tunnel*. AIAA Journal, 16(3):277-279, 1978.
- [2] Chue, R. S. M., Eitelberg, G.: *Studies of transient flows in high enthalpy shock tunnels*. Experiments in Fluids, 25:474-486, 1998.

MITTEILUNG

**Projektgruppe/
Fachkreis
Ansprechpartner**

Hyperschall
Matthew Robinson
Klaus Hannemann

**Institution
Address**

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

Date

January 2004.

Topic

Three Component Force Balance for the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen, HEG

Situation

Traditionally, the hypersonic community has focussed primarily on thrust or drag production, ignoring the other major components of lift and pitching moment for bodies travelling in hypervelocity flows. These other force components are of great importance. For supersonic combusting ramjets, the shift in centre of pressure due to combustion is a critical component. Similarly, real gas effects on re-entry bodies may cause an unpredicted change in the pitching moment, while for missile configurations where range is of importance, maximisation of the lift to drag ratio is critical.

Therefore, a flexible force measuring system that can accurately determine force components simultaneously is required. However, since reproduction of hypersonic flight conditions on the ground is usually restricted to impulse facilities with test times lasting only several milliseconds (such as HEG) conventional force-balance techniques cannot be used. Because of this, various methods such as acceleration compensation or free flying photography have traditionally been employed. However, a number of problems and restrictions exist with these methods mostly due to the inherent flexibility of the model. One method though, known as the stress wave force measurement technique, overcomes many of these restrictions.

With the design and construction of a force balance for HEG, measurement of forces over a wide range of test conditions and different model types (such as scramjets, missile configurations or re-entry vehicles) will be possible.

Goal

By monitoring the propagation of stress waves within a model and its support structure, the time history of force acting on the model can be recovered using a mathematical process known as deconvolution. Using this technique, we aim to design a force balance that can determine the lift, drag (or thrust) and pitching moment on various models tested within the HEG facility, thereby extending the available instrumentation of the test facility.

Solution

Since the force balance and model are dynamic in nature, finite element analysis (FEA) can be used to help in the design and testing of the proposed balance. Once the final design is completed, the balance and model can be instrumented and tested in HEG. By applying simulated loads to the model (such as pressure and skin friction, which would be unknown in a shot in the tunnel) and performing a linear transient solution in the FEA package, the strain time histories can be determined. Using known calibration loads and their corresponding strain time histories, the force applied by the unknown loads can be recovered. This can then be compared with the actual applied load to see how well the balance performs. If the recovered loads are not within the desired accuracy, the design is modified.

Results

The final force balance design consisted of an internal balance with 4 stress bars, mounted on a sting. This entire assembly is then mounted onto a new blade system within the HEG test section. Figure 1 shows the results of a simulated Newtonian pressure load applied to a blunt cone model 313 mm in length at 20 degrees angle of attack. Both the applied loads (inputted as a pure step functions) and the recovered loads are shown. Here, the lift, drag and centre of pressure (as a percentage of chord) were recovered to within 0.1, 1.6 and 1.2% when averaged over 2.0 ms. The balance was also tested for use on the DLR Sharp Edge Flight Experiment (SHEFEX) wind tunnel configuration and similar accuracies were obtained. Different angles of attack and a wide range of test conditions were also simulated.

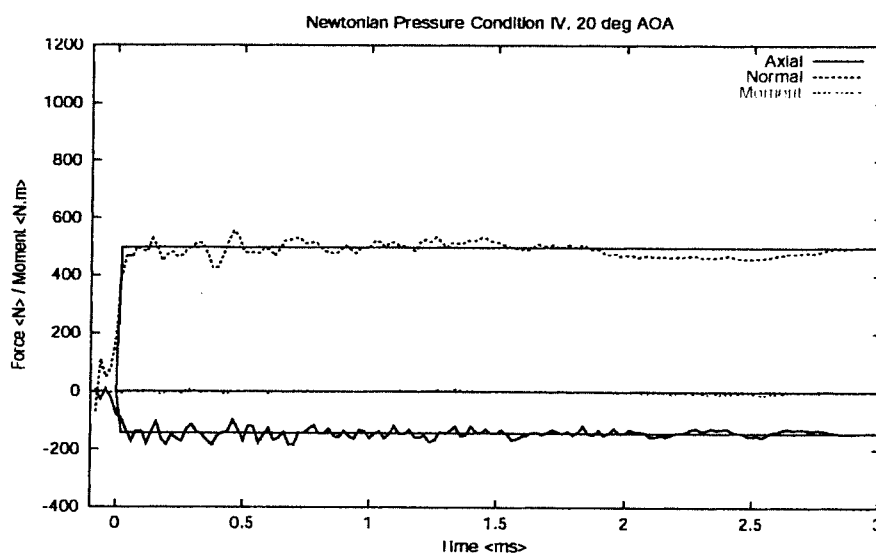


Figure 1 – applied and recovered loads.

Future Work

Currently, the force balance and model are been constructed and experimental testing in HEG is proposed for mid 2004.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Torsten Wolf, 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: t.wolf@tu-bs.de

weitere Partner:

Thema: **Strömung-Struktur Wechselwirkungen bei Wärmeübergangsmessungen in einem Rohrwindkanal für den Hyperschall**

Ausgangssituation: Am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig wird für den Rohrwindkanal HLB [1] derzeit ein Messverfahren für flächige Wärmeübergangsmessungen mit der Infrarottechnik entwickelt. Dazu werden analytische Näherungsbeziehungen für die Wärmeleitung in der Struktur verwendet. Während des realen Windkanalversuchs findet demgegenüber eine Aufheizung des Modells statt, bei der es je nach dem lokalen Gradienten des Wärmeübergangs und der Modellgeometrie zu beträchtlichen thermischen Wechselwirkungen von Strömung und Struktur kommt.

Ziel: Diese Wechselwirkungen sollen mit gekoppelten numerischen Simulationen des instationären Verhaltens von Strömung und Struktur berechnet und analysiert werden. Beginnend mit dem Start des Kanals wird das Strömungsfeld im HLB zeitgenau simuliert, wodurch die Interaktion des Modells mit der Gasfront und die Ausbildung des Stoßsystems in der Umgebung des Testkörpers erfasst werden sollen. Die Ergebnisse sollen ein detailliertes und genaues Bild der Vorgänge während der Windkanalversuche ergeben, gegenüber dem die Annahmen der experimentellen Methoden bewertet werden können.

Lösungsweg: Für die Simulationen der Strömung im HLB mit dem DLR TAU-Code werden zunächst verschiedene Bestandteile des numerischen Verfahrens anhand ausgesuchter Testfälle hinsichtlich Stabilität und Genauigkeit untersucht und erweitert. Auf dem Gebiet der Flussberechnungsschemata werden Vertreter der AUSM- und CUSP-Familie sowie der approximative Riemann-Löser nach Roe bewertet, wobei als Modellproblem das eindimensionale Riemannproblem bei hohen Druckverhältnissen dient. Neben der korrekten Berechnung der Temperatur des heißen Gaspropfens wird eine ähnlich scharfe Auflösung der fortlaufenden Kontaktunstetigkeit und des Stoßes wie im Fall stationärer Strömung gefordert. Untersuchungen der zeitlichen Entwicklung des eindimensionalen Riemannproblems im 2D zeigen, dass eine scharfe Auflösung von Diskontinuitäten einer hohen Anzahl an Netzknoten und damit eines enormen numerischen Aufwands bedarf. In Hinblick auf die Simulation der dreidimensionalen achsensymmetrischen Strömung im Ludwig-Rohr ist daher ein Verfahren notwendig, das bei verhältnismäßig geringen Anforderungen an die Netzfeinheit ausreichend genaue Ergebnisse liefert. Zur weiteren Herabsetzung der benötigten Rechenzeit sollen am Beispiel eines einfachen 2D-Speicherrohres mit angeschlossener Lavaldüse verschiedene Beschleunigungsverfahren implementiert und erprobt werden. Als Beispiele wären ein adaptives Zeitschrittverfahren mit einem an die physikalische Strömungsentwicklung angepassten Zeitschritt, sowie mit dem Stoß und der Kontaktunstetigkeit mitgeführte Chimeranetze zu nennen.

Literatur:

- [1] Estorf, M.; Radespiel, R.; Heine, M.; Müller-Eigner, R.: *Der Hyperschallwindkanal Ludwigrohr Braunschweig HLB*, DGLR-Jahrbuch 2003, Band 1, S.661-670
(DGLR-2003-130), 2003

Datum: Januar 2004

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starfluglertechnologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Tiana Tefy

Institution: DLR Institute of Aeroelasticity

Adresse:

DLR-AE

Bunsenstrasse 10

D-37073 Goettingen

Telefon: 0551 709 23 75

Telefax: 0551 709 28 62

e-mail : tiana.tefy@dlr.de

weitere Partner: Ralph Voss, Ante Soda

Thema:

Numerical Investigation of Unsteady Aerodynamic Wing-Nacelle Interference for the Generic WIONA Configuration

Ausgangssituation:

The following numerical tools have been used:

- Grid generation code : Aengus_MB (in-house developed, 3-D, structured multi-block) [2],
- Flow solvers : EUVIMB (in-house developed, finite volume, structured multi-block, Euler coupled with boundary layer), TDLM (Transonic Doublet Lattice Method).

Ziel:

Modern transport aircrafts fly at transonic regime where non linear aerodynamic effects may occur (flutter, buffeting, LCO). The areas between the nacelle and the wing are critical region where such phenomena are enhanced. Therefore, the engine interference effects have been investigated in the DLR-ONERA HighPerFlex project. A so called WIONA generic model that presents supersonic flow regions and shock waves [1], was designed using steady state calculations. This paper is focused on the computation of the unsteady aerodynamic airloads for flutter computations.

Lösungsweg:

For flutter predictions, only small unsteady perturbations are considered. Thus the unsteady aerodynamic airloads are obtained by introducing small unsteady perturbations to the steady state solution. The so called TDLM method is used for this purpose.

Ergebnis:

First, inviscid steady state calculations have been performed using the EUVIMB flow solver with different values of the angle of attack (0.6 deg, 0 deg and 1.2 deg) and the Mach number (0.75, 0.82, and 0.85). Second, the steady state flow results have been used as basis for the unsteady calculations. Figures (a-b) show the lift and moment coefficients for respectively alpha equal to 0.6 deg and -0.6 deg. For all the cases the Mach number is equal to 0.82, and a pitch oscillation at 40% is applied. The transonic effects can be observed compared to the subsonic cases. The shock on the wing upper surface as well as in the critical region of interference are accurately predicted. This can be observed in the C_p distribution (Figure c,d) where the difference between the subsonic case and the transonic case is definite.

STAB

weiteres Vorgehen:

The following development is planed:

- Viscous calculations (Navier-Stokes, Euler+Boundary Layer coupling)
- Comparison with experimental results (steady+unsteady)
- Flutter calculations

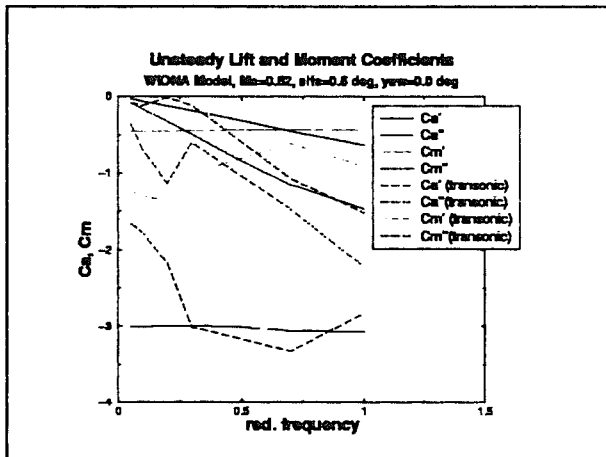


Figure a

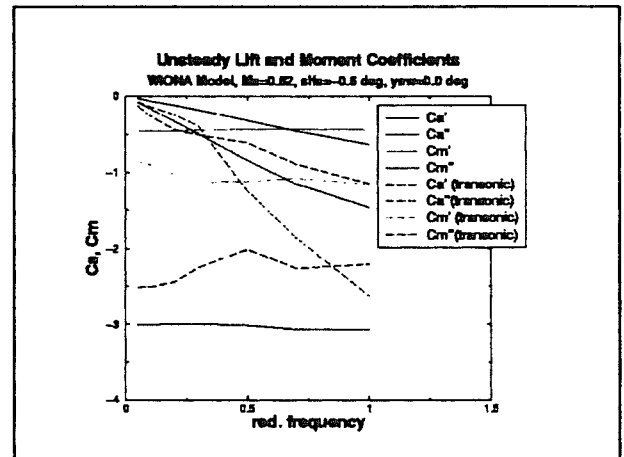


Figure b

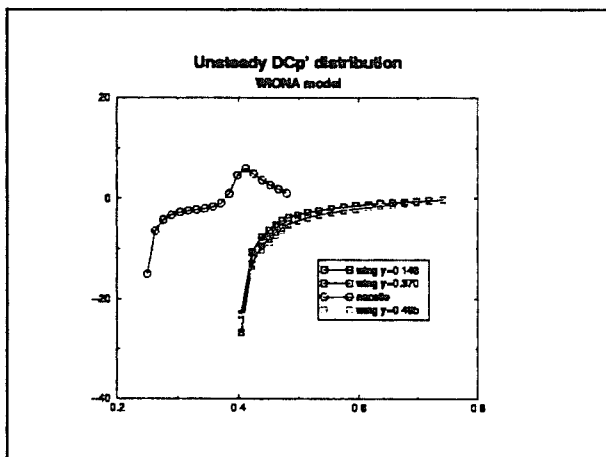


Figure c

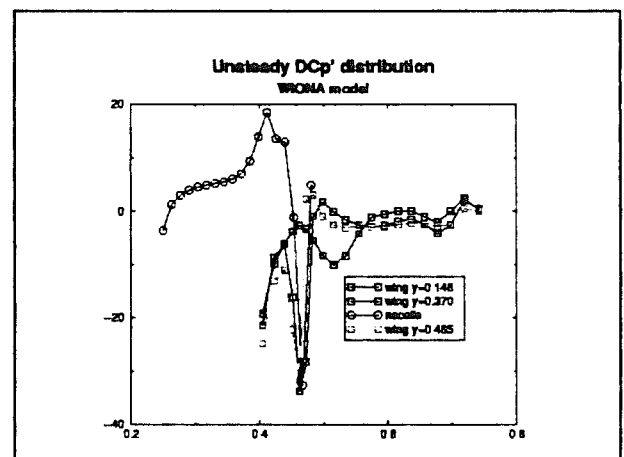


Figure d

Literatur:

- [1] Soda, Tefy, Voss,
„Numerical investigation of wing-nacelle interference effects at transonic flow condition for a generic transport aircraft configuration“, STAB 2002 Munich
- [2] Soda A.,
The multi-block grid generator Aengus_MB, development and applications for complete tranport aircraft configurations, DLR-IB 232-2001 C 05, Germany 2001

Datum:

Goettingen, 10/01/2004

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Aeroelastik		
Ansprechpartner	Dr. W. Send		
Institution	DLR-Institut für Aeroelastik		
Adresse	Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen	Telefon:	0551/709-2387
		Telefax:	0551/709-2862
		e-Mail:	wolfgang.send@dlr.de
		Internet:	http://www.dlr.de/~wolfgang.send
Weitere Partner	EU Projekt AWIATOR, Task 3.3		http://www.awiator.net
Thema	Kopplung Fluid und Struktur: Integration im Zeitbereich mit Bibliotheksroutinen (IMSL)		

Ausgangssituation

Die Integration der Differentialgleichungen für eine schwingende Struktur unter dem Einfluss von Luftkräften stellt zunächst für die Aerodynamik eine Herausforderung dar, wenn die Luftkräfte aus hochwertigen CFD-Verfahren stammen. Übersehen wird dabei häufig, dass bereits die Integration der schwingenden Struktur im Zeitbereich ebenfalls mit steigender Zahl der Moden zu einem Problem der Genauigkeit wird. Berichtet wird über die Erfahrung mit Integrations- und Analyseprogrammen aus der IMSL (International Mathematical and Statistical Library) am Beispiel der Stabilitätsanalyse eines vereinfachten FE-Modells des AMP Flügels und einer Modellstruktur (ebener Flügel) bei der Integration mit den ersten 10 Moden (AWIATOR-Modell: 25 Moden). In jedem Fall geht es um die Integration bzw. Analyse der folgenden Gleichung für die modalen Koordinaten q :

$$\mathbf{M} \cdot \ddot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{D} \cdot \dot{\mathbf{q}}(t) + \mathbf{K} \cdot \mathbf{q}(t) = \mathbf{f}(\dot{\mathbf{q}}, \mathbf{q}, t) \quad (1)$$

Darin sind $\mathbf{M}$, $\mathbf{D}$ und $\mathbf{K}$ die generalisierte Massen-, Dämpfungs- und Steifigkeitsmatrix, $\mathbf{f}$ der Vektor der generalisierten Luftkräfte.

Ziel

Ziel der Entwicklung ist die Stabilitätsanalyse von Luftfahrtstrukturen unter Verwendung von hochwertigen CFD-Verfahren mit einem einheitlichen Ansatz für die Analyse im Zeitbereich wie im Frequenzbereich. Dabei soll die Stabilitätsgrenze zunächst mit vereinfachten Luftkräften eingegrenzt werden, um dann für die genaue Analyse die aufwändige Integration im Zeitbereich für ausgewählte Ausgangsdaten durchführen zu können. Zugleich lässt sich die Genauigkeit der Integration im Zeitbereich vorab ermitteln durch die Untersuchung des homogenen Systems der Differentialgleichungen.

Lösungsweg

Zu diesem Zweck ist vom Autor ein System von Programmen unter dem Arbeitstitel HAFIT (Harmonic Analysis of Flutter Integrated in Time) entwickelt worden, das einheitliche Ausgangsdaten für beide Analysemethoden (Frequenzbereich und Zeitbereich) verwendet. Ein wesentliches Merkmal ist die Verwendung von dokumentierten Bibliotheksprogrammen aus der IMSL.

Die Konfiguration des Luftfahrzeugs ist dabei nicht auf einfache Modelle beschränkt. HAFIT basiert auf den Ergebnissen der Modalanalyse der jeweiligen FE-Daten, die mit NASTRAN, ANSYS oder einem beliebigen anderen FE-Programm beschafft worden sein können. Benötigt werden die generalisierten Massen und Steifigkeiten sowie die Orte der verwendeten Knoten zur strukturdynamischen Beschreibung. Die modalen Koordinaten sind erforderlich für die Bestimmung der generalisierten Luftkräfte für das jeweilige CFD-Programm bzw. für die Beschaffung der harmonischen Luftkräfte zu ausgewählten Frequenzen und Machzahlen. Für die Beschaffung der subsonischen harmonischen Luftkräfte ist das Programm ZAERO verwendet worden.

Die harmonischen Luftkräfte im Bereich der erwarteten Flattergrenze können dabei für die Integration im Zeitbereich hilfsweise zunächst die Verwendung eines aufwändigen CFD-Programms ersetzen. Auf diese Weise lassen sich „richtige Anfangswerte“ überprüfen. Dieser letzte Punkt ist deswegen von besonderer Bedeutung, weil unangepasste Anfangswerte für die an der Instabilität beteiligten Moden dazu führen, dass bei der Integration im Zeitbereich mehrere Schwingungsperioden benötigt werden, um die auch bei der Analyse im Frequenzbereich

auftretenden Phasenverschiebungen zwischen den Moden (aufgrund der komplexen Luftkräfte) einschwingen zu lassen. In dieser Anfangsphase der Integration lassen sich keine verwertbaren Aussagen zur Stabilität gewinnen.

Erfolgt die Integration mit einem hochwertigen CFD-Programm gar unter Einschluss der Zähigkeit (Navier-Stokes Löser), so vermeidet man die „Verschwendung“ kostbarer Rechenzeit nur auf das Einschwingen der jeweiligen Phasenlagen, die anderenfalls schon durch die Anfangswerte vorgegeben werden können.

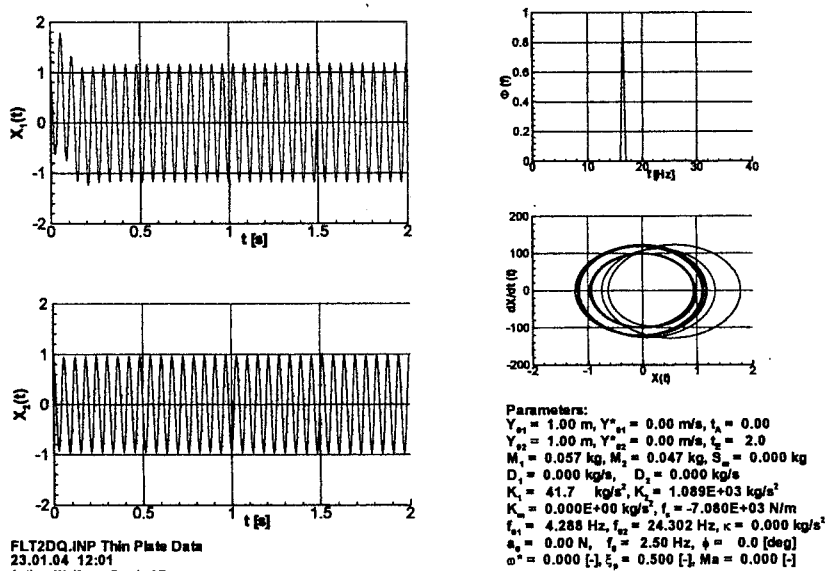
Ergebnisse

Das Prinzip der voranstehend skizzierten Vorgehensweise ist ausführlich erläutert in einer Arbeit für den Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress 2003, die als PDF-Dokument DGLR-2003-120 vorliegt. Zugleich sind sämtliche Daten sowie das zugehörige Rechenprogramm als Quellcode für das Modellproblem EPLD3D (ebene Platte aus Aluminium, einseitig eingespannt) vom Autor im Internet veröffentlicht unter der Adresse

<http://www.aniprop.de/dglr03/index.html> *)

Auf dieser Seite ist auch die erwähnte DGLR-Arbeit zu finden. Für Microsoft-Windows Anwender liegt die Programmkomponente FLT2DQ von HAFIT als ausführbarer WIN32 Modul vor. Andere Anwender (z.B. Unix oder Linux) benötigen die IMSL-Bibliothek, um den Modul neu binden und starten zu können.

FLT2DQ - System of 2 DOFs including Airloads



FLT2DQ.INP Thin Plate Data
 23.01.04 12:01
 Author: Wolfgang Send - AE

Das nebenstehende Bild stammt aus der vom Programm FLT2DQ gelieferten Standardausgabe für das Grafikprogramm TECPLOT und zeigt exemplarisch den Einschwingvorgang für nicht angepasste Anfangswerte (Bild links oben). Im Übrigen handelt es sich ersichtlich um das Schwingungsverhalten im Flutterfall.

Weiteres Vorgehen

Für das AWIATOR FE-Modell (A340 Vollmodell mit beiden Tragflächen) werden die ersten 25 Moden untersucht. Diese weiterführende Untersuchung steht in Zusammenhang mit

der Aufgabenstellung im EU Projekt AWIATOR, bei dem der Autor zusammen mit Dr. W. Wegner (DLR-Institut für Aeroelastik) den Einfluss so genannter Mini-TEDs (TED: Trailing Edge Device) auf das Stabilitätsverhalten untersucht.

Literatur und Quellenangaben

W. Send *Harmonische Flutteranalyse im Zeitbereich*, DGLR-2003-120, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2003, München, 17-20 Nov. 2003

IMSL <http://www.vni.com/index.html> *)

ZAERO <http://www.zonatech.com>

ANSYS <http://www.ansys.com> - <http://www.cadferm.de> (Deutsche Bezugsquelle)

NASTRAN <http://www.mscsoftware.com/products/mscnastran>

*) Hinweis: Die „Hot Spots“ für die aktiven Links im PDF-Dokument sind aus unerfindlichen Gründen deutlich oberhalb des geschriebenen Textes zu finden. Bitte, fahren Sie mit Ihrem Zeiger so weit hoch über die Zeile, bis die aktive Zone signalisiert wird.

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: Zur Bestimmung der angefachtsten Störungen in laminaren Ablöseblasen 3-dimensionaler Grenzschichten

Ausgangssituation:

Im Bereich niedriger bis mittlerer Reynoldszahlen können laminare Ablöseblasen an Laminarflügeln, Hochauftriebshilfen oder Turbinenschaufeln auftreten und deren Leistung erheblich beeinträchtigen. 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 jedoch fast ausschließlich auf Grundlage von 2-dimensionalen Strömungen statt, obwohl ein 3-dimensionaler Ansatz die Verhältnisse am realen Flügel bedeutend besser modellieren könnte. Beim letzten DGLR/STAB-Symposium 2002 konnte hierzu eine Serie direkter numerischer Simulationen (DNS) vorgestellt werden, bei denen der Schiebewinkel der Anströmung systematisch von 0° bis 60° variiert wurde [2]. Diese Grundströmungen ohne Störungseinleitungen entsprechen dem natürlichen, nur durch den Druckgradienten in Stromabrichtung geprägten Zustand der Strömung in störungsfreier Umgebung.

Ziel:

Darauf aufbauend soll nun über die 2- und 3-dimensionalen Störungsentwicklung in diesen Grundströmungen berichtet werden. Das Hauptaugenmerk liegt hierbei auf dem für moderne Verkehrsflugzeuge relevanten Schiebewinkelbereich von 30° bis 40° . Ziel der Untersuchungen ist zunächst die Identifikation der angefachtsten Störwellen, sowie der mit ihnen in starke fundamentale oder subharmonische Resonanz gehenden Sekundärstörungen. Denn zum einen sind es gerade die angefachtsten Störungen, die sich unter natürlichen Bedingungen durchsetzen und daher am einfachsten in Experimenten nachweisbar sind. Zum anderen haben integral sehr stark angefachte Störungen in 2D-Grundströmungen in [3] das größte Potential zur *effizienten* Kontrolle von laminaren Ablöseblasen gezeigt. Die starke natürliche Anfachung der verwendeten zweidimensionalen oder schwach schräglaufer Störungen ermöglichen dabei die gewünschte Reduzierung der Blase bei minimalem Energieaufwand. Abschließend soll die Eignung der räumlichen, linearen Stabilitätstheorie (LST) in abgelösten 3D-Grenzschichten untersucht und dokumentiert werden.

Lösungsweg:

Durch den Einsatz der LST konnten umfangreiche Parameterstudien zur Identifikation stark angefachter Frequenzen und Querwellenzahlen durchgeführt werden. Nur die aussichtsreichsten Parameterbereiche mußten dann noch durch DNS-Rechnungen näher untersucht werden. Der verwendete DNS-Code löst die inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen in Geschwindigkeits-Wirbelstärkeformulierung im Störgrößenverfahren durch Diskretisierung mit finiten Differenzen sechster Ordnung. Alle Ergebnisse werden standardmäßig mit den entsprechenden LST-Resultaten verglichen und validiert.

Ergebnis:

Die starke Anfachung innerhalb der Ablöseblase hebt die mit höherer Amplitude eingegebene

Primärstörung auf ein kritisches Niveau von ca. 0.1 – 1% der Anströmgeschwindigkeit, ab der nicht-lineare Wechselwirkungen mit den Hintergrundstörungen kleiner Amplitude immer wichtiger werden. Deren nicht-lineares Wachstum zusammen mit der zunehmend in Sättigung gehenden Primärstörung verändert den Charakter der Gesamtstörung bereits im hinteren Blasenteil deutlich (vgl. Abb. 1). Insgesamt weist die DNS-Analyse ein breites Anfachungsmaximum auf, bei dem Primärstörungen benachbarter Frequenzen und Querwellenzahlen um die angefachtete Störwelle herum ein ganz ähnliches Wachstumsverhalten zeigen. In Übereinstimmung mit den Vorhersagen der LST verliert die in zweidimensionaler Grundströmung angefachtete Wellentriade nicht nur ihre dominante Rolle, sie wird bei schiebender Anströmung auch zunehmend schwächer angefacht. Dabei verschiebt sich die maximale Anfachung bei steigendem Schiebewinkel der Anströmung zu immer größeren Frequenzen und Querwellenzahlen und nimmt an Stärke zu. Die LST hat sich innerhalb ihres Geltungsbereichs auch bei abgelösten 3D-Grenzschichten als sehr zuverlässig erwiesen.

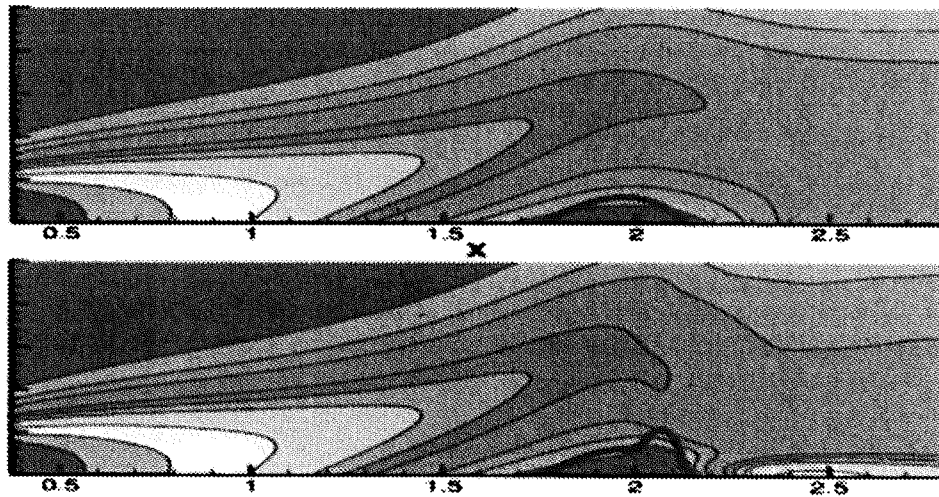


Abbildung 1: Querschnitt in Stromabrichtung durch eine Ablöseblase bei 30° Schiebewinkel. Isolinen der spannweitenigen Wirbelstärke ω_x nebst Trennstromlinie. Oben: ungestörte, laminare Grundströmung. Unten: Nicht-lineare, zeitlich und spannweitig gemittelte Rückwirkung der fundamentale Resonanz einer stark angefachten, schräglaufenden Mode mit Sekundärstörungen.

Literatur

- [1] E. Greff: "In-flight Measurement of Static Pressures and Boundary-Layer State with Integrated Sensors". J. Aircraft, Vol. 28, No. 5, pp. 289-299, (1991).
- [2] T. Hetsch, U. Rist: "On the Structure and Stability of Three-Dimensional Laminar Separation Bubbles on a Swept Plate". Proceedings of the 13. DGLR/STAB-symposium, Notes on Numerical Fluid Mechanics (NNFM), Springer. To appear.
- [3] K. Augustin, U. Rist, S. Wagner: "Investigation of 2D and 3D Boundary-Layer Disturbances for Active Control of Laminar Separation Bubbles". AIAA 2003-613, (2003).

Weiteres Vorgehen:

Als nächster Schritt sind Visualisierungen der bei zunehmend schiebender Anströmung entstehenden räumlichen Strukturen und deren qualitativer Vergleich mit entsprechenden Untersuchungen in 2D-Grundströmungen geplant, um mehr über die dominanten Umschlagsmechanismen bei schiebender Anströmung zu erfahren. Denkbar sind ferner Untersuchungen zur nicht-linearen Störwelleninteraktion mithilfe von Sekundärinstabilitätstheorie.

Datum : 8.10.2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. T. Indinger, Prof. Dr.-Ing. N. A. Adams, Prof. Dr.-Ing. K. Vogeler

Institution: Technische Universität Dresden, Institut für Strömungsmechanik

Adresse: George-Bähr-Str. 3c
01069 Dresden

Telefon: 0351-463-34897

Telefax: 0351-463-35246

e-mail: Thomas.Indinger@ism.mw.tu-dresden.de

weitere Partner: Universität der Bundeswehr München, Institut für Strahlantriebe

Thema: Einfluss von Oberflächenstrukturen von aerodynamisch hoch belasteten Verdichter- und Turbinengittern (DFG Vo 820/2-3)

Ausgangssituation:

Die maximale Ausnutzung von Betriebsbereichen in Turbomaschinen erfordert eine höchstmögliche Verzögerung der Strömung, möglichst unter Vermeidung von lokalen Ablösungen. Dieser Forderung genügen turbulente Grenzschichten besser als laminare, da sie in der Lage sind, einen höheren Druckanstieg ablösefrei zu bewältigen. Nachteilig ist jedoch deren deutlich höherer Reibungswiderstand. Ein passives Mittel, diesen Widerstand in turbulenten Grenzschichten zu reduzieren, sind so genannte riblets, mikroskopisch feine Rillen, die möglichst in Hauptströmungsrichtung orientiert sind. Deren grundsätzlich positive Wirkung konnte in zahlreichen Untersuchungen nachgewiesen werden. Diese verfolgten vornehmlich das Ziel, die Rillengeometrie sowie deren Abmessungen zu optimieren, so dass eine Minimierung des Reibungswiderstandes erreicht wird. Selbstverständlich wurde auch der Wirkmechanismus dieser Oberflächenstruktur untersucht. Eine sehr gute Zusammenfassung zum Stand der Wissenschaft beider Komplexe wurde von M. Bruse [1] erstellt.

Ziel:

In Ergänzung zu den erwähnten Untersuchungen, welche vornehmlich druckgradientenfreie Plattenströmungen bzw. durch die Bauart des untersuchten Körpers bedingte beliebige Druckverteilungen verwendeten, soll nun besondere Aufmerksamkeit dem Einfluss der Oberflächenstruktur auf das Verhalten der Grenzschicht unter Einwirkung eines definierten Druckgradienten in Strömungsrichtung gewidmet werden. Dies ist insofern von Interesse, da der verglichen mit einer glatten Oberfläche reduzierte Reibungswiderstand der riblet-Oberfläche durch einen geringeren Gradienten des zeitgemittelten Geschwindigkeitsprofils an der Wand bedingt wird. Dies bedeutet für die Geschwindigkeitsverteilung in der Grenzschicht, dem Ablösezustand einen Schritt näher zu sein. Insofern würde der positive Effekt des geringeren Reibungswiderstandes durch eine Erhöhung des Druckwiderstandes in Folge der früheren Ablösung kompensiert oder sogar negiert werden. Diesbezüglich liegt noch keine gesicherte Information vor. Verschiedene Experimente zeigten sogar entgegen diesem zu erwartenden Trend ein längeres Anliegen der Strömung gegen einen Druckgradienten in Folge der gerillten Oberflächenstruktur [2, 3].

Lösungsweg:

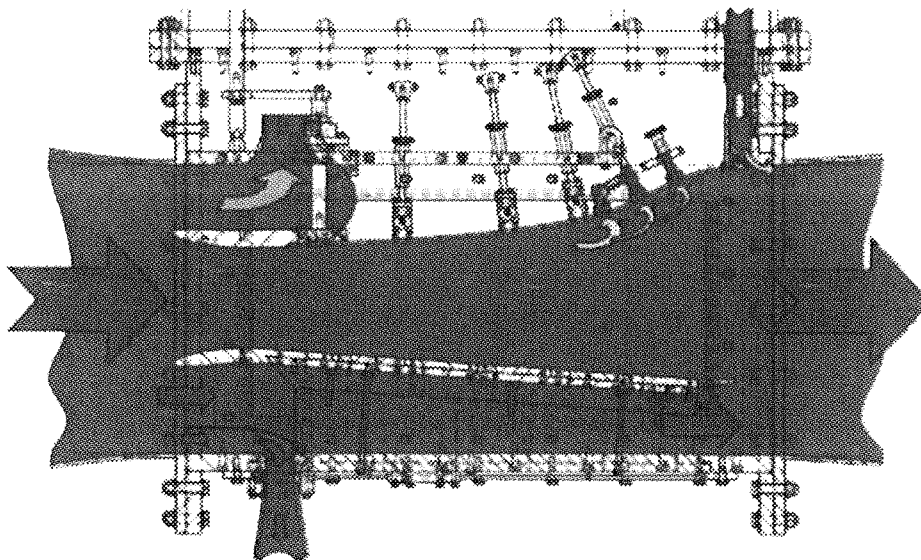
Basierend auf den Ergebnissen aus den erwähnten Geometrie-Optimierungen wurde zunächst eine Rillenstruktur mit halbrunden Querschnitt und einem Höhen-Seiten-Verhältnis von $h/s = 0,5$ hergestellt. Notwendig hierzu war die Kenntnis der Entwicklung der integralen Größen in

einer verzögerten Grenzschicht in Anlehnung an die mögliche Anwendung in Verdichtergittern, welche aus Grenzschichtrechnungen nach dem Isoklinenverfahren bestimmt wurde. In diesem Zusammenhang wurden auch die für die Realisierung des konstanten Druckgradienten in Hauptströmungsrichtung notwendigen Konturen berechnet. Die fertigungstechnische Problematik der Rillenstruktur, bedingt durch die geringen Abmessungen in Verbindung mit der Forderung nach möglichst scharfkantigen Rillenspitzen, zog zwei Konsequenzen nach sich. Einerseits sollte die Oberflächenstruktur möglichst auf einer ebenen Platte aufgebracht werden, andererseits die effektiven Abmessungen der Rillen durch Verkleinerung der kinematischen Viskosität des Strömungsmediums vergrößert werden, weshalb die Versuche in einem Wasserkanal durchgeführt werden.

Neben der Visualisierung der großskaligen instationären Entwicklung der Grenzschicht mit Bestimmung der Ablösezone werden Druck- und Geschwindigkeitsmessungen an der Profiloberfläche durchgeführt. Hauptaugenmerk hierbei liegt auf den zeitgemittelten Geschwindigkeitsprofilen sowie Schwankungsgrößen in Hauptströmungsrichtung und normal zur Oberfläche mittels LDA. Darüber hinaus soll die Entwicklung der Scherschicht am Rande der Ablöseblase, ausgehend vom Ablösepunkt, mittels PIV untersucht werden.

Ergebnis:

Erste Messergebnisse der Grenzschicht über der glatten Platte werden präsentiert. Die Konfiguration der Messstrecke des Wassenumlaufkanals mit Messplatte und Gegenkontur zur Realisierung des Druckgradienten sieht wie folgt aus:



Literatur:

- [1] Bruse, M.: Zur Strömungsmechanik wandreibungsvermindernder riblet-Oberflächen. Dissertation, Technische Universität Berlin, Juni 1998
- [2] J. R. Debiasshop, F. T. M. Nieuwstadt: Turbulent boundary layer in an adverse pressure gradient: effectiveness of riblets, AIAA Journal 34 (5) 1996, 932-937
- [3] S. Sundaram, P. R. Viswanath, S. Rudrakumar: Viscous drag reduction using riblets on NACA 0012 airfoil to moderate incidence, AIAA Journal 34 (4) 1996, 676-682

weiteres Vorgehen:

Zunächst werden nach Fertigstellung der Versuchsanlage Messungen an der glatten Referenzoberfläche durchgeführt. Anschließend soll dann die gerillte Oberfläche aufgebracht und bei gleichen Druckgradienten die Grenzschichtuntersuchungen durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing. S. Jakirlić¹, Dr. B. Basara²

Institution: ¹Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt
Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-3554
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754

²Advanced Simulation Technology, AVL List GmbH,
Hans-List-Platz 1 **Telefon:** +43 (0)316/787705
A-8020 Graz **Telefax:** +43 (0)316/787777

e-mail : s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de; branislav.basara@avl.com

Thema: Hybride Turbulenzmodellierungsstrategie (HTM) für industrielle Strömungssimulationen

Ausgangssituation:

Die *Computational Fluid Dynamics* (CFD) hat sich zu einer Schlüsseltechnologie in alltägigen Forschungsaktivitäten und industrieller Praxis entwickelt. Dank der angestiegenen Rechenkapazitäten werden hoch auflösende Berechnungsverfahren wie LES und DNS immer häufiger eingesetzt. Trotzdem stellen die im Rahmen des RANS-Verfahrens verwendeten statistischen Turbulenzmodellen den wahren industriellen Standard dar. Dabei wird ein breites Spektrum unterschiedlicher Modelle eingesetzt, das sich im allgemeinen von den auf der turbulenten Wirbelzähigkeit basierenden Turbulenzmodelle bis hin zu algebraischen und differentiellen Reynolds-Spannungsmodellen (RSM) erstreckt. Trotz des Fehlens einer klaren, die alltäglich berechneten industrierelevanten Strömungskonfigurationen betreffend, Evidenz der Überlegenheit der Reynolds-Spannungs- gegenüber den Wirbelzähigkeitsmodellen, ist das erst genannte Modellierungskonzept der physikalischen Betrachtungen zugrunde als das beste RANS-Konzept einzustufen. Andererseits stellt die Komplexität dieser Modellgruppe (die Transportgleichungen für die sechs Reynolds-Spannungs-komponenten mit einer hohen Anzahl von nichtlinearen Quelltermen werden zusätzlich gelöst) eine oft unüberwindbare Hürde im Hinblick auf deren häufigeren Einsatz im technischen Bereich dar. Das Haupthindernis hinsichtlich der numerischen Behandlung ist die Kopplung der Geschwindigkeits-, Druck- und Reynolds-Spannungsfelder in den Bewegungsgleichungen. Denkt man an die heutzutage häufig verwendeten voll-unstrukturierten numerischen Gitter, die regelmäßig von "ein Paar", aus der numerischen Sicht betrachtet, unangenehmen Kontrollvolumina begleitet sind, tritt dieses Kopplungsproblem noch ausdrücklicher auf.

Ziel:

Das Ziel ist ein Turbulenzmodellschemata zu entwickeln, das die numerische Robustheit des Wirbelviskositätsmodellkonzeptes und die physikalischen Vorteile der Reynoldsspannungs-Modellierungsgruppe vereinigt.

Lösungsweg:

Die vorliegende Arbeit stellt eine neue Praxis hinsichtlich der Verwendung der Turbulenzmodelle dar. In der hier vorgeschlagenen hybriden Strategie werden die Reynoldsschen Spannungen und das Geschwindigkeitsfeld, wie im Fall des Standard $k-\varepsilon$ Modells, über den Boussinesq'schen Ansatz $\mu_t = \rho C_\mu k^2/\varepsilon$ gekoppelt. Dabei werden die kinetische Turbulenzenergie und deren Dissipationsrate aus den Reynolds-Spannungs- und Dissipationstensenoren des simultan einzusetzenden, sog. "Hintergrund-Reynolds-Spannungsmodells" gewonnen. Ergänzend dazu wird der Strukturparameter C_μ (im Rahmen

vieler auf der Wirbelzähigkeit basierter Turbulenzmodelle nimmt er den konstanten Wert von 0.09 im gesamten Strömungsfeld an) als Ergebniss der auf die *Boussinesq'sche* Korrelation angewandte Methode der kleinsten Quadrate ermittelt, was in einer funktionalen Abhängigkeit von den Reynolds-Spannungs- und Deformationsgeschwindigkeitstensors resultiert (siehe den stark veränderlichen Wert dieses Modellkoeffizienten bei der Umströmung eines Kreiszylinders, Abb. 1d). Neben der erhöhten Stabilität des Berechnungsverfahrens im Hinblick auf die Steigerung der Konvergenzrate, profitiert diese Modellierungsstrategie von physikalischen Vorteilen des Hintergrund-Reynolds-Spannungsmodells, die vor allem auf die exakte Behandlung der turbulenten Produktion zurückzuführen sind.

Ergebnis:

In den nächsten Abbildungen sind Verbesserungen gegenüber dem linearen $k-\varepsilon$ Modell hinsichtlich der erhöhten Empfindlichkeit des Modells gegenüber der rotierenden Effekte (Abb. 1a), verstärkten Dilatationseffekten (*irrotational mean strain*, Abb. 1b) sowie der stationären (Abb. 1c, ein lineares $k-\varepsilon$ Modell gibt die Ablösung nicht wieder) und instationären (Abb. 1d) Ablöseerscheinungen in aller Deutlichkeit gezeigt.

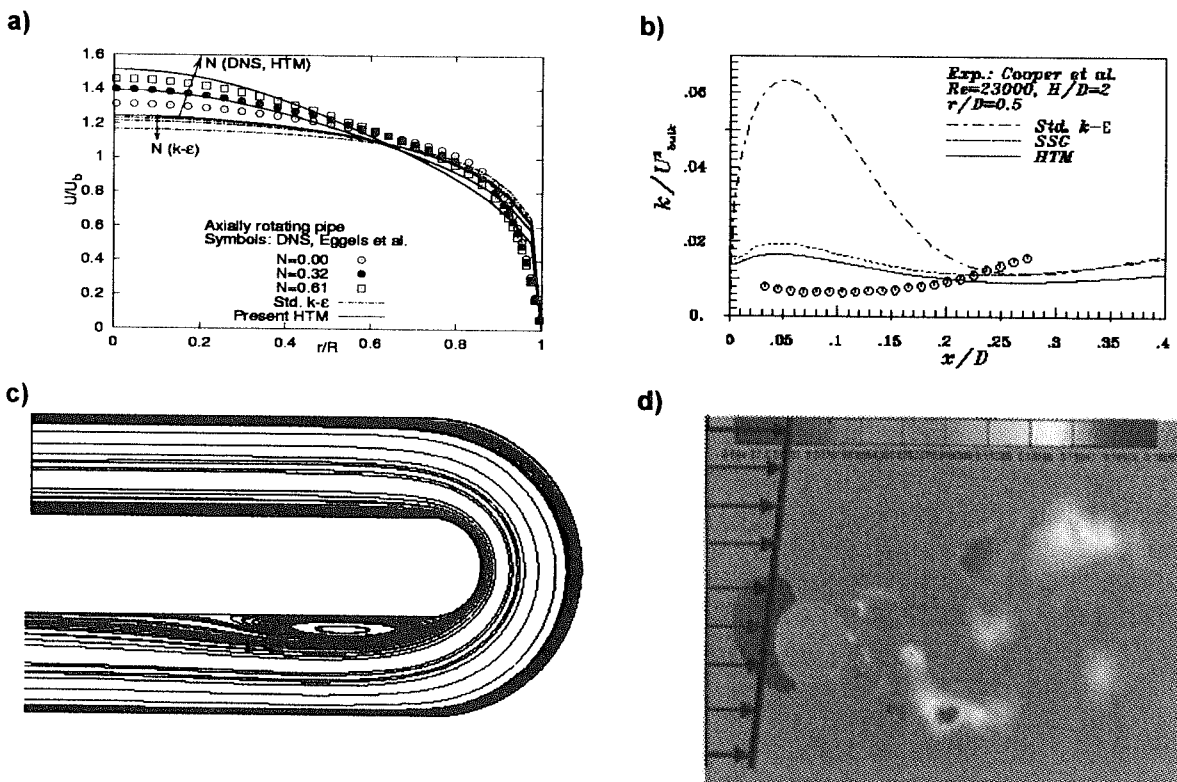


Abbildung: a) Profile der axialen Geschwindigkeit in der verdrehten Strömung in einem axial rotierenden Rohr, b) Profile der kinetischen Turbulenzenergie im Staugebiet einer Aufprallströmung (SSG – Spezielle RSM), c) mit dem HTM gewonnene Stromlinien in einem U-förmigen kanal und d) der aus dem im Rahmen des HTM vorgeschlagenen Modellansatzes berechnete Strukturparameter C_μ bei der Umströmung eines kreisförmigen Zylinders

Literatur:

- [1] Basara, B., and Jakirlić, S. (2003): A new, hybrid turbulence modelling strategy for industrial CFD. *Int. J. Numerical Methods in Fluids*, Vol. 42, No. 1, pp. 89-116
- [2] Basara, B., Jakirlic, S., and Alajbegovic, A. (2003): A T-RANS Study of a Shear Flow around Circular Cylinder Pertaining to Disperse Phase in Solid/Liquid Upward Duct Flow. In *Turbulence, Heat and Mass Transfer*, Vol. 4, Hanjalic et al. (Eds.), Begell House Inc., pp. 1048-1045

Weiteres Vorgehen:

Formulierung eines wandnahen, anisotropie-auflösenden, hybriden Turbulenzmodells.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

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

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-3554
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754

e-mail : roland@sla.tu-darmstadt.de ; s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de

Thema: Numerische Simulation von Drallströmungen mit Dichtegradienten auf Basis der Reynolds-Spannungs-Modelle¹

Ausgangssituation:

Die Strömungsfelder von aktuellen Brennkammergeometrien sind gekennzeichnet durch eine hohe Komplexität, die aus den geometrischen Randbedingungen sowie aus der Interaktion von Kraftstoffeinspritzung, Verbrennung etc. , herrühren. Bereits die numerische Erfassung von isothermen Brennkammerströmung mit variabler Dichte, die hier betrachtet werden soll, ist eine Herausforderung für statistische Turbulenzmodelle. Neben Strömungsablösungen aufgrund von Querschnittserweiterungen ist das Strömungsfeld gekennzeichnet durch eine Rückstromzone im Zentrum, deren Auftreten und Dimension von der Drallintensität des Geschwindigkeitsfeldes abhängig ist. Dieser Effekt, der auch als *Vortex Breakdown* bezeichnet wird, dient in erster Linie der Flammenstabilisierung. Durch starke Temperaturgradienten, insbesondere in Wandnähe, sowie durch das Verdampfen von Kraftstoff entstehen große Dichtegradienten, die ebenfalls einen starken Einfluss auf die Strömung und besonders auf die turbulenten Größen haben.

Ziel:

Basierend auf der RANS-Methode, sollen die dominierenden strömungsbeeinflussenden Effekte von isothermen Brennkammerströmungen numerisch erfasst werden. Schwerpunkte werden dabei auf die Wiedergabe der Struktur der Drallströmung gelegt, was ein leistungsfähiges Turbulenzmodell erfordert, sowie auf die Berücksichtigung von großen Dichtegradienten und deren Einfluss auf die turbulenten Größen.

Lösungsweg:

Um die Komplexität des Strömungsfeldes abbilden zu können findet ein Reynoldsspannungsmodell Verwendung. Dieses RSM-Modell ist bereits in einer Reihe von Drallströmungen und Brennkammergeometrien getestet worden [2] und zeigte dabei eine sehr gute Leistungsfähigkeit. Auf dieses Modell aufbauend erfolgt die Untersuchung einer Drallströmung mit großen Dichtegradienten (So et al., 1986), die aus der Vermischung von zwei Gasströmen unterschiedlicher Dichte herrühren. Dazu werden an Stelle der reynoldsgemittelten Gleichungen die favregemittelten Gleichungen gelöst, zu deren vollständigen Schließung zusätzlich ein Skalartransportmodell sowie die Transportgleichung der Varianz implementiert werden müssen. Bei dem Skalartransportmodell werden, analog wie bei dem RSM-Modell für die Reynoldsspannungen, Transportgleichungen für die skalaren Flüsse gelöst. Zwei verschiedenen Skalartransportmodelle kommen dabei zum Einsatz [3;4]. Als Referenz erfolgt die Berechnung des Testfalls mit einem $k-\varepsilon$ Modell, sowie einem Gradientendiffusionsansatz für die skalaren Größen.

¹ Die vorliegende Arbeit wird im Rahmen des SFB 568 (Strömung und Verbrennung in zukünftigen Gasturbinenbrennkammern) durchgeführt

Ergebnis:

Das Strömungsfeld des Testfalls, der schematisch in Abb. 1 dargestellt ist, ist ein zentraler Strahl mit einem Helium/Luftgemisch. In dem konkreten Testfall wird so ein Dichteverhältnis von $\rho_j/\rho_\infty=0.28$, bei einer Reynoldszahl von 55000, realisiert. Durch die Einblasung dieses Strahls wird eine massive Rezirkulation im Bereich der Symmetrieachse zwar verhindert, aber mit zunehmendem Radius wird der Einfluss der Drallströmung in einer Abnahme der Axialgeschwindigkeit ($r=0.1-0.2m$) bis hin zu einer Rückströmung deutlich. Exemplarisch für diese Untersuchungen ist in Abb. 2 der Verlauf der Axialgeschwindigkeiten dargestellt. Dabei liefert das Reynolds-Spannungs-Modell im Vergleich zu dem $k-\varepsilon$ Modell sehr gute Ergebnisse. Der Einfluss der Skalartransportmodelle auf die Axialkomponente der Geschwindigkeit ist gering, was darauf schließen lässt, dass die verwendeten Modelle hier qualitativ gleich gut einzustufen sind. Ursache dafür ist, dass die Qualität der turbulenten Größen einen dominierenden Einfluss auf die skalaren Größen hat. Das $k-\varepsilon$ Modell liefert hier eine wesentlich schnellere Vermischung. Wie Abb. 3 zu entnehmen ist, liegt bei diesem Modell bereits eine vollständige Vermischung bei $x/D=1.4$ vor. Damit wird deutlich, dass die betrachteten Modelle eine gute Grundlage für die Berechnung von Drallbrennkammern sind und als Basis für die geplante Kopplung von RANS mit LES dienen können.

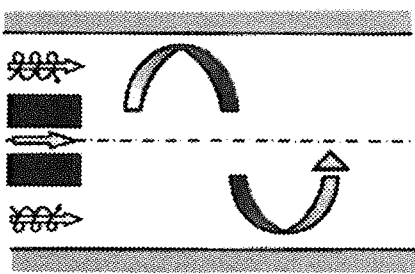


Abb.1 Skizze des Testfalls So et al.[1]

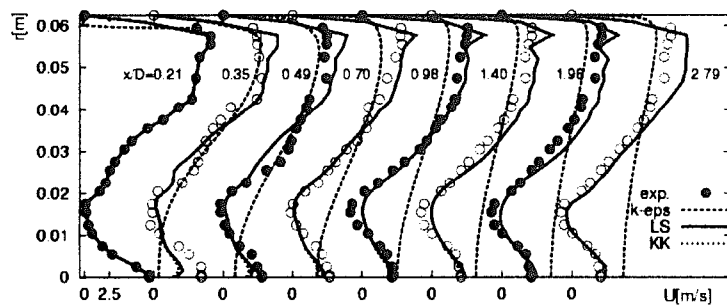


Abb.2: Axialgeschwindigkeiten

Literatur:

[1] Ahmed S. A. und So R.M.C.:

Concentration distributions in a model combustor. *Experiments in Fluids*, Vol. 4, pp. 107-113 (1986)

[2] Jakirlić S., Jester-Zürker R., Tropea C.:

Second-Moment Closure study on combined effects of expansion ratio and swirl intensity on turbulent mixing in model combustors. *Turbulence and Shear Flows Phenomena*, Sendai, Japan, 3, June, 25-27.

[3] Launder B.A. und Samaraweera D. S. A.: Application of a second-moment turbulence closure to heat and mass transport in thin shear flows – I. two dimensional transport. *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 22, pp.1631-1643 (1979)

[4] Kawamura H. und Kurihara Y.: Modelling of turbulent scalar transport in homogenous turbulence. *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 43, pp.1935-1945 (2000)

Weiteres Vorgehen:

Zunächst ist die Implementierung der Energiegleichung auf Basis der vorhandenen Skalartransportmodelle vorgesehen und eine Modifikation der Skalartransportmodelle für niedrige Reynoldszahlen, so dass eine Integration bis zur Wand möglich ist. Angewendet werden sollen diese entwickelten Modelle auf Testfälle mit großer Wärmezufuhr, bei denen neben der Dichte auch die Viskosität nicht mehr als konstant betrachtet werden kann. Auf lange Sicht sollen die entwickelten Modelle als Basis für eine Kopplung von RANS- und LES-Verfahren dienen.

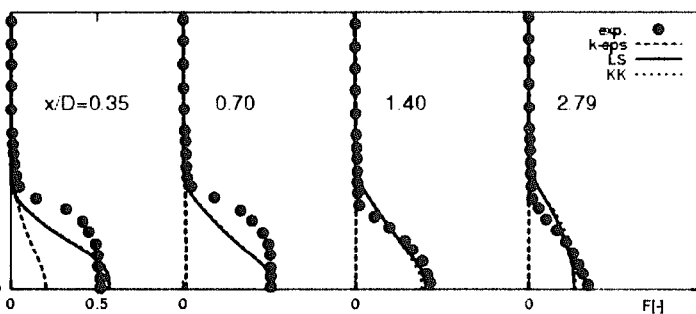


Abb.3: Mischungsgrad

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dr. H.-P. Kreplin, Dipl.-Phys. K. Kindler	
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	Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich, TU München Priv.-Doz. Dr.-Ing. M. Breuer, Universität Erlangen	
Thema	Untersuchung kohärenter Strukturen in abgelösten turbulenten Tragflügelprofilströmungen: Prinzipexperiment COSTWING (COherent STRuctures of separated turbulent WING flows)	

Ausgangssituation

Die Berechnung turbulenter Strömungen für Ingenieurzwecke verlangt die robuste und vorhergesagene Modellierung der nicht im Detail berechenbaren Turbulenz. Die derzeit in numerischen Verfahren verwendeten Turbulenzmodelle zeigen in Strömungen mit großskaligen Ablösegebieten ihre größten Defizite. Fortschritte in der Berechnung solcher Strömungen sind von Large-Eddy-Simulationen (LES) zu erwarten. Zur Validierung von LES-Ergebnissen werden geeignete experimentelle Datenbasen benötigt. Als ein Beitrag hierzu wurde ein DLR-Prinzipexperiment konzipiert, das auf die Belange der numerischen Simulation der Partner (von TU München und Universität Erlangen) ausgerichtet ist, [1]. Es handelt sich um die Umströmung eines angestellten Tragflügelprofils als aerodynamischer Anwendungsfall, mit komplexen abgelösten Strömungsgebieten trotz einfacher geometrischer Anordnung. Es steht ein modular aufgebautes NACA 4415 Profilmodell für den 1m-Niedergeschwindigkeitswindkanal zur Verfügung. Das Experiment wurde als Teilprojekt in das DFG Verbundschwerpunktprogramm Transition, Themenkreis V, „Strömungsphysikalische Modellbildung (Transition-Turbulenz-Ablösung)“ eingebracht.

Ziel

Im Vordergrund steht die Beschreibung der Turbulenz abgelöster Tragflügelströmungen für verbesserte Turbulenzmodellierung komplexer ablösender Strömungen zur Erzielung einer erhöhten Vorhersagegenauigkeit derzeitiger und zukünftiger Berechnungsverfahren basierend auf numerischen Lösungen der Navier-Stokes-Gleichungen. Das Experiment soll durch den Einsatz fortschrittlicher Messverfahren Daten zur Validierung der numerischen Ergebnisse anderer Teilprojekte sowohl hinsichtlich der Grobstrukturdynamik als auch bezüglich der turbulenten Feinstruktur liefern.

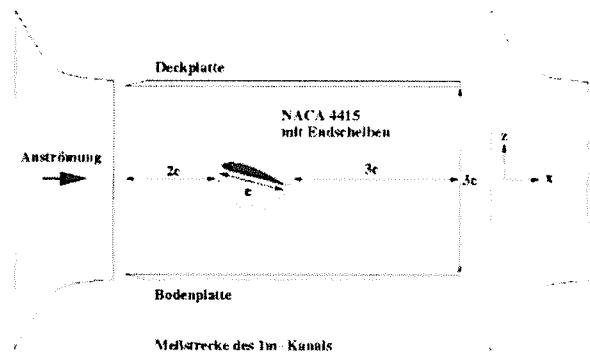
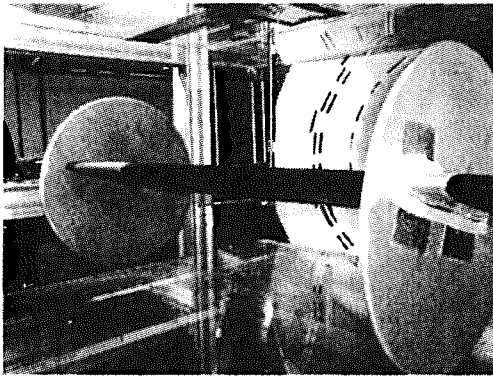
Lösungsweg

Zu Beginn ist der vorhandene Aufbau im 1m-Windkanal zu vervollständigen, [1], [2]. Dazu gehören auch die schon begonnenen Untersuchungen zum Einfluss von Endscheiben und/oder Seitenwänden auf die Strömung. Hierbei ist besonders die spannweitige Verteilung bzw. Periodizität der Strömung von Interesse. Zusammen mit den Numerikern sind dann die im Detail zu untersuchenden Konfigurationen festzulegen bezüglich seitlicher Berandung, Reynoldszahl und

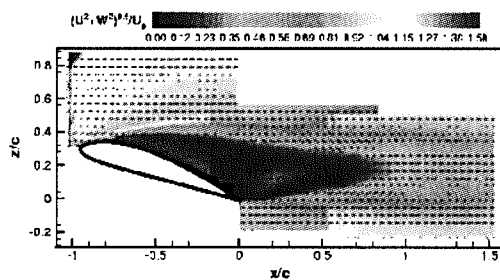
Anstellwinkel. Danach wird das Strömungsfeld mit fortschrittlichen Messverfahren vermessen, wobei insbesondere die Particle-Image-Velocimetry (PIV) zum Einsatz kommt.

Ergebnis

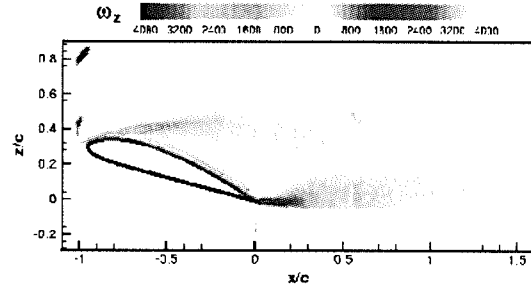
Zur Beurteilung der Dreidimensionalität bzw. spannweiten Periodizität der Strömungsablösung wurden Anstrichbilder verwendet. Für die weiteren Untersuchungen wurden kreisförmige Endscheiben im Abstand von vier Flügeltiefen verwendet. Es wurden Wanddruckverteilungen, Wanddruckschwankungen, Geschwindigkeitsschwankungen mit Hitzdrahtsonden und Geschwindigkeitsfelder mit PIV gemessen. Die Daten für den Modellanstellwinkel $\alpha = 18^\circ$ wurde bei den Reynoldszahlen $2,0$ und $2,7 \times 10^5$ detailliert analysiert. Insbesondere wurde eine qualitative Strukturidentifikation der mit PIV gewonnenen Geschwindigkeitsfelder durch Karhunen-Loeve-Zerlegung durchgeführt, [3].



NACA 4415-Profilmodell mit Endscheiben im 1m-Windkanal



Gemitteltes Geschwindigkeitsfeld



Gemitteltes Wirbelstärkefeld

PIV, $Re = 2 \times 10^5$

Literatur

- [1] Lerche, T., Dallmann, U.Ch.: Das Prinzipexperiment COSTWING I: Dokumentation der Aufbauphase, DLR-IB 223-99 A04, 1999
- [2] Abegg, C.: Das Prinzipexperiment COSTWING II: Untersuchung kohärenter Strukturen in den Wanddruckschwankungen, DLR-IB 223-2001 A02, 2001
- [3] Kindler, K., Kreplin, H.-P., Ronneberger, D.: Experimentelle Untersuchung kohärenter Strukturen in kritischen Tragflügelströmungen, DLR IB 224-2003 A11, 2004

Weiteres Vorgehen

Analyse der PIV-Daten für kleine Reynoldszahlen

Vergleich der experimentellen Daten mit numerischen Ergebnissen der Partner

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen-Turbulenz

Ansprechpartner: B. Sammler, A. Schröder, A. Arnott, D. Otter, J. Agocs,
J. Kompenhans

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Experimentelle Verfahren

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: +49 551 709 2199

Telefax: +49 551 709 2830

e-mail : bernd.sammler@dlr.de

weitere Partner: M. Raffel, K. Ehrenfried

Thema:

Stereo PIV Messungen an einem Deltaflügelmodell unter transsonischen Bedingungen

Ausgangssituation:

Stereo PIV Messungen unter transsonischen Bedingungen mit zur Hauptströmung senkrecht ausgerichteten Lichtschnitten sind bislang nicht durchgeführt worden.

Ziel:

Durchführung von Stereo PIV Messungen unter transsonischen Verhältnissen insbesondere zur Erfassung der Wirbeldynamik von Deltaflüglern.

Lösungsweg:

Verbesserung der Erzeugung von Partikeln in Richtung kleinerer Durchmesser zur Sicherstellung eines schlupfarmen Folgeverhaltens.

Entwicklung eines stabilen Kurzzeittriggersystems zwecks Durchführung konditionierter PIV Messungen bei sehr hohen Strömungsgeschwindigkeiten.

Aufbau der Laser- und Lichtschnittoptik mit der Möglichkeit einer Nachjustierung während des Betriebes im TWG (Transsonischer Windkanal Göttingen).

Einrichtung einer speziell angepassten unsymmetrischen Lichtschnittgeometrie zur Vermeidung von out-of-plane Effekten.

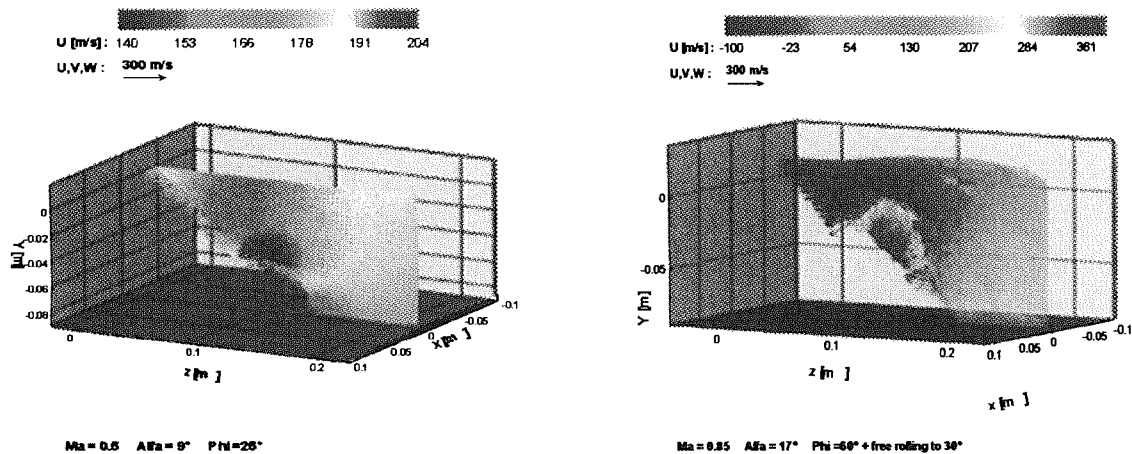
Verfeinerung der Auswertungsprozeduren hinsichtlich Bildentzerrung und Stereoverrechnung.

STAB

Ergebnis:

Erfolgreiche Untersuchung der Wirbeldynamik am DLR AeroSum Modell unter transsonischen Bedingungen. Mit Hilfe der Stereo PIV Methode ist es möglich, qualitativ hochwertige Feldinformationen über alle drei Geschwindigkeitskomponenten zu gewinnen.

Der Prozess des Wirbelplatzens konnte in Abhängigkeit von der Machzahl, dem Anstellwinkel und dem Rollwinkel detailliert untersucht werden.



Gemittelt (links) und momentanes (rechts) Geschwindigkeitsfeld bei verschiedenen Strömungsparametern

Literatur:

Sammler B; Arnott A; Agocs J; Schroeder A; Otter D; Kompenhans J (2003) Vortex Investigations Over a Rolling Delta Wing Model in Transonic Flow by Stereo PIV Measurements. ICIASF 2003 Record, Goettingen, Germany, August 25 – 29, pp. 268-277

Kaehler C; Sammler B; Kompenhans J (2002) Generation and control of tracer particles for optical flow investigations in air. Experiments in Fluids, 33/6, pp. 736-742

weiteres Vorgehen:

Optimierung des optischen Aufbaus zur simultanen Erfassung des Strömungsbildes über beiden Flügeloberseiten.

Benutzung von zwei Lasersystemen, um Abschattungen gering zu halten.

Verbesserung des Rollapparates in Abstimmung mit dem Trägheitsmoment des Modells.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: S. Sarić, M.Sc., Dr.-Ing. S. Jakirlić, Prof. Dr. C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-3554
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754

e-mail : saric@sla.tu-darmstadt.de; s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de;
ctropea@sla.tu-darmstadt.de

Thema: Turbulent Separation Control by Periodic Perturbation of Shear Layer in a Backward-Facing Step Flow Configuration: a Computational Study

Ausgangssituation:

The backward-facing step flow is a well-known test case for studying the influence of the local streamline curvature. The flow separates at the step edge, forming a curved shear layer which bifurcates at the reattachment region; one branch flowing back creates a separation bubble behind the step, another branch creates a new boundary layer downstream. The level of turbulence in the shear layer aligned with the mean dividing streamline bordering the separation bubble is of decisive importance when controlling the reattachment length. A higher level of the shear stress implies an enhancement of the fluid entrainment into the shear layer - higher momentum transport - and consequently a shortening of the recirculation bubble. In addition to the strong mean flow gradient in the vertical direction, representing the main source of turbulence, and a curvature-generated turbulence production, the turbulence can be further generated by introducing a high-velocity jet into the shear layer. The flow perturbation created in such a way causes an intensive flow stretching (strong velocity gradient in the streamwise direction) leading to an enhanced turbulence level.

Ziel:

The work presented aims at capturing the physics of unsteady flow separation and identifying specific features that require special consideration in turbulence modelling.

Lösungsweg:

Turbulent flow over a backward-facing step perturbed periodically by discharging a jet through a thin slit situated at the step edge was studied computationally using the LES (Large Eddy Simulation), DES (Detached Eddy Simulation) and T-RANS (Transient Reynolds-Averaged Navier-Stokes) techniques. The flow configuration considered (Abb. 1; $Re_H = U_c H/\nu = 3700$) has been investigated experimentally by Yoshioka et al. (2001). The injection velocity is parameterized by a sinusoidal law: $v_e = V_e \sin \varphi$, V_e being the velocity amplitude ($V_e = 0.3 U_c$) and φ the phase angle. Perturbation frequencies f_e ($\varphi = 2 \pi f_e t$) corresponding to the Strouhal numbers: $St (= f_e H/U_c)$, U_c being the centerline velocity in the inlet channel) = 0.08, 0.19 and 0.30 were investigated. It was found experimentally that the perturbation frequency $St=0.19$ represents the most effective case, that is the case with the minimum reattachment length. All computations were performed with an in-house computer code based on a finite volume numerical method for solving both three-dimensional filtered and Reynolds-Averaged Navier-Stokes equations on block-structured, body-fitted, non-orthogonal meshes. The convective transport of all variables were discretized by a second-order central differencing scheme. Time discretization was accomplished by applying the (implicit) Crank-Nicolson method. The size of solution domain adopted behind the step was $30H \times 3H \times 4H$, H being the step height. The channel length before expansion was taken to be $H/2$. The inlet data corresponding to a fully developed channel flow were generated computationally by using both LES and DES. The subgrid scales were modelled by the most widely used model formulation proposed by Smagorynski (1963) in the LES framework. A one-equation turbulence model by Spalart and Allmaras (SA, 1994), based on the transport equation for turbulence viscosity, was employed to model the influence of the smallest, unresolved scales on the resolved ones in the framework of the DES computational scheme (Travin et al., 2002). Different statistical turbulence models including the one-equation SA model (it was interesting to see, how the same model performed in two different computational frameworks: RANS and DES) and the $k-\omega$ SST model (Menter, 1994) were examined. Different grids were employed comprising between 190.000 (142x82x16) and 590.000 (220x82x32) grid cells, but preserving the number

($NY=82$) and distribution of the cells in the normal-to-the-wall direction. Whereas all LES results presented were obtained on the finest grid, the DES computations were primarily performed on the coarser grid. The unperturbed case, being the reference case, as well as the case with optimal perturbation frequency corresponding to $St=0.19$ were computed also by using the finest grid. The results obtained (not shown here) are very close to those obtained by LES. The CFL number, representing the time step chosen, was less than unity in the largest portion of the solution domain. The only exception is the narrow region around the thin slot (1 mm width) at the step edge.

Ergebnis:

Figs. 1 and 2 show some selected results obtained by all three computational methods applied. Fig. 1 displays the iso-surfaces of the kinetic energy of turbulence behind the step obtained by using the LES method for the unperturbed and perturbed ($St=0.19$) flow cases. The increase in turbulence intensity in the shear layer and consequent shortening of the mean recirculation bubble are clearly recognizable. The obvious shortening of the reattachment length can also be deduced from the position of the zero value of the mean velocity, being closest to the wall in the case of the optimal frequency $St=0.19$, Fig. 2 (right). Fig. 2(left) displays the evolution of the reattachment length (normalized by the reattachment length obtained for the unperturbed case) in terms of perturbation frequencies. The closest agreement with experiment was obtained with the DES and LES methods. The T-RANS method employing SA and $k-\omega$ SST models shows a very weak sensitivity to the perturbation.

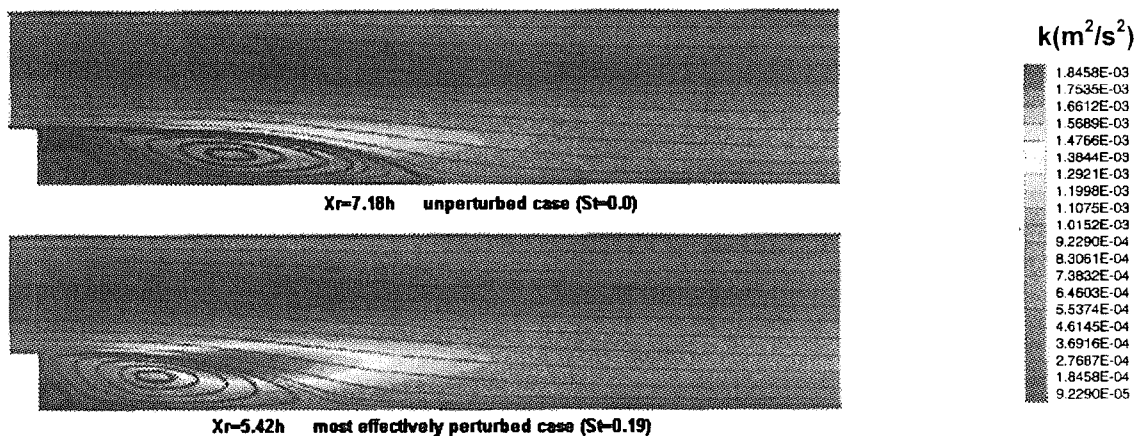


Figure 1: Contours of kinetic energy of turbulence and streamlines obtained by LES

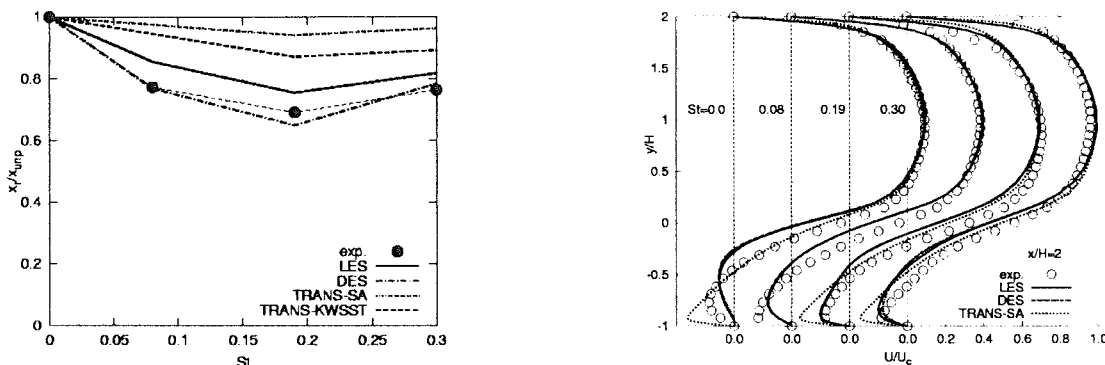


Figure 2: Evolution of the reattachment length and mean velocity profiles in a range of frequencies

Literatur:

- [1] Yoshioka, S., Obi, S., and Masuda, S. (2001): Organized vortex motion in periodically perturbed separated flow over a backward-facing step. *Int. J. Heat and Fluid Flow*, Vol. **22**, pp. 301-307
- [2] Travin, A., Shur, M., Strelets, M., and Spalart, P.R. (2002): Physical and numerical upgrades in the Detached-Eddy Simulation of complex turbulence flows. In *Fluid Mechanics and Its Application*, Friedrich and Rodi (Eds.), Vol. **65**, pp. 239-254

Weiteres Vorgehen:

Computations with several algebraic and differential Reynolds-stress models as well as a computational study of another examples of flow separation control, e.g. flow over a hump model – actuator control (Langley RC Workshop on CFD Validation of Turbulent Separation Control, March 29-31, 2004)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: E. Wassen, F. Thiele

Institution: TU Berlin, Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik

Adresse: Müller-Breslau-Str. 8, 10623 Berlin

Telefon: 030/31426283

Telefax: 030/31425405

e-mail : wassen@pi.tu-berlin.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Simulation der Beeinflussung von Diffusorströmungen durch aktive Strömungskontrolle

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 Wirkungsgrads der technischen Anlage führt, der durch einen erhöhten Energieeinsatz, z.B. in Form einer höheren Pumpenleistung kompensiert werden muss.

Ziel:

Mit Hilfe einer aktiven Strömungsbeeinflussung soll die Größe des Ablösegebiets und damit auch der Druckverlust des Diffusors reduziert werden. Die Beeinflussung der Strömung erfolgt mittels einer massenstromneutralen periodischen Anregung (Einblasen/Absaugen). Es konnte gezeigt werden, dass bei Verwendung eines umlaufenden Ringschlitzes als Aktuator, der an der Abströmkante des Diffusors positioniert ist, das Rückströmgebiet sowie der Druckverlust um mehr als 40% verkleinert werden kann. Die dazu notwendigen Anregeamplituden sind relativ hoch und liegen in der Größenordnung der Hauptströmungsgeschwindigkeit. Daher sollen alternative Anregevarianten untersucht werden mit dem Ziel, die Effektivität zu steigern.

Lösungsweg:

Für die numerischen Untersuchungen wird die Large-Eddy-Simulation (LES) verwendet. Diese bietet den Vorteil, dass die energiereichen turbulenten Strukturen in der Strömung in ihrer zeitlichen und räumlichen Entwicklung aufgelöst werden.

Mit Hilfe der Visualisierung von Wirbelstrukturen wird zunächst die Grundströmung sowie die mit einem Ringschlitz angeregte Strömung genauer untersucht. Die Ringschlitzanregung wird daraufhin modifiziert, indem dem Sekundärfluid eine Drallkomponente aufgeprägt wird. Als alternative Anregegeometrie werden dann über den Umfang verteilte Bohrungspaare verwendet, die gegeneinander geneigte Jets in die Strömung einblasen.

Ergebnis:

Die Untersuchungen erfolgen an einem axialsymmetrischen Diffusor mit einem Öffnungshalbwinkel von $\alpha=18^\circ$. Das Öffnungsverhältnis von Ausströmdurchmesser D zu Einströmdurchmesser d beträgt $D/d=1.6$ und die Reynoldszahl ist $Re_d=u_b d/\nu=10^4$, wobei u_b die mittlere Einströmgeschwindigkeit und ν die kinematische Viskosität ist. Die Anregung erfolgt bei einer Strouhalzahl von $St=fd/u_b=0.27$. In Abb. 1 sind Wirbelstrukturen (λ_2 -Isoflächen) für die ungestörte Grundströmung und die über einen Ringschlitz angeregte Strömung dargestellt. Für letzteren Fall erkennt man einen ringförmigen Wirbel entlang des Schlitzes, der während des Ausblasens (durch Pfeile angedeutet) erzeugt wird. Insgesamt sind in der angeregten Strömung im Bereich der Querschnittserweiterung deutlich mehr Wirbel vorhanden. Dadurch wird eine stärkere Durchmischung der Strömung verursacht, was eine Verkürzung des Rückströmgebiets zur Folge hat.

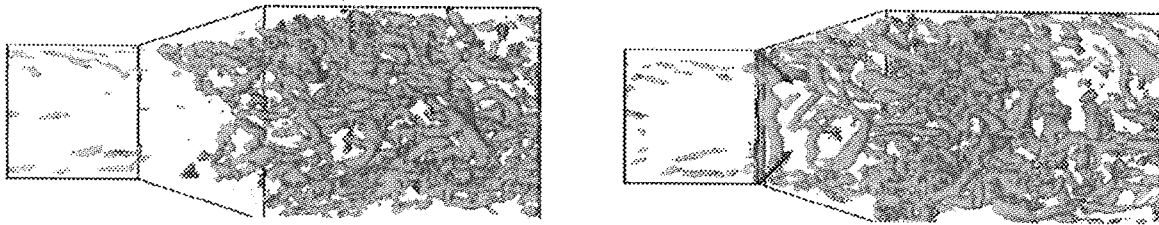


Abbildung 1: Visualisierung von Wirbelstrukturen (λ_2 -Isoflächen); links: unbeeinflusste Grundströmung, rechts: Strömung mit Ringschlitzanregung.

In Tab. 1 sind Ergebnisse für eine Ringschlitz-Anregung mit Drallkomponente sowie für eine Anregung über Bohrungen mit einer einfachen Ringschlitz-Anregung verglichen. Die Beeinflussung mit Drallkomponente ist bei gleicher Amplitude weniger effektiv, da der senkrecht zum Schlitz eingebrachte Massen- und Impulsstrom geringer ist. Dies wird deutlich beim Vergleich des Beiwerts c_μ , der ein Maß für den eingebrachten Impulsstrom ist. Hierbei ist v_{sp} die Geschwindigkeit des Sekundärfluids senkrecht zum Spalt. Im Gegensatz zum Ringschlitz, bei dem ein Querwirbel parallel zum Schlitz generiert wird, erzeugen Bohrungspaare, die gegeneinander geneigte Jets ausblasen, Paare von Längswirbeln, die in Hauptströmungsrichtung orientiert sind. Bei gleicher Amplitude ist diese Art der Beeinflussung weniger effektiv als die Ringschlitz-Anregung, da die entsprechenden Massen- und Impulsströme kleiner sind (vergl. c_μ in Tab. 1). Bei gleichem Massenstrom (Ringschlitz/1.0 bzw. Bohrungen/2.93) sind die Bohrungen wirkungsvoller. In diesem Fall ist der Impulsstrom größer und die Längswirbel scheinen eine stärkere Durchmischung zu bewirken.

Anregeart	Amplitude $A=v_p/u_b$	$c_\mu = \frac{A_{sp} v_{sp}^2}{A_d u_b^2}$	Änderung des Druckverlustes	Änderung der Rezirkulationslänge
Grundströmung	0	0	0	0
Ringschlitz	1.0	6.20×10^{-2}	-19.5%	-31%
Ringschlitz mit Drall	1.0	4.24×10^{-2}	-14.5%	-27.5%
	2.0	16.97×10^{-2}	-33.5%	-43%
Bohrungen mit geneigten Jets	1.0	1.70×10^{-2}	-6%	-11%
	2.93	14.66×10^{-2}	-32%	-39%

Tabelle 1: Erzielte Veränderung des Druckverlustes und der Rezirkulationslänge für unterschiedliche Anregearten.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Verfahren

Ansprechpartner: Thomas Alrutz

Institution: DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Göttingen

Adresse: Bunsenstr. 10

Telefon: 05517092426

Telefax:

e-mail: Thomas.Alrutz@dlr.de

weitere Partner: Mathias Orlt, Andreas Schütte (DLR AS-NV Braunschweig)

**Thema: Dynamische Netzadaption mit dem DLR TAU-Code –
Algorithmischer Überblick und Anwendungen**

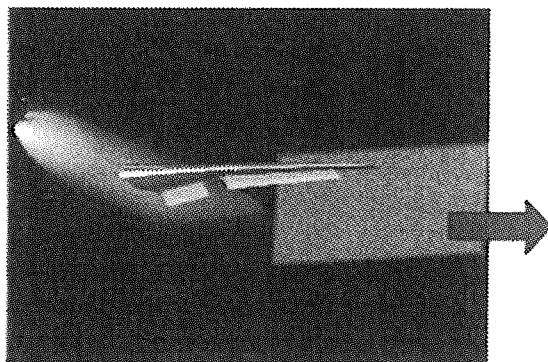
Ausgangssituation: Sequentielle TAU-Code Adaption für hybride Netze [1].
Ohne Entfeinerung und Unterstützung für Chimera Technik.

Ziel: Parallele dynamische Adaption von hybriden Netzen mit Chimera Unterstützung

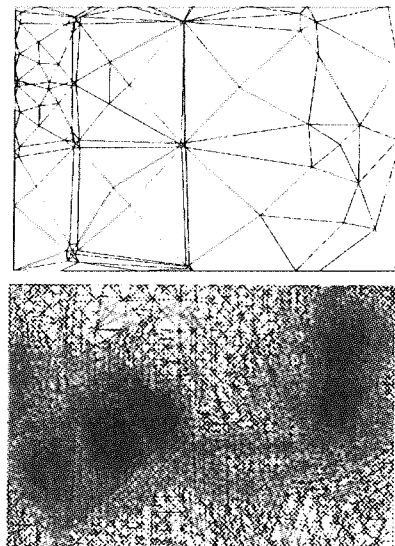
Lösungsweg:

- Änderung der Datenstruktur der TAU-Adaption zur Mitführung der Verfeinerungshistorie.
- Implementation von Übergangsfällen in der Verfeinerung.
- Erweiterung der Kanten-Indikatoren auf alle Strömungsvariablen des TAU-Solvers.
- Entwicklung eines dynamischen Netzpartitionierers mit Loadbalancing.
- Algorithmen zum automatischen Ausblenden von anisotropen Elementen für die Verfeinerung um die Netzkonsistenz zu erhalten.
- Lokale Einschränkung des Verfeinerungsgebietes (setzen von Verfeinerungsboxen).

Ergebnis:



**Netz mit 6 Millionen Punkten
nach 10 Adaptionsschritten**



Literatur:

- [1] T. Gerhold and J. Evans, "Efficient Computation of 3D-Flows for Complex Configurations with the DLR TAU-Code Using Automatic Adaptation", Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol.72., Vieweg, (1999)
- [2] T. Alrutz, „Erzeugung von unstrukturierten Netzen und deren Verfeinerung anhand des Adaptationsmoduls des DLR TAU-Codes“, Diplomarbeit Universität Göttingen, 2002

weiteres Vorgehen:

Unterstützung von Hexaederverfeinerungen in 3D, volle Parallelisierung der Adaptation, dynamisches Loadbalancing und Repartitionierung nach der Adaption.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation
Ansprechpartner: U. Bunge, C. Mockett, F. Thiele
Institution: Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik,
TU-Berlin
Adresse: Müller-Breslau-Strasse 8 **Telefon:** 030 314 26306
10623 Berlin **Telefax:** 030 314 25405
 e-mail: ulf.bunge@tu-berlin.de
Thema: Calibration of Different Models in the Context of
Detached-Eddy Simulation

Ausgangssituation:

Detached-Eddy Simulation (DES) is a hybrid turbulence modelling technique, incorporating a zonal blend of Reynolds-averaged (RANS) and Large-Eddy Simulation (LES) methods. The underlying model acts conventionally in the RANS regions, and as a subgrid-scale (SGS) model in the LES zones.

In order to achieve this, a DES length scale, l_{DES} is defined as a modification to the length scale of the RANS model, l_{RANS} as follows:

$$l_{DES} = \min[l_{RANS}, C_{DES}\Delta]$$

where Δ is a measure of the local grid cell size and C_{DES} is an adjustable DES model constant. The constant C_{DES} must therefore be calibrated. This is done analogously to the Smagorinsky constant in LES, employing the case of decaying isotropic (homogenous) turbulence (DIT) [5], as described in [4].

Ziel:

Three turbulence models are considered for DES application at the HFI: SALSA [1], LLR k- ω [2], and (C)EASM [3]. An optimum value of C_{DES} , as well as its sensitivity to numerical parameter variations is sought for each of these models, in order to ensure correct functionality in LES mode.

Lösungsweg:

The decay of isotropic turbulence [5] is simulated using three equidistant box grids of 16^3 , 32^3 and 64^3 volumes, with periodic boundary conditions in all three directions. The flowfield is then initialised with a prescribed velocity field with zero mean flow, figure 1. This velocity distribution is obtained from the experimental energy distribution for $t=0$ using an inverse Fourier transformation from a tool provided by Prof. Strelets, as described in [5]. The same tool provides a means to extract an energy distribution from the computed velocity fields for comparison with experimental data at later time steps, as seen in figures 2 and 3.

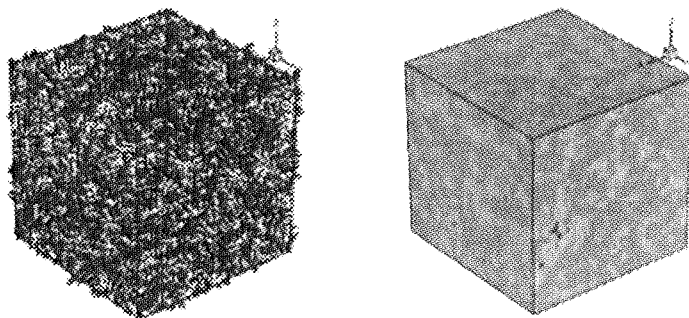


Figure 1: Initial velocity field and viscosity ratio for DIT

Once an initial calibration investigation is complete, a rigorous examination of the sensitivity of C_{DES} to variations of the underlying numerical ~~is~~ conducted.

Ergebnis:

In figures 2 and 3, the resulting calibration spectra for each turbulence model is shown. The $t=0.87$ time point is shown only for one model (SALSA) as the long-term behaviour is more important. The results from the 32^3 grid were given precedence, as this was taken to be representative of a normal coarseness for practical applications. The level of dissipation in the underlying numerics can be varied using different flux blending parameters between upwind

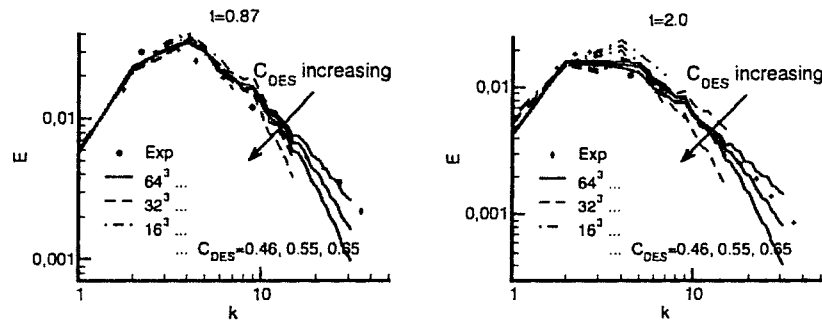


Figure 2: Calibration spectra for SALSA model, at $t=0.87$ (left) and $t=2.0$ (right) and central difference-based schemes, as well as through scaling of the initialising viscosity field (using a Smagorinsky model). The effect of raising the dissipation (in order to represent realistic practical DES applications) is balanced by lower resulting C_{DES} values.

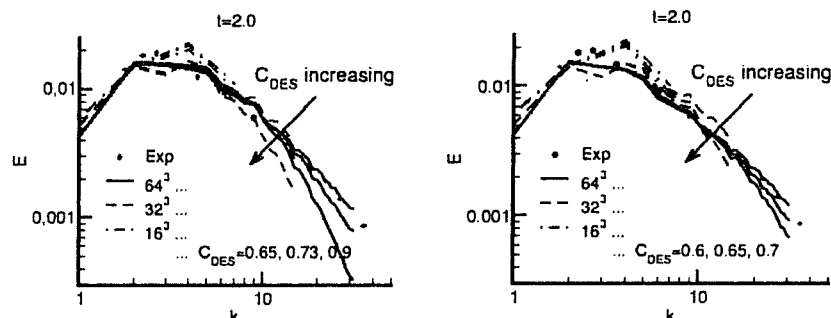


Figure 3: Calibration spectra for LLR $k-\omega$ (left) and CEASM (right) models, both at $t=2.0$ This parameter variation study has so far been completed, and the results for the higher numerical dissipation are shown in figures 2 and 3.

The table below summarises the optimal C_{DES} values obtained for each numerical system:

Model:	Low dissipative:	Higher dissipative:
SALSA	0.65	0.55
LLR $k-\omega$	0.78	0.73
CEASM	0.70	0.60

The calibrated models have been applied to practical cases involving complex geometries [6].

Literatur:

- [1] T. Rung, U. Bunge, M. Schatz, F. Thiele: Restatement of the Spalart-Allmaras Eddy-Viscosity Model in Strain-Adaptive Formulation. *AIAA Journal* **41**(7), 1396-1399, 2003.
- [2] T. Rung, F. Thiele: Computational modelling of complex boundary-layer flows. *Proc. 9th Intern. Symposium on Transport Phenomena in Thermal-Fluid Engineering*, Singapore, 321-326, 1996.
- [3] H. Lübecke: Entwicklung expliziter Darstellungen zweiter statistischer Momente zur numerischen Simulation turbulenter Strömungen. *Genehmigte Dissertation*, HFI, Technische Universität Berlin, 2001.
- [4] M. Shur, P.R. Spalart, M. Strelets, A. Travin: Detached-Eddy simulation of an airfoil at high angle of attack. *Engineering Turbulence Modelling and Measurements* **4**, 669-678, 1999.
- [5] G. Comte-Bellot, S. Corrsin: Simple Eulerian time correlation of full- and narrow-band velocity signals in grid-generated, 'isotropic' turbulence. *Journal of Fluid Mechanics* **48**, 273-337, 1971.
- [6] A. Gurr, F. Thiele: Detached-Eddy Simulation zur Vorhersage des Wirbelabplatzens an einem Deltaflügel einer realistischen Flugzeugkonfiguration. AG-Stab Mitteilung, 2004.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: U. Bunge, F. Thiele

Institution: Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik,
TU-Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Strasse 8 **Telefon:** 030 314 26306
10623 Berlin **Telefax:** 030 314 25405
e-mail: ulf.bunge@tu-berlin.de

Thema: Update of numerical aspects of simulating the flow-induced
oscillations of a rectangular bluff body

Ausgangssituation:

Starting from the results and outlook published in [1] and [2], the paper in hand gives an update of these results. The flow-induced oscillatory behavior of a rectangular body with a length to height ratio of $L/H=2$ in incompressible, turbulent flow is numerically investigated at different Reynolds-numbers based on the body length in a range between 2×10^4 to 12×10^4 at zero incidence [1]. The body has one degree of freedom perpendicular to the mean-flow direction with a linear spring and damper. To compute the flow, a finite-volume based Navier-Stokes CFD-code is used, and a finite-difference based algorithm is employed to solve the differential equation for the body vibration. Key parameters of the overall model which exert influence on the quality of the simulation, e.g. turbulence modeling, time step and grid resolution, were thoroughly examined. The main outcome was that it was possible to simulate the physical behaviour very well using the unsteady Navier-Stokes equations, and an illuminative insight into the physics was possible. However, even with advanced turbulence models and fine 3D grids the frequencies and amplitude remained below the experimental data hinting at a numerically and physically over-diffusive procedure. Therefore, the application of a DES [3] was suggested. However, a DES based on the SALSA model [4], similar in performance to the 'standard' DES based on the SA model, did not give any real improvement.

Ziel:

A step towards more advanced turbulence models was expected to give much improved results, therefore the LLR k- ω model [5] was implemented. A calibration for the value of C_{DES} , as well as a study of its sensitivity to numerical parameter variations was concluded by computing the decay of isotropic turbulence in pure LES mode as described in [6]. In figure 1, some of the previously published results for the stationary body are shown. The experimental flow velocity where resonance occurs is roughly $V=5.5$. The results clearly indicate that both frequencies - f_s for vortex shedding and f_l for vortex impingement - are below the critical eigenfrequency f_0 . Thus, numerically resonance for the moving body occurs at a flow velocity above $V=6.0$. In [1] the value of $V=7.0$ was obtained from the coupled computations for the moving body. The new goal is to obtain higher frequencies f_s and f_l for the stationary body using a DES as this would lead to an earlier resonance at a lower flow velocity for the moving body.

Lösungsweg:

In order to achieve this, the LLR $k-\omega$ model [5] was used in a DES, as it had already been shown that the URANS based on this model yields the best results [1]. Moreover, the two-equation modelling framework gives a more realistic representation of the physics. Even though the model is only a linear one, it is a local linear two-parameter model derived from realizability and non-equilibrium turbulence constraints. The coefficients of the stress-strain relation and the turbulence-transport equations are all functions of the non-dimensional invariants of the mean strain and vorticity rates. The approach tries to accomplish consistent stress-strain distributions not only in plane shear flow, but also in more general flow situations. These advantages are also expected to improve the DES results.

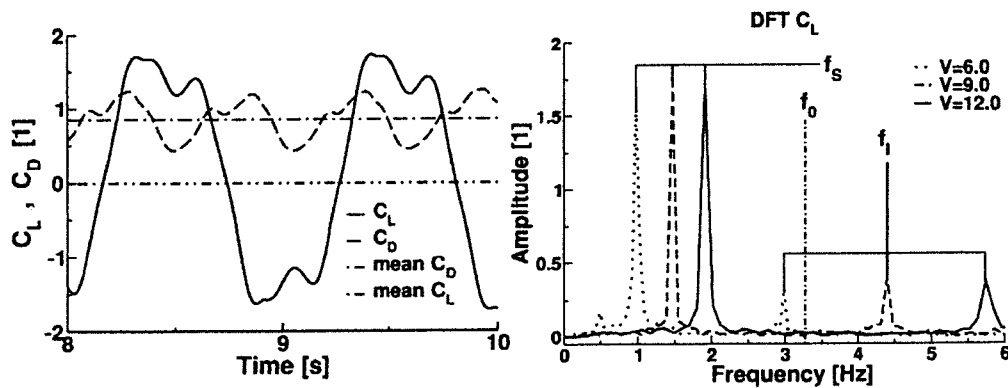


Figure 1: Lift and drag vs. time for flow velocity $V=5.5$ (left), DFT of lift for different flow velocities V (right).

Ergebnis:

The main results can be seen in figure 2, where the lift is shown and analyzed again for a non-dimensional flow velocity of $V=5.5$ obtained for the stationary body. Clearly, the lift-vs-time curve is much more chaotic and the oscillations occur at a much higher frequency, whereas the maximum amplitude remains equal. The DFT of this curve reveals a much wider spectrum with no distinctive peaks compared to the URANS results shown in figure 1, and it can be concluded that resonance would occur for a lower flow velocity, closer to the experimental results. Thus, the aim has thus far been achieved, but as the spectrum is broader and lacking distinctive peaks, the behaviour of the moving body cannot be concluded directly from these computations. Therefore the next step is a DES of the moving body, where the movement of the body at its eigenfrequency is expected to act as a filter pronouncing the amplitudes of motion at this eigenfrequency.

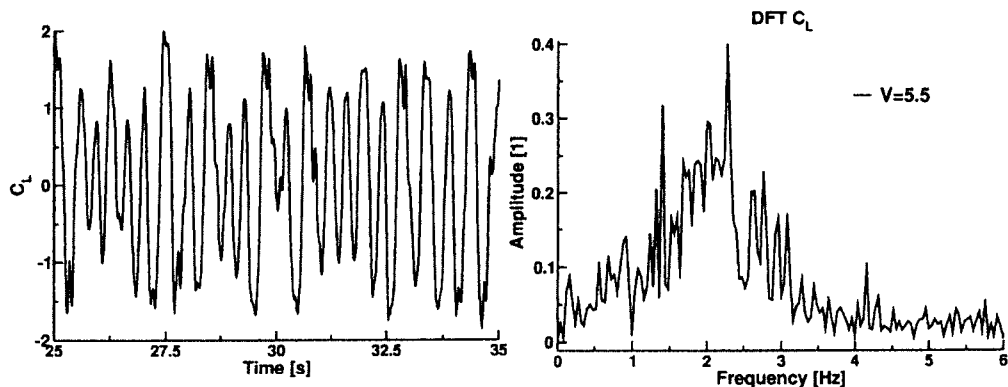


Figure 2: Lift vs. time for flow velocity $V=5.5$ (left), DFT of lift for flow velocity $V=5.5$ (right).

Literatur:

- [1] U. Bunge, A. Gurr, F. Thiele: Numerical aspects of simulating the flow-induced oscillations of a bluff body. *Journal of Fluids and Structures* 18(3-4), 405-424, 2003.
- [2] A. Gurr, U. Bunge, F. Thiele: Strömungsinduzierte Schwingungen eines rechteckigen Körpers in 2-dimensionaler, turbulenter, inkompressibler Strömung. AG-Stab Mitteilung, 2001.
- [3] M. Shur, P.R. Spalart, M. Strelets, A. Travin: Detached-Eddy simulation of an airfoil at high angle of attack. *Engineering Turbulence Modelling and Measurements* 4, 669-678, 1999.
- [4] T. Rung, U. Bunge, M. Schatz, F. Thiele: Restatement of the Spalart-Allmaras Eddy-Viscosity Model in Strain-Adaptive Formulation. *AIAA Journal* 41(7), 1396-1399, 2003.
- [5] T. Rung, F. Thiele: Computational modelling of complex boundary-layer flows. *Proc. 9th Intern. Symposium on Transport Phenomena in Thermal-Fluid Engineering*, Singapore, 321-326, 1996.
- [6] U. Bunge, C. Mockett, F. Thiele: Calibration of Different Models in the Context of Detached-Eddy Simulation. AG-Stab Mitteilung, 2003.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Richard Dwight

Institution: DLR/Institut für Aerodynamic und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz, 7,
38108 Braunschweig.

Telefon: 0531 / 295-2893
Telefax: 0531 / 295-2320
e-mail : richard.dwight@dlr.de

weitere Partner: DLR SikMa Projekt

Thema: Time-accurate calculations with approximately factored implicit schemes.

Ausgangssituation:

The most popular current methods for computing unsteady flows are based on time-accurate implicit schemes that are solved by either (i) inner iterations of a scheme for steady-state solutions e.g. Runge-Kutta (the *dual-time* method) [1], or (ii) a linear solver, e.g. a preconditioned Krylov subspace method. The latter approach is rarely used in practical aerospace applications, because even when using the most memory efficient Krylov methods, the memory requirements of a solver can be doubled over those of the same solver with explicit time-stepping. On the other hand the dual-time method with multigrid accelerated Runge-Kutta inner iterations requires typically 100 inner steps per time-step for convergence. If particularly sensitive quantities are of interest, the level of convergence at each time-step must be greater, and so the number of inner iterations needed increases.

Ziel:

Reduction of CPU time required for general unsteady calculations, through introduction of approximately factored implicit time-stepping/relaxation algorithms.

Lösungsweg:

The use of approximately factored implicit schemes such as the *Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel* (LU-SGS) scheme [2], as a replacement for Runge-Kutta for the inner iterations of a dual-time method, can improve performance considerably. In contrast to exact implicit schemes these schemes have low memory requirements, low operation counts, and can be relatively easily parallelised. In contrast to explicit schemes they can be stable for all time-steps, but are at most first-order accurate in time. For use as a dual-time inner iterator it is observed that stability of these schemes is improved if the effect of the dual-time source term is included in the system matrix.

To further improve performance, it is proposed to leverage the ability of LU-SGS to perform large time-steps with the following algorithm, previously described for the ADI scheme [3]: (a) Given a solution at the current time $W(t)$, perform a single LU-SGS step in physical time, to obtain an estimate of the solution at the next time-step $W'(t + \Delta t)$. (b) Apply dual-time inner iterations (in pseudo time) to $W'(t + \Delta t)$ as „correction“ steps, to obtain $W(t + \Delta t)$. The number of dual-time steps needed depends upon the accuracy of the initial physical-time LU-SGS step, and since the dual-time outer equations are second order, this step should also be based on a second-order implicit scheme.

Ergebnis:

These algorithms have been implemented in the unstructured Euler/RANS finite-volume solver TAU. Initial Euler investigations have been conducted with the AeroSUM deltawing validation case, seen in Figure 1. The fully tetrahedral Euler grid has about 1.9 million vertices and was calculated at $M_\infty = 0.5$, $\alpha = 9^\circ$, $\beta = 0^\circ$, in forced motion with the rolling angle, varying between -40 and 40 degrees at a frequency of 7.5Hz. A central spatial discretisation with scalar dissipation was used, and all calculations were performed with multigrid and local time-stepping for the inner iterations. The LU-SGS solution is consistent with that of a Runge-Kutta calculation, and from the inner convergence plot it is seen that the important integral quantities converge considerably faster. It is expected that this method will reduce time requirements for unsteady calculations by a factor of three.

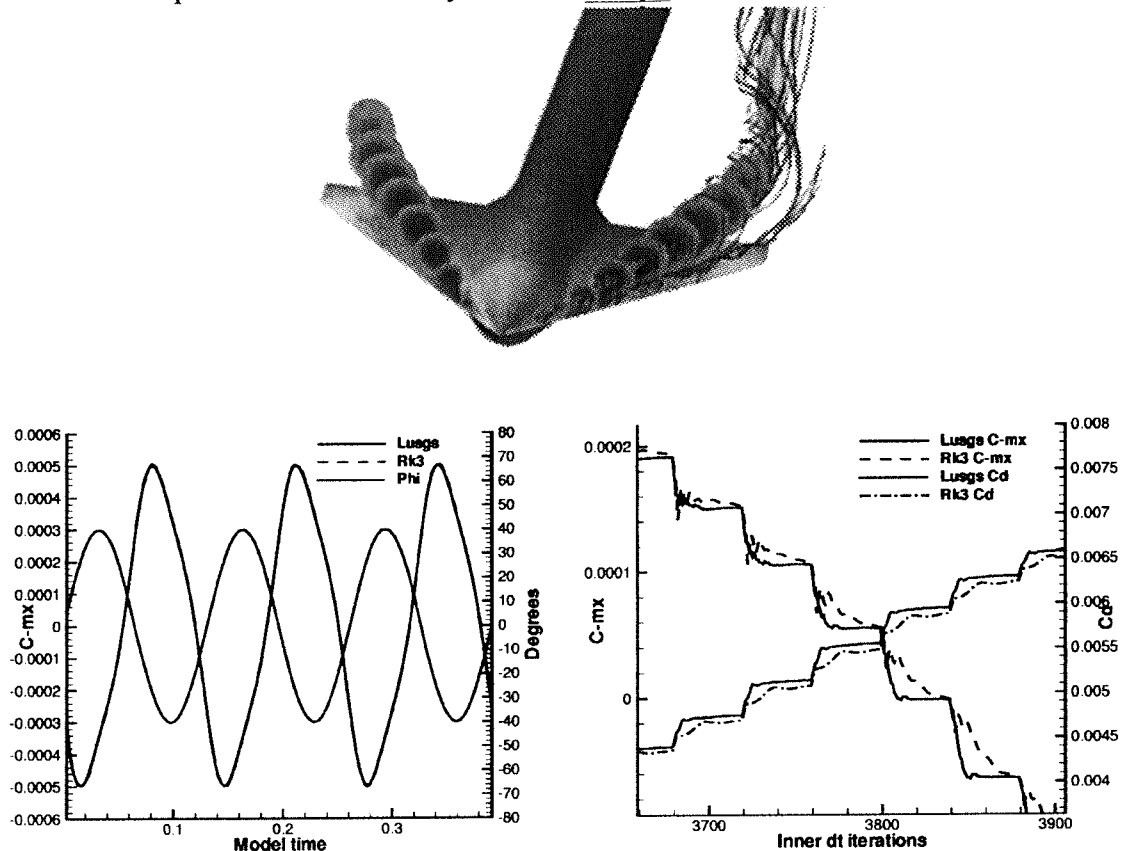


Figure 1: Pressure field for the AeroSUM Deltawing, time and convergence histories.

Literatur:

- [1] Jameson, A.: „Time dependant calculations using multigrid with applications to unsteady flows past airfoils and wings“, AIAA Paper 91-1596, 1991.
- [2] Luo, H., Baum, J.D., Löhner, R.: „A fast, matrix-free implicit method for compressible flows on unstructured grids“, Journal of Computational Physics, Volume 146, pp. 664-690, 1998.
- [3] Hsu, J., Jameson, A.: „An implicit-explicit hybrid scheme for calculating complex unsteady flows“, AIAA Paper 2002-0714, 2002.

weiteres Vorgehen:

While the presently implemented LU-SGS method is proven effective for steady RANS cases, there may be problems applying it to unsteady cases in the manner described above. In particular the viscous terms in the system matrix of the implicit scheme are approximated simply by their eigenvalues, which may harm the accuracy of the initial physical time LU-SGS step. The actual effect must be measured, and if necessary the hybrid scheme modified. Ultimately the method should be applied to the DLR SikMa project goal case, the X-31.

Datum: September 2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Gunnar Einarsson

Institution: DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7,
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295-3330

Telefax: 0531 / 295-2320

e-mail: gunnar.einarsson@dlr.de

weitere Partner: DLR SikMa Projekt

Thema: Time-accurate, unsteady simulations of bodies in relative motion, with and without external flight-mechanic coupling.

Ausgangssituation:

Within the framework of the SikMa Project a tool is to be developed that can be used to simulate a fully configured, aeroelastically deforming, maneuvering fighter aircraft. As a base for the implementation of the rigid, multi-body motion capabilities the results of the AeroSUM Project[1] are used. At the end of AeroSUM, a deltawing configuration with one-degree of freedom roll-motion and two control surfaces was successfully simulated. However, the AeroSUM implementation did not allow for a very wide variety of multi-body relative motions. In addition, the flight-mechanic software used 1st order Euler explicit time integration, and the coupling algorithm between flight-mechanic and aerodynamic was also 1st order explicit.

Ziel:

The aim of the work presented here is to show the status of the DLR TAU-Code[2] with regards to the latest implementation of the rigid, multi-body relative motion capabilities, and the flight-mechanic – aerodynamic coupling.

Lösungsweg:

The implementation of the multi-body relative motion capabilities is based on the following scheme:

- a hierarchical tree of motion nodes is created, as shown in Figure 1
- a child-node is associated with its parent-node by giving the parent-nodes name as the child-nodes reference frame
- the highest level parent-node is the only node allowed to use the inertial frame as its reference frame
- ‘virtual’ nodes, which are not directly connected to a gridblock, are allowed, thus making complex motions available for single body simulations
- a child-node inherits all of the motions associated with its parent-node
- a node is connected to a motion description through name association
- motion descriptions consist of polynomial and / or Fourier series, or data specified externally, for example by a flight-mechanic simulation program

The 1st order Euler explicit flight-mechanic time integration is replaced with a 2nd order implicit backwards-difference algorithm, analogous to the one used on the aerodynamic side. The coupling between flight-mechanic and aerodynamic is now done using an iterative sub-cycling scheme, analogous to the dual-time stepping scheme used on the aerodynamic side.

STAB

Ergebnis:

The capabilities of the DLR TAU-Code to handle rigid, multi-body motions have been expanded beyond those available at the end of the AeroSUM Project, and the user-friendliness has been markedly enhanced. The robustness and accuracy of the coupling algorithm between flight-mechanics and aerodynamics have been improved, as well as the time-integration scheme of the flight-mechanics software, see Figure 2.

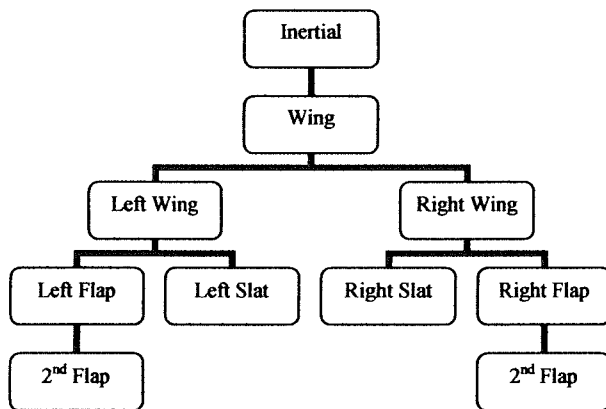


Figure 1: Motion hierarchy-tree

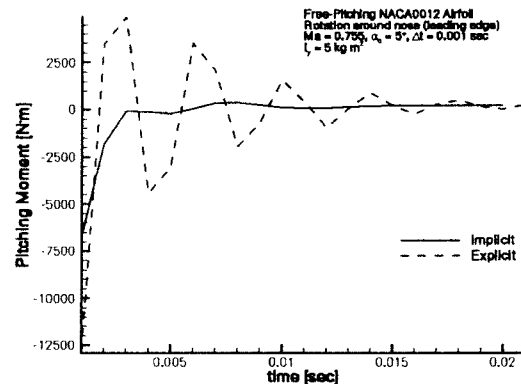


Figure 2: Flight-Mechanic – Aerodynamic

Literatur:

- [1] Schütte, A.; Einarsson, G.; Madrane, A.; Schöning, B.; Mönnich, W.; Krüger, W-R. *Numerical Simulation of Manoeuvring Aircraft by Aerodynamic and Flight-Mechanic Coupling*. RTO Symposium, Paris, April, 2002.
- [2] Galle, M.; Gerhold, T.; Evans, J. *Technical Documentation of the DLR Tau-Code*. DLR-IB 233-97/A43 1997.

weiteres Vorgehen:

The following capabilities / features will be implemented in the near future:

- a general rotation axis, such that flap and slat hinge-lines need not be parallel to one of the main axes of the aircraft, but rather described with a single vector and an angular velocity around that vector
- timed motion, where user specifies start / end time of the motion
- user defined stop position for any given motion
- user defined number and / or interval of sub-cycle iterations during coupled flight-mechanic – aerodynamic simulations
- multi-body relative motion for externally defined motions, e.g. flight-mechanic – aerodynamic coupling

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Stephan Enk

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR-Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-2178

Telefax:

e-mail: stephan.enk@dlr.de

Thema:

DES Rechnungen an einem Onera A-Profil mit dem FLOWer-Code

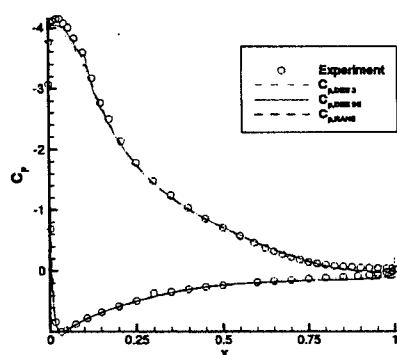
Ziel:

Berechnung der Strömung um ein Onera A-Profil mit einem DES-Verfahren im strukturierten Strömungslöser FLOWer

Lösungsweg:

Zuerst wird ein DES-Modell auf der Basis des Spalart-Allmaras Turbulenzmodell in den FLOWer-Code implementiert. Danach wird eine Rechnung an einem Onera A-Profil bei einer Machzahl von $Ma = 0,15$, einer Reynoldszahl von $Re = 2,1 \cdot 10^6$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 13,3^\circ$ mit einem Netz von $352 \times 64 \times 16$ Zellen und einer Spannweite von 3% der Profillänge durchgeführt. Bei dieser Rechnung bilden sich keine dreidimensionalen Strukturen. Erste Überlegungen ergeben die künstliche Dissipation und eine fehlende Anregung in Querrichtung als mögliche Ursachen. Veränderungen dieser Parameter ergeben keine dreidimensionale Strömung. Aus weiteren Überlegungen folgt, daß die spannweiteige Ausdehnung des Netzes zu gering ist. Aus diesem Grund wird die Spannweite auf 96% der Profillänge vergrößert bei 96 Zellen in dieser Richtung. Durch diese Modifikation des Netzes ergibt sich eine dreidimensionale Strömung.

Ergebnis:



Im Bild ist die Druckverteilung für Experimente, DES - Rechnung mit 3%, DES - Rechnung mit 96% Spannweite und eine rRANS Rechnung dargestellt. Die DES-Rechnung mit 96% Spannweite kann als einzige Rechnung die laminare Ablöseblase bei $x/c = 12\%$ auflösen. Außerdem stimmen die Ergebnisse dieser Rechnung am besten mit den Experimenten im Ablösegebiet an der Hinterkante überein.

Literatur:

1. Cokljat, D., Liu, F.,
DES of Turbulent Flow over an Airfoil at High Incidence, AIAA-Paper 2002-0590
2. Spalart, P., R.,
Young-person's guide to detached eddy simulation grids, NASA/CR-2001-211032

weiteres Vorgehen:

Parametervariation bei der DES-Rechnung mit 96% Spannweite

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen; Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr. Roland von Kaenel, Prof. Dr. Leonhard Kleiser

Institution: Institute of Fluid Dynamics, ETH Zurich

Adresse: Sonneggstr. 3
CH-8092 Zurich
Switzerland

Telefon: +41-1-632 5136
Telefax: +41-1-632 1147
e-mail: vonkaenel@ifd.mavt.ethz.ch

weitere Partner: Prof. Dr. Nikolaus A. Adams, TU Dresden
Dr. Jan B. Vos, CFS Engineering SA, Lausanne, Switzerland

Thema: Large-Eddy Simulation of Compressible Flows Using an Industrial Finite Volume Flow Solver

Ausgangssituation:

Accurate and inexpensive predictions of e.g., transition, unsteady separation and reattachment or shock-turbulence interaction are needed in many aerospace and aeronautical applications. For these complex flows, computational solutions of the Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations are of limited use since only the mean flow is solved and the entire turbulence is modeled. Large-eddy simulation (LES), on the other hand, models only the small-scale turbulence and directly resolves the large unsteady scales of the flow. LES is therefore expected to bring a significant improvement over RANS, although at an increased computational cost.

Stolz and Adams [1, 2] developed a subgrid-scale model based on approximate deconvolution (ADM) and demonstrated very good performance of the model for a number of canonical flow configurations. Computations at that time were performed only with high-order finite difference schemes or spectral schemes implemented in an academic computational code.

Ziel:

In a general perspective, this project aims at contributing to make LES a valuable tool for computations of industrial relevance in the future. On a lower level, the objectives of the present work were to implement ADM in an industrial finite volume flow solver and to evaluate the model for two flow configurations of increasing complexity.

Lösungsweg:

ADM was extended to the finite volume method and implemented in the industrial CFD code NSMB. Validation of the implementation of ADM and evaluation of the model was then performed with the turbulent compressible channel flow and the supersonic flow over a compression ramp.

The isothermal-wall channel flow was selected first to evaluate the model in the challenging near-wall area. The Mach number based on the wall temperature was 1.5 and the Reynolds number based on the bulk (averaged) quantities and the channel half-width was $Re_b = 3000$. The mesh resolution of the LES was $72 \times 40 \times 60$ (64 times coarser than the DNS mesh) for a channel dimension of $4\pi \times 4/3\pi \times 2$ in streamwise, spanwise and wall-normal direction.

Second, the shock-turbulence interaction on a compression ramp was considered. The DNS case of Adams [3] was selected with a ramp deflection angle of 18° , a free-stream Mach number of 3 and a Reynolds number of $Re_\theta = 1685$ with respect to free-stream quantities and mean momentum thickness at inflow. The mesh resolution of the LES was $332 \times 30 \times 90$ (16 times coarser than the DNS mesh) for a ramp dimension of $63.80\delta_1 \times 2.90\delta_1 \times 10.87\delta_1$ in streamwise, spanwise and wall-normal direction with δ_1 being the boundary layer displacement thickness at the inflow.

The numerical integration was carried out with a Jameson-type scheme, which combines a four-stage Runge-Kutta time integration with a central second-order (channel) or fourth-order (compression ramp) spatial discretization.

Ergebnis:

A comparison between LES with ADM and filtered DNS for different quantities is shown for the channel flow in figure 1 and for the flow over the compression ramp in figures 2 and 3. An extended documentation of the results can be found in [4] and [5].

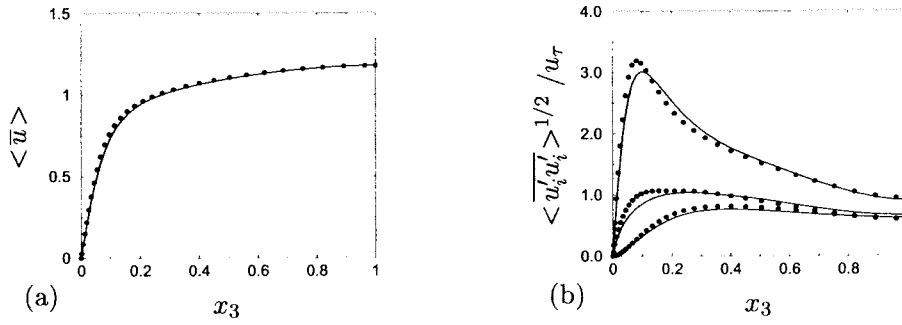


FIGURE 1: Channel flow: (a) plane- and time-averaged velocity profile, (b) velocity rms fluctuations, from top down, streamwise, spanwise and wall-normal, • LES with ADM, — filtered DNS.

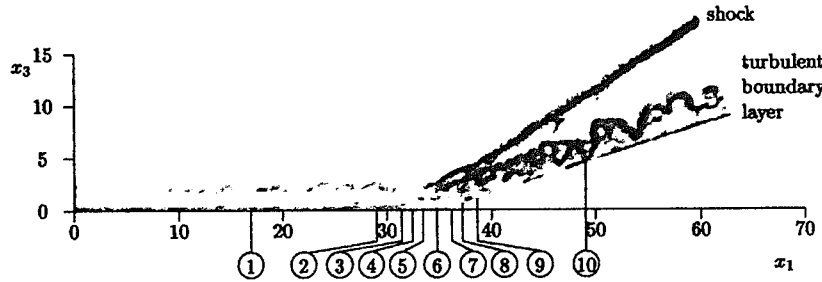


FIGURE 2: Compression ramp flow: LES with ADM, instantaneous flow-field Schlieren imitation $\|\nabla \rho\|$ contours, spanwise-averaged. The numbers in circles indicate the stations where the profiles are shown in fig. 3.

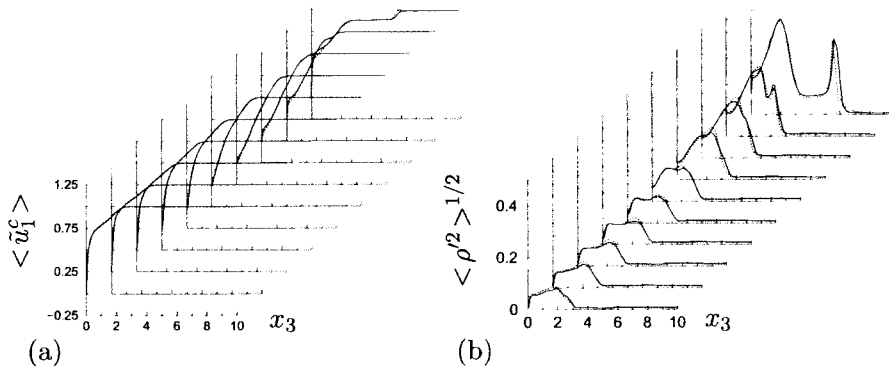


FIGURE 3: Compression ramp flow: (a) time- and spanwise-averaged streamwise velocity, (b) density rms fluctuations, at the streamwise stations 1-10 according to fig. 2; LES with ADM, — filtered DNS [3].

Literatur:

- [1] Stolz, S., Adams, N. A., Kleiser, L., "An approximate deconvolution model for large-eddy simulation with application to incompressible wall-bounded flows", *Phys. Fluids*, Vol. 13, No. 4, 2001, pp. 997-1015.
- [2] Stolz, S., Adams, N. A., and Kleiser, L., "An approximate deconvolution model for large-eddy simulations of compressible flows and its application to shock-turbulent-boundary-layer interaction", *Phys. Fluids*, Vol. 13, 2001, pp. 2985-3001.
- [3] Adams, N. A., "Direct simulation of the turbulent boundary layer along a compression ramp at $M = 3$ and $Re_\theta = 1685$ ", *J. Fluid Mech.*, Vol. 420, 2000, pp. 47-83.
- [4] von Kaenel, R., Adams, N. A., Kleiser, L., and Vos, J. B., "The approximate deconvolution model for large-eddy simulation of compressible flows with finite volume schemes", *Journal of Fluids Engineering*, Vol. 125, No. 2, 2003, pp. 375-381.
- [5] von Kaenel, R., Adams, N. A., Kleiser, L., and Vos, J. B., "Large-eddy simulation of shock-turbulence interaction using the approximate deconvolution model in a finite volume scheme", AIAA Paper 03-3962, June 2003.

Mitteilung

Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: A. Gurr, F. Thiele

Institution: Hermann-Föttinger-Institut für Strömungsmechanik, TU Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Straße 8 Telefon: 030 / 314 23464
10623 Berlin Telefax: 030 / 314 21101
e-mail: andreas.gurr@cfdf.tu-berlin.de

weitere Partner: H. Rieger EADS-M Ottobrunn, C. Breitsamter TU-München

Thema: Detached-Eddy Simulation zur Vorhersage des Wirbelaufplatzens an einem Deltaflügel einer realistischen Flugzeugkonfiguration

Ausgangssituation:

Die aerodynamischen Eigenschaften eines Deltaflügels werden im wesentlichen von dem tragenden Vorderkantenwirbelsystem über der Saugseite des Deltaflügels bestimmt. Bei hohen Anstellwinkeln kann eine Strukturveränderung des Wirbelsystems, das Wirbelaufplatzen, diese negativ beeinflussen. Die numerische Simulation dieses Strömungsphänomens ist mittels einer URANS nur bedingt möglich. Der hohe Aufwand einer LES schließt diese Art der Berechnung einer realistischen Flugzeugkonfiguration ebenfalls aus. Die Detached-Eddy Simulation (DES) [2] ist als Kombination von LES und URANS dagegen eine geeignete Methode, um das Wirbelaufplatzen bei annehmbarem Aufwand mit guter Simulationsqualität vorherzusagen.

Ziel:

Ziel ist es, die Momentanstruktur des aufgeplatzten Wirbelsystems und die damit verbundenen Instationaritäten möglichst genau darzustellen und mit dem Experiment [1] zu vergleichen. Der Einfluss der räumlichen Auflösung wird untersucht, um die Simulation mit einer geringen Punktzahl durchführen zu können. Zur Optimierung der Simulationsmethode werden einzelne Annahmen der Turbulenzmodellierung hinsichtlich numerischer Realisierbarkeit genauer betrachtet.

Lösungsweg:

Die Simulation des inkompressiblen Strömungsfeldes bei $Re=970000$ wird mit ELAN3D, einem im HFI entwickelten Strömungslöser, durchgeführt. Die FVM mit einem Druckkorrekturverfahren nach Art des SIMPLE-Algorithmus löst die Transportgleichungen der Impuls- und Turbulenzgrößen sequentiell. Das Verfahren ist voll implizit und von zweiter Ordnung. Konvektion wird mittels eines upwind-basierten TVD-Verfahren behandelt. Bei der DES ist die Konvektion gemäß eines hybriden Ansatzes TVD/CDS [2] modifiziert. Das verwendete Rechennetz ist ein mit hängenden Knoten lokal verfeinertes, strukturiertes Mehrblocknetz. Durch gezielte Modifikation über der Saugseite des Deltaflügels ist innerhalb dieses Netzes ein Bereich um den Faktor zwei in jede Raumrichtung verfeinert, in dem das gesamte Vorderkantenwirbelsystem über dem Flügel eingebettet ist (Abb. 1). So kann die Punktzahl von 5.2 Mio. auf 1.5 Mio. reduziert werden. Da in dem Experiment [1] keine signifikanten Konzentrationen der spektralen Leistungsdichte oberhalb von 250Hz gemessen wurden, kann der Zeitschritt mit $\Delta t=0.002s$ festgelegt werden. Wegen der Anpassung an leichte Nichtgleichgewichtszustände und Formulierung des turbulenten Längenmaßes als Wandabstand wird als Feinstrukturmodell für die DES das SALSA Eingleichungsmodell [3] benutzt. So wird das Umschalten zwischen LES- und RANS-Bereich entsprechend des Ansatzes der DES im Fernfeld verhindert (Abb. 2). Die Konstante C_{DES} ist anhand des Zerfalls isotroper und homogener Turbulenz für dieses Modell kalibriert [4].

Ergebnis:

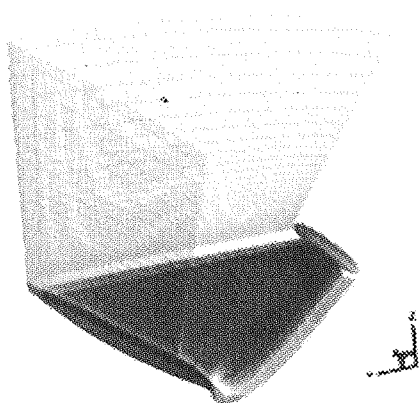


Abbildung 1: lokal verfeinerter Netzbereich

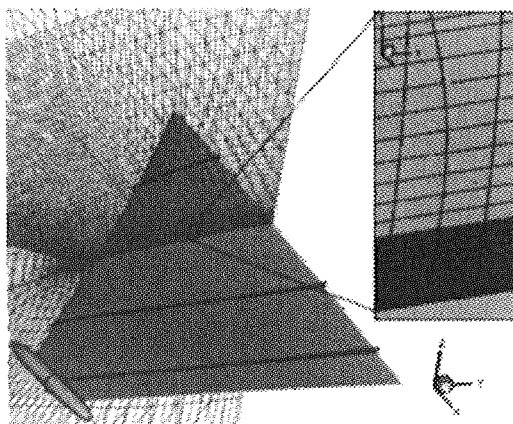


Abbildung 2: RANS-Bereich (dunkel)

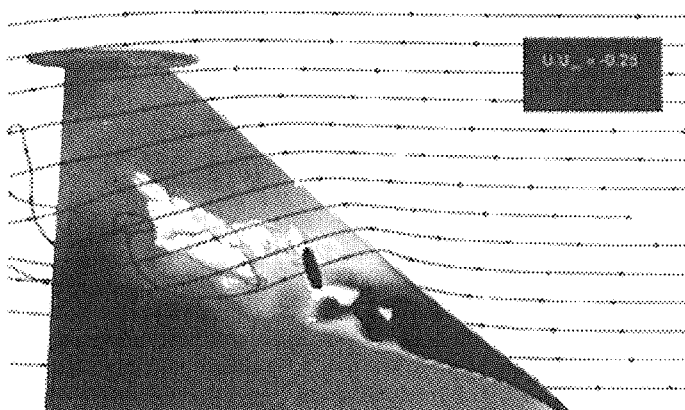


Abbildung 3: Momentanstruktur des aufgeplatzten Primärwirbels

Die durchgeführte Detached-Eddy Simulation zeigt den Vorteil dieser Art der numerischen Berechnung turbulenter Strömungen. Die der Modellierung zugrunde liegende getrennte Behandlung von großen turbulenz erzeugenden und kleinen dissipativen Strukturen ermöglicht eine detaillierte Darstellung komplexer, dreidimensionaler und instationärer Strömungsphänomene. Die aus dem Experiment bekannte spiralförmige Struktur des aufgeplatzten Wirbels ist mit der DES sehr gut wiedergegeben. Abbildung 3 zeigt eine Momentanaufnahme des aufgeplatzten Wirbelsystems. Dargestellt sind Gebiete starker Rückströmung (weiß) und niedrigen Gesamtdruckes (dunkel). Die spiralförmige Form des Gebietes niedrigen Gesamtdruckes zeigt das Ausweichen des Primärwirbelkerns, hervorgerufen durch die stabilitätsbedingte Strukturveränderung des Vorderkantenwirbelsystems. Dabei wird durch den plötzlichen Abfall der Axialgeschwindigkeit bis hin zur Rückströmung im Kern des Primärwirbels dieser in den rotierenden Außenbereich gedrängt. Die damit verbundene Aufweitung des Wirbelsystems verursacht einen axialen Gradienten der Umfangsgeschwindigkeit. So ergibt sich die spiralförmige Gestalt des Gebietes niedrigen Gesamtdruckes entgegen der Drehrichtung des Primärwirbels.

Literatur:

- [1] C. Breitsamter: Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln, Dissertation, Technische Universität München, 1997
- [2] M. Shur, P. R. Spalart, A. Travin und M. Strelets: Detached Eddy Simulation of an airfoil at high angle of attack, Engineering Turbulence Modelling and Experiments - 4, Elsevier Science Ltd., 1999
- [3] T. Rung, U. Bunge, M. Schatz und F. Thiele: Restatement of the Spalart-Allmaras Eddy-Viscosity Model in a Strain-Adaptive Formulation, AIAA Journal, Vol. 41(7), 1396-1399, 2003
- [4] Bunge, U., Mockett, C., Thiele, F., Calibration of Different Models in the Context of Detached-Eddy Simulation, AG-Stab Mitteilung 2004

weiteres Vorgehen:

Der punktuelle Vergleich instationärer Feldwerte mit dem Experiment soll die Möglichkeiten der DES für die Berechnung natürlicher Instabilitäten des Wirbelaufplatzens prüfen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution: DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295 24 29
Telefax: 0531-295 23 20
e-mail: andreas.krumbein@dlr.de

weitere Partner: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Thema:

Automatic Transition Prediction and Application to 2d Airfoil Configurations using the DLR TAU code

The DLR TAU code coupled to the DLR transition prediction module^(1,4) was very successfully applied to the NLF(1)-0416⁽⁷⁾ single-element test case ($M = 0.3$, $Re = 4 \cdot 10^6$, $N_t = 11^{(8)}$) at a low and a high angle of attack, $\alpha = 2.03^\circ$ and $\alpha = 12.21^\circ$, and to the A310 3-element take-off configuration⁽⁹⁾ ($M = 0.221$, $Re = 6.11 \cdot 10^6$, $\alpha = 21.40^\circ$, $N_t = 9^{(10)}$) automatically taking into account transition locations which were predicted by an e^N -database method⁽¹¹⁾ for TS waves or which were based on laminar separation points determined by a laminar-boundary code⁽¹²⁾ or by the TAU code itself⁽⁶⁾ during the ongoing RANS computation. In parts, the experimentally measured transition locations could be determined with very high accuracy.

A sensitivity study of the parameters of the coupling structure^(6,13) showed that the accuracy of the converged transition locations can be highly improved and the convergence of transition location iteration itself can be significantly accelerated when the laminar separation points which occur in the RANS computational grid during the transient phase of the computation are immediately used as transition locations, Figs. 1-2. In contrast to this encouraging results, the application of the intermittency function based on algebraic transition length models for the modelling of transitional flow regions⁽¹⁴⁾ led to large separated regions in the direct vicinity downstream of the transition point, Fig. 3. These separated flow regions are contrary to experimental findings on the one hand, and lead to significant disturbances in the convergence of the RANS computation on the other hand, Fig. 4.

For the multi-element test case, which was run on a computational grid⁽¹⁵⁾ with only a sparse resolution in wall normal as well as in circumferential direction in the structured part of the hybrid grid the high potential of using a laminar boundary-layer method between the RANS solver and the e^N -database method could be expressed. Thus, the RANS cycle intervals between two consecutive calls of the transition prediction module could be reduced by 60% still yielding accurate results of the transition locations. In so doing, the overall computational effort can be shortened by a reduction of the number of grid points and by a significant reduction of the number of RANS cycles which are needed to obtain a steady state solution. Finally, on all components the transition locations are approximated by the laminar separation points coming from the laminar boundary-layer method, Fig. 5.

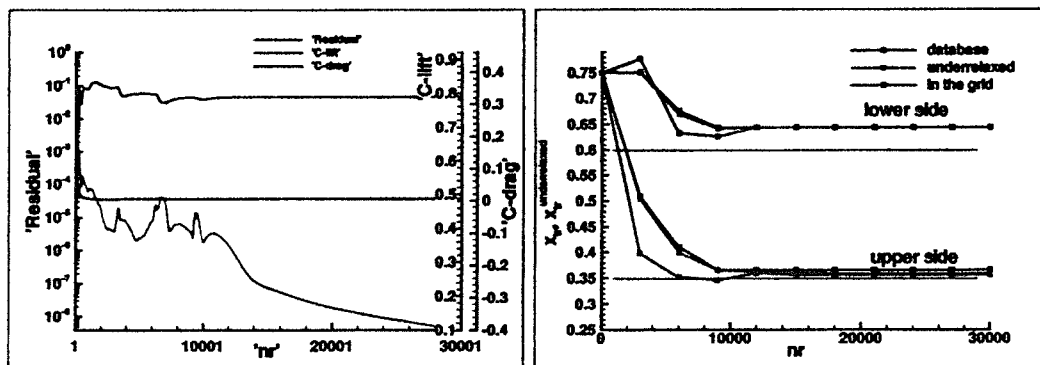


Figure 1. Convergence history of the RANS computation and the transition location iteration for the NLF(1)-0416 at $\alpha = 2.03^\circ$, NO laminar separation, NO transition lengths.

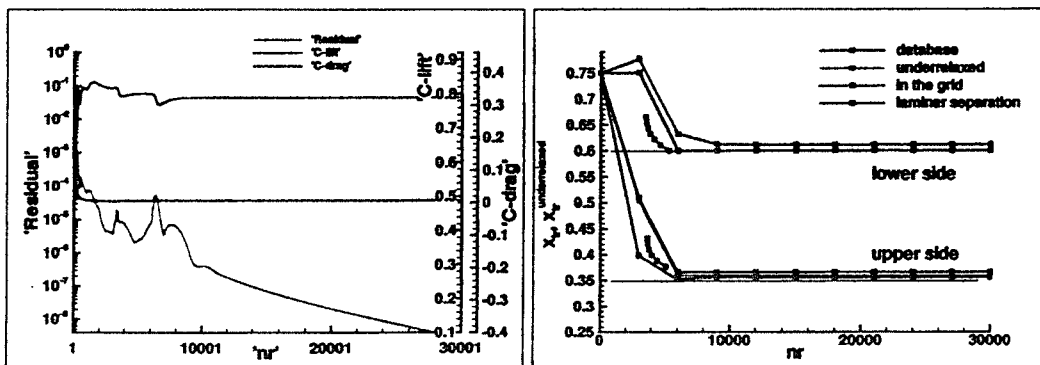


Figure 2. Convergence history of the RANS computation and the transition location iteration for the NLF(1)-0416 at $\alpha = 2.03^\circ$, with laminar separation, NO transition lengths.

STAB

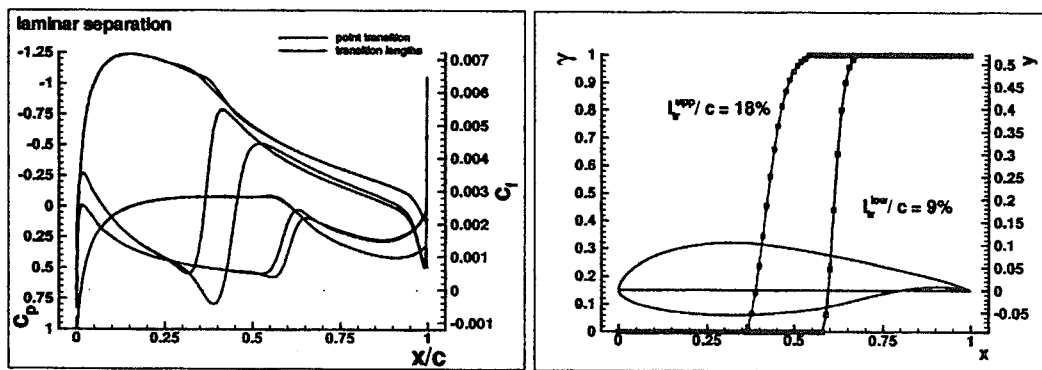


Figure 3. c_p - and ϵ -distributions and intermittency function and transition lengths for the NLF(1)-0416 at $\alpha = 2.03^\circ$, with laminar separation, with transition lengths.

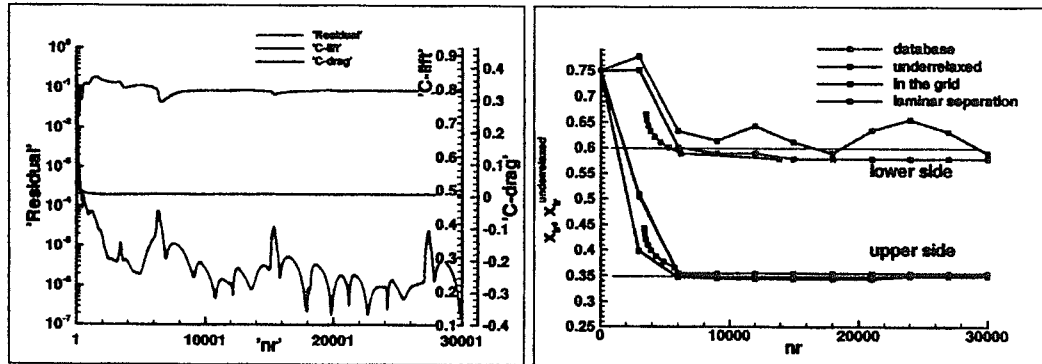


Figure 4. Convergence history of the RANS computation and the transition location iteration for the NLF(1)-0416 at $\alpha = 2.03^\circ$, with laminar separation, with transition lengths.

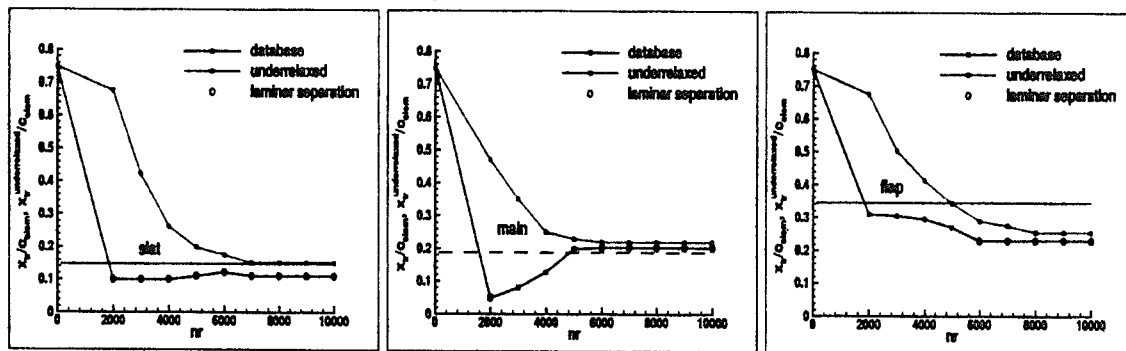


Figure 5. Convergence history of the transition location iterations at slat, main airfoil and flap of the A310 take-off configuration, NO laminar separation, NO transition lengths.

References

- Krumbein, 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, 2000
- Krumbein, A., "Coupling of the DLR Navier-Stokes Solver FLOWer with an ϵ^h -Database Method for laminar-turbulent Transition Prediction on Airfoils", Notes on Numerical Fluid Mechanics Volume 77, pp. 92-99, Germany 2000, Springer Verlag, 2002
- Krumbein, A., "Transitional Flow Modeling and Application to High-Lift Multi-Element Airfoil Configurations", *Journal of Aircraft*, Vol. 40, 2003, pp. 786-794
- Krumbein, A., "Automatic Transition Prediction Application to High-Lift Multi-Element Airfoil Configurations", AIAA-2004-2543, accepted at the 34th AIAA Fluid Dynamics Conference, June/July 2004, Portland, Oregon
- Nebel, C., "Transitionsberechnung an einem 3D Rumpfkörper - Abschlußbericht", Institutsbericht 2003/1, Institut für Strömungsmechanik, Technische Universität Braunschweig, 2003
- Krumbein, A. et al., HiAer Deliverable D3.1-2: "Implementation of transition/turbulence models", Technical Report, April 2004
- Somers, D. A., "Design and Experimental Results for a Natural-Laminar Flow Airfoil for General Aviation Applications", NASA Technical Paper 1861, Scientific and Technical Information Branch, 1981
- Stock, H. W., "Airfoil Validation Using Coupled Navier-Stokes and ϵ^h Transition Prediction Methods", *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 1, 2002, pp. 51-58
- Manie, F., Piccin, O., Ray, J.P., "Test Report of the 2D Model M1 in the ONERA F1 Wind Tunnel", GARTEUR AD(AG-08), TP-041, 1989
- Arthur, M. T., Dol, H., Krumbein, A., Houdeville, R., Ponsin, J., "Application of Transition Criteria in Navier-Stokes Computations", GARTEUR AD(AG-35), TP-137, 2003
- Stock, H. W., Degenhardt, E., "A simplified ϵ^h method for transition prediction in two-dimensional, incompressible boundary layers", *Zeitung für Flugwissenschaft und Weltraumforschung*, Vol. 13, 1989, pp. 16-30
- Horton, H. P., Stock, H. W., "Computation of Compressible, Laminar Boundary Layers on Swept, Tapered Wings", *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 6, 1995, pp. 1402-1405
- Nebel, C., private communication, Jan. 2004
- Stock, H. W., Haase, W., "Navier-Stokes Airfoil Computations with ϵ^h Transition Prediction Including Transitional Flow Regions", *AIAA Journal*, Vol. 38, no. 11, 2000, pp. 2059-2066
- Wild, J., private communication, Nov. 2003

Datum: 1 March 2004

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen – Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Maxim Loginov, Prof. Dr.-Ing. Nikolaus Adams

Institution: Institut für Strömungsmechanik, Technische Universität Dresden

Adresse: George-Bähr-Str. 3c
01062 Dresden

Telefon: 0351/46334910

Telefax: 0351/46335246

e-mail : Maxim.Loginov@ism.mw.tu-dresden.de

weitere Partner: Dr. Alexander Zheltovodov

Institute of Theoretical and Applied Mechanics
Novosibirsk, 630090, Institutskaya Str. 4/1, Russia

Thema: Large Eddy Simulation of Supersonic Turbulent Flow in Compression Corner
at High Reynolds Number*

Ausgangssituation: Shock / turbulent boundary layer interaction for compression corner flow is a canonical test case for turbulence modelling (Fig.1). Although numerous RANS computations were performed, most of them failed to predict some crucial characteristics. On the other hand DNS computations are too expensive to be applicable for practical configurations. Large-Eddy Simulation is the most appropriate numerical tool since it gives an accurate instantaneous flow representation. Although different subgrid-scale models have been extensively tested throughout the world, most of LES computations are still limited to Reynolds numbers which are significantly lower than their experimental counterparts.

Ziel: The current numerical investigation is aimed at a direct comparison with an available experiment. For this purpose all flow parameters and the flow geometry are matched with the experiment [1]: the free-stream Mach number is $M=2.95$, the Reynolds number based on the incoming boundary layer thickness is $Re=63560$, the ramp deflection angle is $\beta=25^\circ$. By matching directly the experimental parameters the prediction quality of the employed subgrid-scale model can be assessed without further assumptions. Given a successful validation, the computational results will provide an important source to analyse the flow physics in detail.

Lösungsweg: For LES we employ the Approximate Deconvolution Model (ADM) [2] for modeling the subgrid scales. The conservation equations for the filtered density, momentum and total energy are solved in curvilinear coordinates. A 6-th order compact finite-difference scheme [3] is used for spatial discretization and an explicit low-storage 3-rd order Runge-Kutta scheme is applied for time advancement. Boundary conditions are applied as follows: periodic conditions in the spanwise direction, sponge technique at the outflow, non-reflecting condition with sponge layer at the upper boundary, and isothermal condition at the wall. The wall temperature distribution along the streamwise direction in the interaction region is taken from the experiment [1]. The inflow conditions have been generated by a separate flat plate boundary layer simulation using the rescaling and recycling procedure described in [4].

* the research is funded by the German Research Foundation (DFG)

Ergebnis: The simulation is presently in progress. A preliminary visualization of the instantaneous density field is shown in Fig. 1. A detailed analysis of the currently available data shows a very good agreement with the experiment in terms of mean flow structures (shock position, separation zone length, skin friction and surface pressure distributions). Indications for 3D coherent structures (Görtler-type vortices) are found. A time-averaged surface skin friction distribution (imitation of an oil flow visualization) is shown in Fig. 2. One can clearly see indications for a vortex-pair footprint behind the reattachment line.

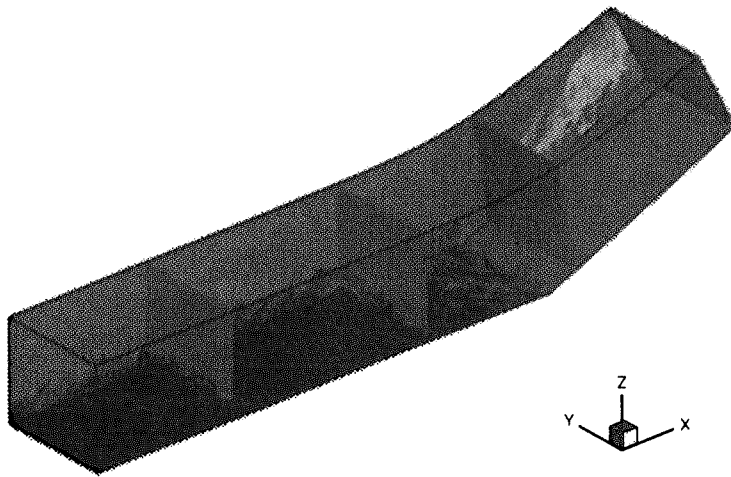


Fig.1 Density field at time instant

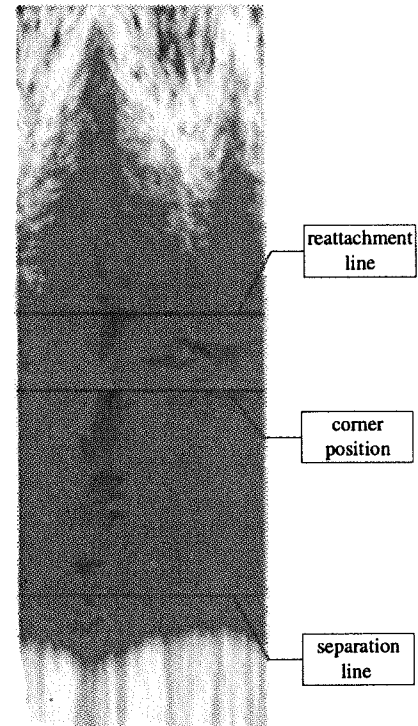


Fig.2 Time averaged skin friction

- Literatur:** [1] Zheltovodov, A.A., Trofimov V.M., E. Schülein, Yakovlev V.M. „An experimental documentation of supersonic turbulent flows in the vicinity of forward- and backward-facing ramps“, Report N 2030. Institute of Theoretical and Applied Mechanics, USSR Academy of Sciences, Novosibirsk, 1990.
- [2] Stolz S., Adams N.A. and Kleiser L. „The approximate deconvolution model for large eddy simulation of compressible flows and its application to shock-turbulent-boundary-layer interaction“, *Phys. Fluids*, **13** pp. 2985--3001, 2001.
- [3] Lele S.K. „Compact Finite Difference Schemes with Spectral-like Resolution“, *J. Comp. Phys.*, **103** pp.16-42, 1992.
- [4] Stolz S. and Adams N.A. „Large-eddy simulation of high-Reynolds-number supersonic boundary layers using the approximate deconvolution model and a rescaling and recycling technique“, *Phys. Fluids*, **15** pp. 2398--2412, 2003.

weiteres Vorgehen: Of most interest is the behaviour of boundary layers under the influence different types of disturbances. A study of a subsequent boundary-layer acceleration in a Prandtl-Meyer rarefaction is currently in preparation. In the future an investigation of a backward facing step and non-planar configurations is also considered.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Aziz Madrane
Institution: DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefon: 49 (531) 295-2435
Telefax: 49 (531) 295-2320
E-mail: aziz.madrane@dlr.de

weitere Partner: DLR Sikma Projekt

Thema: Parallel Implementations of Dynamic Unstructured Chimera Method in the DLR Finite Volume Tau-Code.

Ausgangssituation:

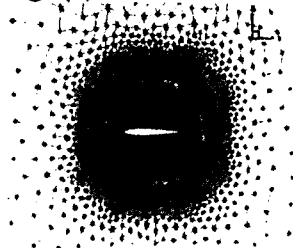
Aerodynamic problems involving moving geometries have many applications, including store separation, takeoff and landing, and fast maneuverability. Chimera method [1] offers the option of calculating these procedures. The solution process uses a grid system that discretizes the problem domain by using separately generated but overlapping unstructured grids that update and exchange boundary information through interpolation. However, such computations are complicated and time consuming [2]. Parallel computing offers a very effective way to improve the productivity in doing computational fluid dynamics (CFD). Therefore the purpose of this study is to develop an efficient parallel computation algorithm for analyzing the flowfield of complex geometries the using overset grid technique.

Ziel:

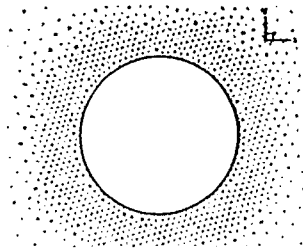
Parallel Chimera algorithm for the purpose of large-scale moving body problems to reduce CPU time required for unsteady calculations.

Lösungsweg:

The method of treating overset grids is represented here in the case of increasing number of overlapping grids. The overset grid technique in itself is referred to [1]. Figure 1(a) shows the overset grid for a NACA0012 airfoil. In this case, two blocks are independently generated see fig. (1)b.



(a) overlapping grid



(b) background grid and minor grid (NACA0012 airfoil)

Figure 1. Overset grid system.

However, when the number of overlapping grids increases, an efficient procedure is needed for exchanging information between grids. The treatment adopted in this study is described as follows.

- 1) The creation of the overlapping region, this step is part of the grid generator, the user should specify the analytic shapes, such as cubes, spheres, cones, etc. as hole cutting geometries allows points to be classified very quickly.
- 2) Interpolation points are selected around the hole points and stored in one-dimensional array in each grid successively.
- 3) The cell surrounding each interpolation point is searched from the other grids, using

Alternating Digital Tree (ADT) [3].

4) The conservative variables are transferred by linear or non-linear interpolation.

For the **implementation on a parallel computer**, a domain decomposition is adopted. In the Domain decomposition, each subdomain should have equal size for load balancing see figure 2, communication costs should be minimized. One of the best domain decomposition for overset grid selected from several cases of division is illustrated in figure 2.

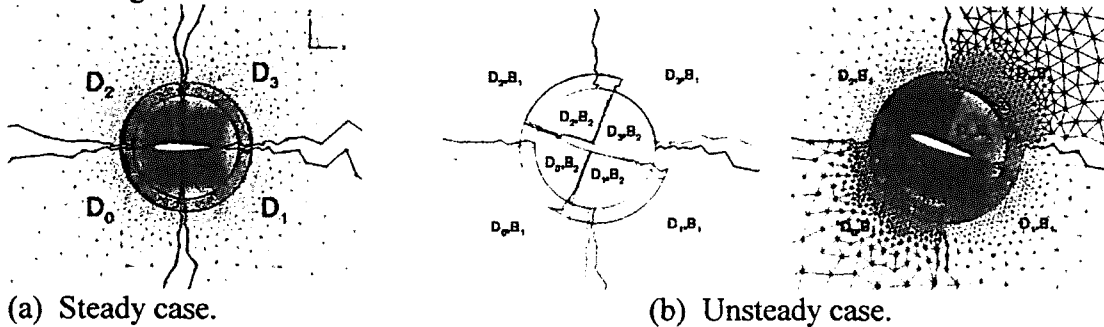


Figure 2. An example of the domain decomposition divided into four subdomains .

Ergebnis:

Parallel Chimera has been implemented in the unstructured finite-volume Tau-Code. Initial investigations have been conducted with a simplified test case of a NACA0012 airfoil. A pitching degree of freedom was chosen, see figure 2(b). The flow condition is a transonic flow at a free stream Mach number of 0.85, an attack angle of 0° , and a Reynolds number of 10^6 . The grids used to resolve the flowfield, which are shown in figure 2, are a near-field grid that defines the airfoil and a background grid that extends seven chords from the airfoil. The airfoil rotates with the specified condition while the other grid remains stationary. The computational result for 4 domains is in good agreement with which one domain see figure 3.

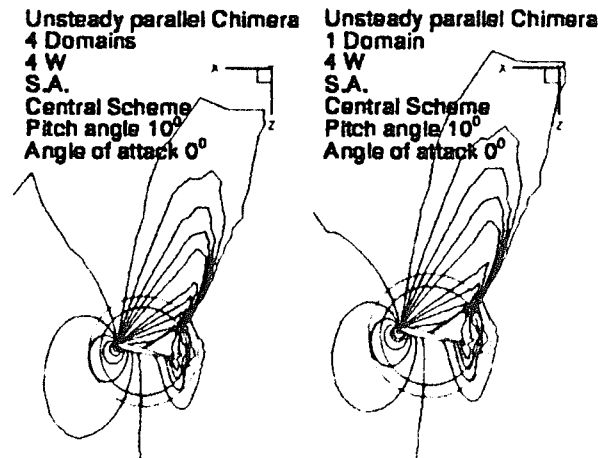


Figure 3. Comparison of C_p contours between 4 domains and one domain for viscous flow over a pitching NACA0012 airfoil.

Literatur:

- [1] Steger, J.L. and Benek, J.A., On the Use of Composite Grid Schemes in Computational Aerodynamics, Computer Methods in Applied Mech. and Engineering, 64, 301-320, (1987)
- [2] Madrane, A., Heinrich R. and Gerhold T., Implementation of the Chimera method in the unstructured hybrid DLR finite volume Tau-Code.
- 6th Overset Composite Grid and Solution Technology Symposium, Ft. Walton Beach, Florida, USA, October 8-10, 2002.
<http://www.arl.hpc.mil/Overset2002/>
- [3] J. Bonet, J. Peraire, An alternating digital tree (ADT) algorithm for Geometric Searching and Intersection Problems, Int. J. Num. Meth. Eng. Vol. 31, pp. 1-17, 1991.

weiteres Vorgehen:

Futur work will concentrate on automatic hole cutting.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Stefan Melber-Wilkending

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 2836

Telefax: 0531 / 295 2320

e-mail: Stefan.Melber@DLR.de

weitere Partner: -

Thema: 3D RANS-Simulationen für die Analyse der Wirbelschlepe eines Transportflugzeuges in Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation / Ziel:

Das Ziel ist die Berechnung des Strömungsfeldes hinter einer Hochauftriebskonfiguration eines Transportflugzeuges mit RANS-Verfahren [1]. Dabei soll die Wirbelschicht sowohl hinter dem Tragflügel als auch dem Leitwerk bis zu einer Ebene direkt hinter dem Flugzeug berechnet werden. Mit diesen Daten wird dann die Simulation des Wirbelverhaltens über mehrere Spannweiten hinter dem Flugzeug mit einem Fernfeld-Strömungslöser durchgeführt. Als Konfiguration dient das Katapultmodell einer AIRBUS-A340. Aufgrund der niedrigen Fluggeschwindigkeit des Katapultmodells von $Ma = 0.076$ und der Forderung nach Simulation der kompletten Hochauftriebskonfiguration einschließlich Leitwerken und Flap-Track Fairings werden hohe Anforderungen hinsichtlich Genauigkeit und Geschwindigkeit an den Strömungslöser gestellt.

Lösungsweg:

Als Strömungslöser wird der DLR-TAU Code benutzt. Als Turbulenzmodell dient das Eingleichungsmodell nach Spalart-Allmaras mit der Edwards-Modifikation. Um die Auflösung der Wirbel im Nachlauf zu verbessern und unphysikalische Turbulenzproduktion zu unterdrücken, wird eine sog. „Wirbelkorrektur“ eingesetzt (SARC, [2]).

Um für die niedrige Machzahl ein Ergebnis berechnen zu können, wird eine Präkonditionierungstechnik eingesetzt. Die komplexe Konfiguration benötigt bereits ohne Nachlaufauflösung mit einem hybrid unstrukturierten Netz ca. 8 Millionen Punkte. Aus diesem Grund ist eine anfängliche Verfeinerung der Wirbelschicht im Hinblick auf die Gesamtpunktzahl kaum möglich. Vielmehr wird die Möglichkeit der adaptiven Netzverfeinerung innerhalb des TAU-Codes eingesetzt. Dabei werden mehrere Adaptionsschritte hintereinander ausgeführt, und nicht mehr benötigte Punkte aus vorhergehenden Adaptionen anhand der „Refinement/Derefinement“ Technik wieder entfernt.

Desweiteren wird für das Katapultmodell ein getrimmter Zustand benötigt, da das Modell im Versuch frei fliegen soll. Die Ermittlung der Trimmstellung für das Höhenleitwerk wurde dazu experimentell im DNW-NWB in Braunschweig anhand des Katapultmodells durchgeführt. Die Einstellung des Winkels für das Höhenleiterkes erfolgt innerhalb der CAD-Geometrie mit MegaCads.

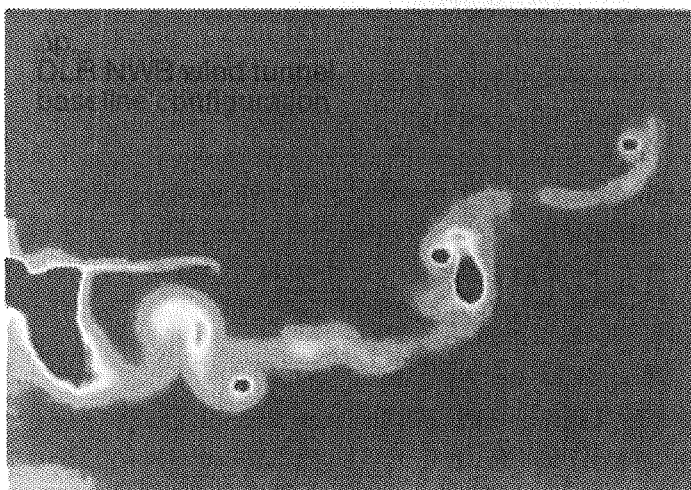
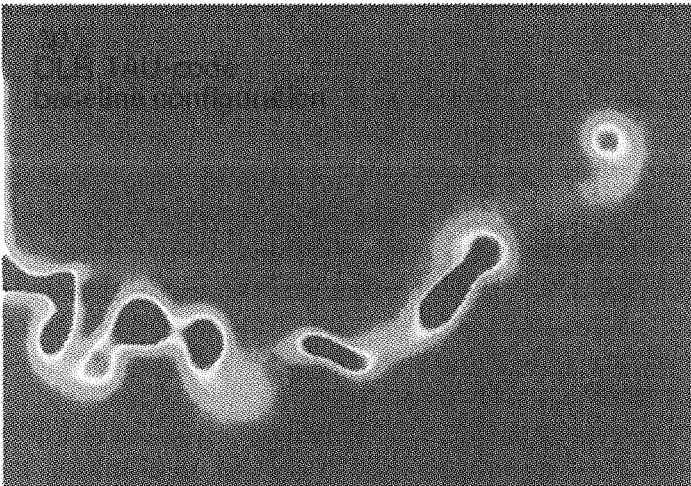
Ergebnis:

Um sowohl die Kontrolle über die Netzkonvergenz der Adaptionsschritte zu erhalten, als auch für weitere Verfahren zur Simulation des Wirbelaufrollvorganges Eingabedaten zu erzeugen, soll die Auftriebsverteilung des Flugzeuges ermittelt werden. Dazu wird neben der Auftriebsverteilung aus der Integration der Oberflächendrücke ebenfalls ein Verfahren eingesetzt, bei dem diese aus den Strömungsdaten in einer Kontrollfläche hinter dem Flugzeug ermittelt werden kann [3]. Anhand dieser Ergebnisse kann eine Netzkonvergenz der Lösung qualitativ durch mehrfache Adaptation des Nachlaufes gezeigt werden. Die so ermittelten Strömungsdaten dienen dann als Eingabe für die Simulation des Wirbelaufrollvorganges.

Der Vergleich der Rechnung mit der Messung wird in Bild 1 gezeigt. Dort ist in einem Schnitt hinter der Konfiguration der Totaldruckverlust für beide Verfahren dargestellt. Deutlich ist in beiden Bildern der Aufrollvorgang der Wirbelschleppe und die insgesamt gute Übereinstimmung zwischen beiden Verfahren zu erkennen.

weiteres Vorgehen:

Es werden weitere Simulationen durchgeführt, um das Verständnis der Strömungsphysik im Bereich des Wirbelaufrollens hinter einem Transportflugzeug zu verbessern: Neben der Simulation bei Flug-Reynoldszahl wurde einer reibungsfreie Simulation mit dem gleichen Adaptationsverfahren durchgeführt, um den Einfluss von „Euler“ und RANS für diese Problemstellung ermitteln zu können. Desweiteren ist eine Simulation mit dem $k-\omega$ Zweigleichungsmodell geplant.



Literatur:

- [1] Melber-Wilkending, S.: „RANS-Solutions of complex configurations as Input for Vortex-Rollup Studies.“, AWIATOR Technical Report, AW-DLR-111-002F, 2003.
- [2] Melber, S.: "Wirbelkorrektur für Ein- und Zweigleichungs-Turbulenzmodelle und Implementation für das Spalart-Allmaras Turbulenzmodell in den Strömungslöser DLR-TAU.", DLR IB 124-2002/17, 2002.
- [3] Melber-Wilkending, S.: "Extraction of the local-Lift Coefficient from RANS-Simulations.", AWIATOR Technical Report, AW-DLR-111-001F, 2003.

Bild 1: Totaldruckverlust in einer E-

bene hinter der Konfiguration
(oben) numerisch (unten) durch den Windkanal ermittelt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Peter Niederdrenk, Thomas Gerhold

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Adresse: Bunsenstraße 10
37077 Göttingen**

Telefon: 0551-7092120

Telefax:

e-mail: peter.niederdrenk@dlr.de

Thema: Hybrid Mesh Generation Based on Metric Identity in Discrete Form

Ausgangssituation: A hybrid mesh may be conceived as being structured in the body normal direction and unstructured in the body conforming directions. Within the frame of globally unstructured mesh generation hybrid meshes are used near body surfaces to better resolve boundary layers.

Ziel: While generating hybrid meshes by extruding prisms from a triangular body surface mesh into the flow field our primary objectives are to smooth the resulting meshes in the body conforming faces and to simultaneously control their spacing in body normal direction.

Lösungsweg: The metric identity simply states that the sum over all surface normal vectors around a closed volume must vanish. In a previous paper, starting from the metric identity in its differential conservative form the well known Poisson equations for structured grid generation were derived including a precise analytical definition of all nine control functions [1]. This was achieved by just decomposing the face normal vectors into the grid line vectors being connected to the unknown central point. The so formulated identity becomes a grid generation equation, once the control functions are specified. The most simple specification, setting all control functions to zero, results in the face weighted Laplacian equation with favourable smoothing properties.

Since for unstructured meshes there is no globally underlying computational space we construct a discrete model of finite volume elements around an unknown central point. Proceeding analogously to the structured continuous case we cast the metric identity into a sum of terms, in which the line vectors are weighted by coefficients given by volumes and scalar products of face normal vectors. Appropriately specifying the coefficients we obtain an elliptic grid generation equation in finite difference form.

For smoothing purposes the Laplacian coefficients of the line vectors in body conforming directions are elaborated in finite difference form from two-dimensional considerations. With the obtained coefficients Winslow's solution of the Laplace equation for 2-d structured cells made up of triangulated quads or hexagons is confirmed. The building law of the coefficients derived for these two two-dimensional cell shapes is only assumed to also hold for any combination of triangles.

In order to march the mesh off the body surface the elliptic difference equation is embedded in a parabolic solution procedure. Starting from the known lowest level mesh grid points of the second and third level meshes are algebraically forecast first. Then the solution of the difference equation is iterated on the inner level mesh with an algebraic update of the points on the outer third level mesh per iteration. For the algebraic forecast of any next level points a suitably weighted combination of normals to the locally closed collection of triangles is used respecting visibility constraints.

The method will be illustrated starting from a rather coarse, non-clustered surface mesh on a generic body with extremely sharp edges and combined convex/concave corners with a need for both, control and smoothing.

Ergebnis: As it will be seen from the example the volume mesh complies with the objectives stated above as long as the resulting triangular cells in the level meshes are not too strongly stretched. For extremely stretched cells mesh folding may occur even for the Laplacian solution. A simple engineering like remedy is proposed to avoid such problems.

Literatur:

[1] P.Niederdrenk, „On the Control of Elliptic Grid Generation“, Proc. 6th Intern. Conf. Numerical Grid Generation in Comp. Field Simulations, London, July 6-9, 1998, ISBN 0-9651627-2-9

weiteres Vorgehen: Application of procedure to pure elliptic problems for given Dirichlet boundary conditions in order to smooth meshes after adaptation.

Datum: 14.9.2003

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Lie groups/numerical simulation

Ansprechpartner: 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 167043

Telefax: 06151 167061

e-mail: oberlack@hyhy.tu-darmstadt.de

weitere Partner: G. Khujadze

Thema: DNS and Lie group analyses of ZPG Turbulent Boundary Layer Flow.

Ausgangssituation:

Lie group or symmetry approach [1] is used to derive the exponential law in the outer region of turbulent boundary layer and corresponding new scaling laws for one- and two-point correlation functions. Direct numerical simulation (DNS) of flat plate turbulent boundary layer with zero pressure gradient was performed at two different Reynolds numbers $Re_\theta = 2240$. Navier-Stokes equations were numerically solved using a spectral method with up to 160 million grid points. Results of two-point correlation functions are presented. The new law was validated using DNS results.

Ziel:

Lie group approach is used to derive *new exponential scaling laws* for ZPG turbulent boundary layer flow. DNS for high Reynolds number $Re_\theta = 2240$ 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]:

$$\begin{aligned} \frac{\bar{D}R_{ij}}{\bar{D}t} + R_{kj} \frac{\partial \bar{u}_i(\mathbf{x}, t)}{\partial x_k} + R_{ik} \frac{\partial \bar{u}_j(\mathbf{x}, t)}{\partial x_k} \bigg|_{\mathbf{x}+\mathbf{r}} + [\bar{u}_k(\mathbf{x} + \mathbf{r}, t) - \bar{u}_k(\mathbf{x}, t)] \frac{\partial R_{ij}}{\partial x_k} \\ + \frac{\partial \overline{p'u'_j}}{\partial x_i} - \frac{\partial \overline{p'u'_i}}{\partial r_i} + \frac{\partial \overline{u'_i p}}{\partial x_j} + \frac{\partial R_{(ik)j}}{\partial x_k} - \frac{\partial}{\partial r_k} [R_{(ik)j} - R_{i(jk)}] = 0, \end{aligned} \quad (1)$$

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 (for Lie group theory see [1], and references therein).

As a result *three independent scaling groups* have been found. This is in striking contrast to the Euler and Navier-Stokes equations, which only admit two and one scaling groups respectively.

Ergebnis: For the present problem we focus only on the scaling symmetries. Using Lie's first theorem we obtain the global transformations as follows:

$$\mathbf{G}_{s1} : \tilde{x}_2 = x_2 e^{a_1}, \tilde{r}_i = r_i e^{a_1}, \tilde{u}_1 = \bar{u}_1 e^{a_1}, \tilde{R}_{ij} = R_{ij} e^{2a_1}, \widetilde{p'u'_i} = \overline{p'u'_i} e^{3a_1}, \widetilde{u'_i p'} = \overline{u'_i p'} e^{3a_1}, \dots \quad (2)$$

$$\mathbf{G}_{s2} : \tilde{x}_2 = x_2, \tilde{r}_i = r_i, \tilde{u}_1 = \bar{u}_1 e^{-a_2}, \tilde{R}_{ij} = R_{ij} e^{-2a_2}, \widetilde{p'u'_i} = \overline{p'u'_i} e^{-3a_2}, \widetilde{u'_i p'} = \overline{u'_i p'} e^{-3a_2}, \dots \quad (3)$$

$$\mathbf{G}_{s3} : \tilde{x}_2 = x_2, \tilde{r}_i = r_i, \tilde{u}_1 = \bar{u}_1, \tilde{R}_{ij} = R_{ij} e^{-a_3}, \widetilde{p'u'_i} = \overline{p'u'_i} e^{-a_3}, \widetilde{u'_i p'} = \overline{u'_i p'} e^{-a_3}, \dots \quad (4)$$

The variables $a_1 - a_3$ are the group parameters of the corresponding transformations.

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.

Thus, imposing the assumption of symmetry breaking of the scaling of space ($a_1 = 0$) here as well and integrating the corresponding equations we obtain an extended set of scaling laws for the mean velocity and TPC function as follows:

STAB

$$\bar{u}_1(x_2) = k_1 + k_2 e^{-k_3 x_2}, \quad (5)$$

where $k_1 \equiv C/c_2$, $k_3 \equiv c_2/b_1$ and k_2 is a constant of integration.

$$R_{ij}(x_2, r) = e^{-k_4 x_2} B_{ij}(\mathbf{r}), \quad \overline{u'_i p'}(x_2, r) = e^{-(k_3+k_4)x_2} E_i(\mathbf{r}), \quad \overline{p' u'_i}(x_2, r) = e^{-(k_3+k_4)x_2} F_i(\mathbf{r}), \dots \quad (6)$$

Here $k_4 \equiv \frac{2c_2-c_3}{b_1}$ is a constant comprising several group parameters and constants of integration and B_{ij}, E_i, F_i are the functions of r only.

For positive k_3 the velocity law (5) converges to a constant velocity for $x_2 \rightarrow \infty$ ($k_1 = \bar{u}_\infty$). For the plane shear flows this may only be applicable to a boundary layer type of flow.

The code for DNS was developed at KTH, Stockholm (for details see [3]) using a spectral method. The simulation was done with $N \approx 158$ million grid points for $4000\delta^*/u_\infty$ time units. The statistics accumulation was performed during last 3000 time units. The size of the computational box (in these units) is $450 \times 30 \times 34\delta^*|_{x=0}$. The useful region was confined to $150 - 300\delta^*|_{x=0}$ which corresponds to Re_θ from 1670 to 2240.

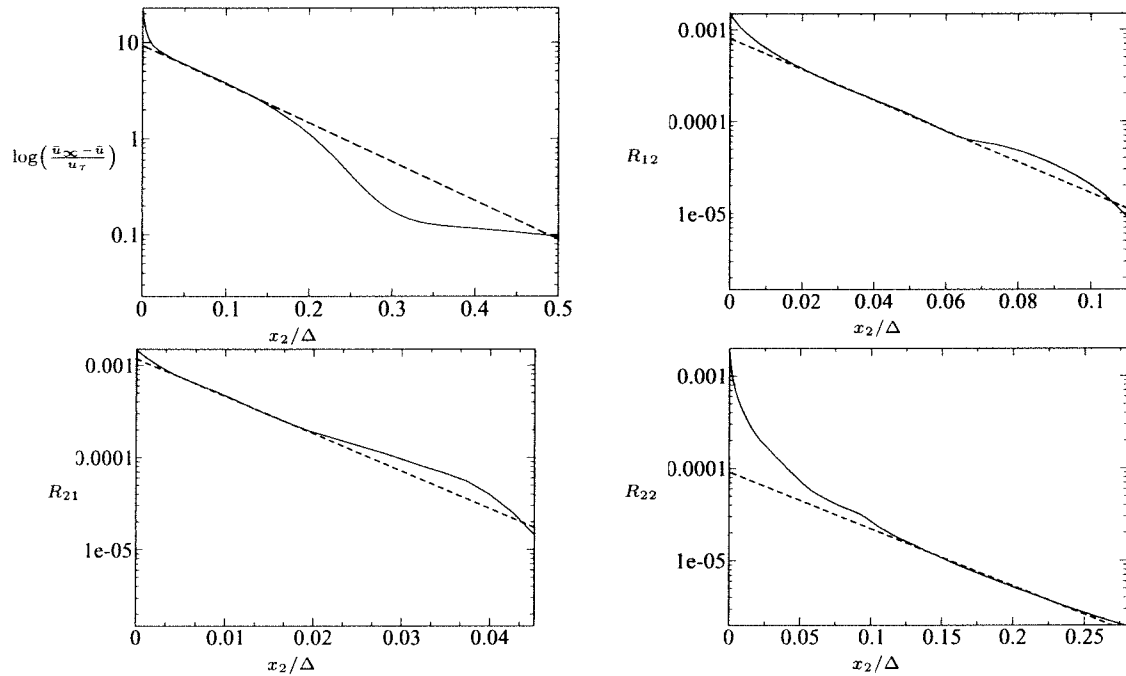


Figure 1: Mean velocity profile in linear-log scaling and R_{12}, R_{21}, R_{22} . Solid line corresponds to DNS, dashed one – to the theoretical results.

On the figure the mean velocity and two-point correlations 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. DNS for high Reynolds number turbulent boundary layer flow was performed which 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, symmerty 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, Stokholm.

weiteres Vorgehen: Implement theoretical results into statistical turbulence models.

Datum: 02.02.2004

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen/Laminarhaltung

Ansprechpartner: PD Dr.-Ing. Ulrich Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/6853432
Telefax: 0711/6853438
e-mail: rist@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Prof. Hasan Güneş
Department of Mechanical Engineering, Istanbul Technical University,
Gumussuyu, 80191 Istanbul, Turkey

Thema: Untersuchungen zur POD-basierten Strömungsfeldvorhersage in einer transitionellen Plattengrenzschicht

Ausgangssituation:

Mit der Methode der *Proper Orthogonal Decomposition* (POD) lassen sich die energiereichsten Moden eines Strömungsfelds bestimmen und nach aufsteigender Energie ordnen. Nachdem man damit eine reduzierte Darstellung eines vorhandenen Strömungsfelds erzeugen kann, besteht der Wunsch, diese Information zur Strömungsvorhersage und –Beeinflussung zu verwenden. POD-Moden sind jedoch nur für ein bereits vorhandenes Strömungsfeld optimal. Daher ist zu prüfen, ob sie zur *Vorhersage* neuer Zeitschritte oder Randbedingungseinflüsse verwendet werden können.

Ziel:

In der vorliegenden Arbeit sollte untersucht werden, inwieweit die POD eines unbeeinflussten Strömungsfelds dazu verwendet werden kann, eine beeinflusste Strömung zu beschreiben. Als Zwischenschritt kann die Vorhersage unbekannter Zeitschritte betrachtet werden. Darunter versteht man Zeitschritte, die (aus einer DNS) zwar bekannt sind, aber nicht zur Berechnung der POD-Eigenfunktionen verwendet wurden.

Lösungsweg:

Für die vorliegende Arbeit standen hochaufgelöste DNS-Daten von Gmelin (2003) zur Verfügung. Dort wurde der laminar-turbulenten Transitionsprozess einer Plattengrenzschicht hinter einer Punktstörquelle mit stochastischer Anregung in der Zeit untersucht und mittels Signalarückführung beeinflusst. Aus den DNS-Daten wurden sowohl skalare als auch vektorwertige POD-Eigenfunktionen in verschiedenen Schnittebenen oder in Teilbereichen des Transitionsbereichs bestimmt. In die Berechnung der Eigenfunktionen wurden lediglich 25 aufeinander folgende aus 75 vorhandenen Zeitschritten einbezogen. Die Eigenfunktionen wurden sowohl für unbeeinflusste Transition als auch für den Fall mit Transitionsverzögerung bestimmt, analysiert und miteinander verglichen. Im nächsten Schritt wurden die Eigenfunktionen zwischen unterschiedlichen Stationen in Strömungsrichtung verglichen. Weitere Vergleiche wurden zwischen dem unbeeinflussten Fall und dem beeinflussten Fall durchgeführt. Anschließend wurden die Eigenfunktionen des unbeeinflussten Falls auf den Fall mit Transitionsverzögerung projiziert, um die Brauchbarkeit der unbeeinflussten Eigenfunktionen für die Strömungsbeeinflussung zu überprüfen. In einem weiteren Schritt wurden Sensoren an der Wand und in Wandnähe angenommen, so dass über eine Minimierung der kleinsten Fehlerquadrate die zuvor bestimmten Eigenfunktionen auf das aktuelle Strömungsfeld abgebildet werden konnten. Die Vorhersagegüte des aus der POD rekonstruierten Strömungsfelds wurde dann anhand der Strömungsfelder aus der DNS für neue Zeitpunkte bzw. mit Transitionsverzögerung überprüft.

Ergebnis:

In den Simulationen von Gmelin (2003) beobachtet man, ausgehend von der Störquelle, eine Reihe von Wellenpaketen, die stromab anwachsen, Λ -förmige Strukturen bilden und so den Umschlagprozess einleiten. Durch Beeinflussung werden die Störampplituden reduziert, so dass die Λ -förmigen Strukturen erst viel weiter stromab auftreten. Alle POD-Eigenfunktionen zeigen das gleiche Verhalten, so dass es genügt, skalare Eigenfunktionen in Schnittebenen $x=const.$ zu betrachten. In allen Fällen ist die Energie auf wenige Moden beschränkt und sie fällt mit der Modenzahl rasch ab. Die Anzahl der Moden, die zusammengenommen z.B. 98 % der Störenergie enthalten, steigt in Strömungsrichtung mit fortschreitender Umschlagsentwicklung an. In den frühen Transitionsstadien bzw. bei Transitionsverzögerung konvergieren die Moden daher am schnellsten. Es zeigt sich, dass das beeinflusste Strömungsfeld auch durch Eigenfunktionen des unbeeinflussten Felds zufrieden stellend beschrieben werden kann. Durch Hinzunahme aktueller Sensorinformationen (Wandschubspannung bzw. Wirbelstärkefluss) gelingt es, spätere sowie beeinflusste Zeitschritte aus den vorab berechneten Eigenfunktionen des unbeeinflussten Falls zuverlässig zu entwickeln.

Abbildung 1: Vergleich der Wirbelstärkekomponente in Strömungsrichtung an $x=const.$ Links: DNS-Daten mit Strömungsbeeinflussung Rechts: POD-Vorhersage mit den ersten zehn Eigenfunktionen der unbeeinflussten Strömung.

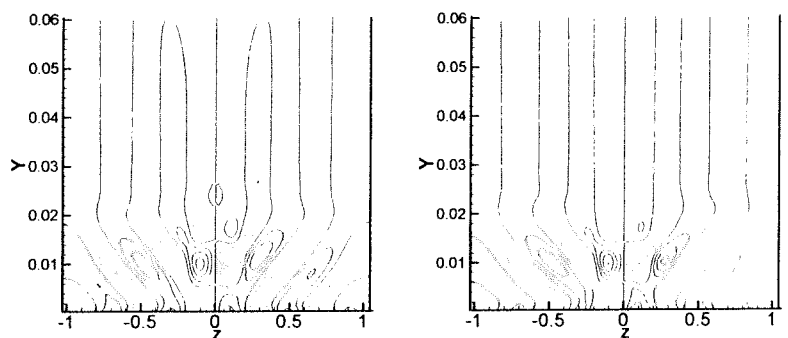
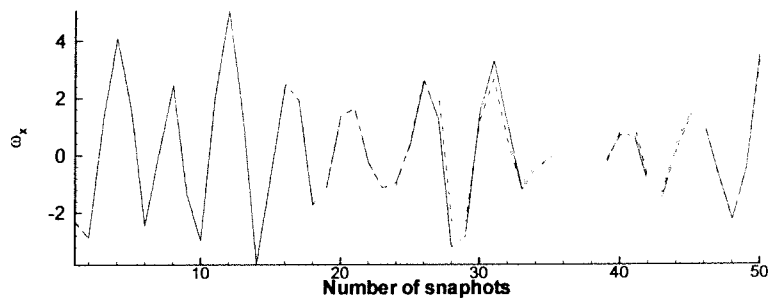


Abbildung 2: Vergleich der aktuellen zeitlichen Entwicklung einer POD-Rekonstruktion, die an 50 Sensorpunkten mit der DNS (gestrichelt) abgeglichen wurde. Die POD-Eigenfunktionen wurden aus den ersten 25 Zeitschritten berechnet.



Literatur:

1. Ch. Gmelin: Numerische Untersuchungen zur aktiven Dämpfung von Störungen im Vorfeld der laminar-turbulenten Transition, Dissertation Universität Stuttgart 2003
2. H. Gunes, U. Rist: POD-Prediction of a Transitional Boundary Layer with and without Control, zur Begutachtung eingereicht: *Physics of Fluids*, 2003

weiteres Vorgehen:

Die Kopplung einmal berechneter POD-Eigenfunktionen mit Sensorinformation aus dem aktuellen Strömungsfeld eröffnet zwei weiterführende Wege. Einerseits kann versucht werden, diesen Ansatz als Regler anstelle eines niederdimensionalen Modells zu verwenden. Andererseits sollte überprüft werden, ob die POD-Eigenfunktionen über den vorliegenden Ansatz so aktualisiert werden können, dass diese sich der aktuellen Strömungsentwicklung (mit oder ohne Beeinflussung) anpassen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen – Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Christian Stemmer, Prof. Dr.-Ing. Nikolaus Adams

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Dresden

Adresse: George-Bähr-Str. 3c
01062 Dresden

Telefon: 0351-463-39650

Telefax: 0351-463-35246

e-mail : Christian.Stemmer@ism.mw.tu-dresden.de

weitere Partner: CTR – Center for Turbulence Research,
Stanford University, Stanford, CA, 94303-3030, USA.
NASA Ames, Moffett Field, CA, 94035, USA.

Thema: DNS zur hypersonischen Transition in Grenzschichtströmungen über einer ebenen Platte.

Ausgangssituation: Untersuchungen zur Transition kompressibler Grenzschichtströmungen bei sehr hohen Mach-Zahlen erfordern höchstentwickelte numerische Verfahren sowie einen sehr hohen Rechenaufwand durch die Berücksichtigung der chemischen Vorgänge innerhalb der aufgeheizten Grenzschicht. Die Kenntnis über die transitionellen Vorgänge während des Eintritts in die (Erd-) Atmosphäre ist unabdingbar für die Entwicklung fortgeschrittener Raumflugkörper.

Ziel: Es werden direkte numerische Simulationen von kompressiblen Strömungsvorgängen durchgeführt, die Windkanalexperimente begleiten und ergänzen. Darüber hinaus sollen Vorhersagen über Strömungszustände gemacht werden, die nicht durch Experimente erschlossen werden können, oder nur mit erheblichem finanziellem Aufwand durch Freiflugexperimente realisierbar sind. Detailkenntnisse der hypersonischen Transition sollen gewonnen werden.

Lösungsweg: Die Strömung über einer ebenen Platte wird mit Hilfe eines zeitgenauen kompakten Finite-Differenzen Verfahren untersucht [1-3]. Die verwendeten räumlichen, direkten numerischen Simulationen (DNS) sind 6-ter Ordnung genau. Ein hybrides ENO-Schema wird nach einfachen Kriterien zugeschaltet, sollte das numerische Verfahren die steilen Stoß-Gradienten nicht mehr sinnvoll auflösen können. Für die Simulation der chemischen Vorgänge bei hohen Temperaturen, wie sie im (Wieder) Eintritt vorkommen, werden gängige Modelle aus der Literatur verwendet (siehe [4]). Die Bestandteile der Luft (O_2 , O , NO , N_2 , N) werden mit einem 5-Elemente Modell berechnet. Resultate werden mit linearer Stabilitätstheorie verglichen.

Ergebnis: Im Vergleich mit den Ergebnissen für ideale Gase fällt auf, dass bei dem untersuchten Flugzustand (Atmosphärenbedingungen bei $Ma=20$ und einer Höhe von 50 Km) schon die stationäre Grundströmung deutlich niedrigere Temperaturen aufweist. Wird Gleichgewichtsschemie angenommen verringern sich die Maximaltemperatur in der Grenzschicht um ca. 10% (von ~ 4800K auf 4400K). Wird Nichtgleichgewichtsschemie berücksichtigt, so sinkt die maximale Temperatur in der Grenzschicht auf 2100K (siehe auch Fig. 1 und 2). Eine zusätzliche Temperatur, die Vibrations-temperatur, die die Freiheitsgrade der Vibration der Luftmoleküle beschreibt, muss berücksichtigt werden. Die wandnormalen Maxima der Translationstemperatur und der Vibrationstemperatur liegen an unterschiedlichen Stellen. Dabei ist das Maximum der Vibrationstemperatur näher an der Oberfläche der Platte, aber geringer als dasjenige der Translationstemperatur.

Die zwei- und dreidimensionalen Störungen werden durch einen Störstreifen an der Wand in die stationäre, zweidimensionale Grundströmung eingebracht. Die sich entwickelnden Störmoden sind vergleichbar mit Vorhersagen der kompressiblen linearen Stabilitätstheorie (Mack).

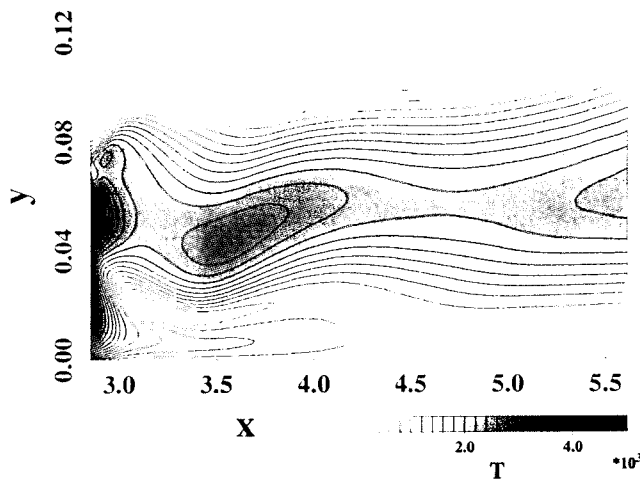


Fig. 1: chemisches Ungleichgewicht bei $Ma=20$
Temperatur in der Grenzschicht in
Intervallen von 200 K (200-5000K).

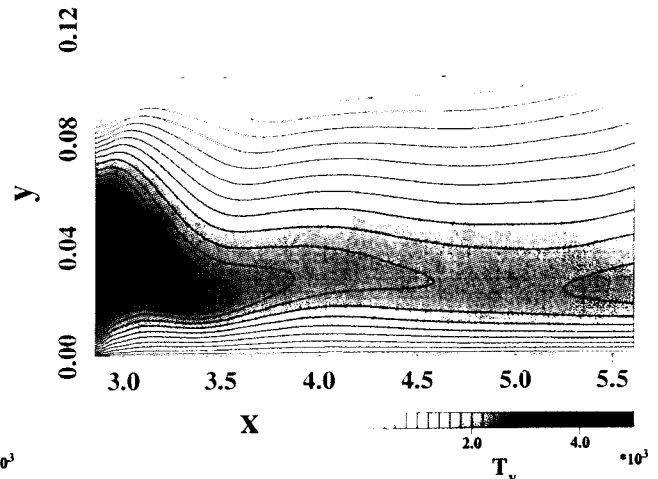


Fig.2: chemisches Ungleichgewicht bei
 $Ma=20$. Vibrationstemperatur in 200 K
Intervallen (200-5000K).

- Literatur:** [1] Adams, N.A., Shariff, K., "A high resolution hybrid compact ENO-scheme for shock turbulence interaction problems", *J. of Comp. Phys.*, **127**, pp. 27-51, 1996.
- [2] Adams, N.A., "Direct numerical simulation of turbulent compression ramp flow", *Theor. and Comp. Fl. Dynamics*, **12**, pp. 109-129, 1998.
- [3] Adams, N.A., "Direct simulation of the turbulent boundary layer along a compression ramp at $M=3$ and $Re_0=1685$ ", *J. of Fluid Mechanics*, **420**, pp. 47-83, 2000.
- [4] Stemmer, C., Mansour, N.N., "DNS of transition in hypersonic boundary-layer flows including high-temperature gas-effects", *Annual Research Briefs 2001*, Center for Turbulence Research, Stanford University, NASA Ames, pp. 143-150, 2001.
- [5] Mironov, S.G., Maslov, A.A., "Experimental study of secondary stability in a hypersonic shock layer on a flat plate", *J. of Fluid Mechanics*, **412**, pp. 259-277, 2000.

weiteres Vorgehen: Detaillierte dreidimensionale, instationäre Simulationen der hypersonischen Transition werden durchgeführt. Das verwendete Verfahren zur Modellierung der chemischen Vorgänge bei hohen Temperaturen wird mit Fällen aus der Literatur bei geringeren Mach-Zahlen verglichen werden. Ein qualitativer Vergleich mit Experimenten aus Novosibirsk [5] wird angestrebt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Numerische Simulation		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. Qinyin Zhang		
Institution	Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen		
Adresse	Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 52062 Aachen	Telefon	(0241)-809 5435
		Telefax	(0241)-809 2257
		Email	zhang@aia.rwth-aachen.de
Weitere Partner:	SWING+ Projekt		

Thema: Grobstruktursimulation anliegender Profilumströmungen bei hohen Reynolds Zahlen

Ausgangssituation:

Der von einem Flugzeug abgestrahlte Lärm setzt sich aus Triebwerkslärm und Umströmungslärm zusammen. Wegen verschärfter Vorschriften für die erlaubte Lärmabstrahlung der Flugzeuge müssen die Mechanismen des Lärmerzeugungsvorgangs durch Flugzeugzelle sowohl experimentell als auch numerisch näher untersucht werden müssen. Im Bereich der numerischen Analyse hat es sich in den letzten Jahren herausgestellt, dass die Grobstruktursimulation ein geeignetes Mittel ist, um die in einem turbulenten Strömungsfeld enthaltenen akustischen Quellterme aufzulösen, so dass anschließend akustische Untersuchungen durchgeführt werden können. Aus diesem Grund wurde im Rahmen des SWING+ Projektes am Aerodynamischen Institut Aachen eine Grobstruktursimulation an einem dreidimensionalen SWING+ Profil bei einer Reynolds Zahl von 800.000, einer Mach Zahl von 0,088 und einem Anstellwinkel von $3,3^\circ$ durchgeführt.

Ziel:

Grobstruktursimulationen bei hohen Reynolds Zahlen stellen heutzutage noch immer eine große Herausforderung hinsichtlich des numerischen Verfahrens dar [1,2]. Das Ziel der vorliegenden numerischen Simulation ist die richtige Wiedergabe des turbulenten Strömungsfeldes um das SWING+ Profil. Insbesondere sollen die turbulenten Strukturen in unmittelbarer Wandnähe im Hinterkantenbereich aufgelöst werden. Zur Beurteilung der numerischen Ergebnisse werden Geschwindigkeits- und Turbulenzintensitätsprofile an unterschiedlichen Stellen und der Verlauf des Reibungskoeffizienten entlang der Profiloberfläche dargestellt und anschließend mit experimentellen Werten verglichen.

Lösungsweg:

Um die Grobstruktursimulation der Profilumströmung durchführen zu können, sollen die Gitterschrittweiten den folgenden Bedingungen $\Delta x^+ \approx 100$, $\Delta y^+_{\min} \approx 2$ und $\Delta z^+ \approx 20$ entsprechen. Das Gitternetz, das unter Berücksichtigung der obigen Kriterien erstellt und zur Simulation eingesetzt wurde, ist in Abb. 1.a gezeigt. Das Rechengitter besteht aus 17 Ebenen in Spannweitenrichtung und die gesamte Anzahl der Gitterpunkte beträgt 7,3 Millionen.

Ergebnisse:

Die Momentanaufnahmen des Strömungsfelds in Abb. 1.b zeigen die in der Nähe der Hinterkante aufgelösten kohärenten Strukturen. Diese Längswirbelpaare, deren Drehsinn in

Längsrichtung entgegengesetzt ist, bestimmen den turbulenten Impulsaustausch in der Nähe der Hinterkante, weshalb deren Auflösung für die korrekte Erfassung des Strömungsfeldes von entscheidender Bedeutung ist. Die zeitlich gemittelten Geschwindigkeitsprofile Abb. 2.a ergeben im wandnahen Bereich eine gute Übereinstimmung mit experimentellen Daten. Durch die Streckung des Gitters in der wandnormalen Richtung verringert sich die Gitterauflösung, so dass Abweichungen zwischen den beiden Ergebnissen bis zu dem oberen Grenzschichtrand festzustellen sind. Der Verlauf der lokalen Reibungsbeiwerte Abb. 2.b ist abhängig von den Wandschubspannungen an der Wand. Der Vergleich mit den experimentellen Daten zeigt eine im Rahmen der Auflösungs- und Messgenauigkeit vertretbare Abweichung in der Nähe der Hinterkante.

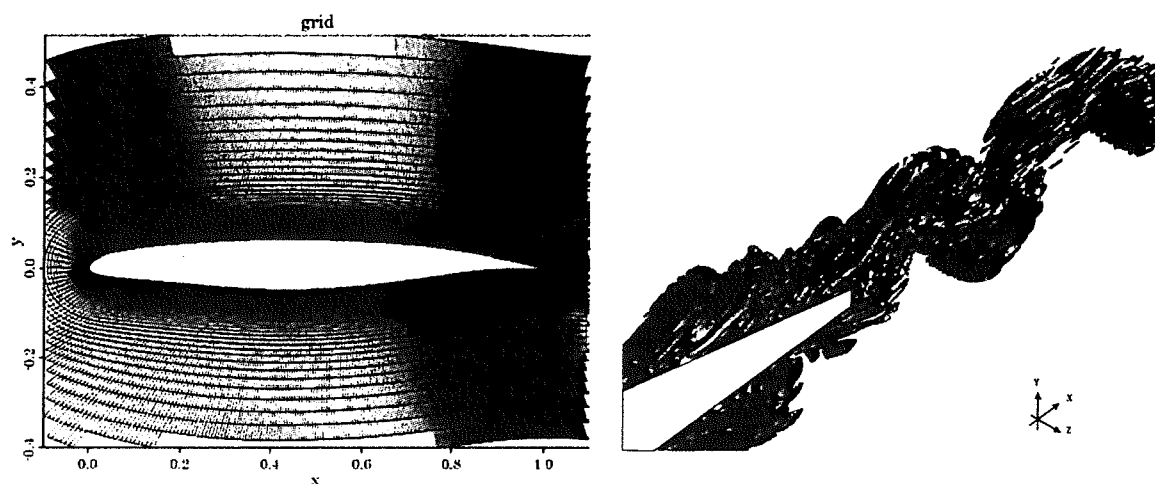


Abb.1 Das Rechengitter (a) und die aufgelösten Wirbelstrukturen in der Nähe der Hinterkante (b).

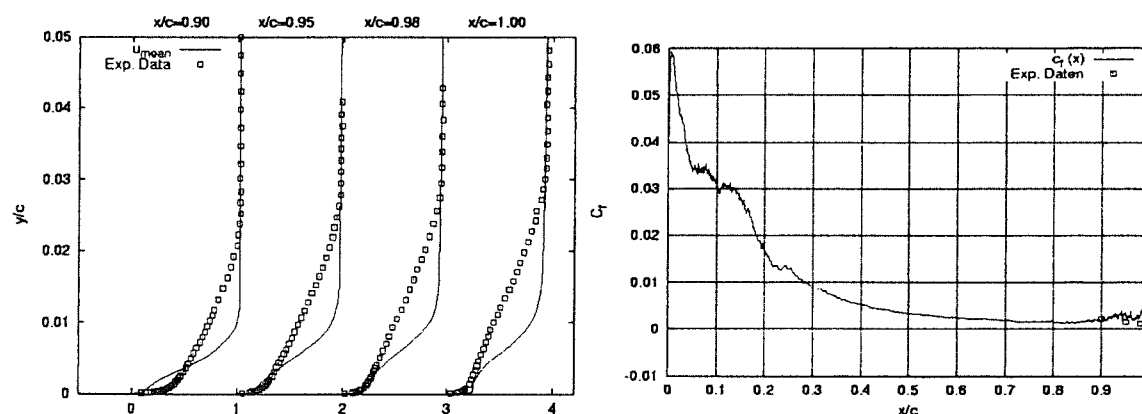


Abb.2 Geschwindigkeitsprofile (a) und Verlauf des Reibungskoeffizients c_f (b).

Literatur:

- [1] P.R. Spalart, W-H. Jou, M. Strelets and S.R. Allmaras: Comments on the feasibility of LES for WINGS, and on a hybrid RANS/LES approach. *Advances in DNS/LES*, 137-147, 1997.
- [2] I. Mary and P. Sagaut: Large eddy simulation of flow around an airfoil near stall. *AIAA J.*, 40(6): 1139-1145, 2002.

Mitteilung

Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. S. Eder, Prof. Dr.-Ing. C. Tropea

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

Adresse: Flughafenstr.19, 64347 Griesheim, Telefon: 06151-16-6201,
stephan.eder@aero.tu-darmstadt.de,
ctropea@sla.tu-darmstadt.de

Thema: Grundlagen zur Halbmodell-Messtechnik
in Windkanälen

Ausgangssituation:

Halbmodellmessungen in Windkanälen sind ein wichtiger Bestandteil der Entwicklungspraxis für Flugzeuge. Durch die Halbmodellmesstechnik in Windkanalversuchen kann die Reynoldszahl bei gleichbleibendem Kanalquerschnitt vergrößert werden, während sich die Modellkosten verringern. Eine Hälfte des in der Symmetrieebene des Rumpfes geteilten Flugzeuges wird i.d.R. an der Messstreckenwand oder dem Kanalboden befestigt. Der Boden bzw. die Wand bilden dabei die Spiegelungsebene zu der die Strömung symmetrisch sein sollte. In der Spiegelungsebene ist die Strömung jedoch durch Wandgrenzschichten nicht symmetrisch. Durch ein so genanntes Peniche (i.a. eine gerade Fortsetzung des Rumpfs bis zur Wand), das in der Grenzschicht liegt, wird der Rumpf aus der Grenzschicht heraus gehoben. Es stellt sich jedoch nicht die gleich Umströmung wie beim Vollmodell ein. Daraus folgt u.a., dass das Nickmoment beim Halbmodell-Stall oft negativ, statt positiv auslenkt. Dies deckt sich mit der Vorstellung, dass die Strömungsablösung zuerst am Innenflügel stattfindet. Earnshaw et al. (1992) zeigten jedoch, dass der Effekt sehr empfindlich mit der Reynoldszahl reagiert. Gatlin und McGhee (1996) konnten für einen eng begrenzten Bereich mit Hilfe von aktiven Beeinflussungsmaßnahmen Beiwerte gezielt in Einklang mit den Werten für ein Vollmodell bringen. Dies erfolgte auf Kosten der Übereinstimmung anderer Beiwerte. Milholen II und Chokani (1996) zeigten durch Berechnungen, dass das Strömungsbild um den Flugzeugrumpf stark verändert ist, u.a. bildet sich vor der Nase ein abgesetzter Staupunkt aus. In den letzten Jahren wurden bei der NASA-Langley numerische Untersuchungen zu geänderten Peniche-Geometrien durchgeführt. Experimentelle Ergebnisse zu geänderten Peniche-Formen existieren nur sehr wenige (Gatlin, Parker, Owens; 2002). Alle bisher durchgeführten Arbeiten leiden unter einem prinzipiellen Fehler. Der Ergebnisvergleich von Halbmodell und Vollmodell wurde unter Benutzung verschiedener Modelle und vielfach sogar verschiedener Windkanäle durchgeführt. Damit enthalten die Ergebnisse außer den gesuchten Unterschieden der Halb- und Vollmodellanordnung weitere Unterschiede.

Ziel:

Das Ziel dieser Arbeit ist es, den Einfluss der Peniche-Geometrie auf die Beiwerte durch experimentelle und numerische Untersuchungen zu bestimmen. Aus den gewonnenen Ergebnissen sollen optimale Peniche-Geometrien abgeleitet werden die den Einfluss der Wand-/Bodengrenzschicht über einen weiten Anstellwinkelbereich minimieren bzw. ganz beseitigen. Des weiteren sollen Regeln zur Beiwert-Korrektur gefunden werden.

Lösungsweg:

Es wird ein Airbus A300 Modell konstruiert, das sowohl als Vollmodell, als auch als Halbmodell verwendet werden kann. Hierzu ist das Modell in der Symmetrieebene teilbar. Für die Halbmodelluntersuchungen wird eine Mittelwand in der Messstrecke des Windkanals eingezogen (Abbildung 3). Das Modell lässt sich dann mit der üblichen Modellaufhängung auf der Waage befestigen. Diese Versuchsanordnung garantiert, dass die Versuchsbedingungen zwischen Vollmodell und Halbmodell vergleichbar sind und Unterschiede in der Reynoldszahl, der Modellgeometrie und den Strömungseigenschaften des

Kanals entfallen. Als einziger nicht halbmodell-spezifischer Unterschied liegt die Verdrängungswirkung der Mittelwand vor, bzw. der im Vollmodell vorhandene Heckstiel (liegt beim Halbmodell in der Mittelwand). Für die Voll- und Halbmodelluntersuchungen werden deswegen Kalibrationsversuche ohne Modell im leeren Kanal mit und ohne Mittelwand durchgeführt.

Die Modellkonstruktion ist so ausgeführt, dass zwischen Rumpf und Mittelwand Peniche verschiedener Höhen und Geometrien montiert werden können.

Parallel zu den experimentellen Untersuchungen werden numerische Berechnungen mit der gleichen Versuchsanordnung durchgeführt. Mit Hilfe der numerischen Berechnungen werden vorab geeignete Peniche-Geometrien ausgewählt, die dann experimentell untersucht werden.

Ergebnis:

Die Konstruktion des Modells und der Mittelwand konnten so ausgeführt werden, dass bei ausreichender Steifig- und Festigkeit die zusätzliche Versperrung durch die Mittelwand nur 1,3% beträgt. Die Mittelwand wird an ihrer Vorder- und Hinterkante jeweils durch ein NACA 0012 Profil abgeschlossen. Experimentelle sowie numerische Ergebnisse liegen z.Zt. noch nicht vor, da sich das Projekt in der Aufbauphase befindet. Die Abbildungen 2 und 3 zeigen die Voll- und Halbmodellkonfigurationen in der Messstrecke.

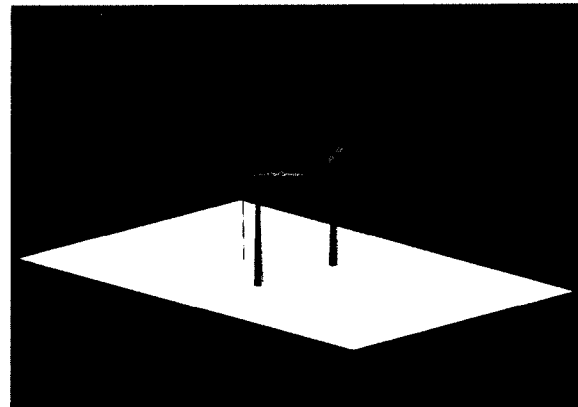


Abbildung 1 : Dreidimensionale Darstellung der Vollmodell-Anordnung

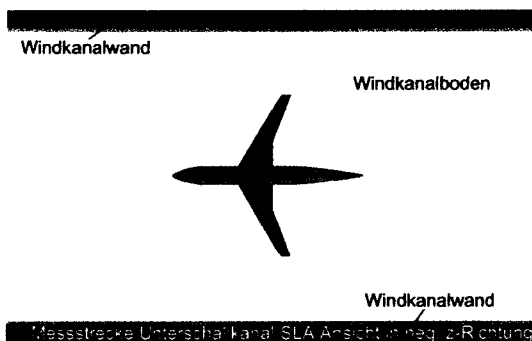


Abbildung 2 : Anordnung für die Vollmodelluntersuchungen; Ansicht von oben

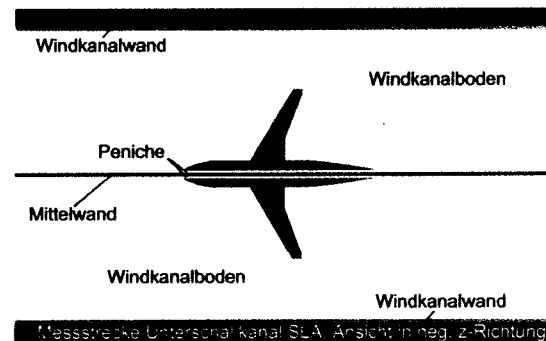


Abbildung 3 : Anordnung für die Halbmodelluntersuchungen; Ansicht von oben

Literatur:

Gatlin, McGhee; Study of Semi-Span Model Testing Techniques; AIAA96-2386; 1996
 Milholen, Chokani; Development of Semi-Span Model Test Techniques; AIAA 96-2412; 1996
 Earnshaw, Green, Hardy, Jelly; A study of the use of half-models in high lift wind-tunnel testing; AGARD CP515, 1992
 Gatlin, Parker, Owens; Advancement of Semispan testing at the National Transonic Facility; Journal of Aircraft Vol.39, 2002

Weiteres Vorgehen:

Wie im Lösungsweg angekündigt, werden experimentelle Untersuchungen mit dem Vollmodell durchgeführt um Daten zu erhalten, mit denen die Ergebnisse der Halbmodellmessungen verglichen werden können. Die Halbmodellmessungen erfolgen zuerst mit einem zweidimensionalen Peniche. Parallel werden numerische Untersuchungen verschiedener Peniche-Geometrien durchgeführt. Werden geeignete Geometrien gefunden, werden diese im Windkanal untersucht. Die numerischen Untersuchungen werden mit Finiten-Volumen-Verfahren unter Verwendung verschiedener Turbulenzmodelle durchgeführt. Die ersten Modell- und Gittergenerierung sollen Ende des 1.Quartals 2004 abgeschlossen sein. Für das 3.Quartal 2004 sind experimentelle Untersuchungen geplant.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Y. Egami, U. Fey, R. H. Engler

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Telefon:0551-709-2632

Telefax:0551-709-2830

e-mail :yasuhiro.egami@dlr.de

**weitere Partner: Y. Iijima, K. Asai (NAL of Japan),
U. Jansen, J. Quest (ETW)**

Thema: Transition Detection at Cryogenic Temperatures using Temperature Sensitive Paint in the European Transonic Windtunnel (ETW).

Ausgangssituation:

The identification of laminar-turbulent boundary layer transition on models in cryogenic wind tunnels gives essential data for modern wing design. Among other techniques, transition detection can be done using IR cameras which show good results in 'warm' wind tunnels. In cryogenic testing the IR technique becomes more difficult to realize because of the reduction in radiated energy and the shift to longer wavelengths. Therefore, an IR camera operating for example at 120K shows low resolution and sensitivity and needs very sophisticated system due to the low temperature in the cryogenic wind tunnel. The temperature sensitive paint (TSP) technique has become a promising alternative here. This technique has been developed at NAL of Japan since 1997. Some modifications of existing TSP formulations had to be undertaken to apply the technique to a large-sized cryogenic wind tunnel such as the European Transonic Windtunnel (ETW). For image and data acquisition, DLR's mobile measurement system (which was developed for Pressure Sensitive Paint (PSP) measurements in "warm" wind tunnels) could be used but had to be adapted to the special conditions given in the ETW wind tunnel.

Ziel:

The goals of the present study are the followings: One is to establish the transition detection technique using TSP in the ETW wind tunnel. Another is to check out the capability of DLR's mobile PSP/TSP system for data acquisition and evaluation at cryogenic conditions in the ETW with respect to future PSP measurement in the ETW.

Lösungsweg:

TSP optimization for a large-scaled wind tunnel

In large-scaled wind tunnel testing, TSP must be equipped with the following properties:

- Higher luminescent intensity (due to larger distances),
 - Stronger coating robustness (due to strain during cool down and warm up),
 - Reduced surface roughness (due to the thin boundary layer thickness at high Reynolds numbers).
- NAL of Japan tested a lot of binders to minimize the surface roughness and obtain stronger robustness of TSP. Further, they optimized dye concentration in the binder to maximize the luminescent intensity of TSP.

Adaption of DLR's mobile PSP/TSP system to the ETW wind tunnel

The measurement system must work reliably under the extreme conditions of low temperatures (~120K) and high pressure (~450kPa) given by the ETW. A new, high intensity light source was developed. This flash lamp as well as the CCD camera was designed to fit into a "standard housing" which is a heated stainless steel box. Adequate filter sets for the excitation wavelength of the TSP were built. Great care was taken to fix the camera in position, since it was influenced by vibrations during the transportation or during operation of the wind tunnel. Further we built a mock-up of the test section for the preliminary adjustment of all instrumentation at DLR with the resulting installation at ETW just 'plug and play'. The instruments were operated using fiber-optic cabling from a control room. Part of the cabling was adapted to cryogenic environment in the plenum of the wind tunnel. In addition, we developed software for both data acquisition and on-site evaluation.

STAB

Ergebnis:

Transition line detection by TSP is based on recording the temperature difference δT between the laminar and turbulent regime of the boundary layer on a wing's surface. It is difficult in steady conditions to detect the variation in boundary layer temperature due to heat conduction through the models surface. Therefore, the thermal signatures across transition lines must be amplified by introducing an artificial temperature step. The optimum magnitude and direction (negative / positive) of the temperature step was investigated. Consequently, it revealed that the enough but minimum temperature step had to be introduced. This is because the temperature change itself may influence the instability causing the laminar-turbulent boundary layer transition. Further, it was found that the optimum direction of a temperature step depends on flow conditions and the capability of the wind tunnel. Figure 1 shows the development of the transition line with increasing Re . The details of transition pattern are clearly observed.

The TSP method has proved to be a powerful tool for transition detection in a large-scale cryogenic wind tunnel facility. Compared to IR measurements under cryogenic conditions, the TSP technique is much easier to handle and can provide higher resolution. The cryogenic TSP paint developed by NAL (Japan) showed a very good sensitivity in the range $110K < T < 180K$ and the capability to attain the high surface smoothness necessary for cryogenic testing. In addition, it showed the desired robustness. The DLR PSP/TSP system was successfully adapted to the specific conditions encountered at ETW. The instruments were operated reliably during the tests, even at high pressure of 450 kPa. It was proofed that the PSP/TSP system has the capability for future PSP measurement in the ETW.

Literatur:

- 1) Asai, K., Kanda, H., Kunimasu, K., Liu, T., and Sullivan, J: "Boundary-Layer Transition Detection in a Cryogenic Wind Tunnel Using Luminescent Paint", J. Aircraft, Vol. 34, No. 1, 1997, 34-42.
- 2) R.H. Engler, Chr. Klein: "PSP-Intensity and Lifetime Measurements for Steady and Nonsteady Flow". 90th Symposium on Advanced Non-Intrusive Instrumentation for Propulsion Engines, Brussels, (1997) AGARD-CP-598, ISBN 92-836-0055-X.
- 3) Y. Iijima, Y. Egami, A. Nishizawa, K. Asai, U. Fey, and R. Engler: "Optimization of Temperature-Sensitive Paint Formulation for Large-Scale Cryogenic Wind Tunnels", International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF), Record, (2003), pp. 70-76.
- 4) U. Fey, R. Engler, Y. Egami, Y. Iijima, K. Asai, U. Jansen, and J. Quest: "Transition Detection by Temperature Sensitive Paint at Cryogenic Temperature in the European Transonic Wind Tunnel (ETW)", International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIASF), Record, (2003), pp. 77-88.

weiteres Vorgehen:

Detailed (3D) evaluation of the transition lines using DLR's ToPas-Software will be made soon and the results will be compared with existing experimental and numerical data. Further the technique of boundary layer detection using TSP will be applied to other cryogenic wind tunnels. In parallel, the development of the PSP technique for a large-sized cryogenic wind tunnel will start based on the obtained knowledge in this study.

Datum: 25. September 2003

STAB

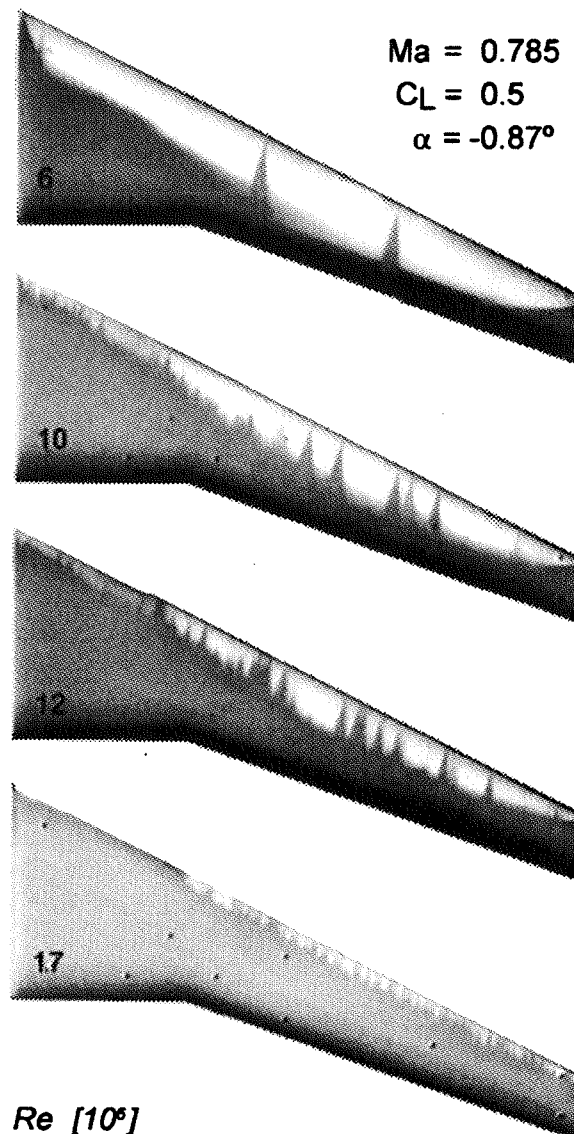


Figure 1: Development of transition line with increasing Re .

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Messtechnik

Ansprechpartner:

R.H. Engler, U. Henne, Chr. Klein, W.E. Sachs, A. Wiedemann

Unmittelbarer Kontaktpartner für diesen Versuch:

Dr. Chr. Klein

Telefon:0551/7092440, Telefax:0551/7092830

E-Mail: christian.klein@dlr.de

Institution:

DLR-Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:

Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

weitere Partner:

U. Beifuss, F. Döring, M.Tietze

Lehrstuhl für Bioorganische Chemie, Institut für Chemie, Universität Hohenheim

Thema:

PSP-Messungen mit Vergleich der DLR eigenen Farbe / russischen B1- Farbe, durchgeführt am DLR-F10 Modell im TWG

Ausgangssituation:

Bisher wurde für industrielle Messungen im transsonischen Geschwindigkeitsbereich ausschließlich die PSP-Farbe B1 der Fa. Optrod (Russland) verwendet. Dieses war insbesondere in Windkanälen des DLR aber auch im DNW der Fall, da diese Farbe als empfindlich und robust gilt.

Ziel:

Nachweis der Eignung der DLR02-Farbe durch PSP-Vergleichsmessungen mit B1-Farbe im Windkanal (TWG) an dem symmetrischen DLR-F10-Modell. Industrielle PSP-Messungen zukünftig kostengünstiger anzubieten, aufgrund der Verwendung DLR-eigener Farbe (DLR02).

Lösungsweg:

Die vor mehreren Jahren begonnene Zusammenarbeit zwischen dem DLR und der Universität Göttingen/Hohenheim, mit dem Ziel, eigene PSP-Farben für unterschiedliche Anwendungsgebiete zu entwickeln, zeigt heute ihre Erfolge. Die im Labor entwickelte DLR02-Farbe für den Einsatz im transsonischen Geschwindigkeitsbereich mit den hervorragenden Eigenschaften, wie: hohe Drucksensitivität bei geringer Temperaturempfindlichkeit sowie Langzeitstabilität bei gleicher Oberflächengüte muss nun noch den „Härtetest“ im realen Windkanalbetrieb z.B. TWG bestehen, um als vollständiger Ersatz der russischen B1-Farbe zu gelten.

Ergebnis:

Detaillierte PSP-Vergleichsmessungen im Windkanal des DNW-TWG an dem symmetrischen F10-Modell, bei dem die eine Modellhälfte mit B1-Farbe und die andere mit DLR02-Farbe beschichtet wurde, zeigen zunächst rein qualitativ eine sehr gute Übereinstimmung der Wirbellagen sowohl des Primär- als auch des Sekundärwirbels; aber auch der Wirbelaufplatzpunkt und die Wirbelvereinigung liegen örtlich an der

STAB

gleichen Stelle. Die Charakteristiken der Druckverteilungen auf beiden Flügelhälften zeigen keine nennenswerten Unterschiede. Ein quantitativer Vergleich der Ergebnisse beider Farben mit denen konventioneller PSI-Messtechnik zeigt ebenfalls die angestrebte Übereinstimmung. Anhand von Mittelungen einer ausreichenden Menge von PSP-Einzelaufnahmen lässt sich auch die Standardabweichung für eine Einzelmessung bestimmen und somit eine Aussage über die derzeitige Messgenauigkeit treffen. Hier wird sehr deutlich, dass die DLR02-Farbe eine höhere Sensitivität aufweist als die B1-Farbe. Auch gezielte Alterungstests zeigen, dass die Langzeitstabilität derjenigen der B1-Farbe zumindest ebenbürtig ist.

Bild 1 zeigt die Druckverteilung bei $Ma=0,9$ und $\alpha=10^\circ$ auf der Oberseite des F10-Modells mit den Beschichtungen: B1-Farbe auf der rechten (oberen) Modellhälfte und DLR02-Farbe auf der linken (unteren) Modellhälfte.

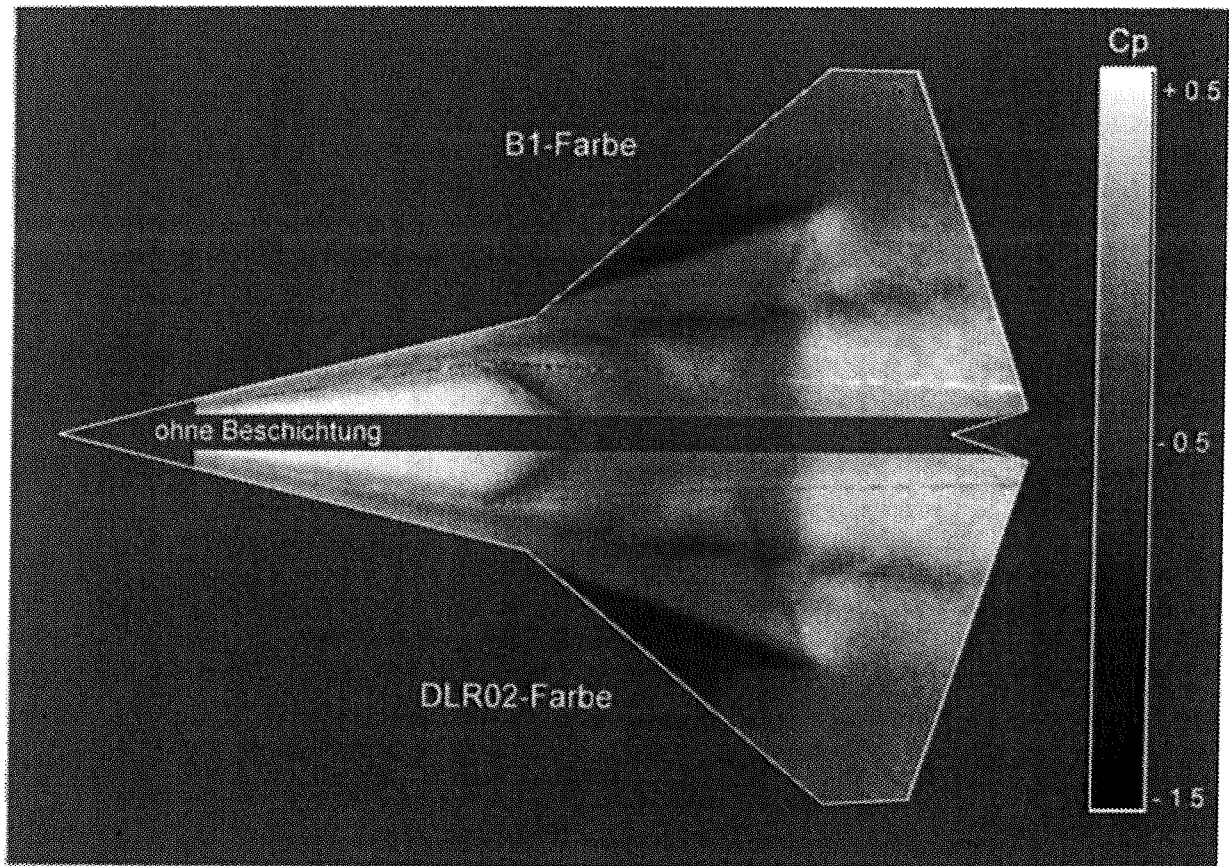


Bild 1:

Cp-Verteilung auf der Oberseite des DLR-F10 Modells für $Ma=0,9$ und $\alpha=10^\circ$.

Literatur:

Engler, R.H.; Hartmann, K., Troyanovski, I.; Volland, 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.

Engler, R.H., Klein, Chr.; Trinks, O. (2000): „Pressure sensitive paint systems for pressure distribution measurements in wind tunnels and turbomachines“, MST, Vol.11, 1077-1085.

Weiteres Vorgehen:

Ausdehnung der PSP-Messtechnik auf die Einsatzgebiete: Niedergeschwindigkeits-, Kryo- und instationäre Strömungen.

Mitteilung

Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: A. Goanta, Dr. B. Block, Dr. W. Hentschel

Institution: VOLKSWAGEN AG
Forschung und Entwicklung - Messtechnik

Adresse: Brieffach 1785
38436 Wolfsburg

Telefon: 05361-9-20402

Telefax: 05361-9-72444

e-mail: adrian.goanta@volkswagen.de
werner.hentschel@volkswagen.de

weitere Partner:

Thema: Untersuchung der Gemischbildung im Brennraum eines FSI® Motors mittels Laser-induzierter Fluoreszenz

Ausgangssituation:

Schon seit vielen Jahren werden laseroptische Messverfahren bei Volkswagen zur Untersuchung von Strömung, Einspritzung, Gemischbildung, Verbrennung und Schadstoffbildung bei Otto- und Dieselmotoren im Forschungs- und Entwicklungsprozess eingesetzt. In modernen Verbrennungsmotoren mit Benzin-Direkteinspritzung (bei Volkswagen „FSI®-Motor“ genannt) hat die Gemischbildung eine besondere Bedeutung bei der Verbesserung der innermotorischen Verbrennungsabläufe.

Ziel:

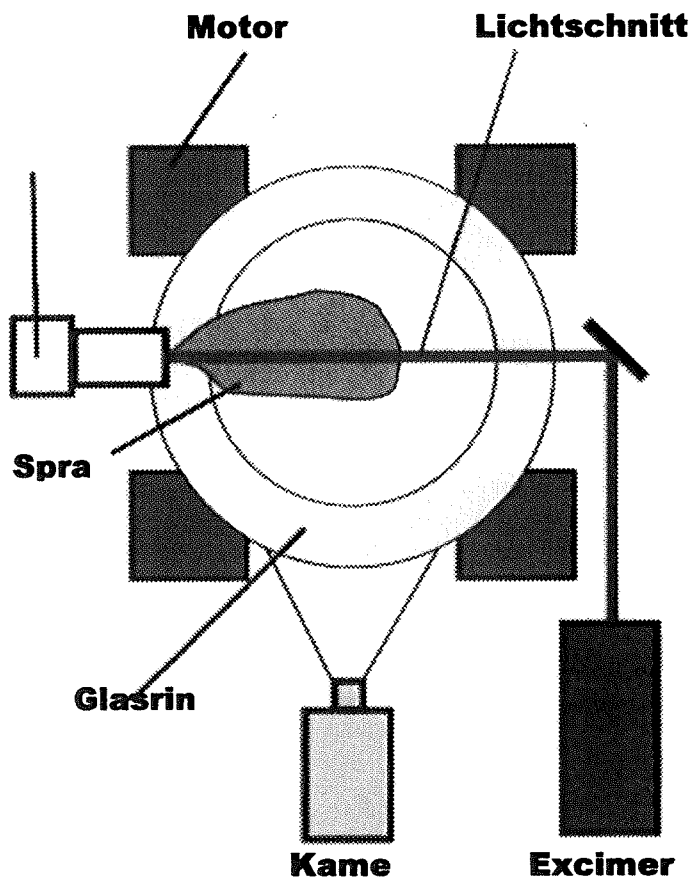
Beobachtung der Kraftstoff-Einspritzung und der Gemischbildung sowie der Kraftstoffverteilung im Zylinder eines direkteinspritzenden Ottomotors im gefeuerten Betrieb. Durch eine gezielte Steuerung der räumlichen und zeitlichen Verteilung des Kraftstoffes im Motorbrennraum kann der Verbrennungsablauf im Hinblick auf Emissionen und Verbrauch weiter optimiert werden.

Lösungsweg:

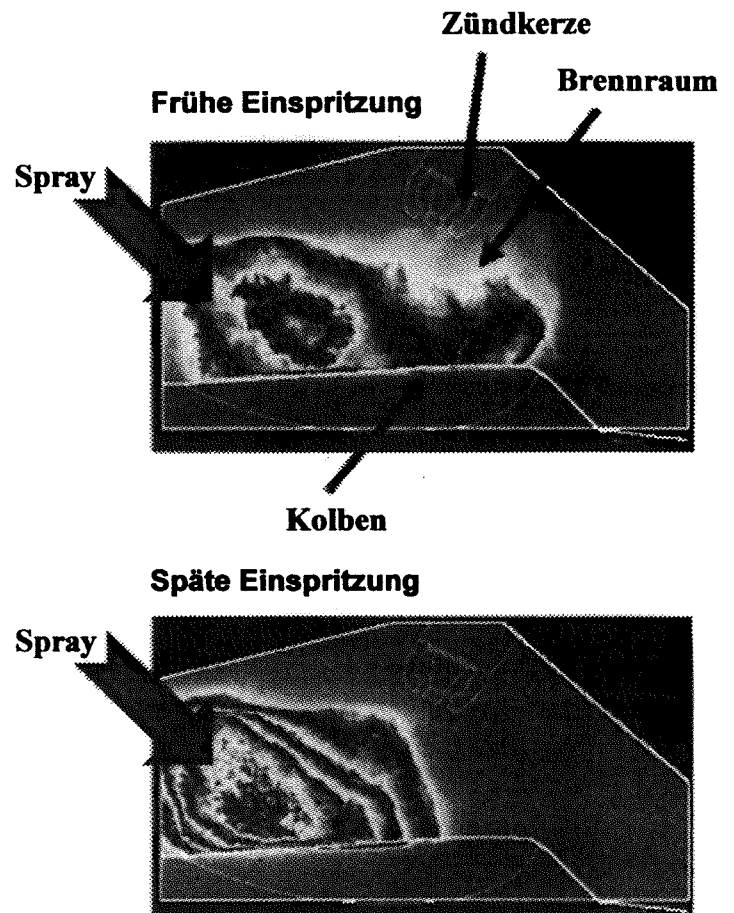
Für die Sichtbarmachung von flüssigem und dampfförmigem Kraftstoff wird das Messverfahren der Laser-induzierten Fluoreszenz (LIF) eingesetzt. Das Messsystem besteht aus einem Kryptonfluorid Excimer Laser mit Lichtschnittoptik, einer CCD Kamera mit dazugehörigem Bildverstärker und einem Rechner zur Steuerung des Messablaufes und zur Auswertung der Daten. Die Aufnahme der LIF-Bilder erfolgt kurbelwinkelsynchron, das heißt in aufeinander folgenden Verbrennungszyklen jeweils zum selben Kurbelwinkel.

Der Versuchsträger ist ein von einem Serien-FSI® -Motor abgeleiteter Forschungsmotor, der mit einem Glasring als optischen Zugang zum Brennraum ausgestattet ist. Der Motor wird gefeuert auf einem Motorprüfstand betrieben. Nach der Messung werden die zum gleichen Kurbelwinkel aufgenommenen Bilder gemittelt. Aus den gemittelten Bildern werden Videos generiert, um den Verlauf der Kraftstoffbewegung und Gemischbildung beobachten. Bei Verbrennung von EURO-SUPER hängt das Fluoreszenzsignal hauptsächlich von den aromatischen Bestandteilen im Kraftstoff ab. Da die Moleküldichte in der flüssigen Phase viel höher ist als in der Gasphase, ist das LIF Signal aus der Flüssigphase wesentlich stärker. Somit kann aus der Intensität des LIF-Signals qualitativ zwischen flüssiger und dampfförmiger Phase unterschieden werden.

Ergebnis:



LIF Setup



LIF-Aufnahmen bei 45°KW

Die Skizze (links) zeigt den Aufbau der LIF-Messtechnik am Glasringmotor. Der Lichtschnitt liegt mittig im Brennraum und steht senkrecht auf den Kolben.

Die Aufnahmen zeigen die Ausbreitung des flüssigen Kraftstoffs zum selben Zeitpunkt im Motorzyklus für zwei verschiedene Betriebspunkte. An diesem Beispiel kann man den Unterschied zwischen den Bewegungen des Kraftstoffes für unterschiedliche Zeitpunkte der Einspritzung beobachten. Auf dem oberen Bild fängt die Einspritzung etwas früher an und das Spray ist gerade dabei die Kolbenmulde zu verlassen. Im unteren Bild, späte Einspritzung, ist die Spitze des Einspritzstrahls noch innerhalb der Kolbenmulde.

Literatur:

P. Andresen, G. Meijer, H. Schlüter, H. Voges, A. Koch, W. Hentschel, W. Oppermann, E. Rothe: "Fluorescence imaging inside an internal combustion engine using tunable excimer lasers." Appl. Optics Vol. 29 No 16 (1990) 2392-2404

Hentschel, W.: "Optical diagnostics for combustion process development of direct-injection gasoline engines." Proc. Combust. Inst., vol. 28 (2000) pp. 1119-1135

W. Hentschel, B. Block, T. Hovestadt, H. Meyer, G. Ohmstedt, V. Richter, B. Stiebels, A. Winkler: "Optical Diagnostics and CFD Simulations to Support the Combustion Process Development of the Volkswagen FSI Direct-Injection Gasoline Engine." SAE Technical Paper Series 2001-01-3648

weiteres Vorgehen:

Messen weiterer Betriebspunkte (Drehzahl, Einspritzzeitpunkt, Einspritzdauer, Kraftstoffdruck, etc.) um die Phänomene innerhalb des Brennraums besser zu verstehen. Die LIF Daten können weiterhin mit High Speed Video Aufnahmen verglichen werden, um die Zyklusschwankungen zu beurteilen. Als weiteres Vorgehen ist Highspeed-LIF zur kurbelwinkelaufgelösten Messung geplant, um die Entstehung zyklischer Schwankungen in der Gemischbildung zu untersuchen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. E. Goldhahn*, Dr.-Ing. F. Klinge

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen
Abteilung Experimentelle Verfahren

Adresse: DLR
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

* TU- Hannover Institut für Strömungsmaschinen
derzeit DLR Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik

Telefon: 0551/7092330
Telefax: 0551/7092830
e-mail: erik.goldhahn@dlr.de

weitere Partner: Prof. Dr.-Ing. J. Seume IfS – Uni Hannover

Thema: Weiterentwicklung der experimentellen Hintergrund Schlieren Methode zu einem universell einsetzbaren, quantitativ messenden Dichtemessverfahren.

Ausgangssituation:

BOS (Background Oriented Schlieren Method) ist ein integrierendes Dichtemessverfahren ähnlich der Schlierentechnik. Gemessen werden dabei die im Messvolumen vorhandenen Dichtegradienten über die Messung der Verschiebung eines im Hintergrund befindlichen Zufallsmusters [1] [2]. Eine quantitative Bestimmung der Dichte im Messvolumen ist aufgrund des integrierenden Charakters der Messmethode zurzeit nur unter Annahme von symmetrischen Dichtefeldern möglich.

Ziel:

Ziel ist es, das Messverfahren unter Nutzung von geeigneten tomographischen Algorithmen zu einem 3D Dichtefeldmessverfahren weiterzuentwickeln.

Lösungsweg:

Zunächst wurden Dichtemessungen an Überschallfreistrahlen durchgeführt und quantitativ ausgewertet. Dabei kommt ein Algorithmus [3] zur Anwendung, der es ermöglicht, die Dichte in rotationssymmetrischen Dichtefeldern zu bestimmen. Die damit erzielten Ergebnisse sollen durch Vergleichsmessungen mit einem anderen Messverfahren verifiziert werden und dienen dann als Testfall für tomographisch auszuwertende Messungen.

Nach Auswahl und Anpassung eines geeigneten Tomographiealgorithmus wird dieser auf die schon vorhandenen Messungen am Freistrahle angewendet. Dabei werden die mit BOS ermittelten Verschiebungsfelder entlang der Strahlachse geteilt und gespiegelt. Unter der Annahme, dass die so erhaltenen Verschiebungsfelder aus verschiedenen Blickwinkeln aufgenommen wurden, kann mit Hilfe der Tomographie ein 3D Dichtefeld rekonstruiert werden. Durch diese Vorgehensweise werden die Ergebnisse mit denen der schon vorhandenen 2D Messungen vergleichbar. Später werden dann Messungen an realen 3D Dichtefeldern durchgeführt. Dabei soll wiederum ein Freistrahle, jedoch aus einer elliptischen Düse vermessen werden.

Ergebnis:

Vermessen wurde ein Überschallfreistrahl an einer Düse mit einem Durchmesser von 15 mm bei einem Vorkammerüberdruck von 1,48 bar. Abbildung 1 zeigt die aus den x-Komponenten des Verschiebungsfeldes unter Annahme von Rotations-symmetrie ermittelten Beträge der Brechungswinkel über dem aufgenommenen Beobachtungsgebiet. Die Düsenmündung befindet sich dabei bei $z = 40$ mm und $x = -6$ mm. Die Strömungsrichtung ist parallel zur z-Achse.

Durch ein geeignetes Diskretisierungsverfahren (die Ringmethode [3]) und mit der bekannten Dichte am Strahlrand lässt sich nun die Dichte im Freistrahlfeld bestimmen. Abbildung 2 zeigt die Dichte im Freistrahlfeld an einem Schnitt bei $z = \text{konst.} = 20$ mm. Die Dichte ist über dem Radius aufgetragen und auf die Dichte im Randbereich bezogen. Bei der Betrachtung des Diagramms fällt auf, dass für $r = 0$ keine Dichtewerte aufgetragen sind. Die Ursache dafür sind Ungenauigkeiten bei der Bestimmung der Strahlachse, welche für das verwendete Verfahren bekannt sein muss und hier einfach über eine Messung des Düsenmittelpunktes mittels eines Stahlmaßbandes bestimmt wurde.

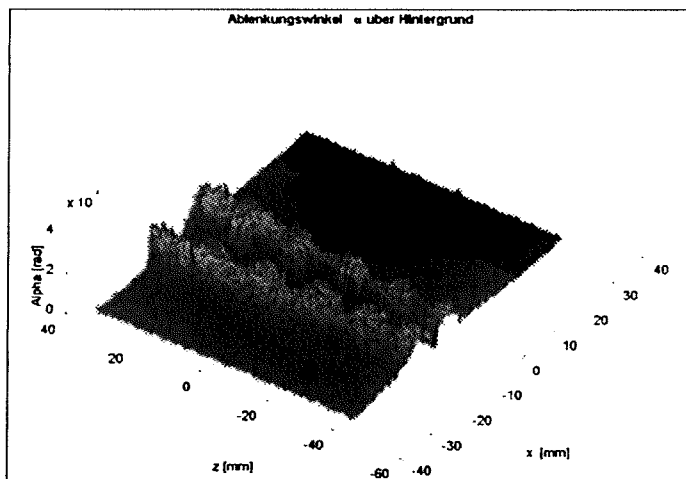


Abbildung 1: Betrag des Ablenkungswinkels über dem Hintergrund

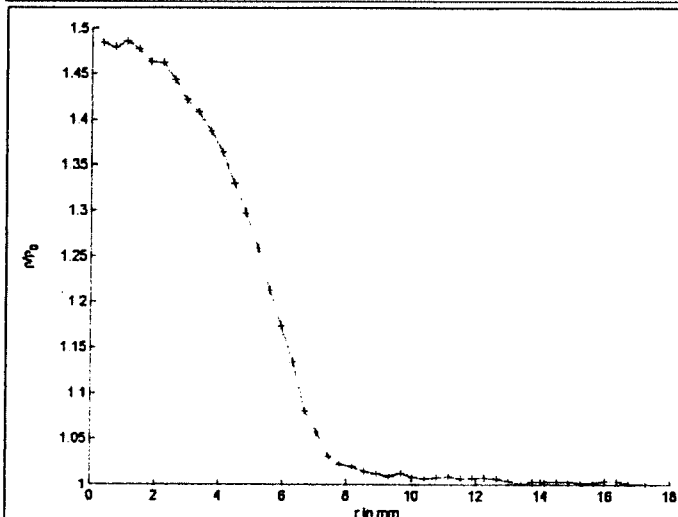


Abbildung 2: normierte Dichte über Radius

Literatur:

- [1] Klinge F.; Investigation of Background Oriented Schlieren (BOS) Towards a Quantitative Density Measurement System; von Karman Institute for Fluid Dynamics; Project Report 2001-19
- [2] Richard H., Raffel M., Rein M., Kompenhans J., Meier G. E. A.: Demonstration of the applicability of Background Oriented Schlieren (BOS), 10. Int. Symp. on Appl. of laser techniques to fluid mechanics, Paper 15.1 Lisbon (2000)
- [3] T. Kirmse; Weiterentwicklung des Messsystems BOS (Background Oriented Schlieren) zur quantitativen Bestimmung axialsymmetrischer Dichtefelder; DLR-IB 224-2003 A 01

weiteres Vorgehen:

- Vergleichende Messungen mit einem anderen Dichtemessverfahren
- Auswahl eines geeigneten Tomographiealgorithmus
- Anwendung des ausgewählten Algorithmus auf vorhandene Messungen sowie auf Messungen an 3D-Freistrahlen

Datum: September, 2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: A. Heider, K. Christou

**Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik , Göttingen
Abteilung Experimentelle Verfahren**

Adresse: DLR AS-EV
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon:0551/7092463
Telefax:0551/7092830
e-mail: andre.heider@dlr.de

**weitere Partner: Prof. Dr. J. Delfs, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Braunschweig, Abteilung Technische Akustik
PD Dr. R. Potthast, Institut für Numerische und Angewandte
Mathematik, Universität Göttingen**

**Thema: Rekonstruktion der Schallabstrahlung am turbulenten
Düsenfreistrahls mittels Mehrebenen-Stereo-PIV**

Ausgangssituation:

Die Messung der Lärmemission turbulenter Strömungen in Windkanälen wird im allgemeinen durch die Betriebsgeräusche der Versuchsanlage sowie die Reflexion der Schallwellen an den Kanalwänden beeinträchtigt. Durch die weitreichende Entwicklung der Particle Image Velocimetry (PIV) als quantitative Feldmeßmethode für instationäre Geschwindigkeitsfelder eröffnen sich Möglichkeiten zur Umsetzung klassischer Ansätze der Strömungsakustik in ein bildgebendes Messverfahren. Am Beispiel eines turbulenten Düsenfreistrahls wird eine Machbarkeitsstudie zur Rekonstruktion der Schallabstrahlung durchgeführt.

Ziel:

Die Lösung der die aerodynamischen Schallentstehung beschreibenden Lighthill'schen Wellengleichung wird im Spektralbereich so aufbereitet, dass auf der Basis von gemessenen PIV-Daten der Schall einer turbulenten Strömung im Fernfeld bestimmt werden kann. Die Besonderheit bei diesem Messverfahren besteht darin, dass erstmals die aeroakustische Quelle selbst direkt vermessen wird, im Gegensatz zu herkömmlichen Quelllokalisierungsverfahren, die nur auf der Messung der Wirkung aber nicht der Ursache der Schallentstehung beruhen. Damit sind definitionsgemäß alle negativen Fremdeinflüsse auf die Wirkung, d.h. die Schallabstrahlung in das Fernfeld (Raumreflexionen, Scherschichtkorrekturen, atmosphärische Dämpfung etc.) ausgeschlossen.

Lösungsweg:

Ein Mehrebenen-Stereo-PIV System [3] erlaubt die Durchführung zweier sowohl räumlich als auch zeitlich getrennter Einzelmessungen, was von zentraler Bedeutung für die Berechnung der Raum-Zeit-Korrelationen ist. Die Unabhängigkeit beider Messebenen wird durch jeweils senkrechte Polarisierung der verwendeten Laserlichtschnitte und entsprechend polarisierende Strahlteiler vor den Kameras erreicht. Für eine vollständige Beschreibung ist es jedoch wichtig auch die dritte räumlich Komponente zu bestimmen. daher wird für die hier durchgeführten Messungen ein Stereo-System eingesetzt, was eine qualitative Verbesserung gegenüber bisherigen Messungen am Freistrahls darstellt.

Ausgangspunkt für die optisch-numerische Detektion des Schallfeldes ist die Lighthill'sche Analogiegleichung [1],[2] zur Berechnung der Dichteschwankung.

Die entscheidende Rolle spielt hierbei das Leistungsdichtespektrum

$$\hat{R}_{ijkl}(\mathbf{y}, \mathbf{k}, \omega) = \int_{\tau} \int_{V_Q(z)} R_{ijkl}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \tau) e^{i\mathbf{k} \cdot \mathbf{z}} e^{i\omega\tau} d\mathbf{z} d\tau,$$

das sich aus der Spannungstensorskorrelationsfunktion

$$R_{ijkl}(\mathbf{y}, \mathbf{z}, \tau) := \overline{T_{ij}(\mathbf{y}, t) T_{kl}(\mathbf{y} + \mathbf{z}, t + \tau)} = (\rho^0)^2 (\overline{v_i v_j})_{\mathbf{y}, t} (\overline{v_k v_l})_{\mathbf{y} + \mathbf{z}, t + \tau}$$

ergibt. Der Spannungstensorskorrelationsfunktion R_{ijkl} wird direkt aus den PIV-Messungen der Geschwindigkeiten gewonnen.

Ergebnis:

Die beschriebene Spannungstensorskorrelationsfunktion R_{ijkl} kann näherungsweise [4] über das Produkt

$$R_{ijkl} \approx R_{ij} R_{kl}$$

zweier Raum-Zeit-Korrelationen erster Ordnung berechnet werden. In Abbildung 2 ist eine dieser Korrelationsfunktionen erster Ordnung exemplarisch dargestellt.

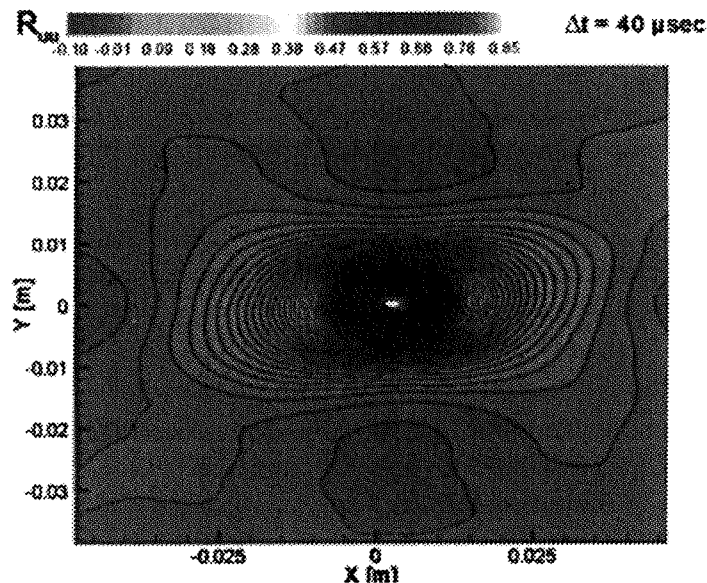


Abbildung 2: Raum-Zeit-Korrelationen R_{uu} des Geschwindigkeitsfeldes bei $\Delta t = 40 \mu s$

Literatur:

- [1] M. J. Lighthill, On sound generated aerodynamically, Proc. Roy. Soc., Series A, Vol 211 (part I) 1952 and Vol 222 (part II) 1954
- [2] P. J. Morris, F. Farassat, Acoustic Analogy and Alternative Theories for Jet Noise Prediction, AIAA Journal Vol. 40, No. 4. April 2002
- [3] C. J. Kähler, J. Kompenhans, Multi plane stereo PIV – Technical realization and fluid mechanical significance, 3rd Int. Workshop on PIV, University of California -Santa Barbara, USA, Sept. 16-18 1999, Paper PIV96
- [4] G. K. Batchelor, The Theory of Homogeneous Turbulence. Cambridge, England: Cambridge University Press, 1953
- [5] D. R. Luke, R. Potthast, The point source method in acoustic scattering: numerical reconstruction of the scattered field from far field measurements of inhomogeneous media, IEEE 2002 Int. Conf. On Acoustics, Speech and Signal Processing, Orlando, May 2002

weiteres Vorgehen:

Ein von Herrn Dr. R. Potthast vorgestelltes numerisches Verfahren zur inversen Rekonstruktion des Schallfeldes bis zum Quellgebiet in der Strömung soll als Vergleich der aus den PIV-Messungen ermittelten Schallquellen dienen [5]. Das weitere Vorgehen wird dadurch bestimmt sein, dass dieses Verfahren an einem generischen Testfall mit mehreren bekannten Punktschallquellen entwickelt und geprüft werden soll.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Stefan Hickel

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Dresden

Adresse: George-Bähr-Straße 3c
01062 Dresden

Telefon: +49-351-463-39650

Telefax: +49-351-463-35246

e-mail: Stefan.Hickel@ism.mw.tu-dresden.de

weitere Partner: Lehrstuhl Aerodynamik und Strömungslehre, BTU Cottbus

Thema: Eine neue echt-dreidimensionale Particle Image Velocimetry

Ausgangssituation:

Mit der Particle Image Velocimetry (PIV) kann der Momentanzustand des Geschwindigkeitsfeldes einer instationären Strömung vermessen werden. Das klassische Verfahren [6] ist jedoch auf die Messung von zwei Komponenten, die aus einer Projektion in die Licht-schnittebene resultieren, beschränkt. Auch die den aktuellen Stand der Technik darstellende Stereo PIV [5], mit der die dritte Geschwindigkeitskomponente ermittelt werden kann, und die zur Messung der Gradienten hiervon abgeleitete Dual Plane Stereo PIV [4] sind auf eine Ebene begrenzt.

Ziel:

Es wird ein Verfahren zur Vermessung echt dreidimensionaler (3D–3C) Strömungsfelder entwickelt, mit dem alle Komponenten der Geschwindigkeitsvektoren (3C) in einem in drei Raumrichtungen (3D) ausgedehnten Punktraster vermessen werden können, also eine vollständige Lösung von der Ebene erfolgt. Dabei wird nicht der Weg einer scannenden Tomografie beschritten, denn das gesamte Geschwindigkeitsvektorfeld soll zum gleichen Zeitpunkt belichtet und vermessen werden. Die besondere Bedeutung besteht in der Differenzierbarkeit der Messdaten und im möglich gewordenen Vergleich mit numerischen Simulationen von instationären dreidimensionalen Strömungen.

Lösungsweg:

Der notwendige Messaufbau ist vergleichsweise einfach und preiswert, denn er entspricht in den Grundzügen der klassischen 2D–2C PIV, ist aber darüber hinaus gekennzeichnet durch eine einzige Farb–CCD– Kamera und einen sehr dicken, kontinuierlich-mehrfarbigem Lichtschnitt, dessen Wellenlänge eine (quasi-)stetige und invertierbare Funktion der Ortskoordinate in Normalenrichtung ist [1]. Der Kern des neuen Verfahrens ist eine erstmals in der PIV angewendete dreidimensionale Korrelation. Die notwendige Datenbasis wird anstelle der üblichen zweidimensionalen schwarzweißen Bilder durch dreidimensionale Skalarfelder der überlagerten räumlichen Aufenthaltswahrscheinlichkeit der abgebildeten Partikel gebildet und ist mit dem Informationsgehalt einer Holografie vergleichbar, kann jedoch mit einem hierzu neu entwickelten Algorithmus aus den mit der Farb–CCD–Kamera aufgenommenen Farbraumkodierten Bildern berechnet werden. Die drei Komponenten eines Geschwindigkeitsvektors resultieren aus der räumliche Korrelation von Teilbereichen, die Interrogation Cubes genannt wurden. Da ein Interrogation Cube im Regelfall in keiner Raumrichtung das gesamte Bild enthält, können für mehrere neben-, über- und hintereinander liegende Orte mit einer individuellen Datengrundlage Geschwindigkeitsvektoren berechnet werden.

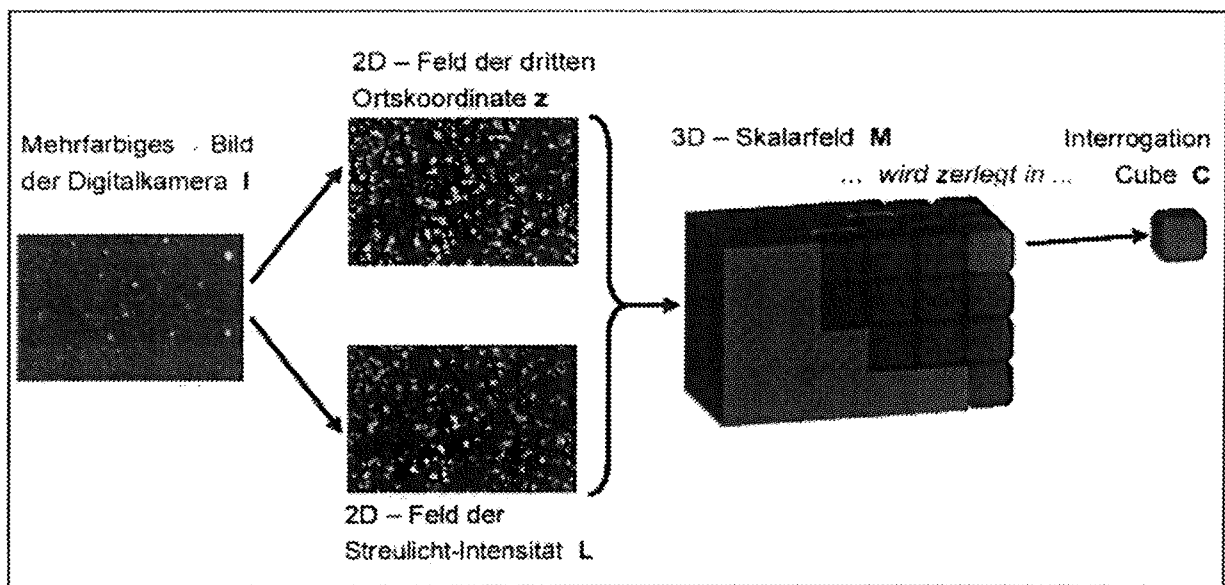


Abbildung 1: Datengewinnung für die dreidimensionale Korrelation. Es wird schematisch die Berechnung des auszuwertenden dreidimensionalen Aufenthaltswahrscheinlichkeitsfeldes M und dessen Zerlegung in Interrogation Cubes C gezeigt.

Ergebnis:

Zur begleitenden Erprobung der Auswertesoftware und zur Rechenzeitminimierung wurden eine Reihe von Simulationen an synthetisch erzeugten Intensitätsfeldern mit bekannten Eigenschaften durchgeführt. Das neue PIV-Verfahren zeichnet sich demnach durch eine über den Erwartungen liegende, sehr gute Genauigkeit aus. Auf schlechte Bildqualität oder große Verschiebungen reagiert es weniger empfindlich als zunächst angenommen.

Ein Prototyp des Messsystems wurde aufgebaut und betrieben, um erste Erfahrungen mit der Erzeugung des Lichtschnittes und der Bildaufnahme sowie erste auswertbare Messdaten zu gewinnen. Das damit verbundene Ziel, die Funktionsfähigkeit des Messprinzips und der Auswertalgorithmen zu bestätigen, konnte durch erste erfolgreiche Strömungsmessungen vollständig erreicht werden.

Literatur:

- [1] Cenedese, A. ; Paglialunga, A. : A new technique for the determination of the third velocity component with PIV, Experiments in Fluids 8, 228-230, 1989
- [2] Hickel, St. : Entwicklung einer neuen echt dreidimensionalen Particle Image Velocimetry, Diplomarbeit, Lehrstuhl LAS, BTU Cottbus, 2003
- [3] Hickel, St. ; Augenstein, E. ; Egbers, C. : Entwicklung einer echt-dreidimensionalen Particle Image Velocimetry, Tagungsband der 11. Fachtagung Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik, Braunschweig, 2003
- [4] Hu, H. ; Saga, T. ; Kobayashi, T. ; Taniguchi, N. ; Yashuki, M. : Dual-plane stereoscopic particle image velocimetry: system set-up and its application on a lobed jet mixing flow, Experiments in Fluids 31, 277-293, 2001
- [5] Prasad, A.K. : Stereoscopic particle image velocimetry Review Paper, Experiments in Fluids 29, 103-116, 2000
- [6] Raffel, M. ; Willert, C. ; Kompenhans J. : Particle Image Velocimetry - A Practical Guide, Springer, Berlin, 1998

weiteres Vorgehen:

Nach der Integration eines neuen Weisslichtlasers wird das Verfahren an weiteren technischen Strömungen erprobt werden und ein Vergleich mit anderen Messtechniken und numerischen Vorhersagen erfolgen.

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:

Interaction of a particle-laden supersonic jet with an obstacle

Ausgangssituation:

At the Institute of Aerodynamics and Flow Technology of DLR the method of cold gas-dynamic spray deposition is investigated. In this method 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. Because cold spray does not use high-temperature heating for melting the feed material, the method is very attractive for depositing oxygen-sensitive materials such as copper and titanium. [1,2]

The actual mechanism 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 [3].

Studying supersonic two-phase flows and shock wave structures produced by jets impinging on obstacles 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 and ahead the substrate need to be studied.

Ziel:

Set up and adjustment of optical diagnostics for investigating the behavior of particle-laden flows, in particular, supersonic jet-obstacle interaction as in the cold spray processes.

Lösungsweg:

We have developed short light pulse 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-Workshops 2001, 2002. 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: 10-100 μm .

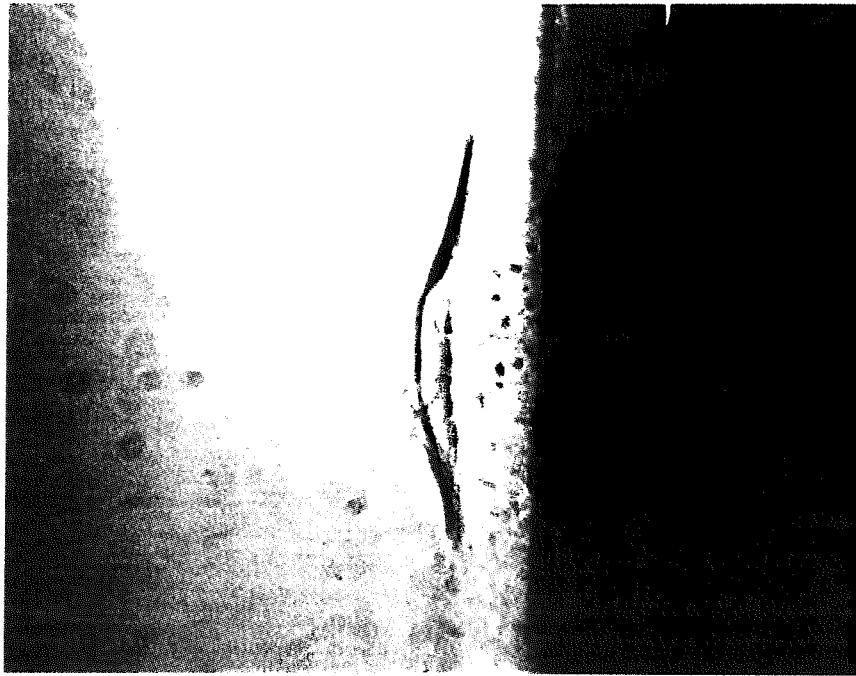
Parameters of the constructed optical diagnostics system:

- visualization method: shadowgraph and schlieren visualization;
- method of particle behavior recognizing: multiexposure, particle tracking visualization;
- photodetector: CCD-camera, exposure time 10 μs – 10 ms;
- light source: semiconductor laser, impulse length 20 ns – 10 ms;
- system of synchronization allows series of light pulses, modulated arbitrarily .

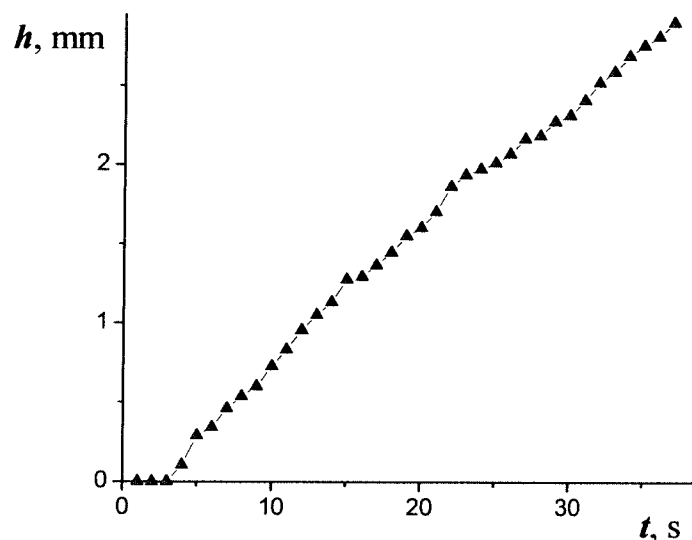
STAB

Ergebnis:

The behavior of particle-laden and particle-free jets impinging on substrates was studied in the cold spray facility of DLR. The dynamics of the particles in the shock layer ahead the obstacle was observed.



Typical shadowgraph image of the particle cloud in the shock layer ahead the substrate.
Exposure time: 10 μ s.



Dynamics of the growing coating. Thickness of aluminium layer on a steel substrate vs. time.

Literatur:

- [1] Dykhuizen R.C, Smith M.F. Gas Dynamic Principles of Spray // J. Therm. Spray Technol., Vol. 7 (No. 2), 1998, pp. 205-212;
- [2] 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;
- [3] Alkhimov, A.P., Klinkov, S.V., Kosarev, V.F., Papyrin, A.N. (2002): On the interaction of high speed particles with a substrate under the cold spraying. Proc. Int. Thermal Spray Conf. (ITSC 2002), Essen, Germany, March 4 - 6, 2002, 380 - 384

weiteres Vorgehen:

- Improving optical diagnostics by using a multicolor light source;
- Detailed investigations of the behavior of particles and the shock structure ahead the substrate.

Datum: 26.09.2003

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: R. Konrath, F. Klinge, A. Schröder

Institution: DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551-709-2329
Telefax: 0551-709-2830
e-mail : robert.konrath@dlr.de

Thema: Vorstellung eines neuen optischen Messverfahrens (PROPAC) zur zeitaufgelösten flächenhaften Bestimmung von Oberflächengeschwindigkeiten zur Schwingungsanalyse von Strukturen

Ausgangssituation:

Schwingungen an Flugzeugkomponenten können infolge aeroelastischer Effekte zu folgeschweren statischen und dynamischen Deformierungen der Struktur führen [1]. Um die Wechselwirkungen zwischen Strömung und Struktur besser untersuchen zu können, sind Messmethoden notwendig, die eine möglichst simultane Erfassung der Strömungsentwicklung und Strukturbewegung ermöglichen.

Ziel:

Mit dem optischen Verfahren PROPAC soll ein zuverlässiges und kostengünstiges Messverfahren zur zeitaufgelösten Ermittlung von Strukturbewegungen entwickelt werden.

Lösungsweg:

Mit dem Verfahren „Projected Pattern Correlation“ (PROPAC) [2,3] können kleine Oberflächendeformationen bestimmt werden. Es wird beispielsweise auch zur Detektion von Formänderungen in Blechbauteilen der Fahrzeug- oder Luftfahrtindustrie gegenüber einem Referenzbauteil eingesetzt. Auf die zu untersuchende Oberfläche wird unter einem flachen Winkel ein zufälliges Punktemuster projiziert. Für Schwingungsuntersuchungen wird hierzu der aufgeweitete Lichtstrahl eines Pulslasers verwendet, der eine transparente Vorlage mit dem Punktemuster ausleuchtet. Hinter der transparenten Vorlage weitet eine Linse den Strahl zur vollständigen Ausleuchtung der Oberflächen auf. Kleine Amplituden in Richtungen der Flächennormalen induzieren eine laterale Bewegung des projizierten Musters, abhängig vom Projektionswinkel (Abb. 1). Die lokalen Bewegungen des Musters werden mit einer hochauflösenden Kamera registriert, und anschließend über eine Korrelation [4] der Bilder zweier Aufnahmezeitpunkte quantitativ bestimmt. Mit der Information über die Zeit zwischen den beiden Bildern kann der Verschiebung eine Geschwindigkeit zugeordnet werden. Die Empfindlichkeit des Messverfahrens hängt vor allem von der Geometrie und der Feinheit des projizierten Musters ab und kann für verschiedene Anwendungen angepasst werden.

Ergebnis:

Als Messobjekt wurde eine Modellstruktur gewählt, deren Schwingungsformen aufgrund von experimentellen und numerischen Untersuchungen bekannt sind. Die Modellstruktur besteht aus drei ebenen Wabenverbundplatten, die zusammen mit einem unteren Stahlrahmen einen seitlich offenen Kasten bilden (Abb. 2). Vermessen wird eine Fläche im Zentrum der oberen Platte. Die Modellstruktur wird durch einen seitlich angreifenden Erreger in Schwingung versetzt. Der verwendete Pulslaser wird in Phase mit dem Erregersignal mit einer Frequenz von ca. 3 Hz getriggert. Die CCD-Kamera nimmt für jede Messung zwei Bilder mit einem Zeitabstand von 1 ms auf.

Die mit der Kreuzkorrelation ermittelten Hintergrundpunktverschiebungen werden mit speziell dafür entwickelten Auswertalgorithmen in Oberflächengeschwindigkeiten umgerechnet. Abb. 3 zeigt die Ergebnisse bei zwei verschiedenen Resonanzfrequenzen der Modellstruktur ($f = 96 \text{ Hz}$ und $f = 203 \text{ Hz}$). Dargestellt sind jeweils vier unabhängige instationäre Messungen. Die Schwingungsform der oberen Platte bildet bei 96 Hz entlang der Mitte ein Maximum aus. Bei 203 Hz wird hier eine Knotenlinie sichtbar. Die Ergebnisse sind in sehr guter Übereinstimmung mit bisherigen Untersuchungen an diesem Modell.

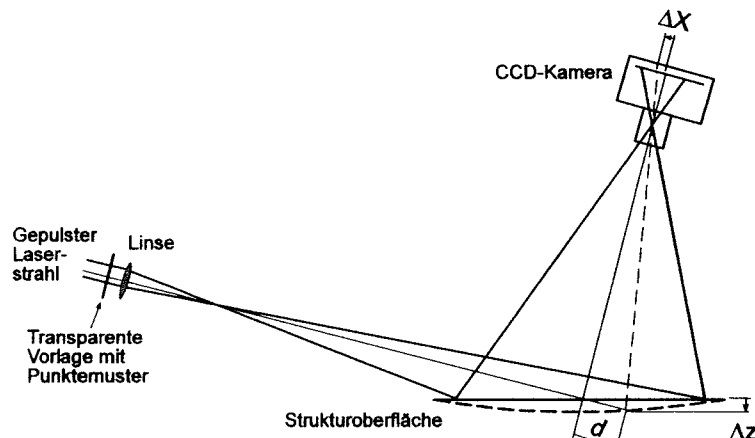


Bild 1: Das Prinzip der „Projected Pattern Correlation“ Methode (PROPAC).

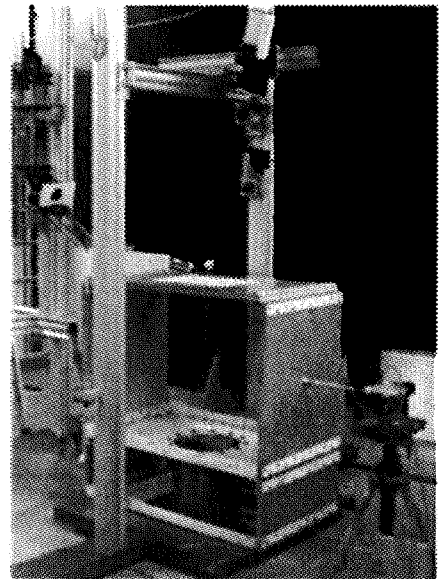
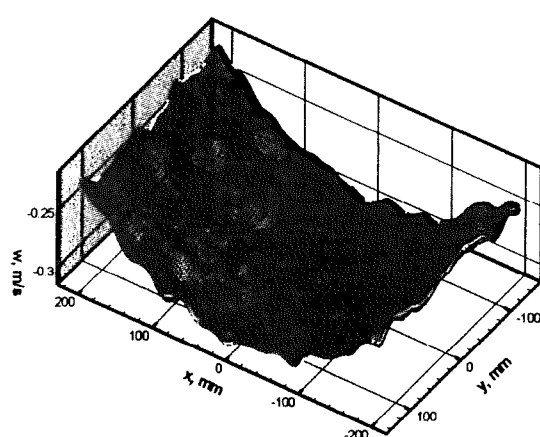
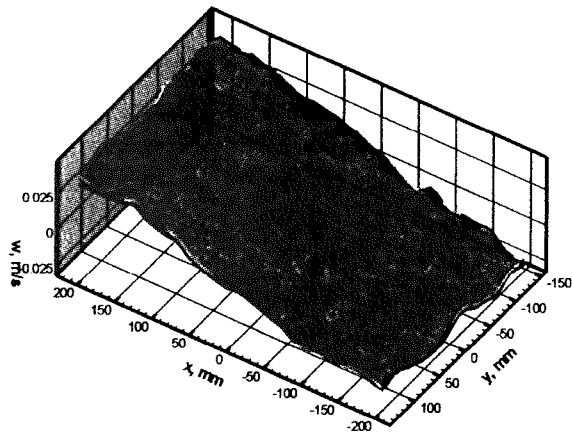


Bild 2: Messaufbau zur berührungslosen Schwingungsmessung mit PROPAC und die zu untersuchende Modellstruktur.



a)



b)

Bild 3: Momentane Oberflächengeschwindigkeiten der oberen Platte bei Anregung der Modellstruktur mit a) 96 Hz und b) 203 Hz .

Literatur:

- [1] Y.C. Fung: An Introduction to the Theory of Aeroelasticity, Dover, 1993.
- [2] R.K. van der Draai: A new approach to measuring model deflection. 18th International Congress on Instrumentation in Aerospace Simulation Facilities (ICIAF), Toulouse, 14.-17. June, 1999.
- [3] Patenanmeldung: 10341959.4, Deutsches Patentamt. DLR: F. Klinge, A. Schröder, M. Raffel, B. Binder, 2003.
- [4] M. Raffel, C.E. Willert, und J. Kompenhans. Particle Image Velocimetry: A Practical Guide. Springer-Verlag, Berlin, 1998.

weiteres Vorgehen:

Die Methode soll zukünftig an Modellen im Windkanal wie auch im realen Flugversuch eingesetzt werden.

Datum:

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Dr.-Ing. H. Nobach, Prof. Dr.-Ing. habil. C. Tropea

Institution: TU Darmstadt , FG Strömungslehre und Aerodynamik

Adresse: Petersenstr. 30
64289 Darmstadt

Telefon: 06151-163654
Telefax: 06151-164754
e-mail: hnobach@nambis.de

weitere Partner: Prof. Leder (Universität Rostock)
Prof. Radespiel (TU Braunschweig)
Prof. Schörr (Universität Mannheim)

Thema: Anwendung von Low-Dimensional Models in der bildgebenden Strömungsmesstechnik

Ausgangssituation:

Sowohl bei der Particle-Image-Velocimetry (PIV) als auch bei der Particle-Tracking-Velocimetry (PTV) werden durch mindestens zwei Aufnahmen einer beleuchteten Streuteilchenverteilung in einer Strömung Informationen über den von den Teilchen zwischen den Aufnahmen zurückgelegten Weg und damit über die Strömungsgeschwindigkeit gewonnen. Während bei der PTV die Ortsveränderungen von Einzelteilchen erfasst werden, werden bei der PIV ganze Bildbereiche mittels einer Korrelationsanalyse statistisch ausgewertet. Prinzipiell werden nur der Anfangs- und der Endzustand erfasst, wodurch in Bereichen von räumlichen Gradienten systematische Fehler zu erwarten sind. Außerdem liefert die PTV ein unregelmäßig abgetastetes Strömungsfeld, während die PIV Geschwindigkeitsinformationen in einem regelmäßigen Raster liefert. Dabei wird jedoch über den gewählten Bildbereich gemittelt, sodass beim Auftreten von Geschwindigkeitsgradienten ebenfalls systematische Fehler entstehen. Durch die Auswertung kleinerer Bildbereiche lässt sich zwar die räumliche Auflösung erhöhen, doch wird das Verfahren zunehmend instabil, sodass stets ein Kompromiss zwischen erreichbarer Auflösung und Robustheit gefunden werden muss.

Ziel:

Ziel des Vorhabens ist die Erhöhung der Auflösung, der Genauigkeit und der Robustheit der PTV/PIV-Bildanalyse mit einer möglichst kontinuierlichen (oder beliebig dicht abgetasteten) Beschreibung des Strömungsfeldes. Hierbei sollen neben der Geschwindigkeit auch Beschleunigungen (sowohl räumliche Gradienten als auch zeitliche Gradienten bei zeitaufgelösten PIV-Messungen und Lagrangesche Beschleunigungen) erfasst werden. Weiterhin soll so der Zugang zu einzelnen Termen der strömungsmechanischen Grundgleichungen geschaffen werden und eine Analyse der erreichbaren Genauigkeiten bei deren Bestimmung erfolgen.

Lösungsweg:

Lösungsansatz ist die Anwendung einer modellbasierten Bildverarbeitung in die die aufgenommenen Bilder nur als einzuhaltende Randbedingungen eingehen. Die eigentliche Bestimmung des Strömungsfeldes erfolgt anhand einer simulierten Bewegung der Streuteilchen durch das angenommene Strömungsfeld. Das hypothetische Strömungsfeld wird dann variiert bis sowohl die aufgenommenen Bilder als auch die physikalischen Randbedingungen (z.B. Kontinuität) möglichst gut erfüllt werden [OKU00].

Zunächst wurde das Verfahren für die klassische PIV-Messtechnik (2-dimensional, 2-komponentig) realisiert. Dazu werden die Teilchen in der ersten Aufnahme detektiert und lokalisiert. Durch die Simulation des Pfades der Streuteilchen durch das angenommene

Strömungsfeld werden die Endpositionen der Teilchen bestimmt. Diese können dann entweder direkt mit den detektierten Teilchenpositionen der zweiten Aufnahme verglichen werden, oder es wird ein synthetisches Bild generiert, welches dann auf Bildebene mit der zweiten Aufnahme verglichen wird. Zur Erhöhung der Robustheit wird zusätzlich das Verfahren umgekehrt und die Teilchenbahn rückwärts durch das Strömungsfeld von der Endposition zur Anfangsposition verfolgt. Alternativ kann auch das gesamte Bild (ohne Teilchendetektion) durch das Strömungsfeld bewegt werden. Da dieses Vorgehen allein auf Bildebene stattfindet, ist es mit dem PIV-Verfahren vergleichbar, während die Bestimmung der Teilchenpositionen und einzelner Teilchenbahnen dem PTV-Verfahren entspricht.

Kern der Analyse ist die iterative Optimierung des hypothetischen Strömungsfeldes bis sowohl die Randbedingungen durch die Bilddaten als auch die physikalischen Randbedingungen erfüllt werden. Die große Zahl zu optimierender Parameter (jeder Geschwindigkeitsvektor) konnte entscheidend reduziert werden, indem eine Proper Orthogonal Decomposition (POD) des Vektorfeldes durchgeführt wurde [HOL96]. Dadurch müssen nur noch unkorrelierte Moden (hier einzelne Vektorzeilen) und ihre Gewichte optimiert werden. Darüber hinaus verbessern sich die Konvergenzeigenschaften des Optimierungsalgorithmus durch die fehlende Korrelation zwischen den Moden erheblich.

Ergebnisse:

Das Verfahren konnte erfolgreich mit allen Komponenten realisiert werden. Durch Testrechnungen mit simulierten Strömungen konnte nachgewiesen werden, dass die erreichbare Auflösung, Genauigkeit und Robustheit des Verfahrens, insbesondere bei vorhandenen Geschwindigkeitsgradienten, höher ist als bei klassischen PIV- oder PTV-Verfahren. Jedoch ist der numerische Aufwand des Verfahrens sehr groß, so dass eine praktische Anwendung noch nicht realistisch ist. Die Genauigkeit des Verfahrens wird derzeit von der Bestimmung der Teilchenpositionen begrenzt. Das ist prinzipiell mit der erreichbaren Genauigkeit der Maximumsposition im Korrelogramm des PIV-Verfahrens vergleichbar. Die derzeit erreichbare Genauigkeit lässt eine exakte Bestimmung von Beschleunigungen nur eingeschränkt zu. Deshalb wurde zunächst ein hochpräzises PIV-Verfahren entwickelt, welches ohne Geschwindigkeitsgradienten Genauigkeiten von besser als 0.01 Pixeln erreicht.

Literatur:

- [OKU00] T Okuno, Y Sugii, and S Nishio. Image measurement of flow field using physics-based dynamic model. Meas. Sci. Technol., 11:667-676, 2000
- [HOL96] P Holmes, J L Lumley, and G Berkooz. Turbulence, Coherent Structures, Dynamical Systems and Symmetry. Cambridge University Press, Cambridge, 1996

Weiteres Vorgehen:

Zunächst soll das hochpräzise PIV-Verfahren auf die Anwendung in Strömungsfelder mit Geschwindigkeitgradienten erweitert werden. Dabei soll der Geschwindigkeitsgradient bereits bei der Korrelationsbestimmung berücksichtigt werden (multidimensionale Korrelationsschätzung). Anschließend soll dieses Verfahren auf die modellbasierte Analyse übertragen werden, um hier eine Genauigkeitssteigerung zu erreichen. Außerdem müssen alternative Optimierungsalgorithmen gefunden werden, die bessere Konvergenzeigenschaften aufweisen. Besonderes Interesse besteht in der Erweiterung des Verfahrens auf dreidimensionale und zeitaufgelöste PIV-Daten, wodurch neben den räumlichen Geschwindigkeitsgradienten auch zeitliche und sogar Lagrangesche Beschleunigungen zugänglich werden. Daneben soll auch die Anwendung des Verfahrens auf simulierte und experimentelle Daten erfolgen und der Vergleich mit den Entwicklungen anderer Gruppen erfolgen.

Datum: 14.01.2004

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Mira Pashtrapanska, Jovan Jovanovic

Institution: Lehrstuhl für Strömungsmechanik, Universität Erlangen-Nürnberg

Adresse: Cauerstraße 4, 91058 Erlangen

Telefon: 09131 8528291

Telefax: 09131 8529503

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

Thema: Drallbehaftete turbulente Rohrströmungen

Ausgangssituation:

Die drallbehafteten turbulenten Strömungen wurden mit zunehmendem Interesse im letzten Jahrzehnt untersucht, da sie bei verschiedenen technischen Anwendungen auftreten und wichtige Eigenschaften kontrollieren. Zum Beispiel werden beim Abscheiden von Teilchen nach ihrer Größe die Kräfte genutzt, die auf die Teilchen in der rotierenden Strömung wirken. Oder in Brennern verwendet man die stabilisierende Wirkung des Dralls auf die Strömung. Drall ist auch eine Art von Störung, die in der Durchströmung von Krümmern, Biegungen, Ventilen, Verbindungen und anderen Teilen innerhalb einer Rohrleitung erzeugt werden. Diese Störungen können Fehler in den Messungen von Durchfluss-Messgeräten verursachen. Deshalb ist die Untersuchung ihres Abklingens von einer erheblichen wirtschaftlichen Bedeutung z. B. für Betreiber von großen Rohrleitungen für Brennstoffe und Erdgas (siehe Steenbergen [6]).

Die Vorhersage der drallbehafteten turbulenten Strömung stellt ein bislang ungelöstes Problem der Turbulenzmodellierung dar. Durch die üblichen Modelle der Turbulenz wird die Komponente des Reynoldsspannungstensor $\overline{u_i u_j}$ mit einem falschen Vorzeichen wiedergegeben. Die möglichen Gründe sind bei der Modellierung des schnellen Teils der Druck-Deformations-Korrelationen zu finden. Diese Unregelmäßigkeit wurde zuerst von Launder und Morse [4] bei ihren Untersuchungen von drallbehafteten Strahlen festgestellt. Sie existiert immer noch bei allen heutzutage verwendeten Turbulenzmodellen und ist die Hauptursache für die unrealistischen Ergebnisse, die numerische Berechnungen drallbehafteter Strömungen liefern.

Ziel:

Das Ziel der Arbeit liegt darin, die Effekte der Rotation auf die Entwicklung der turbulenten Strömung zu isolieren. Die eingesetzten experimentellen und theoretischen Untersuchungen sollen zeigen wie die Anisotropie der Turbulenz durch die Rotation beeinflusst wird. Verbesserte Turbulenzmodelle für die nummersieche Simulation der drallbehafteten Strömungen sollen entwickelt werden.

Lösungsweg:

Bei den durchgeführten experimentellen Untersuchungen wurden Datensätze der mittleren Geschwindigkeiten, der Turbulenzintensitäten und der Momente höherer Ordnung einer Rohrströmung mit abklingender Drallkomponente mit Hilfe der Laser-Doppler-Anemometrie (LDA) aufgenommen. Die experimentellen Untersuchungen wurden in der brechungsindexangepassten Anlage des LSTM durchgeführt.

Die Zwei-Punkt-Korrelationstechnik, die von Chou [1] entwickelt wurde, und die Invariantentheorie von Lumley [5] werden von Jovanovic [3] eingesetzt, um verbesserte Näherungsbeziehungen für die unbekannten Terme in der dynamischen Gleichung für die Momente zweiter Ordnung zu bekommen.

STAB

Ergebnis:

Mit dem Einkomponenten LDA-System, das für die Untersuchungen zur Verfügung stand, war es möglich alle Komponenten der Geschwindigkeit und der Reynoldsspannungen zu messen, falls sich die Strömung als symmetrisch aufwies. Dazu musste das LDA-System unter verschiedenen Winkelorientierungen zur Rohrachse montiert und Geschwindigkeitsprofile auf unterschiedlich orientierten Rohrdurchmessern gemessen werden.

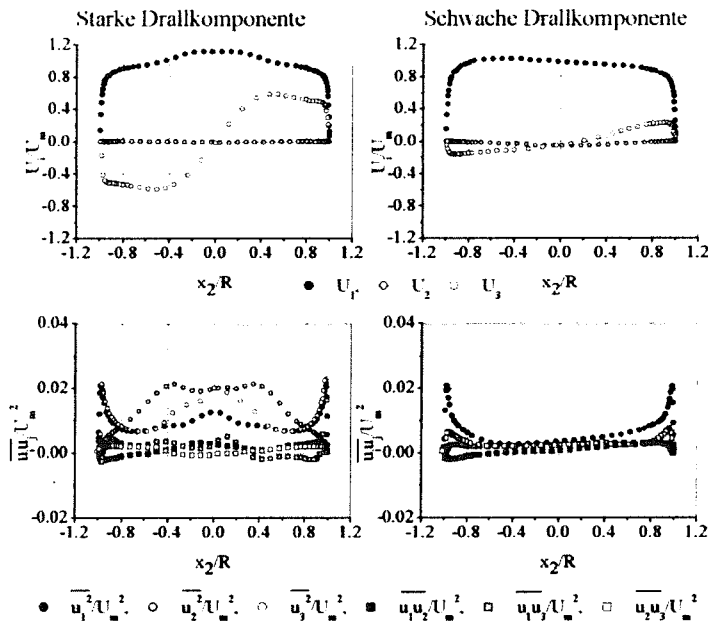


Abb. 1: Mittlere Geschwindigkeiten und Reynoldssche Spannungen bei zwei verschiedenen Rotationsraten.

In Abbildung 1 sind die ersten Ergebnisse aus den Untersuchungen dargestellt. Die Verteilungen der Komponenten der mittleren Geschwindigkeit in axialen U_1 , radialen U_2 und tangentialen U_3 Richtung sowie auch der Reynoldsschen Spannungen sind für zwei verschiedenen Anfangsintensitäten des Drallerzeugers an einem Abstand $L/D=17$ vom Rohreinlass gezeigt. Die Daten sind mit der mittleren Geschwindigkeit der ungestörten vollentwickelten turbulenten Rohrströmung U_m normiert. Die gemessenen Verteilungen bei der starken Rotation (die Diagrammen auf der linken Seite der Abbildung)

zeigten eine Symmetrie gegenüber der Rohrachse. Dagegen war die Strömung bei der kleinen Rotations-rate (die Diagrammen auf der rechten Seite der Abbildung) deutlich nicht axisymmetrisch. Aus den gemessenen Daten können die Anisotropie-Invarianten berechnet werden. Die Tendenz der Daten zeigte deutlich, dass, wenn die Rohrströmung zusätzlichen Deformationen infolge der Rotation ausgesetzt war, sich die Anisotropie der Reynoldsschen Spannungen stark veränderte.

Die Gültigkeit der neuen verbesserten Turbulenzmodelle, die am LSTM-Erlangen von Jovanovic [3] entwickelt wurden, wurde für die rotierenden Rohrströmungen überprüft. Als Referenz wurden die DNS Daten von Eggels [2] herangezogen. Die Übereinstimmung für alle unbekannten Terme ist sehr gut.

Literatur:

- [1] Chou, P. Y. *On the velocity correlations and the solution of the equation of turbulent fluctuation*. Quart. Appl. Math., vol. 3, pp.38-54, 1945.
- [2] Eggels, J. G. M., Boersma, B. J. and Nieuwstadt, F. T. M. *Direct and large-eddy simulations of turbulent flow in an axially rotating pipe.*, Preprint, 1994.
- [3] Jovanovic, J. *The statistical dynamics of turbulence*. Springer Verlag, in Press, 2003.
- [4] Launder, B. E. and Morse, A. *Numerical prediction of axisymmetric free shear flows with a Reynolds stress closure*. Proc. 1st Symp. On Turbulent Shear Flows, Apr. 18-20, The Pennsylvania State University, pp. 279-294, 1977.
- [5] Lumley, J. L. *Computational modeling of turbulent flows*. Adv. in Appl. Mech., vol. 18, pp. 123-176, 1978.
- [6] Steenbergen, W. *Turbulent pipe flow with swirl*. PhD thesis, University of Eindhoven, 1995.

weiteres Vorgehen: Implementierung der neuen Modelle in numerische Programme und die Überprüfung ihrer Leistungsfähigkeit durch die Vorhersage von Referenzfällen rotierender und drallbehafteter Strömungen; Vergleich der Berechnungen mit den experimentellen Ergebnissen.

Datum: 24.09.2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: A. Pätzold, L. Hoefener, O. Burkhardt, Prof. W. Nitsche

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

Adresse: Sekr. F2, Marchstr. 14
10587 Berlin

Telefon: +49 (0)30 314 25438

Telefax: +49 (0)30 314 22955

e-mail: Sekr.F2@ILR.TU-Berlin.de

weitere Partner: AEROMEMS2-Konsortium, DLR, Airbus Deutschland

Thema: Einsatz von Oberflächenhitzdraht-Arrays zur Charakterisierung der Strömungsablösung an einer Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation:

Die Auslegung und Optimierung heutiger Verkehrsflugzeuge erfolgt in erster Linie im Hinblick auf den Reiseflug. Um den für die Start- und Landephase erforderlichen zusätzlichen Auftrieb zu erzeugen, wird ein spezielles Hochauftriebssystem benötigt, das in der Regel aus Vorflügel (Slat), Hauptflügel und Hinterkantenklappe (Flap) besteht. Der maximal erzielbare Auftrieb ist dabei durch das Einsetzen von Strömungsablösung (stall) begrenzt. Seit geraumer Zeit werden deshalb enorme Anstrengungen unternommen, den nutzbaren Einsatzbereich bis zum Beginn der Strömungsablösung zu vergrößern. In jüngster Zeit wird zunehmend an einer aktiven Beeinflussung ablösegefährdeter Strömungen geforscht. Dabei soll durch eine gezielte periodische Anregung kohärenter Strukturen eine Strömungsablösung verzögert werden /1/. Für eine gezielte Detektion und Beeinflussung solcher feinskaliger Strukturen kommen zunehmend auf der Mikrotechnologie basierende MEMS- (Mikro-Elektro-Mechanische Systeme) Aktuatoren und Sensoren zum Einsatz. Im Rahmen des EU-Forschungsvorhabens AEROMEMS 2 soll u.a. die Strömungsablösung auf dem Slat einer Hochauftriebskonfiguration untersucht werden.

Ziel:

Im Rahmen von Voruntersuchungen soll die Strömung der Basiskonfiguration ohne den Einsatz von Aktuatoren charakterisiert werden. Gleichzeitig sollen die zum Vergleich notwendigen herkömmlichen Sensoren und Auswertungsprogramme getestet werden. Die zeitlich und räumlich hochaufgelöste Erfassung der systemprägenden Strukturen ist dabei Voraussetzung für eine erfolgreiche Beeinflussung der Strömungsablösung. Dazu ist neben einem geeigneten Sensorarray auch ein schnelles und leistungsfähiges mehrkanaliges Messsystem erforderlich /2/.

Lösungsweg:

Für die zeitlich und räumlich hochaufgelösten Messungen zur Erfassung der Strömungsentwicklung an der Vorderkantenklappe wurde im Rahmen der Untersuchungen ein Array von Oberflächenhitzdrähten appliziert (siehe Abb.1). Damit konnten sowohl Fluktuations- (AC) als auch Mittelwerte (DC) simultan erfasst werden. Die Aufnahme der Daten erfolgte mit einem Mehrkanal-Messsystem auf Basis einer DAP-Datenerfassungskarte. Die Experimente wurden am NWB-Windkanal des DLR in Braunschweig durchgeführt. Zur Auswertung wurden statistische Größen wie z. B. RMS-Werte und Korrelationskoeffizienten berechnet.

Ergebnis:

Die Strömung in der Grenzschicht der untersuchten Hochauftriebskonfiguration konnte erfolgreich charakterisiert werden. Dabei wurde sowohl die Entwicklung der Transitionslage als auch die Strömungsablösung erfasst. Die Auswertung erfolgte u.a. durch Berechnung der Kreuzkorrelation der Signale zweier in Strömungsrichtung benachbarter Sensoren (siehe Abb.2). Die Korrelationskoeffizienten sind ein Maß für die Ähnlichkeit der Signale /3/. So ergeben großskalige Strukturen, wie sie in Bereichen laminarer Grenzschicht sowie in Ablösegebieten (Rezirkulationswirbel) typischerweise

auftreten, große Korrelationskoeffizienten. In Abb.2a ist die laminare Umströmung im gesamten Sensorbereich durch eine hohe Korrelation erkennbar. Mit steigendem Anstellwinkel wandert die Transitionslage stromauf und durchläuft den Sensorbereich (Abb. 2b), was sich in einem starken Einbruch des Korrelationskoeffizienten widerspiegelt. Bei Vergrößerung der Profilanstellung ist die Grenzschicht bereits kurz hinter der Nase voll turbulent. Die Korrelation verharrt auf gleichmäßig niedrigem Niveau (Abb. 2c), da in turbulenten Grenzschichten die feinskaligen Strukturen vorherrschen. Wird der Anstellwinkel weiter erhöht, kommt es zu einer vollständigen Strömungsablösung, die durch großskalige kohärente Strukturen und damit hohe Korrelation charakterisiert ist (Abb. 2d).

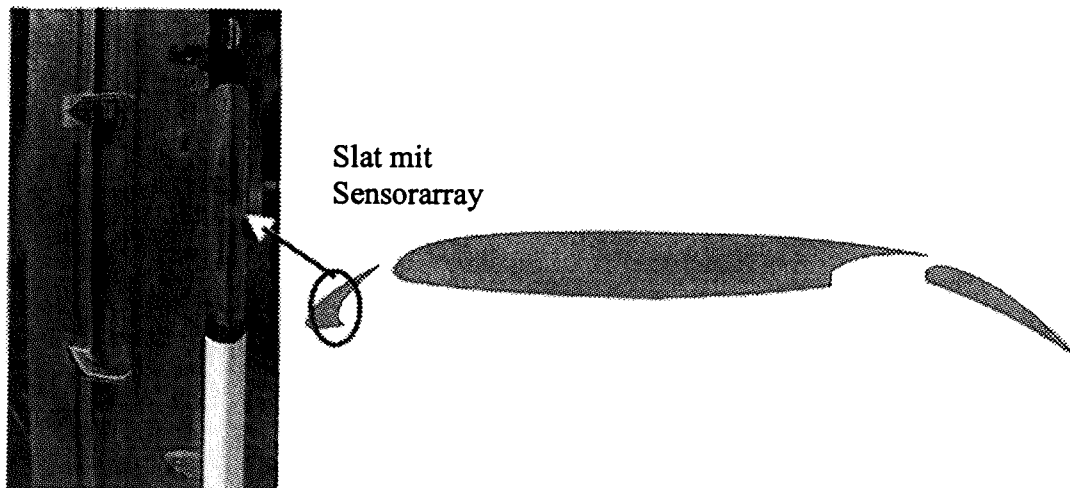


Abbildung 1: Hochauftriebskonfiguration mit Oberflächenheizdraht-Sensorarray

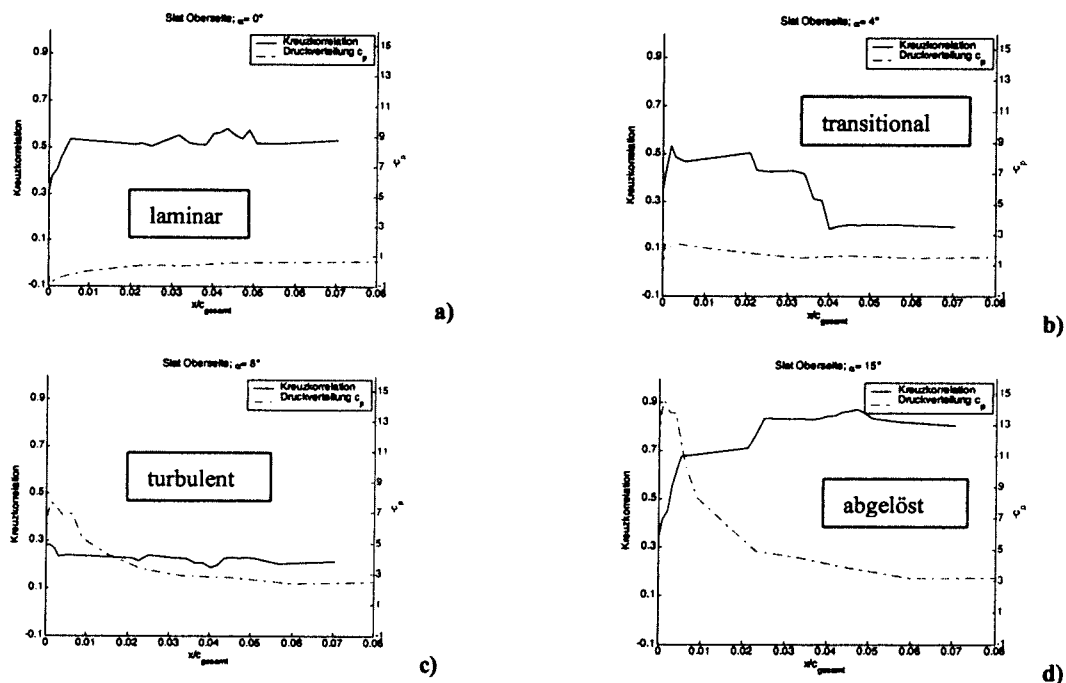


Abbildung 2: Verlauf von Druckverteilung und Kreuzkorrelation in Strömungsrichtung

Literatur:

/1/ F.Tinapp, Aktive Kontrolle der Strömungsablösung an einer Hochauftriebs-Konfiguration, Dissertation am ILR der TU-Berlin, 2001

/2/ Burkhardt et.al., Rotor-Stator Interaction in a Highly-Loaded Single-Stage Low-Speed Axial Compressor – Unsteady Measurements in the Rotor Relative Frame, proceedings of the 10th ISUAAAT, Durham, Sept. 2003

/3/ L.M. Hudy and A.M.Naguib: Wall-pressure-array measurements beneath a separating/reattaching flow region, Physics of Fluids, Vol 15 No. 3, 2003. pp.706-717

weiteres Vorgehen:

Im Rahmen einer weiteren Messkampagne werden Untersuchungen an einem neuen Slat unter Einsatz von MEMS-Aktuatoren und MEMS-Heißfilmen erfolgen. Auch hierbei wird parallel ein Array von Oberflächenheizdrähten zum Einsatz kommen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Heinrich Vollmers (DLR), Andreas Schröder (DLR), Anne Gilliot (ONERA), Jean-Claude Monnier (ONERA), Jean-François Lozier (ONERA)

Institution: DLR-AS-EV

Adresse: Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 / 709 2299

Telefax: 0551 / 709 2830

e-mail: Heinrich.Vollmers@dlr.de

Thema:

Erfassung des Geschwindigkeitsfeldes im Nachlauf frei fliegender Modelle mit PIV.

Ausgangssituation:

In der Katapult-Anlage der ONERA in Lille wurden bereits mehrfach zweikomponentige (2C-) Geschwindigkeitsfelder mit der PIV-Methode ausgemessen. Hierzu wurden nacheinander in verschiedenen Messkampagnen 2, 4, und 10 Kameras in Einsatz gebracht. Da jedoch die axiale Komponente in den Wirbeln wesentlich für deren Stabilität ist, sollte in dem Europäischen Projekt C-Wake auch die dritte Komponente erstmals gemessen werden.

Ziel:

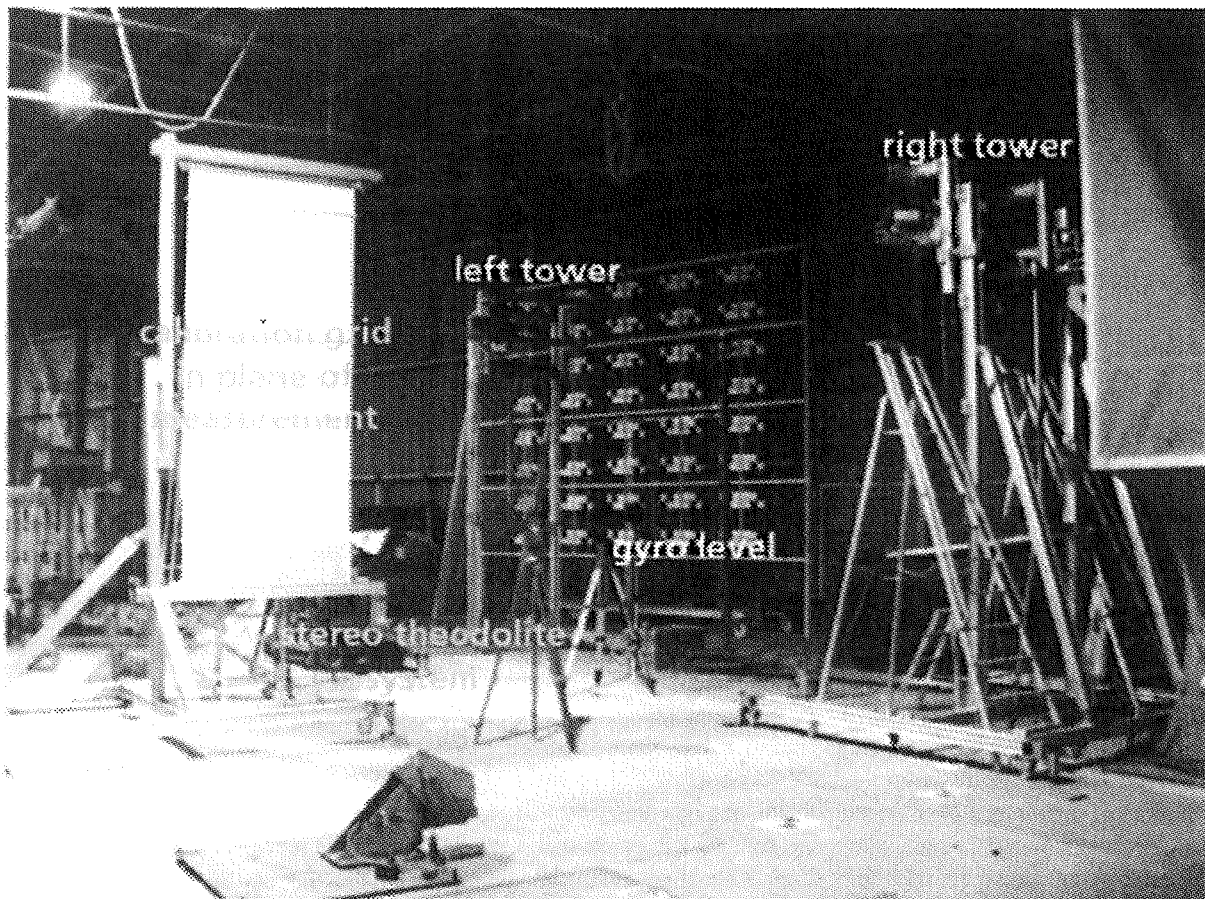
Erfassung der 3 Komponenten des Geschwindigkeitsfeldes im Nachlauf eines frei fliegenden Modells.

Lösungsweg:

Für die Bestimmung aller drei Komponenten wurde eine Stereo-Anordnung gewählt. Jeweils 5 Kameras wurden auf jeder Seite des Lichtschnittes angeordnet. Auf diese Weise wurde das intensivere vorwärts gestreute Licht des Lasers ausgenutzt. Wegen der Durchflughöhe von ca. vier Metern mussten für die Messung spezielle Türme errichtet werden, um die Kameras zu montieren. Auch die Eichung der Kameras und die Bestimmung der Lage der Kameras war wegen dieser Höhen mit Schwierigkeiten verbunden. Die Ausmessung wurde zum großen Teil mit optisch Geräten, z.B. Theodoliten, durchgeführt.

Ergebnis:

Es konnten alle drei Komponenten in Schnitten durch den Nachlauf eines frei fliegenden Modells eines modernen Flugzeuges gemessen werden. Diese Daten erlaubten eine Charakterisierung der Wirbelschleppe, d.h. die zeitliche Entwicklung von Wirbelstärke, Radius, Position u.ä. konnten aus diesen Daten bestimmt werden.



Aufbau der Messanlage in der Katapultanlage der ONERA in Lille. Der Laser war auf der linken Seite außerhalb der Szene aufgebaut, so dass die Kameras vorwärts gestreutes Licht sahen.

Literatur:

J.C. Monnier, A. Gilliot, H. Vollmers, A. Schroeder, J.F. Lozier.
Caractérisation du Sillage d'Avion de Transport par Vélocimétrie par Images de Particules (PIV) ; 8ème congrès Francophone de Vélocimétrie Laser, 17-19 septembre 2002, Orsay (FRANCE)

Dieterle L., Ehrenfried K., Stuff R., Schneider G., Coton P., Monnier J-C. & Lozier J-F:
Quantitative flow field measurements in a catapult facility using PIV.
ICIASF Congress, 14-17 June 1999, Toulouse

weiteres Vorgehen:

Für weitere Messungen in einem neuen Katapult ist geplant, das Absinken der Wirbel mit den Kameras zu verfolgen und auf diese Art die vollständige Entwicklung der Wirbel während eines Fluges zu dokumentieren. Entsprechende Traversierungen wurden bereits eingebaut.

Datum:

10. Oktober 2003

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: D.Schimanski, Jürgen Quest, Ulrich Jansen

Institution: European Transonic Windtunnel GmbH

Adresse: Ernst-Mach-Straße
D-51147 Köln

Telefon: 02203-609-154
Telefax: 02203-609-124
e-mail: ds@etw.de

Weitere Partner: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Göttingen

Thema: Temperature Sensitive Paint - High Quality Transition Detection in the Cold

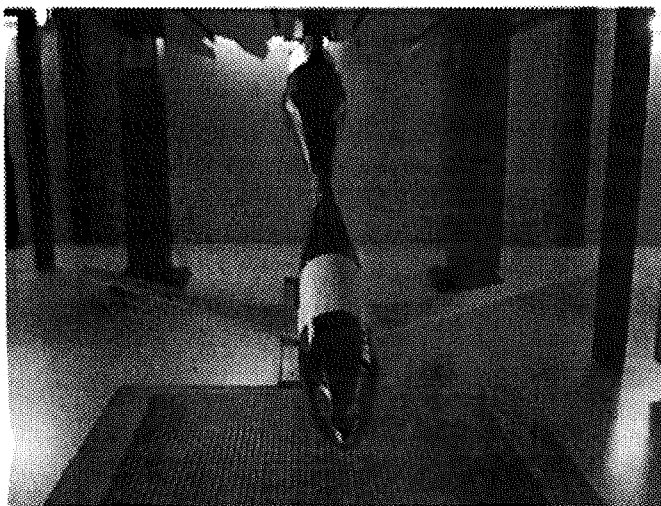
Ausgangssituation:

Looking for better ways of detecting the transition line between laminar and turbulent flow, ETW considered temperature sensitive paint (TSP) as an alternative to infrared thermography. Validation tests were carried out on the ETW reference model using a new type of TSP, which is particularly sensitive at cryogenic temperatures. A research team of the National Aerospace Laboratory of Japan (NAL) had composed the paint whereas the other hardware and software elements of the system have been developed by the German Aerospace Research Establishment DLR, in close cooperation with ETW.

Ziel:

Visualization of the transition line between laminar and turbulent flow at cryogenic test conditions.

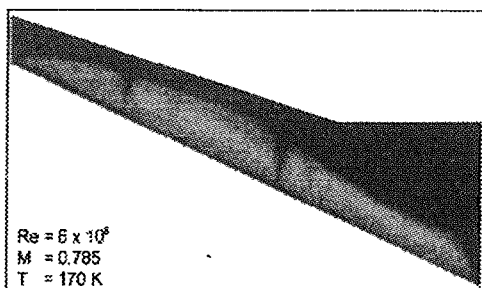
Lösungsweg:



The non-toxic paint is applied to the model wing surfaces in exactly the same way as other coatings used e.g. for visual or infrared imaging. It is then polished to a high quality surface finish. For image acquisition, the paint is stimulated by bursts of high power blue light. This energy, in turn, causes the TSP to emit near infrared light with a temperature dependent intensity. A calibration is done beforehand to quantify the relationship between intensity and temperature. The paint used in ETW exposed a linear sensitivity over the temperature range of 110 K to 170 K.

A measurement grade CCD camera is utilized to acquire the raw data images, a typical exposure time being 1 second. Some post processing of the images is subsequently done to remove background light by means of subtracting reference images. At the end of this process, the

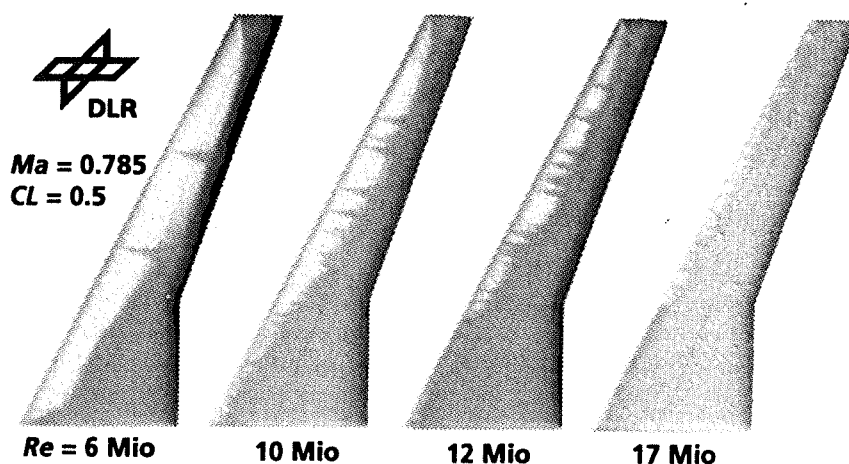
temperature distribution over the entire illuminated and acquired model surface can be quantified.



For the specific task of transition detection two images are taken at the beginning and end of a rapid temperature step in the flow, respectively. Since the heat transfer rates are different for laminar and turbulent boundary layers, the temperatures seen by the TSP in the second image differ in the laminar and turbulent flow regions of the wing. Using the first image (before any temperature change) as a reference, the two areas can be clearly distinguished.

A temperature step of some 10 K is required for images with sufficient contrast; the ETW flow control can impose this step in a matter of seconds - well before the temperature gradient in the wing can equalize.

TSP is composed to match the envisaged test temperature range for optimum sensitivity. It thus overcomes the limitations of the - otherwise similar - approach of transition detection using infrared cameras. In a wide range of flow conditions the transition line could be visualized with unmatched distinctness, marking this approach as a prime contender for future transition detection works at ETW.



Weiteres Vorgehen:

TSP has proven to be a viable option for future transition detection work in cryogenic wind tunnels. The technique offers clearer and thus easier to interpret results than was possible before, using mature hardware (strobe light, measurement grade CCD camera and associated optical filters) and proven evaluation software. ETW will offer this measurement tool to clients for half model and full model test configuration. Currently the system enhancement focuses on the capability for low speed testing and for a modified paint usable for the complete temperature range.

Literatur:

U.Fey, R.H.Engler (DLR Göttingen), Y.Egami, Y.Iijima, K.Asai (NAL Tokyo), U.Jansen, J.Quest (ETW Köln)
 Transition Detection by Temperature Sensitive Paint at Cryogenic Temperatures in the European Transonic Windtunnel (ETW)
 0-7803-8149-1/03 IEEE ICIASF 2003 Göttingen

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Messtechnik	
Ansprechpartner	Dr. Erich Schülein	
Institution	DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen	
Adresse	37073 Göttingen, Bunsenstr. 10	Telefon: 0551/709-2803 Telefax: 0551/709-2811 E-mail: erich.schuelein@dlr.de
Thema	Wärmeübergangsmessungen im Rohrwindkanal: Vergleich der Infrarot-Thermografie und der konventionellen Dünnwand-Technik	

Ausgangssituation

Die Dünnwand-Technik gehört zu den anerkannten Methoden zur Wärmeübergangsmessung in Kurz-Zeit-Kanälen, wo der schnelle Start der Anlage das ungleichmäßige Erwärmen bzw. Abkühlen der dünnen Modelloberfläche vor der eigentlichen Strömungseinwirkung verhindert. Diese Technik kann angewandt werden, wenn die Temperatur in der Wand senkrecht zur Oberfläche konstant anzunehmen und die Wärmeleitung entlang dieser Fläche vernachlässigbar ist. Zu den Nachteilen dieser Technik gehören die sehr aufwendige Technik der Herstellung und Präparation der Dünnwand-Modelle, sowie die dadurch limitierte Anzahl der Messpunkte an der Oberfläche.

Alternativ dazu existieren verschiedene bildgebende Verfahren, wie z.B. Infrarot- oder Flüssigkristall-Thermografie, die meistens auf der „Dickwand-Technik“ basieren und an einfachen Kunststoffmodellen angewandt werden. Diese Verfahren sind in der Lage gleichzeitig auf größeren Flächen Wärmeübergangsdaten zu liefern, sind aber im Verruf entweder zu teuer oder zu ungenau zu sein.

Ziel

Qualifizierung eines industriellen ungekühlten Infrarot-Kamerasystems für quantitative Wärmeübergangsmessungen im Rohrwindkanal Göttingen am Beispiel einer gut bekannten Strömung und mit Hilfe einer Vergleichsmessung mit Thermoelementen.

Lösungsweg

Als Testkonfiguration wurde das Modell Hyperboloid/Flare auserwählt, das Anfang der 90-er sehr ausführlich unter anderem auch mit der Dünnwandmethode im Rohrwindkanal DLR Göttingen untersucht wurde [1]. Das vorhandene Nickelmodell wurde mit neuen Thermoelementen präpariert, da die alten Messstellen erhebliche Mängel aufwiesen. Das Modell für die Infrarot-Messung wurde aus schwarzem Plexiglas neu gefertigt, um möglichst gute und kontrollierte Bedingungen für diese Messung zu gewährleisten. Die thermischen Materialeigenschaften des Modellmaterials wurden extern im Auftrag an Materialrestproben im Temperaturbereich von -20°C bis +90°C vermessen.

Ergebnis

Die Wärmeübergangsmessungen wurden bei zwei Machzahlen 6 und 6.8 im breiten Reynoldszahlenbereich durchgeführt. Bild 1 präsentiert ein typisches Wärmebild, das mit Hilfe der IR-Kamera aufgenommen wurde. Die Ergebnisse der Messung mit der Dünnwandtechnik zeigten eine sehr gute Übereinstimmung mit den früheren Messungen von Dr. P.Krogmann [1] und bestätigten somit diese Referenzdaten. Bild 2 zeigt als Beispiel ein Vergleich der neuen und alten Daten, die im Rahmen der konventionellen Dünnwand-Technik gewonnen wurden („DW Thermoelement“), mit den Ergebnissen der Infrarot-Messung im Schnitt entlang der Modelloberfläche in Strömungsrichtung. Die Längskoordinate x ist mit der Länge der Nasenpartie L des Hyperboloid / Flare - Modells normiert. Die drei dargestellten Kurven entsprechen verschiedenen Verfahren, die bei der Auswertung der Wärmebilder angewandt wurden. Die sehr gute Übereinstimmung dieser Ergebnisse demonstriert eindeutig die volle Anwendbarkeit der modernen industriellen Infrarot-Messtechnik für quantitative Messvorhaben im Rohrwindkanal Göttingen.

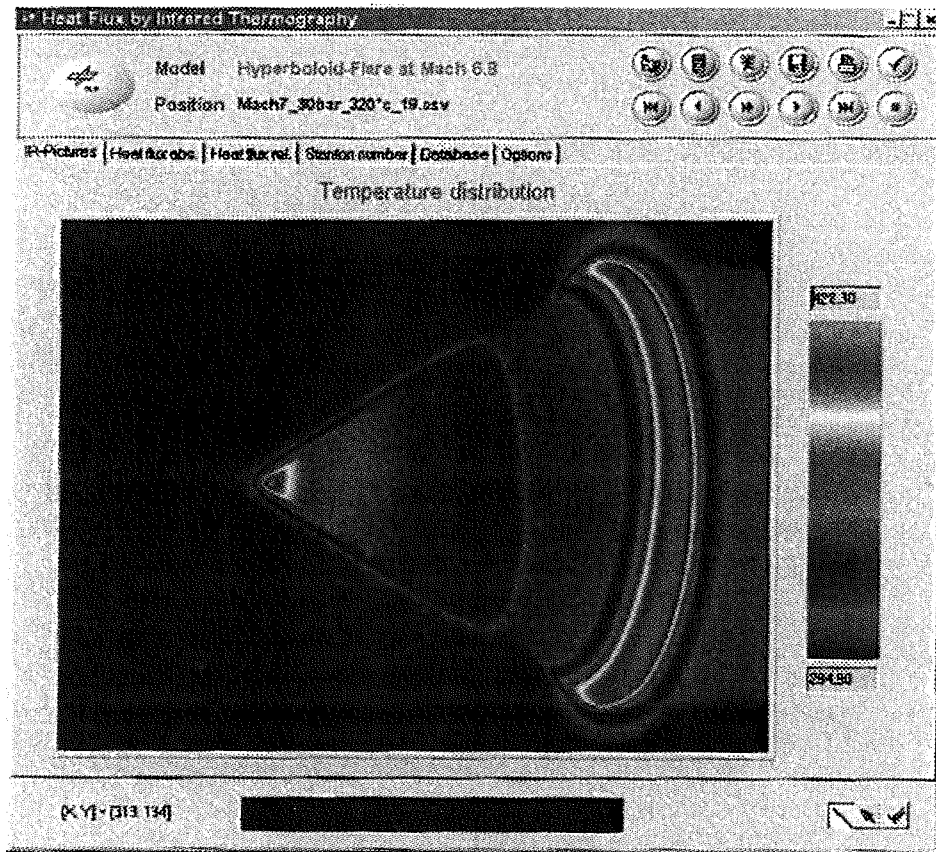


Bild 1 Verteilung der Wandtemperatur an der Modelloberfläche nach 300 ms im RWG (IR-Kamera FLIR SC500 mit 50 Bilder/s)

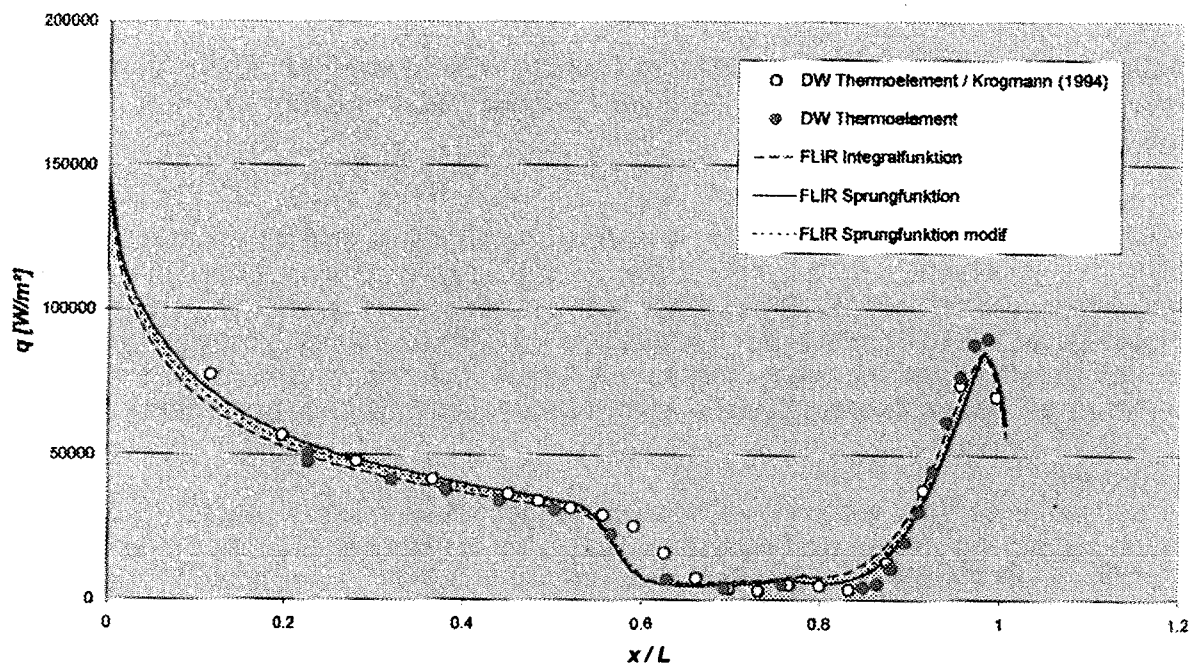


Bild 2 Verteilung der Wärmestromdichte entlang der Oberfläche des Hyperboloid / Flare – Modells bei $M_\infty = 6.8$ und $Re_{\infty} = 6.05 \times 10^6 \text{ m}^{-1}$

Literatur

- [1] Krogmann P. Hyperboloid/Flare Experiments at Mach 6.8 in RWG, DLR Report IB 223 – 94 C 44 (ESA/CNES H-NT-0-2074-DLR), DLR Göttingen, 1994, 85 p. (in English).

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Anlagen

Ansprechpartner

S. Blume, M. Engert, O. Meyer, W. Nitsche

Institution

TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse

Marchstr. 12-14, Sekr. F2
10587 Berlin

Telefon 030 314 - 23093

Telefax 030 314 - 22955

e-mail Stefan.Blume@tu-berlin.de

weitere Partner

European Transonic Windtunnel GmbH (ETW)

Thema

**Untersuchungen zur Wirksamkeit flexibler Längsschlitzte in
Windkanalmessstrecken im Vergleich zu herkömmlichen
Korrekturverfahren**

Ausgangssituation

Das Strömungsfeld um einen Körper und damit die auf ihn wirkenden äußeren Kräfte werden durch die Präsenz von Windkanalwänden beeinflusst. Diese Wechselwirkung wird als Interferenz bezeichnet und bedarf bei fast jedem Windkanalexperiment entsprechender Korrekturen. Grundsätzlich ermöglichen unterschiedliche Verfahren den Einfluss von Wandinterferenzen zu kompensieren. Rechnerische Verfahren erlauben eine nachträgliche Korrektur der mit Interferenzeffekten behafteten Messergebnisse, adaptive Messstrecken eine Interferenzkompensation schon während der Messung. Aufgrund des großen apparativen Aufwands findet die Methode der adaptiven Wandverstellung bisher überwiegend in vergleichsweise kleinen Forschungskanälen Verwendung. Eine mit geringerem mechanischen Aufwand umzusetzende Methode ist die der adaptiven Längsschlitzte, da bei diesen nur die Schlitzböden flexibel gestaltet sind. Numerische Voruntersuchungen von Futterer [1] haben gezeigt, dass Adaptionen mit flexiblen Längsschlitzten prinzipiell möglich sind.

Ziel

Ziel der Arbeit ist die Bewertung der Adaptionsgenauigkeit adaptiver Längsschlitzte im Vergleich zu klassischen Korrekturverfahren in geschlossenen oder passiv geschlitzten Messstrecken. Hierzu werden Ergebnisse aus Messungen in adaptiven und passiven Schlitzmessstrecken mit nachträglich rechnerisch korrigierten Messergebnissen geschlossener und passiv geschlitzter Messstrecken verglichen. Zusätzliche numerische Freistromsimulationen sollen ebenfalls zur Bewertung der Adaptionsgüte herangezogen werden.

Lösungsweg

Die experimentellen Untersuchungen wurden an der geschlossenen bzw. passiv geschlitzten Messstrecke des Pilotkanal des European Transonic Windtunnel (PETW) sowie an der schlitzadaptierten Messstrecke des Transsonischen Windkanals des Instituts für Luft- und Raumfahrt (ILR) der TU Berlin durchgeführt, Abb. 1. Bei reiner Festkörperversperrung (5.4%) wurden für verschiedene Machzahlen stationäre, kompressible Unterschallströmungen an einem rotationssymmetrischen Verdrängungskörper, dem sog. ETW Transition Body (ETB), untersucht. Die rechnerischen Korrekturen wurden auf die Messergebnisse der geschlossenen bzw. passiv geschlitzten Messstrecke des PETWs angewandt. Diese korrigierten Ergebnisse wurden dann mit numerischen Freistromsimulationen sowie den Messergebnissen aus den Untersuchungen an der adaptiven Schlitzmessstrecke des ILR verglichen. Grundlagen der rechnerischen Korrekturen waren hierbei die „Methode der Spiegelbilder“ (globale Korrektur), die „Zwei Variablen Methode“ sowie die Korrektur mittels einer gemessenen Wanddrucksignatur (lokale Korrektur) [2, 3].

Ergebnis

Ein Vergleich der Messergebnisse aus den Untersuchungen in der adaptiven Schlitzmessstrecke mit den numerischen Freistromsimulationen macht deutlich, dass für die verwendete Testkonfiguration mit adaptiven Längsschlitzn sehr gute Adaptionsgenauigkeiten erzielt werden können, Abb. 2 (exemplarisch für $M_\infty = 0.5$). Weiterhin ist ersichtlich, dass rechnerische Korrekturen in geschlossenen Messstrecken in erster Linie mittels einer gemessenen Wandrucksignatur durchgeführt werden sollten. Vergleichend mit den Ergebnissen der numerischen Freistromsimulationen bzw. den Messergebnissen aus der Messstrecke mit adaptiven Längsschlitzn zeigen weder die rechnerisch korrigierten noch die unkorrigierten Messergebnisse der passiv geschlitzten Messstrecke für diesen Testfall voll befriedigende Ergebnisse.

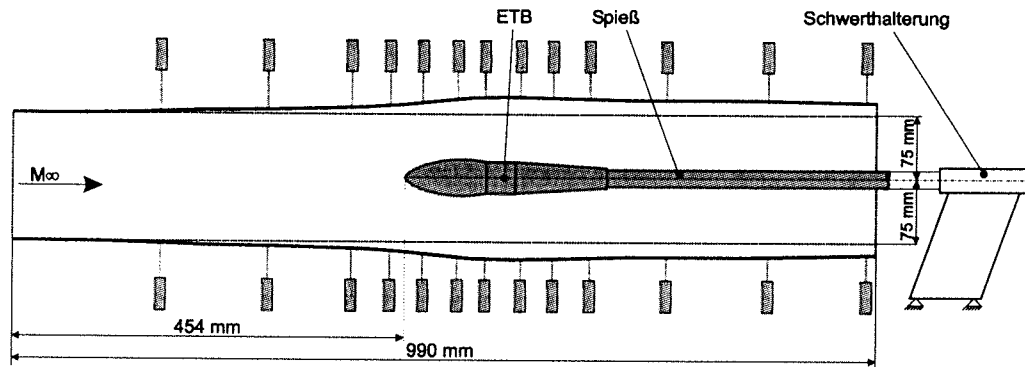


Abb.1: Testkonfiguration mit ETB im Transsonischen Windkanal des ILR

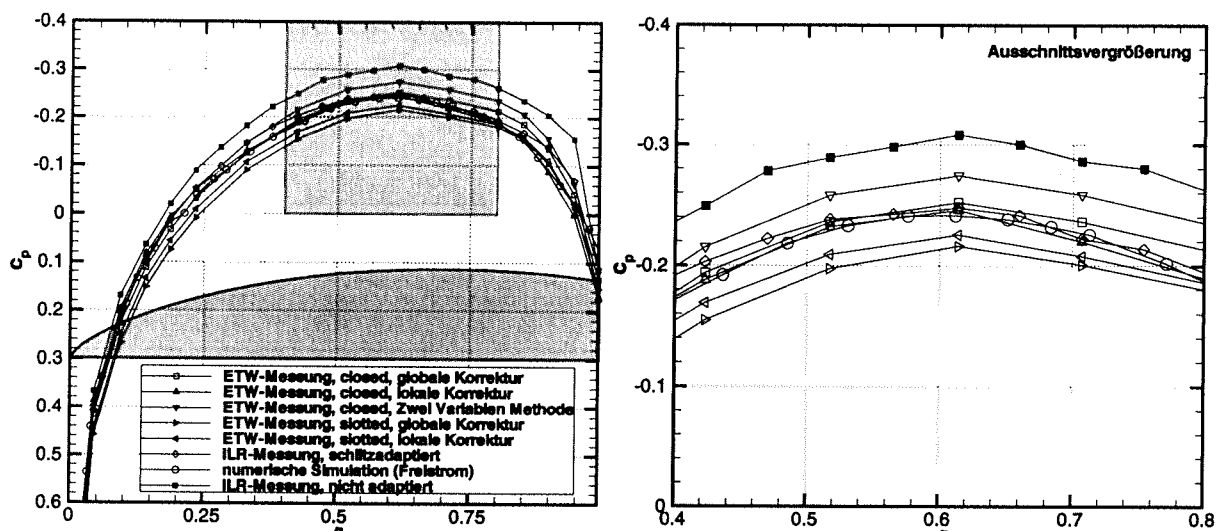


Abb.2: Vergleich der Druckverteilungen am Kopf des ETBs für $M_\infty = 0.5$

Literatur

- [1] O. Meyer, W. Nitsche, I. Futterer: *Numerical and Experimental Investigations on the Reduction of Wind Tunnel Interference by Mean of Adaptive Slots*. In: Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society 105, October, 2001, Nr. 1052
- [2] B.R.F. Ewald: *Wind Tunnel Wall Corrections*, AGARD-AG-336, 1998
- [3] H.C. Garner, E.W.E. Rogers, W.E.A. Acum, E.C. Maskell: *Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections*, AGARDograph 109, October, 1966

weiteres Vorgehen

Für auftriebserzeugende 2D-Konfigurationen konnte bereits experimentell eine hohe Adaptionqualität für schlitzadaptierte Messstrecken nachgewiesen werden. Eine rechnerische Korrektur in beiden Messstreckenkonfigurationen (passiv geschlitz/geschlossen) steht noch aus.

Mitteilung

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

Ansprechpartner: Dr. R. Meyer / W. Hage

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

Adresse: Müller-Breslau-Straße 8
10623 Berlin

Telefon: 030/ 31 00 06-38
Telefax: 030/ 31 00 06-39
e-mail : robert.meyer@dlr.de

Thema: Neuer Gitterkanal zur Untersuchung von Sekundärströmungen

Ausgangssituation:

In Strömungsmaschinen tragen die Seitenwandverluste und die Eckenablösung an Schaufel-Wand-Übergängen mit bis zu 60% zu den Gesamtverlusten bei.

In vorangegangenen Windkanaluntersuchungen wurden Experimente zur Beeinflussung der Eckenströmung an verschiedenen Einzelflügeln (Laminar-, Hochauftriebs- und Ventilatorprofilen) durchgeführt. Als einfache und zugleich effektive Lösung stellte sich ein einzelner Wirbelgenerator auf dem Flügel in Wandnähe vor dem Ablösegebiet heraus. Durch Strömungssichtbarmachung konnte nachgewiesen werden, dass die üblicherweise auftretende Eckenablösung unterdrückt werden kann. Kraftmessungen des gesamten Flügels ergaben, dass durch einen sehr kleinen Wirbelgenerator in der Ecke nicht nur eine Widerstandsverminderung (ca. 9%), sondern auch je nach Profil und Streckung eine beträchtliche Auftriebssteigerung (ca. 10 %) erreicht wurde.

Ziel:

- Verbesserung des Stufenwirkungsgrades bei axialen Turbomaschinen.
- Unterdrückung der Eckströmungsablösung durch passive Sekundärströmungsbeeinflussung.

Lösungsweg:

Um das Phänomen der Eckenströmungsablösung bei axialen Turbomaschinen näher zu untersuchen, wurde ein neuer Schaufelgitterprüfstand aufgebaut. Der Prüfstand ist so ausgelegt, dass die realen Reynoldszahlen ($Re \approx 0,6 \cdot 10^6$) und Machzahlen ($Ma \approx 0,8$) von axialen Strömungsmaschinen erreicht werden. Der Kanal zeichnet sich durch folgende Besonderheiten aus: Die Größe von Schaufeln und Versuchsstand ist gut handhabbar und kostengünstig herstellbar. Die Seitenwandgrenzschichtdicke kann in weiten Grenzen durch Spoiler bzw. Absaugung modifiziert werden. Nachlaufmessungen können über einen verfahrbaren Sondenrechen durchgeführt werden. Dieser Sondenrechen enthält Pitot- und Richtungs-Sonden (Bild 1). Mit dem Gitterwindkanal können so nach kurzer Messzeit die Maßnahmen der Turbulenzbeeinflussung im Bereich des Flügel-Wandübergangs bei Schaufelgittern über flächige Verlustmessungen bewertet werden.

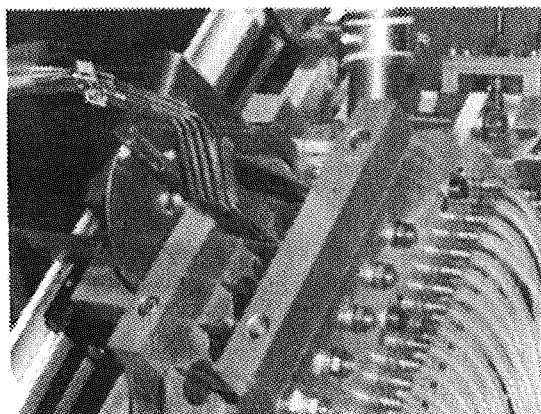


Bild 1: Nachlaufmessrechen für flächige Verlustmessung

Ergebnis:

Die ersten Experimente zur Beeinflussung der Sekundärströmung wurden an einem Schaufelgitter mit NACA 65 K48 Profilierung durchgeführt. Dieses Schaufelgitter ist als Leitrad im Mitteldruckverdichter des Tornado-Flug-Triebwerks RB199 eingesetzt. Die Schaufelhöhe ist gleich der Schaufeltiefe (40mm), wodurch die Randeffekte besonders deutlich auftreten (siehe Bild 2).

Bei einer typischen Messung wird neben der Erfassung der geforderten Zuströmverhältnisse einschließlich der Seitenwandgrenschichtdicken eine flächige Nachlaufmessung durchgeführt. Die Auswertung der Nachlaufmessung erlaubt eine detaillierte Analyse der lokalen Totaldruckverluste, der Verlust in Schaufelhöhenrichtung sowie der Gesamtverluste. Zusätzlich wird an vier Schaufelhöhenpositionen über die gesamte Teilung der Abströmwinkel gemessen.

In der jetzt neu erstellten Versuchsanlage können Untersuchungen zur Sekundärströmungsbeeinflussung schnell und zielgerichtet durchgeführt werden.

Wirbelgeneratoren auf der Schaufel wie auch auf den Seitenwänden vor der Stufe sollen mit anderen Konzepten (z.B. Schaufelfußkonturierung, „bow“ und „lean“, Grenzschichtzäunen, oder Ausblasung) verglichen werden.

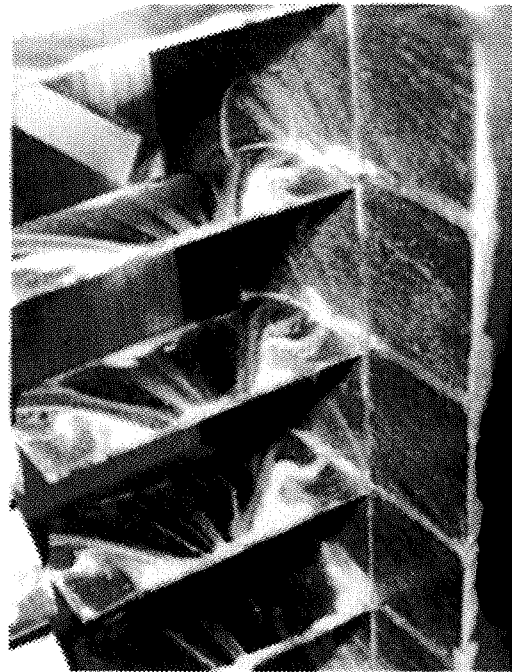


Bild 2: Strömungssichtbarmachung auf Verdichterschaufel und Seitenwand, $Re=570.000$, $Ma = 0,67$; Blick auf die Hinterkante der Beschaukelung; Deutlich sichtbar: Die Eckenablösungen.

Literatur:

- R. Meyer, D.W. Bechert, W. Hage; „Loss reduction by *secondary flow control on compressor blades*“, 5th Euromech Fluid Mechanics Conference ; 24-28 August 2003, Toulouse, Frankreich
- R. Meyer, D.W. Bechert, W. Hage; „*Sekundärströmungsbeeinflussung in axialen Turbomaschinen zur Verbesserung des Stufenwirkungsgrades.*“; Abschlußbericht AG TURBO, Verbundforschungsprojekt CO₂-armes Kraftwerk, GuD Kraftwerk, Teilverbund Verdichter, Vorhaben V 1.2.11, April 2003, Berlin,
- R. Meyer, D.W. Bechert, W. Hage; „*Secondary flow control on compressor blades to improve the performance of axial turbomachines*“, 5th European Conference on turbomachinery; Conference Proceedings Page.: 335-342; 17-22 März. 2003, Prag, Tschechische Republik
- W. Hage, D.W. Bechert, R. Meyer; „*A novel use of Vortex generators for separation control in the corner between a wall and a wing.*“; FLOWCON - IUTAM Symposium; Göttingen; Sep. 7-11, 1998

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Anlagen

Ansprechpartner: J. Ortmanns, M. El Khalfaoui, T. Möller

Institution: Institut für Strömungsmechanik

Adresse: 38106 Braunschweig
Bienroder Weg 3

Tel.: 0531-391-2991

Fax: 0531-391-5952

e-mail: t.moeller@tu-bs.de

weitere Partner: –

Thema: Modell-Unterschallwindkanal Braunschweig (MUB)

Ausgangssituation:

Durch die Übernahme des Modell-Unterschallwindkanals vom DNW-NWB durch das Institut für Strömungsmechanik wurden im Rahmen des Neuaufbaus Veränderungen an Teilelementen des Kanals durchgeführt.

Ziel:

Neben einer Verbesserung der Strömungsqualität und der Versuchsbedingungen ist ein Ausbau zu einem Allzweckkanal angestrebt.

Lösungsweg:

Der in Abbildung 1 als Prinzipskizze dargestellte MUB hat derzeit folgende technische Daten:

			Messstrecke 1	Messstrecke 2
Volumen	V	=	$1,3 \times 1,3 \times 3 \text{ m}^3$	$0,8 \times 0,8 \times 3 \text{ m}^3$
Kontraktionsverhältnis	c	=	4,91	12,9
Geschwindigkeit	$U_{\max}$	=	60 m/s	130 m/s
Reynoldszahl	$Re_{\max}$	=	$5,1 \cdot 10^5$	$6,9 \cdot 10^5$
Turbulenzgrad	Tu	=	0,2 % bei 40 m/s	(nicht bestimmt)
Motorleistung	P_M	=	300 kW	
Kühlerleistung	P_K	=	26 kW	

Die Beruhigungskammer wurde erneuert und ein Wärmetauscher in ihr integriert, mit dessen Hilfe eine Aufheizung des Kanals bei längerem Betrieb vermieden und eine gleichzeitige gleichrichtende Wirkung erzielt werden kann ([1], [2]). Für eine Verbesserung der Strömungsqualität sind zusätzlich zwei neue Siebe und ein Gleichrichter mit Wabenstruktur – vgl. Abbildung 1 – eingebaut worden ([3], [4]). Die Neukonstruktion einer großen durchgehenden Messstrecke erweitert das Nutzungsspektrum des MUB. Diese eignet sich nun für Profil- und Modelluntersuchungen im Bereich der Flugzeug- und KFZ-Aerodynamik.

Ergebnis:

Die Abbildungen 2 & 3 zeigen Ergebnisse aus Druckmessungen für die große Messstrecke zur Bestimmung der Strömungsqualität. Das Geschwindigkeitsfeld im Kernquerschnitt weist eine Abweichung von der mittleren Geschwindigkeit von $u = \pm 0,17 \text{ m/s}$ (0,42 %) auf. Durch das Anstellen der oberen und unteren Kanalbegrenzung führt die entstehende Divergenz dazu, dass kein Druckgradient entlang der gesamten Messstrecke existiert, was nachgewiesen werden konnte. Die Windkanaltemperatur bei Maximalgeschwindigkeit liegt nach Auslegung bei max. 10 °C über der Umgebungstemperatur.

STAB

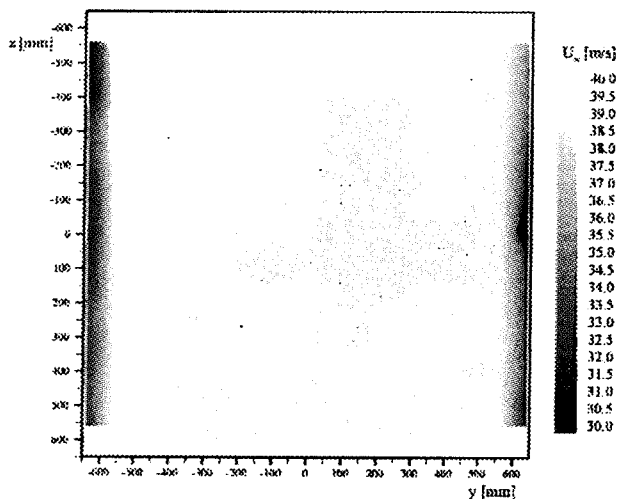
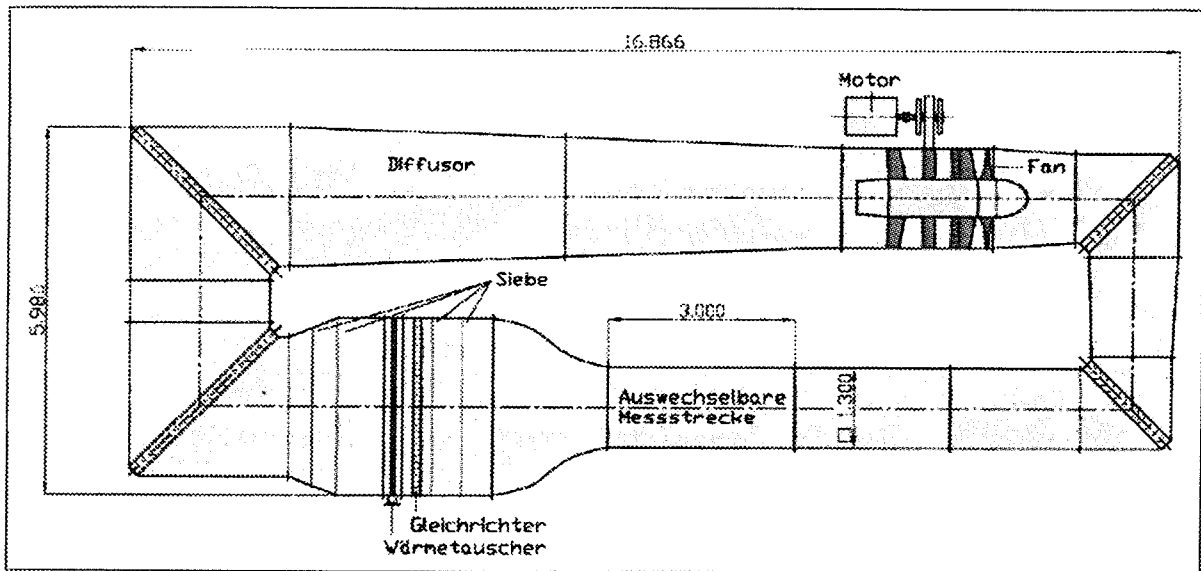


Abbildung 2: Geschwindigkeitsverteilung in der Messebene ($x = 1500$ mm).

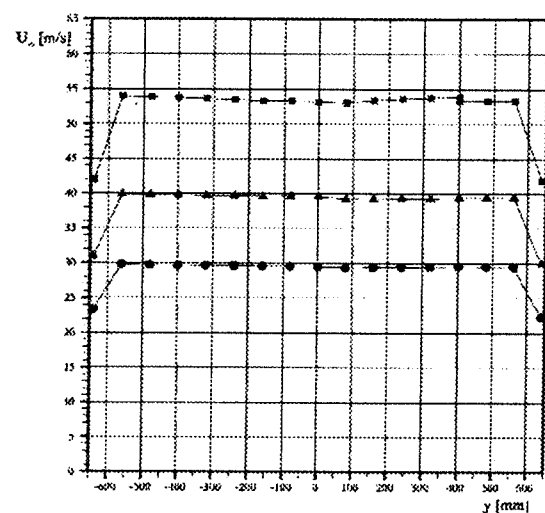


Abbildung 3: Geschwindigkeitsverteilung entlang der Linie $z = 0$ mm in der Messebene ($x = 1500$ mm).

Literatur:

- 1). H.-D. Papenfuß: Einfluß eines Wärmetauschers auf Strömungsgleichförmigkeit und Turbulenz in einer Windkanalvorkammer. In: Turbulenz in der Strömungstechnik, p. 243-252. Hrsg.: M.S. Kim. Shaker Verlag, Aachen 1997.
- 2). R.H. Engler, M.-C. Mérienne, C. Klein, Y. Le Sant: Application of PSP in low speed flows, Aerospace Science and Technology, 6, p. 313-322, 2002.
- 3). J.L. Lumley, J.F. McMahon: Reducing water tunnel turbulence by means of honeycomb, ASME J. Basic Eng., Vol. 89D, p. 764, 1967.
- 4). R.D. Metha, P. Bradshaw: Design rules for small low speed wind tunnels, The aeronautical journal of the Royal Aeronautical Society, p. 174-153, 1979.

weiteres Vorgehen: Traversierte Turbulenzgradmessungen über den Messstreckenquerschnitt zur Bestimmung möglicher Nachlaufströmungen hinter dem Wärmetauscher. Ermittlung des zeitlichen Temperaturverlaufes nach Erreichen des thermischen Gleichgewichts.

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

Adams 127, 157, 168
Adeli 82
Agocs 135
Alrutz 141
Arnott 135

Bao 26
Basara 129
Becker, S. 54
Becker, W. 58
Behr 84
Block 178
Blume 204
Bozic 86
Bunge 142, 144
Burkhardt 196
Büscher 28

Christou 184

D'Alascio 52
Dettleff 104
Dwight 146

Eder 172
Egami 174
Einarsson 148
El Khalfaoui 208
Engert 204
Engler 174, 176
Enk 150
Erdi-Betchi 60, 188
Esser 88
Estorf 90

Forbrich 30
Fey 174

Gardner 96
Gerhold 163
Giese 92
Gilliot 198
Glößner 94
Goanta 178
Göksel 74
Goldhahn 182
Grote 32
Gruhn 100
Gülhan 88
Günther 46
Gurr 153

Hage 34, 206
Hannemann, K. 96, 98,
112, 116, 118
Hannemann, V. 116
Heider 184
Heisen 42

Henckels 100
Henne 176
Hentschel 178
Hetsch 125
Hickel 186
Hindercks 102
Hoefener 196
Horstmann 76

Indinger 127

Jakirlic 129, 131, 137
Jansen 200
Jester-Zürker 131
Jovanovic 194

von Kaenel 151
Karl 98
Kesting 104
Kindler 133
Klein 176
Kleiser 151
Klinge 182, 190
Klinkov, K. 60, 188
Kompenhans 135
Konrath 190
Kovar 62
Kreplin 36, 133
Krumbein 155
Kutzbach 38

Lienhart 54
Liersch 40
Loginov 157
Longo 82, 86
Lozier 198
Lüdeke 106, 108
Lutz 38

Mack 110
Madrane 159
Martinez Schramm 98, 112
Melber-Wilkending 161
Meyer, J. 78
Meyer, O. 204
Meyer, R. 34, 206
Mockett 142
Möller 208
Monnier 198

Nastase 64
Niederrenk 163
Nitsche 42, 196, 204
Nobach 192

Oberlack 164
Olivier 94
Ortmanns 50, 208

Otter 135

Pagella 114
Pashtapanska 194
Pätzold 196
Pego 54
Petz 42

Quest 200

Radespiel 28, 32, 90,
102, 120
Rechenberg 74
Reimann 116
Rein 60, 188
Richter 44
Rist 114, 125, 166
Robinson 118

Sachs 176
Sammler 135
Saric 137
Sartorius 80
Schäfer 88, 110
Schatz 46
Schimanski 200
Schröder 135, 190, 198
Schüle 62, 66, 202
Schwarz 56
Seiler 68, 70
Send 123
Srulijes 68, 70
Stemmer 168

Tarfeld 72
Tefy 121
Thiele 46, 139, 142,
144, 153
Tropea 137, 172, 192

Vogeler 127
Vollmers 26, 198

Wagner 80
Wassen 139
Wichmann 48
Wiedemann 176
Wokoeck 50
Wolf 120
Würz 80

Yamin 42

Zeiss 84
Zhang 170