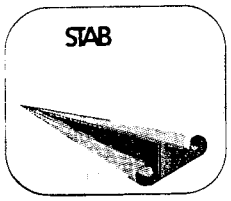
STAB



JAHRESBERICHT

2004

Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Organigramm	10
Gremien	11
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Bericht über das 14. DGLR/STAB-Symposium im November 2004	15
12. STAB-Workshop 2005: „Call for Paper“	16
International Conference: BAIL 2006 „Boundary and Interior Layers“	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	219

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 99 "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 8 % auf die Industrie und andere, 46 % auf die Hochschulen und 46 % auf das DLR. Auf Seite 219 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 **2005,** 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 2005

---

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

O Ich bitte um Zusendung des "STAB-Jahresbericht 2005"

Name:

Organisation:

Anschrift:

Telefon:

e-mail :

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

D - 37073 Göttingen

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation

Die Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung" (STAB) wurde auf Initiative der Deutschen Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR) - Lilienthal-Oberth, e.V. - 1979 von Strömungsforschern, Aerodynamikern und Luftfahrtingenieuren aus DLR, Hochschule und Industrie ins Leben gerufen.

Sie entstand aus "dem gemeinschaftlichen Bestreben, die Strömungsforschung in Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch zukunftsträchtiges Teilgebiet zu vertiefen" (Auszug aus der Päambel 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
- 14. DGLR-Fach-Symposium	Bremen, 16. - 18.11.2004

- 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": findet seit 1993 regelmäßig im DLR-Göttingen statt, letztmalig am 14.-18.03.2005

Tagungsbände, die durch einen Begutachtungs-Prozess gegangen sind:

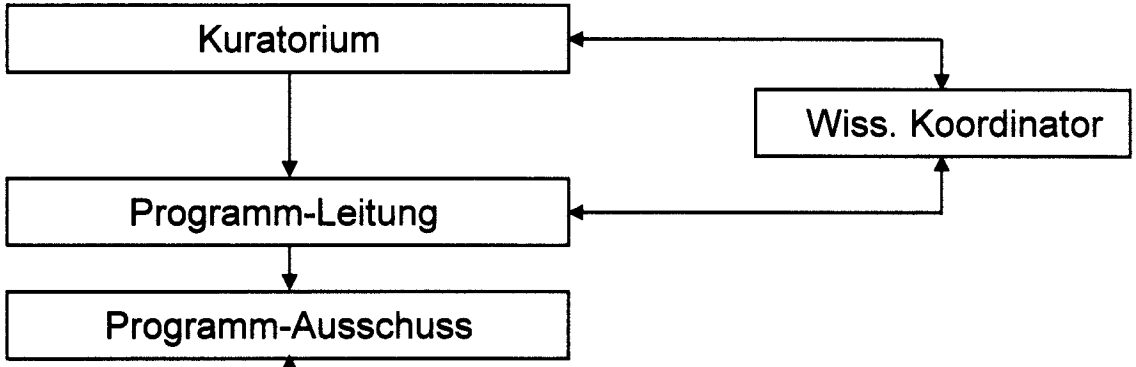
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60; Ed.: H. Körner, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72; Ed.: W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77; Ed.: S. Wagner, 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
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. xx; Ed.: H. J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönlinger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2005

Vorschau:

- 12. STAB-Workshop	Göttingen, 08.-11.11.2005 (aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig ins Internet gestellt)
- Kurs "PIV"	Göttingen, Frühjahr 2006 (voraussichtlich)

Arbeitsgemeinschaft "Strömungen mit Ablösung", STAB

Organigramm



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

Stand: 22.03.2005

STAB_Organigramm.xls

Kuratorium

NN		**(BMVg, Bonn)**
Dipl.-Ing. Friedrich		**(Panavia, München)**
MinRat Friske		**(BMWi, Bonn)**
Prof. Dr. Gersten		**(Universität Bochum)**
NN		**(BMBF, Bonn)**
NN	**(Sprecher)**	**(DLR, Köln)**
Dr. Lachenmeier		**(DFG, Bonn)**
Prof. Dr. Laschka		**(DGLR, Bonn)**
Prof. Madelung		**(TU München)**
Dipl.-Ing. Schmidt		**(MTU, München)**
Dr. Stüssel	**(Stellv. Sprecher)**	**(EADS Aerospace Airbus, Hamburg)**
Prof. Dr. Weyer		**(DLR, Köln)**
NN		**(DLH, Hamburg)**

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. Behr **roland.behr@space.eads.net**	**(Astrium-Space, München)** **Tel.: 089 / 607-25171; Fax: 089 / 607-28629**
Dr. Breitsamter **chris@flm.mw.tum.de**	**(Technische Universität München)** **Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139**
Prof. Dr. A. Dillmann **andreas.dillmann@dlr.de**	**(DLR, Göttingen)** **Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889**
Dr. Eitelberg **dnw@nlr.nl**	**(DNW, Emmeloord)** **Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582**
Dipl.-Ing. Henke **(Sprecher)** **rolf.henke@airbus.com**	**(Airbus Deutschland, Bremen)** **Tel.: 0421 / 538-3913; Fax: 0421 / 538-4064**
Prof. Dr. Krämer **kraemer@iag.uni-stuttgart.de**	**(Universität Stuttgart)** **Tel.: 0711 / 685-3580; Fax: 0711 / 685-3438**
Dr. Hennig **paul.hennig@lfk.eads.net**	**(LFK, Unterschleißheim)** **Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904**
Prof. Dr. Hönlinger **heinz.hoenlinger@dlr.de** **(Sprecher)**	**(DLR, Göttingen)** **Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862**
Dr. Pinar **thilo.pinar@eads.com**	**(EADS Aerospace, München)** **Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766**
Prof. Dr. Nitsche **w.nitsche@ilr.tu-berlin.de**	**(Technische Universität Berlin)** **Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955**
Prof. Dr. Radespiel **R.Radespiel@tu-bs.de**	**(Technische Universität Braunschweig)** **Tel.: 0531 / 391-2971; Fax: 0531 / 391-5952**
Prof. Dr. Rossow **Cord.Rossow@dlr.de**	**(DLR, Braunschweig)** **Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320**
Dipl.-Ing. Schimke **dieter.schimke@eurocopter.com**	**(Eurocopter Deutschland, München)** **Tel.: 089 / 6000-6566 Fax: 089 / 6000-6888**
Prof. Dr. Schröder **office@aia.rwth-aachen.de**	**(RWTH, Aachen)** **Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257**

Projektgruppen	**Sprecher:**
Flügel großer Streckung	**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 München)** **Tel.: 089 / 289-16120; Fax: 089 / 289-16139** **e-mail: Nikolaus.Adams@tum.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**

Stand: März 2005

STAB-Schwerpunktthemen		
- Stoß-Grenzschicht-Interferenz	Prof. Dr. Thiede	(EADS Aerospace Airbus, Bremen)
- Laminarhaltung und Transition	NN	(DLR Göttingen)
- Turbulenzforschung	Prof. Dr. Friedrich	(TU München)
DFG-SP-Programme		
- Kolloidale magnetische Flüssigkeiten: Grundlagen, Entwicklung und Anwendung neuartiger Ferrofluide	Dr. Odenbach	(Universität Bremen)
- Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse	Prof. Nitsche	(TU Berlin)
- Nano- und Mikrofluidik: Von der molekularen Bewegung zur kontinuierlichen Strömung	Prof. Jacobs	(Universität Saarbrücken)
- Protektive Beatmungskonzepte	Prof. Kauczor, Prof. Schröder	(DKFZ Heidelberg, RWTH Aachen)
DFG-Forschergruppen		
- Magnetofluiddynamik: Strömungsbeeinflussung und Strömungsmessung in elektrisch leitfähigen Flüssigkeiten	Prof. Thess	(TU Ilmenau)
- Noise Generation in Turbulent Flow	Prof. Munz, Dr. Bailly	(Universität Stuttgart, Ecully)
- Large Eddy Simulation (LES) of Complex Flow	Dr. Manhart, Dr. Brun	(TU München, Orleans)
DFG-Sonderforschungsbereiche		
- Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen	Prof. King	(TU Berlin)
- Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln	Prof. Dr. Ballmann	(RWTH Aachen)
- Elektromagnetische Strömungen in Metallurgie, Kristallzüchtung und Elektrochemie	Prof. Grundmann	(TU Dresden)
DFG-Gemeinschaftsprojekte		
- Interdisziplinäre Turbulenzinitiative	Prof. Oberlack, Prof. Peinke	(TU Darmstadt, Universität Oldenb.)
- Numerische Aeroakustik (SWING)	Prof. Költzsch, Prof. Körner	(TU Dresden, DLR Braunschweig)
- Periodisch instationäre Strömung in Turbomaschinen	Prof. Hourmouziadis	(TU Berlin)
- Riblets für Verdichterschaufeln	Prof. Seume	(Universität Hannover)
DFG-Graduiertenkolleg		
- Aerothermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme	Prof. Weigand	(Universität Stuttgart, RWTH Aachen (Techn. Universität München)

Stand: März 2005 (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 2005.

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

14. DGLR / STAB Fach-Symposium zur "Strömungsmechanik" in Bremen

Dieses von der deutschen strömungsmechanischen Arbeitsgemeinschaft STAB initiierte Symposium wurde im November 2004 an der Universität Bremen durchgeführt. Gastgeber war das Zentrum für angewandte Raumfahrttechnologie und Mikrogravitation (ZARM). Die Fachliche Leitung lag in den Händen der Herren Professor Hans – J. Rath und Dipl.-Ing. C. Holze (beide ZARM) und Dipl.-Ing. R. Henke (Airbus Deutschland, Bremen). Die umfangreiche Organisation wurde vom ZARM-Team durchgeführt.

In der STAB sind alle wichtigen Gebiete der Strömungsmechanik, insbesondere die der Luft- und Raumfahrt, aus Grundlagenforschung, Großforschung und Industrie in Deutschland zusammengeschlossen. Teilweise sind auch andere strömungsmechanische Fragestellungen mit aufgegriffen worden, z.B. aus dem Automobilbau, der Gebäudeaerodynamik, der Verfahrenstechnik, dem Motorenbau, u.s.w. . Bei der jetzt 25 Jahre zurück liegenden Gründung war es das Ziel, Forschungsverbünde zu organisieren. Die STAB hat sich in ihrer Fachwelt längst einen wohlbekannten Namen erworben.

Das STAB-Symposium wird alle zwei Jahre veranstaltet. Hierbei werden primär zukunftsweisende Arbeiten aus der Grundlagenforschung, den Forschungsprogrammen des Bundes und der EU, der Förderpolitik der Deutschen Forschungsgemeinschaft, DFG, sowie aus der industriellen Forschung und Entwicklung vorgestellt, die bereits einen gewissen Abschluss erreicht haben. In Gegenphase findet der STAB-Workshop (der nächste in der Zeit zwischen dem 8. und 11. November 2005) statt, der mehr dem informativen Austausch über laufende Arbeiten gewidmet ist. Hier ist der DLR-Standort Göttingen traditioneller Veranstalter. Beide Tagungen genießen national sehr hohes Ansehen und haben längst auch ihre gute Tradition.

Vor insgesamt ca. 120 Teilnehmern wurden etwa 80 Vorträge in zwei parallelen Sitzungen gehalten. Bei der Eröffnung waren auch die ehemaligen STAB-Sprecher, Dipl.-Ing. G. Krenz und Dipl.-Ing. R. Hilbig anwesend. Die Sitzungen waren unterteilt in 'Flügel großer Streckung', 'Flügel kleiner Streckung', ‚Drehflügler', 'Hyperschall', 'Aeroelastik', 'Aeroakustik', 'Stumpfe Körper / Rümpfe', 'Physikalische Grundlagen', 'Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation', 'Laminarhaltung und Transition' , Aktive Strömungskontrolle' und 'Messtechnik / Anlagen'. Zu einigen hiervon wurden auch eingeladene Plenarvorträge (7) gehalten. Insgesamt kamen die Beiträge zu (ca.) 50 % aus dem DLR, 40 % von den Hochschulen und 10 % aus der Industrie und anderen Einrichtungen. Zukünftig muss verstärkt für Beiträge aus der Industrie geworben und Ursachenforschung betrieben werden wegen der kontinuierlich zurückgehenden Beteiligung.

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

Es hat sich wiederum auch gezeigt, wie sehr die STAB lebt, und das Motiv für ihre Gründung heute mehr denn je gültig ist. Wie immer wurde die Gelegenheit genutzt, um neue Kontakte zu knüpfen, alte zu erweitern und Verabredungen für zukünftige Arbeiten zu treffen. Dazu trug wesentlich auch das Rahmenprogramm in gelockerte Atmosphäre bei. Anlässlich des Senatsempfanges im Rathaus begeisterte Senator Willy Lembke mit seiner aus Ernst und Spaß gut gemischten Rede alle Anwesenden. Das Dinner in einem Restaurant mit Blick auf den Flughafen war eine ebenso gelungene Veranstaltung wie das Besichtigungsprogramm bei Airbus Deutschland und EADS-Raumfahrt.

Das Symposium war bestens organisiert. Es stand auch unter Anlegung internationaler Maßstäbe auf sehr gutem wissenschaftlichen Niveau. Die Vorträge werden nach einem Begutachtungsprozess in der Reihe des Springer-Verlages „Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multdisciplinary Design" in englischer Sprache zusammengefasst. Das Erscheinen ist für die 2. Hälfte 2005 vorgesehen.

Weitere Informationen zu STAB gibt es unter www.dlr.de/agstab

Dr. H. - J. Heinemann, Wissenschaftlicher Koordinator der STAB, DLR Göttingen

Call for Paper

für den

12. STAB-Workshop

8. - 11. November 2005

im DLR-Standort Göttingen

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

23. September 2005

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

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

STAB_WS2005/Call_for_Paper_2005



Ludwig Prandtl

BAIL 2006:
(Home)

Contact

Conference Address

About the Conference

Topics

Deadlines

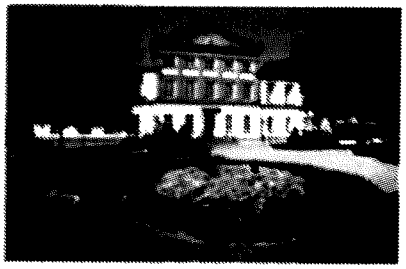
Registration and Fees

Accommodation (not available)

Programme (not available)

International Conference: **BAIL 2006** Boundary and Interior Layers

- Computational & Asymptotic Methods -



24th - 28th July, 2006

organized by

Institute of Aerodynamics and Flow Technology (AS), Braunschweig/Göttingen, German Aerospace Center

Institute for Numerical and Applied Mathematics (NAM), Georg-August University Göttingen

in Göttingen, Germany

weitere Infos siehe unter:

http://www.num.math.uni-goettingen.de/grapin/bail/index.html

SCIENCE DIRECT®

AEROSPACE SCIENCE & TECHNOLOGY

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

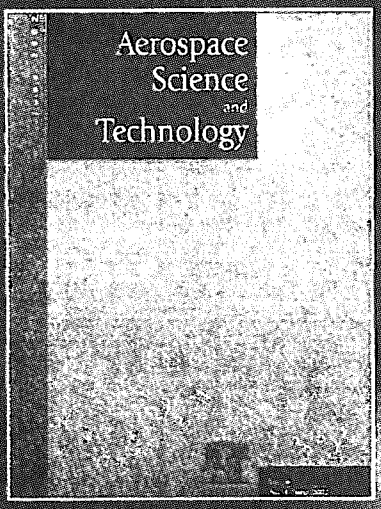
Imagine having the ability to search a historical archive of over three million articles directly from your desktop, back to volume 1 issue 1.

- 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.

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



Available online at

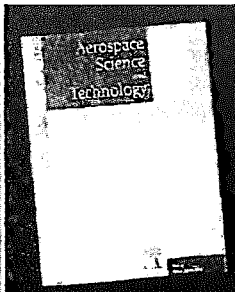
SCIENCE DIRECT®

www.sciencedirect.com

(see back panel for full details)

ELSEVIER

060-058-3-A **www.sciencedirect.com**



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/ISP, BP72,
29 avenue de la Division Leclerc,
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 Recherce 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 a 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

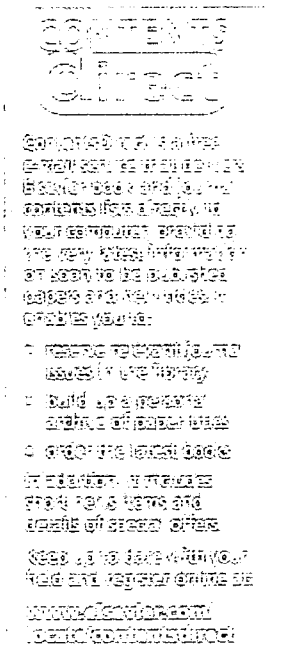
- Create and personalise your unique homepage
- Locate instructions for authors for all Elsevier journals
- Register to receive e-mail alerts to track the progress of your paper, from acceptance to publication

To find out more visit.
http://authors.elsevier.com

Author Benefits

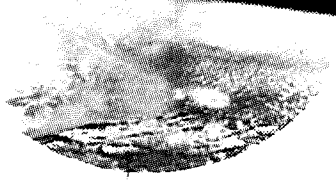
Publish your paper in an Elsevier journal and receive the following benefits:

- 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



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/SRTM – 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

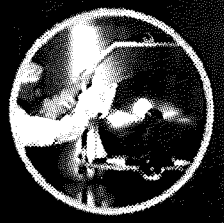
Ausführliche Informationen finden Sie auch unter folgender Adresse im Internet:
http://www.dglr.de

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

Ermäßigungen:

- 1/2 Abo-Preis für die „Aerospace Science & Technology"
- Reduzierte Gebühren für nationale und internationale (CEAS) Veranstaltungen
- Rabatt auf Fachliteratur der DGLR







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

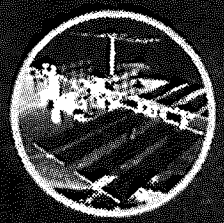
Godesberger Allee 70
D-53175 Bonn

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

Text und Redaktion
Peter Brandt

Druck
Thenée Druck GmbH
Mülheim an der Ruhr

Gestaltung
Atelier design, Mülheim an der Ruhr



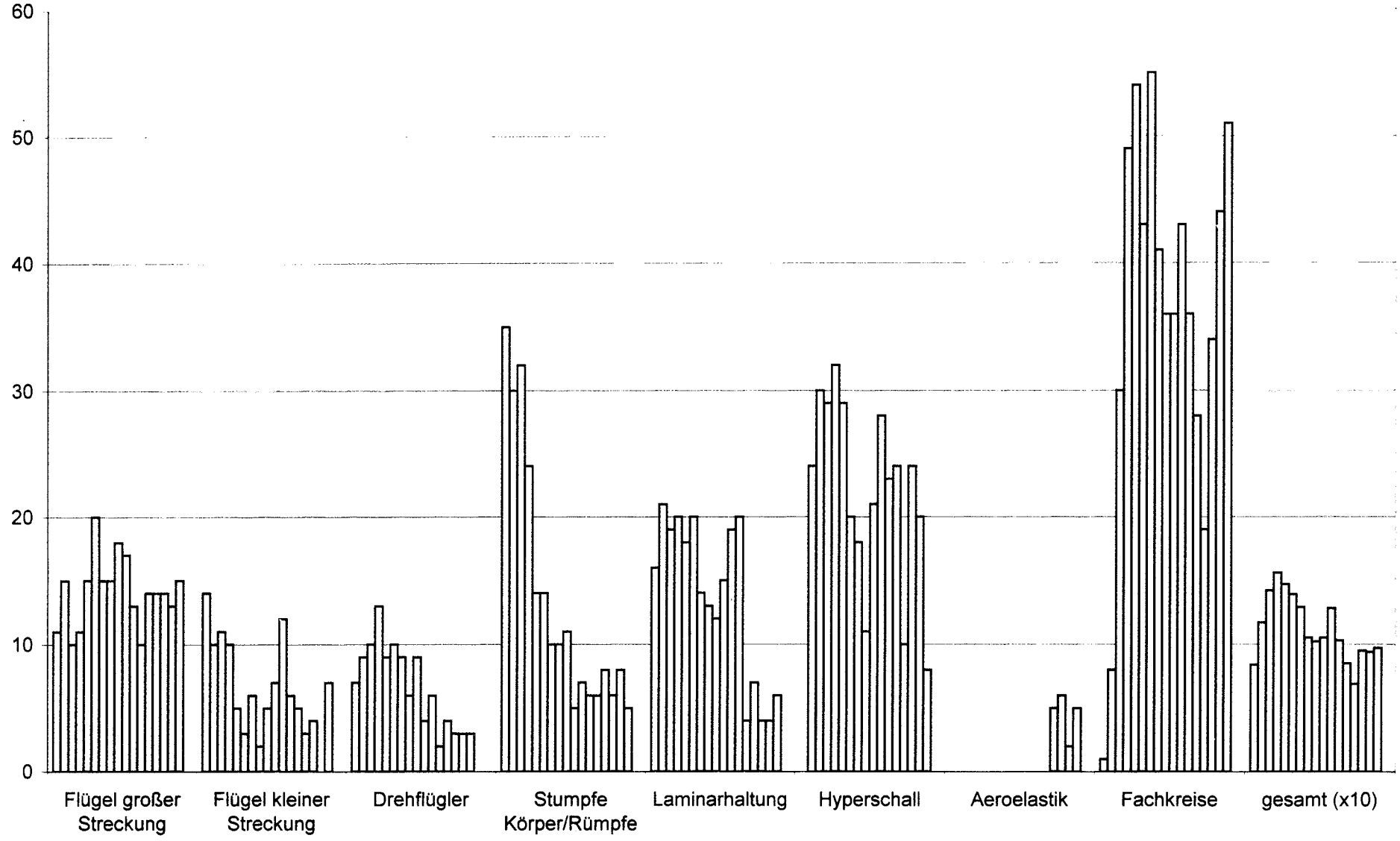




Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)

Treffpunkt für Luft- und Raumfahrt

"Mitteilungen" 1988 bis 2004



Stand: 22.03.2005

STAB_Statistik_Mitteilungen.xls

Projektgruppe "Flügel großer Streckung"

		Seite
Bellastrada, Breitsamter	Effect of Differential Flap Settings on the Wake Vortex Evolution of Large Transport Aircraft	26
Puffert-Meißner, von Geyr	Experimental investigations of a fowler flap exposed to the engine fan jet of a twin-jet transport aircraft configuration	28
von Geyr, Melber, Puffert-Meißner	Numerical investigations on the influence of a jet blown flap on high-lift flow of a jet-powered configuration	30
Hübner	Numerische Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa von Verkehrsflugzeugen	32
Huppertz, Zurheide	Interaktion von Triebwerksstrahlen und Wirbeln im Nachlauf von Tragflügeln	34
Kauertz	Untersuchungen zum Einfluss von Finnen auf das erweiterte Nahfeld eines Tragflügelmodells in Hochauftriebskonfiguration	36
Kreplin	Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächenheißfilmarrays an Hochauftriebskonfigurationen	37a
Melber-Wilkending	Aerodynamische Untersuchung zu den Auswirkungen der Strahlinteraktion am Beispiel eines Hangars und einer AIRBUS A380 Konfiguration mittels CFD-Verfahren	38
Melber-Wilkending, Rakowitz	Aerodynamische Untersuchungen von Stroemungen kleiner Mach- und Reynoldszahlen unter Berücksichtigung der Transition am Beispiel eines Segelflugzeuges	40
Petz, Nitsche, Schatz, Thiele	Auftriebssteigerung durch aktive Strömungsbeeinflussung an der Hinterkantenklappe einer generischen Hochauftriebskonfiguration	42
Reckzeh, Hansen	Hochreynoldszahlmessungen für den Entwurf von AIRBUS-Hochauftriebskonfigurationen	44
Rein, Rosemann, Schülein	Reduzierung des Wellenwiderstands transsonisch umströmter Tragflügelprofile mittels Spikes	46
Steimle	Experimentelle Untersuchung eines gepfeilten Tragflügels unter Drehschwingungen in transsonischer Strömung	48
Streit	Numerische Analyse von Verkehrsflugzeugen mit verschiedenen Flügelendformen	50
Wild	Entwurf eines Hochauftriebssystems mit multifunktionalen Steuerfächen	52
Wokoeck	RANS Simulation und Experimente des Überziehens eines Leitwerksprofils	54
Vollmers	Analyse von PIV-Messungen der 3 Komponenten eines Geschwindigkeitsfeldes hinter einem Halbmodell mit einer Turbine mit hohem Nebenstromverhältnis	56

Projektgruppe "Flügel kleiner Streckung"

Allen, Iatrou, Pechloff, Laschka	Aerodynamische Untersuchungen an Deltaflügeln mittels eines Navier-Stokes-Verfahrens	58
Furman, Breitsamter	Analyse stationärer Druckverteilungen an einer generischen Delta-Flügel-Konfiguration mit scharfer und runder Vorderkante	60
Göksel, Rechenberg	Aktive Beeinflussung laminarer Strömungsablösungen bei niedrigen Reynoldszahlen	62
Gölling	Rollinstabilitätsverhalten eines Deltaflügels bei transonischen Machzahlen	64
Herrmann	Numerical design of a low-noise high-lift system for a supersonic aircraft	66
Nastase	Fully-Optimised and Fully-Integrated Model FADET I; Theoretical and Experimental Results	68

		Seite
Schmid, Breitsamter	Untersuchung des turbulenten Strömungsfeldes an einer Delta-Canard-Konfiguration mit ausgeschlagener Vorderkantenklappe	70
	Projektgruppe "Drehflügler"	
	Projektgruppe "Stumpfe Körper/Rümpfe"	
Brunn, Nitsche	Aktive Beeinflussung turbulenter Strömungsablösungen an einem generischen Fahrzeugmodell durch Anregung großskaliger Strukturen in der freien Scherschicht	72
Havermann, Seiler	Einfluss der Grenzschicht auf die Wechselwirkung eines Seitenstrahls mit einer Hyperschallanströmung	74
Olschewski, Gallhauser, Stern	Untersuchung der aerodynamischen Eigenschaften von Flugkörpern mit MATLAB	76
Schmid, Lutz, Krämer	URANS Simulationen von 2D/3D-Cavityströmung	78
Srulijes, Seiler	Erwärmung der Nase eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers	80
	Projektgruppe "Laminarhaltung von Tragflügeln"	
Hetsch, Rist	Möglichkeiten und Grenzen linearer Stabilitätstheorie und linearer PSE Verfahren in schiebend angeströmten Ablöseblase	82
Hoefener, Nitsche, Martin, Thiele	Experimentelle und numerische Untersuchungen zur Strömungsablösung und Transition an einem axialsymmetrischen Diffusor	84
Peltzer, Nitsche	Flug- und Windkanalmessungen zur Entwicklung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten an einem Laminarflügelhandschuh	86
Sartorius, Würz, Wagner, S., Borodulin, Kachanov	Experimental investigation of weakly nonlinear interactions of stability waves in an airfoil boundary layer	88
Seitz	Einsatz von Oberflächen-Heißfilmen zur Messung hochfrequenter Tollmien-Schlichting-Wellen im Freiflug-Experiment	90
Sesterhenn, Friedrich	Strömungsinstabilitäten im Staulinienbereich schiebender Tragflügel bei Überschallanströmung	92
	Projektgruppe "Hyperschall"	
Adeli	Flow Field Study due to a Supersonic Jet Exiting into a Supersonic Stream	94
Bozic, Giese, Longo	"High End" Konzept zum Abschuss von Mikro-Satelliten in eine niedrige Erdumlaufbahn (LEO) basierend auf der Kombination von einer Zwei-Stufen-Rakete und einem Railgun-System	96
Bozic, Otto	Analyse des Strömungsfeldes der zukünftigen Trägerrakete Ariane 5 in der Aufstiegs-Flugphase	98
Löhle, Fertig, Auweter-Kurtz	Quantitativer Vergleich gemessener und simulierter Erosionsraten SiC basierter Hitzeschutzmaterialien in Hochenthalpie Luftströmungen	100
Lüdeke	Zeitgenaue Simulation turbulenter Düsenströmungen mit Hilfe des DLR TAU-codes	102
Mack, Schäfer	Fluid-Structure Interaction on the leeside flow of a generic body flap	104

		Seite
Noeding	Vereinfachte Strömungsanalyse von Raumfahrzeugen bei Wiedereintritt in die Erdatmospäre - erste Schritte zu einer verbesserten Berücksichtigung von Strömungsphänomenen an der Basisfläche (Leeseite) der Fahrzeuge	106
Thorwald, Mundt	Approximative Berechnungsmethode für Hyperschallströmungen für die Luvseite von Hyperschall-Fluggeräten	108
	Projektgruppe "Aeroelastik"	
Iatrou, Breitsamter, Laschka	Navier-Stokes-Gleichungen bei kleinen Störungen: Anwendung auf transsonische zweidimensionale Profilumströmungen	110
König, Kutzbach	Erweiterung der Optimierungsumgebung POEM zur Berücksichtigung aeroelastischer Effekte	112
Soda	Investigation of Influence of Different Modelling Parameters on the Calculation of Transonic Buffet Phenomena	114
Voß	Numerical Simulation of Steady and Unsteady Aerodynamics of the WIONA (Wing with Oscillating Nacelle) Configuration	116
Voß, Hippe	Berechnung der Flattergrenze des NLR 7301 im transsonischen Bereich - Vergleich mit experimentellen Daten	118
	Fachkreis "Physikalische Grundlagen"	
Bieler	Industrielle Studien zum Potential der Ablösekontrolle mit Hilfe von MEMS	120
Bieler	Flugphysikalische Arbeiten zu neuen Hochauftriebskonzepten	121
Emunds, Bieler Fischer	Untersuchung des Einflusses der Mach-Zahl auf die Schallabstrahlung eines 2D Hochauftriebsprofils mit Hilfe eines in die Grundströmung induzierten Wirbels	122
Göcksel, Rechenberg	Aktive Strömungskontrolle mittels oberflächenbündiger Plasma-Aktuatoren	124
Gölling	Technologieentwicklungen zur Bestimmung und Reduktion des Umströmungslärms am Rumpf und des Lärmeintrags in die Kabine von Passagierflugzeugen	126
Gröschel	Lärmvorhersage in turbulenten Jets	127
Hein, Wagner, C.	Transitionelle Zuströmbedingungen für die Simulation turbulenter Grenzschichtströmungen	129
Jakirlic, Hanjalic, Tropea	Anisotropy Evolution in Relaminarizing Turbulent Boundary Layers: a DNS-based Second Moment Closure Analysis	131
Kähler	Ausbreitung von laserinduzierten Störungen in Grenzschichten	133
Klaas	LDA-Messungen schlanker Überschall-Längswirbel und Visualisierung der Interaktion zwischen Längswirbeln und schrägen Verdichtungsstößen	135
Klinkov, Erdi-Betchi, Rein	Behavior of supersonic overexpanded jets impining on plates	137
Lutz	Aeroakustische Auslegung von Profilen	139
Marxen, Rist	Stationäre Streaks und ihr optimales Wachstum in einer laminaren Ablöseblase	141
Saric, Jakirlic, Tropea	Turbulent flow separation control by boundary/shear layer forcing: A computational study	143
Scholz, Ortmanns, Kähler, Radespiel	Beeinflussung der Durchmischung einer turbulenten Grenzschicht durch dynamisches Ausblasen	145
Scholz, Ortmanns, Kähler, Radespiel	Pulsed jet actuator arrays for active flow control	147

		Seite
Schröder, A. Dierksheide,Wolf, Herr, Kompenhans	Untersuchung von Hinterkantenlärmquellen mit Hilfe von High-Speed-Particle Image Velocimetry (HS-PIV)	149
Vollmers, Bao	Untersuchungen zur Abschwächung der Wirbel im Nachlauf von Flugzeugen	150
Würz, Herrig, Krämer	Messungen von Hinterkantenlärm an Tragflügelprofilen mit einer "Coherent Particle Velocity"-Methode	152

Fachkreis "Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation"

Alkishriwi	Application of Preconditioning and Multigrid for Large Eddy Simulation of Mach Number Flow Problems	154
Bui Thanh Phong	Numerische Simulation von Verbrennungslärm bei offenen Flammen unter Verwendung der APE Gleichungen	156
Le Chuiton	Simulation of The Complete Helicopter With Actuator Discs	158
Eisfeld	Numerische Simulation aerodynamischer Probleme mit Reynolds-Spannungsmodellen	160
Grote	Untersuchung des Leitwerküberziehens einer generischen Transportflugzeugskonfiguration im Windkanal	162
Günther, Pennecot, Bosbach, Wagner, C.	Numerische und experimentelle Untersuchungen von turbulenten Konvektionsströmungen mit Ablösung in Flugzeugkabinen	164
Heinrich	Implementierung und Nutzung strukturierter Algorithmen in einem hybriden CFD-Code	166
Kovar, Schülein	Numerische Modellierung von Querschubstrahlen an einer ebenen Platte	168
Krumbein	Navier-Stokes Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU code - A Sensitivity Study	170
Kuntz, Menter	Strömungssimulation mit bewegten Netzen	172
Orlt, Alrutz, Gerhold	The DLR TAU-code: towards a complete parallel CFD package	174
Ortmann	Effect of Noise Reducing Modification of the Slat on Aerodynamic Properties of the High-Lift System	176
Peller, Manhardt	DNS einer Kanalströmung mit periodisch angeordneten Hügeln	178
Raichle	Erweiterung des unstrukturierten Verfahrens TAU für rotierende Strömungen	180
Röber	Praktische Anwendungen eines Zweigleichungs-Turbulenzmodells im Simulationsprogramm TRACE	182
Rossow	Toward efficient solution of the compressible Navier-Stokes equations	184
Schütte	Numerische Simulation manövrierender Kampfflugzeuge	186
Shishkin, Wagner, C.	Direct numerical simulation of turbulent flow using a spectral/hp method	190
Stemmer, Adams	DNS zur hypersonischen Transition in Grenzschichtströmungen über einer ebenen Platte	192
Strüber, Wilhelm	Entwurf an einer Nurflügel-Konfiguration mit einem inversen Verfahren	
Stürmer	Validierung der Chimera-Technik im DLR TAU-code für die Simulation instationärer Propellerströmungen	194
Wild	Vorhersage von Anlegelinientransition an einem Hochauftriebsflügel mittels zweidimensionaler Strömungsberechnungen mit RANS-Verfahren	196
Zhang	Grobstruktursimulation anliegender Profilumströmungen bei hohen Reynolds-Zahlen	198

Fachkreis "Messtechnik"

		Seite
Bao, Vollmers	Experimentelle Untersuchungen an Wirbelschleppen im Hinblick auf den Endeffekt in einem Wasserschleppkanal	200
Chrisou, Heider, Schröder, A.	Rekonstruktion der Schallabstrahlung am turbulenten Düsenfreistrahl mittels Mehrebenen-Stereo-PIV	202
Dreyer, Möller, Radespiel	Experimentelle Untersuchung der Strömung über einer rotierenden, beheizten und querangeströmten Scheibe	203
El-Sayed	New Approach for Wall Shear Stress Measurement	205
Engler, Henne, Klein, Sachs, Wiedemann	Anwendung der PSP-Technik im Niedergeschwindigkeitsbereich	207
Hirner, Lutz, Krämer	Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte eines mehrsegmentigen Luftschiffes	209
Ortmanns, Kähler	Untersuchung zur direkten Bestimmung der Wandschubspannung mit der Particle Image Velocimetry	211
Rist	Analyse und Visualisierung von Strukturen in digitalen Strömungsfeldern	213
Vollmers	Analyse von PIV-Messungen der 3 Komponenten eines Geschwindigkeitsfeldes hinter einem Halbmodell mit einer Turbine mit hohem Nebenstromverhältnis	215
Wagner, S., Knauss, Gaisbauer	Experimentelle und numerische Untersuchungen zur Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung an einer Doppelrampe bei turbulenter Zuströmung	217

Fachkreis "Anlagen"

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel grosser Streckung / Messtechnik
Ansprechpartner: Dipl.-Ing. C. Bellastrada, Dr.-Ing. C. Breitsamter

Institution: Technische Universität München, Lehrstuhl für Fluidmechanik
o. Prof. Dr.-Ing. habil R. Schilling
Abt. Aerodynamik

Adresse: Boltzmannstraße 15
85748 Garching

Telefon: 089 289-16129
Telefax: 089 289-16139
e-mail: claubell@flm.mw.tum.de

weitere Partner: Airbus Deutschland, Bremen, R. Henke

Thema: Effect of Differential Flap Settings on the Wake Vortex Evolution of Large Transport Aircraft

Ausgangssituation: The trailing vortices produced as result of the lift generation mechanism by aircraft can create serious disturbances and severe hazard for any aircraft that may encounter them. This problem is more pronounced at the congested region of main airports, where the aircraft are brought as close to one-another as is safely possible in order to maximise runway utilisation. The current separation system is based on historical records of wake vortex encounter and on early flight-tests. These rules have been proven effective, but they are now considered too restrictive. Indeed, the growth of commercial aviation is placing such a demand on the air traffic system that many major airports are capacity limited. It is believed that with an improved understanding of wake vortex evolution and, in particular, vortex decay, the current separation laws may be revised, enabling the aircraft to fly closer together, thus allowing a favourable increase in airport capacity and exploitation.

Ziel: EU supports many research programs to investigate deeply the behaviour of trailing wake vortex and to find out solutions and configurations that reduce the lifetime or the impact of wake vortex on following aircraft, thus making possible a critical revision of the current separation rules.

Lösungsweg: The purpose of this wind tunnel investigation is to analyse, by means of advanced hot-wire anemometry, the trailing vortices of a four-engined large transport aircraft (E4-LTA), set in high-lift configuration, with the intent of reducing their strength through differential flap settings (DFS). DFS relies on setting the landing flap to a configuration other than the design-prescribed approach settings. The use of DFS suggests that a wing with an outboard partially deflected flap and an inboard fully deployed flap may lead to a smaller induced rolling moment according to the Low Vorticity Vortex (LVV) approach. Additionally, the DFS introduces extra vortices into the wake, which may contribute to promote and to enhance the growth of typical vortex instability mechanism in accordance with the Quick Decay Vortex (QDV) theory. The major advantage of DFS is that existing aircraft may adopt this solution without the need of additional design inherent with other methods, like spoilers and turbulence generators.

Ergebnis:

The baseline configuration produces five dominant vortices (Fig. 2) in its wake, in the near field (x* = 0.37): the wing-tip vortex (WTV), the outboard flap vortex (OFV), the inboard (INV) and the outboard (ONV) nacelle vortices and the horizontal tailplane vortex (HTP, not embedded in the initial vortex sheet). These vortices roll-up into three vortices by x* = 3.0, with the OFV and the ONV merging together to create a strong vortex that acts as the roll-up center of the whole wake. At the most downstream station (x* = 4.5) the WTP begins to merge with the OFV-ONV vortex (Fig. 3). The inboard loading DFS 26°/8° configuration introduces two additional vortices: a strong co-rotating vortex shed at the inboard edge of the outboard flap (OFV2) and a weaker counter-rotating vortex originating from the outboard edge of the inboard flap (IFV). The effect of these two vortices on the wake evolution appears, at the most downstream station, as a more advanced stage of roll-up process (Fig. 4), and a reduced peak rolling moment coefficient.



Fig. 1. The LTA-E4 type half-model in the FLM-TUM wind tunnel C.

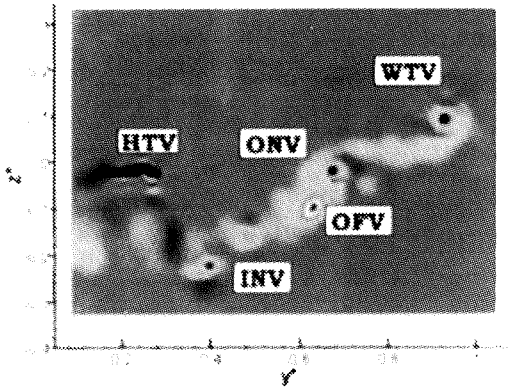


Fig. 2. Baseline: the non-dimensional axial vorticity distribution at x* = 0.37.

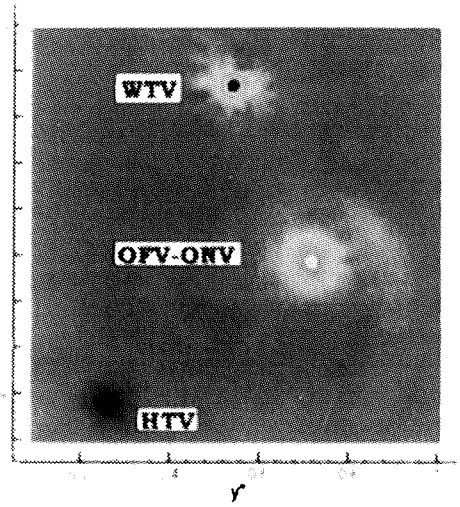


Fig. 3. Baseline: the non-dimensional axial vorticity distribution at x* = 4.5.

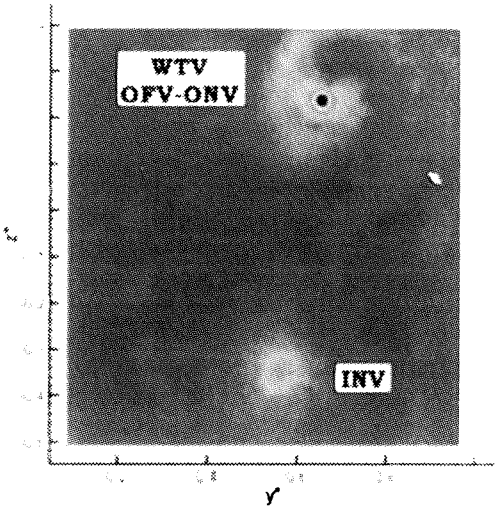


Fig. 4. DFS 26°/8°: the non-dimensional axial vorticity distribution at x* = 4.5.

Literatur:

[1] C. Breitsamter, C. Bellastrada, B. Laschka:
Investigation on the Turbulent Wake Vortex Flow of Large Transport Aircraft, ICAS 2002 Congress Proc., 382.1.

[2] E. Coustols, E. Stumpf, L. Jacquin, F. Moens, H. Vollmers, T. Gerz:
„Minimised Wake": a Collaborative Research Programme on Aircraft Wake Vortices, AIAA Paper 2003-938.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügeltechnologie einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Wolfgang Puffert-Meißner, Heiko Frhr. Von Geyr

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon:0531 295 2412
Telefax: 0531 295 2320
e-mail: wolfgang.puffert-meissner.dlr.de

weitere Partner:

Thema: Experimental investigations of a fowler flap exposed to the engine fan jet of a twin-jet transport aircraft configuration

Ausgangssituation:
Many civil transport aircraft show a cut out of the flap in the region of the potential intersection of the flap and the fan jet (thrust gate) with the high-lift system deployed. Modern civil transport aircraft do not exibit this thrust gate, as long as the engine bypass ratios, BPR, are still moderate and the engines are not coupled too close to the wing. With increasing BPR and hence closer coupling of engine and wing, the effect of the fan jet interaction with the flap will gain importance. The layout of the DLR-ALVAST wind tunnel model is similar to an Airbus A300 showing a thrust gate. It can be equipped with an ultra high bypass ratio engine simulator (CRUF) and only relative small modifications of the flap geometrie are necessary to close the thrust gate. Henceit represents a useful tool for experimental investigations on the aerodynamic and aeroacoustic interference between jets and trailing edge flaps extending into the jet region.

Ziel:
Experimental investigations of the potential of closing the thrust gate to increase the high-lift performance on a transport aircraft in combination with ultra high bypass ratio engines using existing wind tunnel model hardware.
Improved understanding of the aerodynamic interference effects between jets and flaps extending in the jet region.
Complementary to the experimental investigations, numerical investigations of the same configurations by the use of CFD are under way.

Lösungsweg:
The flap geometry of the DLR ALVAST high-lift wing was modified in that way, that the inboard aileron was replaced by a fowler flap insert closing the thrust gate. The flap insert was instrumented for pressure distribution measurements. Both configurations (thrust gate open and thrust gate closed) were tested on the ALVAST half-model equipped with the CRUF UHBR-simulator in the DNW-NWB wind tunnel.
The tests included force and pressure distribution measurements, flow field measurements and aeroacoustic measurements.

Ergebnis:
As expected, the lift values increased considerably with closed thrustgate due to the additional flap area and the drag was reduced due to the reduction of vortices.
At higher thrust levels however, substantial additional lift was generated with increasing angle of attack due to the influence of the fan jet on the flap, Fig. 1. This is evident from the comparison of the pressure distributions at different trust levels, Fig. 2

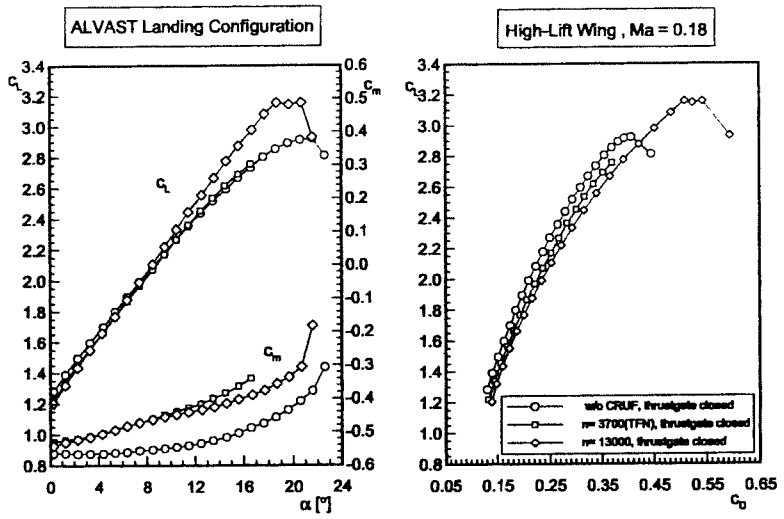


Figure 1: C_L-α and Lilienthal polars for configurations with and without engine simulator

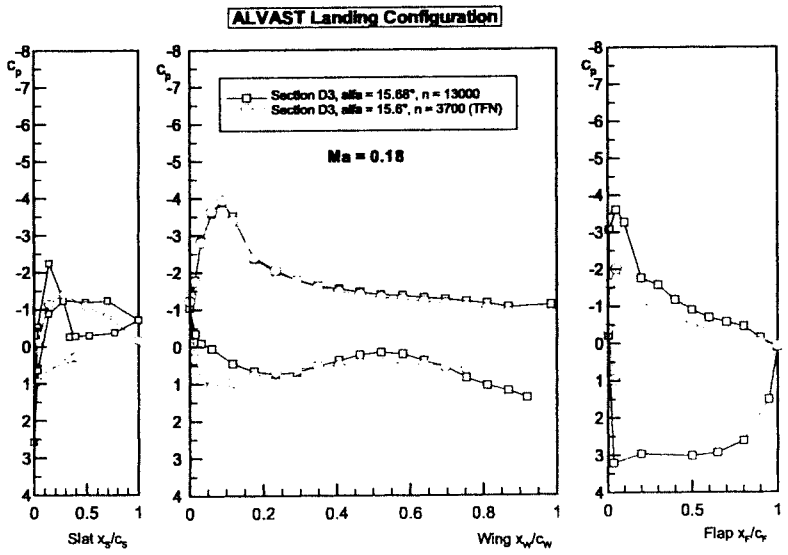


Figure 1: Wing pressure distributions near engine for different thrust levels

Literatur:

[1] Vollmers, H.; Puffert-Meissner, W. et. al.
Test Report of Force and Flow Field Measurements on the ALVAST Half-Model in High-Lift Configuration in the DNW-NWB Wind Tunnel Phase III,
DLR-IB 22415-2002 A16

[2] Kiock, R.
The ALVAST Model of DLR, DLR-IB 129-96/22

weiteres Vorgehen:
Experimental investigations concerning the pressure fluctuations on the flap in the region of interference with the fan jet.
After carefull analysis of the data obtained in the wind tunnel tests implementation of model modifications to achieve a closer coupling of the engine simulator to the wing.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügeltechnologie einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Heiko Frhr. von Geyr, Stefan Melber, Wolfgang Puffert-Meißner

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-2445
Telefax: 0531-295-2320
e-mail: heiko.vgeyr@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Numerical investigations on the influence of a jet blown flap on high-lift flow of a jet-powered configuration

Ausgangssituation:
Most civil transport aircraft with conventional engines with the high lift system deployed show a cut out of the flap in the region of potential intersection of the flap and the fan jet (thrust gate). If a high bypass ration engine is installed, this engine is much closer coupled to the wing compared to conventional bypass ratio engines for the reason of ensuring sufficient ground clearance. Due to the fact, that the engines diameter grows with the BPR, the fan jet cross section increases in size. For this reason the thrust gate would need also to increase in size with the result of further reducing the size of the lifting surface of the flap. Since the fan jet velocities reduce with increasing BPR and thus the impulse on the flap, the potential of closing the thrust gate to increase the high lift performance is the key interest. Due to the fact, that in this case the flap and the fan jet intersect, the consequences on the high lift flow field have to be analysed carefully.

Ziel:
The key objective of this contribution is the investigation of the effect of the fan jet interaction with the flap complementary to the experimental results, which were obtained in mearuements in the DNW-NWB wind tunnel for the powered ALVAST-UHBR High-Lift model, by the use of CFD. The investigation of the driving mechanisms of the interaction process and the resulting consequences on the high lift flow field are the key interests of this study. The paper will address how the additional lift force is generated and how high lift performance is altered.

Lösungsweg:
Using CATIA the DLR-ALVAST landing configuration [1] two main configurations have been generated which are illustrated in Figure 2. For both configurations hybrid meshed are generated. Navier-Stokes computations are carried out with the DLR inhouse RANS-solver TAU [2] for a fixed power setting of the UHBR and fixed Mach- and Reynolds-numbers as set in the wind tunnel measurements. The flow field for both configurations for several angles of attacke were computed. Comparing the results at the same angle of attack allows to trace the physical effects of the jet blown flap to the high lift aerodynmaics. An important issue for evaluating the lift and drag coefficients is the thrust-drag bookkeeping. First, the pressure field at the fan nozzle changes due to the presence of the closed thrust gate which causes a shift in the operating point of the UHBR. Second, the direction in which thust is acting is changed, since the fan jet will be deflected. Both effects can only be analysed by CFD.

Ergebnis:
Grid generation results in hybrid grids in the order of 10Mio. Nodes. Computations have been performed for Re=2Mio., Ma=0.22 and a reduced rotational speed of n_{red}=10500 RPM. As an

exemplary result Figure 3 shows the total pressure distributions of a streamwise cross-section of the fan jet. Clearly visible is the deflection of the fan jet. If the direction of the thrust force is considered to be parallel to the deflected axis of the fan jet it is obvious, that beside the thrust contribution to the lift caused by the angle of attack a further contribution due to deflection occurs. In addition the lift producing surface of the flap is increased which gives additional lift. Both effects will be analysed in the paper to assess the influence of area increase vs. the influence of thrust vectoring on lift.

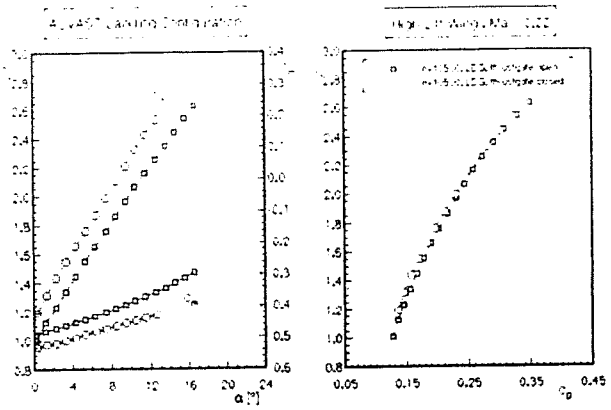


Figure 1: Measured C_L-α and Lilienthal polars for powered UHBR-ALVAST configurations

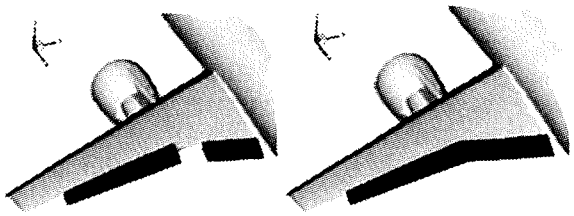


Figure 2: Model of UHBR-ALVAST with and without thrust gate

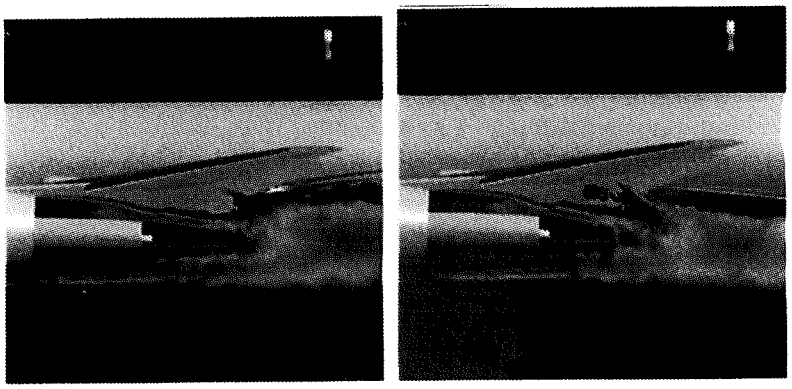


Figure 3: Comparison of downstream jet development between UHBR-ALVAST with and without thrust gate

Literatur:

[1] Vollmers, H.; Puffert-Meissner, W. et. al.
„Test Report of Force and Flow Field Measurements on the ALVAST Half-Model in High-Lift Configuration in the DNW-NWB Wind Tunnel Phase III"
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR-IB 22415-2002 A16

[2] Kroll, N.; Rossow, C.-C.; Becker, T.; Thiele, F.
"MEGAFLOW – A Numerical Flow Simulation System",
21st ICAS Congress, Melbourne, 1998

weiteres Vorgehen:

Further analysis will be performed for different angles of attack for a constant power setting. The paper will show the impact of the jet blown flap on the pressure distributions of the slat, the main wing and the flap for different cross section of the wing. Together with 3D field data analysis the axis of the deflected thrust vector will be determined for the thrust-drag bookkeeping procedure. This procedure will be applied to all computed angles of attack in order to obtain the lift and drag coefficients. With the TFN (Through-Flow-Nacelle) power setting, in which the engine produces no thrust force, the influence of the area increase vs. the influence of thrust vectoring will be assessed.

Mitteilung

Ansprechpartner: Dipl. Ing. A.-R. Hübner Tel. 0531/295-3354 Andreas.Huebner@dlr.de

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
DLR Braunschweig

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

Thema: Numerische Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa von Verkehrsflugzeugen

Ausgangssituation: Dynamische Lasten bei Verkehrsflugzeugen werden durch instationäre Bewegungen des Flugzeugs hervorgerufen, die bei Manövern oder Böenbeaufschlagung auftreten. Die Kenntnisse der entstehenden Kräfte und Momente und die sich daraus ergebenen Derivative tragen zum einen maßgeblich zur Beschreibung des Flugverhaltens bei und können zum anderen für bestimmte Lastfälle dimensionierend sein.

In der Vergangenheit wurden diese Derivative mittels einfachen Handbuchmethoden mit empirischen Korrekturen vorhergesagt. Für zukünftige Flugzeugkonfigurationen wird eine derartige Vorgehensweise nicht mehr anwendbar sein, da weitere Untersuchungen gezeigt haben, dass bei großen Geometrieänderungen die Vorhersagegenauigkeiten drastisch abnehmen.

Aus diesem Grund wurde im DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik in Zusammenarbeit mit Airbus Deutschland seit 1998 eine Vorgehensweise erarbeitet, die zu einer sicheren Ermittlung der Derivative führt. Hervorzuheben ist hierbei, die rasante Entwicklung der Messtechnik zur experimentellen Bestimmung dieser Beiwerte im Niedergeschwindigkeits-Windkanal DNW-NWB in Braunschweig. Zur Zeit wird ein Modellträger entwickelt, der sämtliche Rotationsbewegungen um die modellfesten Achsen, sowie Hub- und Seitenschlagbewegungen mit einer hohen Präzision realisieren kann. Ausserdem sollen mit dieser Messeinrichtung instationäre Flugmanöver simuliert werden.

Ziel: Die numerische Bestimmung dynamischer Derivativa soll sowohl für quasistationäre als auch für instationäre Bewegungen zuverlässig und mit hoher Genauigkeit auch für komplexe Konfigurationen ermöglicht werden. Für quasistationäre Bewegungen steht im DLR ein Panelverfahren zur Verfügung, das mit einem Grenzschichtverfahren gekoppelt werden kann. Für die Berechnung instationärer Bewegungen ist es erforderlich, Rechenverfahren höherer Ordnung anzuwenden. Zum Einsatz kommt hier der auf unstrukturierten Rechennetzen basierende Euler- und Navier-Stokes-Code TAU als auch der auf strukturierten Rechennetzen basierende Euler- und Navier-Stokes-Code FLOWER.

Lösungsweg: Um die Methoden zur experimentellen sowie numerischen Bestimmung dieser Derivative weiter zu verbessern, wird ein neues Leichtbaumodell DLR-F12 erstellt (Fertigstellung September 2004). Mit diesem Modell soll es möglich sein, nicht nur instationäre Kräfte und Momente, sondern auch instationäre Druckverteilungen längs Flügel-Höhenleitwerks- und Seitenleitwerksschnitt zu ermitteln. Die Messergebnisse werden zur Verifikation und Validierung der eingesetzten numerischen Rechenverfahren herangezogen, um die Simulation der Umströmung von komplexen Konfigurationen weiter zu verbessern.

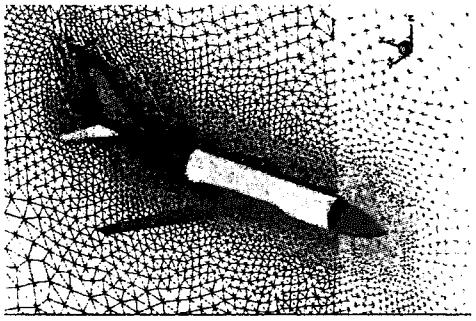


Bild 1: Rechennetz des DLR-F12 Modells

Zum besseren Verständnis werden an einfachen Konfigurationen Voruntersuchungen durchgeführt. Hierzu gehören ein NACA0012 Flügel, ein Flügel mit einer Höhenleitwerks- (siehe Bild 2 und 3) und ein Flügel mit einer Seitleitwerksanordnung.

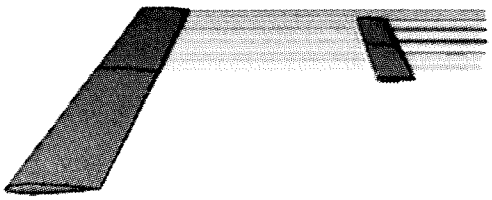


Bild 2: Panel-Modell

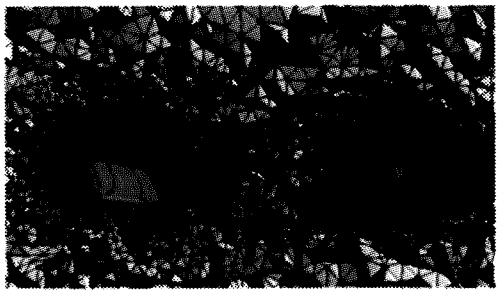


Bild 3: Unstrukturiertes Netz

Mit diesen Konfirurationen werden Roll-, Nich- und Gierbewegungen unter quasistationären und instationären Randbedingungen untersucht.

Hierbei ergeben die ersten Analysen, dass die verschieden Rechenverfahren VSAERO und TAU für quasistationäre Bewegungen ähnliche Ergebnisse liefern. Bei der Lösung der Euler und Navier-Stokes Gleichungen für instationäre Bewegungen sind die Ergebnisse vielversprechend. Intensive Parameterstudien sind aber erforderlich, um im Hinblick auf die DLR-F12 Konffiguration eine gute Übereinstimmung mit den experimentell Daten zu gewährleisten.

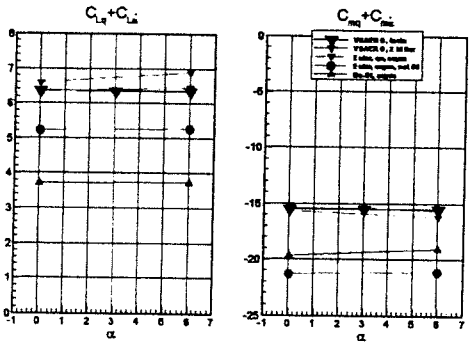


Bild 4: Derivative der Nickbewegung

Literatur:

(1) Determann,O.: Ermittlung von dynamischen Derivativen der Längs- und Seitenbeweungen mit der Mobilen Oszillierenden Derivativwaage und systematische Untersuchungen zum Einfluß einiger Parameter auf die Ergebnisse.
DGLR-Jahrestagung, DGLR-Nr.:78-115, Darmstadt (1978)

(2) Löser,T.: Kraftmessungen an einem A340-300 Modell zur Bestimmung dynamischer Derivativa.
DLR IB 129-98/24 (1998)

(3) Hübner,A.-R.: Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa zweiter Airbus-Typen
Diplomarbeit, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 1999.

(4) Hübner,A.-R.; Peters,S.:Ermittlung aerodynamischer Dämpfungsderivativa zweiter Airbus-Typen
AG STAB, Jahresbericht, 1999.

(5) Hübner,A.-R.; Löser, T.:Recent Improvements in the Measurement of Aerodynamic Damping Derivatives
12. DGLR-Fach-Symposium der STAB, Stuttgart, 2000.

weiteres Vorgehen: Zum September 2004 wird die Fertigung des DLR-F12 Modell abgeschlossen sein, sodass im Anschluss mit Hilfe der ersten Windkanal Untersuchungen eine Basis für die numerische Bestimmung der dynamischen Derivative der F12 Geometrie zugrund gelegt werden kann.

Datum: 17. Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Guido Huppertz, Frank Zurheide

Institution: Aerodynamisches Institut RWTH Aachen

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

Telefon: 0241 – 809 55 70
Telefax: 0241 – 809 22 57
e-mail: guidoh@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: Sonderforschungsbereich 401 der
Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Thema: Interaktion von Triebwerksstrahlen und Wirbeln im Nachlauf von Tragflügeln

Ausgangssituation:
Der SFB 401 (RWTH Aachen) der DFG befasst sich mit der Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln. Das Teilprojekt A5 des SFB untersucht die „Interaktion von Wirbeln und Triebwerksstrahlen im Nachlauf von Tragflügeln". Particle Image Velocimetry (PIV) Messungen der Strömung im Nachlauf eines Pfeilflügels mit unterschiedlichen Triebwerkspositionen werden diskutiert.

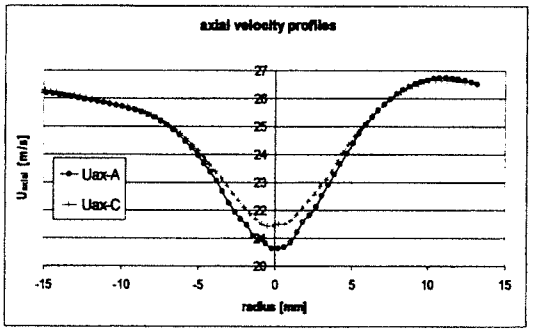
Ziel:
Zunehmende Kapazitätsprobleme des modernen Passagier-Luftverkehrs in Flughafennähe beeinträchtigen die Sicherheit und Wirtschaftlichkeit der internationalen Luftfahrt. Untersuchungen zum wirbelbehafteten Nachlauf von Tragflügeln sollen Aufschluss darüber bringen, wodurch die Entstehung des Wirbelsystems beeinflusst wird und welche Mechanismen zu einer Reduktion der Wirbelstärke im Nachlauf führen können. Die gewonnenen Erkenntnisse sollen der Verbesserung von Flugzeugentwürfen hinsichtlich eines frühzeitigen Zerfalls des durch das Flugzeug erzeugten Wirbelsystems dienen.

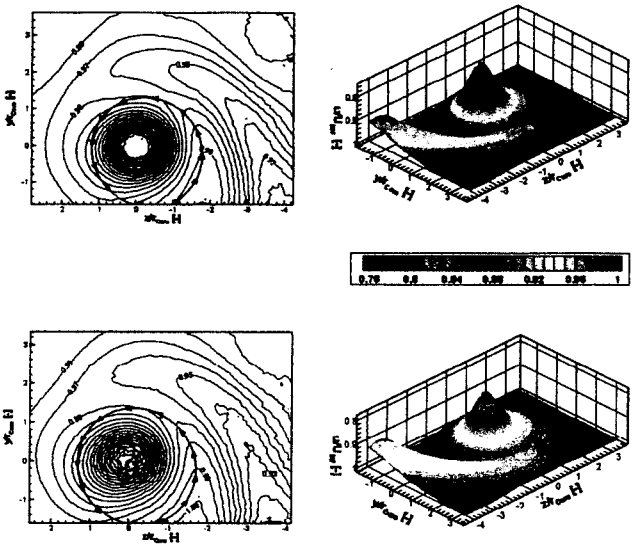
Lösungsweg:
Im Teilprojekt A5 wird an der Entwicklung numerischer Strömungssimulationen (URANS, LES) gearbeitet, mit deren Hilfe verschiedene Konfigurationen aktueller Flügelgeometrien untersucht werden können. Details dieser Verfahren sind den angegebenen Literaturquellen zu entnehmen. Zur Validierung dieser Verfahren und weiteren Untersuchung des Tragflügelnachlaufs werden Experimente im Niedergeschwindigkeitswindkanal des Aerodynamischen Instituts unternommen. Aufgrund des nur langsamen Abbaus der Wirbelstärke durch Diffusion und Dissipation besteht der grundsätzliche Gedanke zur Wirbelreduktion darin, Instabilitäten zu begünstigen, die einen vorzeitigen Zerfall des Systems bewirken und eine wirksame Reduktion der Sicherheitsabstände im Luftverkehr erlauben. Hierbei konzentrieren sich die Untersuchungen auf die Interaktion des Triebwerksstrahls mit dem Wirbelsystem und auf die Frage, welche Auswirkung Modifikationen der Modellkonfiguration, wie etwa eine geänderte Triebwerksposition, auf die Ausbildung des Wirbelsystems haben.

Ergebnis:

Die Experimente behandeln den Nachlauf eines Pfeilflügels mit BAC 3-11/RES/30/21-Profilgeometrie. Die Reynoldszahl der Versuche bezogen auf die mittlere Flügeltiefe $c_m = 150\ mm$ beträgt $Re_{cm} = 2.8 \times 10^5$, mit $u_\infty = 27\ m/s$.

Die Entwicklung des Klappenwirbels ist stark von der Lage des Triebwerks am Flügel abhängig. Der Flügelrandwirbel zeigt hinsichtlich der Tangentialgeschwindigkeitsverteilung keinen merklichen Einfluss der Triebwerkslage, jedoch führt bei der axialen Geschwindigkeitsverteilung im Bereich des Wirbelkerns eine näher zum Flügelrand gelegene Triebwerksposition zu einer stärkeren Ausprägung des Geschwindigkeitsdefizites gegenüber der Anströmung. Darüber hinaus wird das instationäre Verhalten der Wirbellage in Frequenz und Amplitude von der Triebwerkslage beeinflusst.





Darstellungen der Geschwindigkeitskomponente U in Strömungsrichtung für Triebwerksposition A bzw. C:

Abb. oben: Radialprofile durch den Flügelrandwirbel
Abb. rechts: Schnitte in yz-Ebene als Isolinien- (links) und farbige Darstellung (rechts, Farbe und Höhe kodieren dimensionslose Axialgeschwindigkeit u/U_∞)

Literatur:

[1] L. Jacquin, C. Pantano: "On the Persistance of trailing vortices", J. Fluid Mech., vol. 471, pp. 159-168, 2002

[2] G.-H. Cottet, I. Sbalzarini, S. Müller, P. Koumoutsakos: "Optimization of Trailing Vortex Destruction by Evolution Strategies", Center for Turbulence Research, Proceedings of the Summer Program, 2000

[3] J. D. Crouch: "Instability and transient growth for two trailing-vortex pairs", J. Fluid Mech., vol. 350, pp. 311-330, 1997

[4] R. Paoli, F. Laporte, B. Cuenot: "Jet/vortex interaction in aircraft wakes", Euromech Colloquium 433, Aachen, 2002

[5] T. Sarpkaya: "Decay of Wake Vortices of Large Aircraft", AIAA Journal, vol. 36, no. 9, 1998

[6] E. Fares, M. Meinke, W. Schröder: "Numerical Simulation of the Interaction of Wingtip Vortices and Engine jets in the Near Field." *AIAA Paper*, 2000-2222, 2000

[7] E. Fares, M. Meinke, W. Schröder: "Numerical Simulation of the Interaction of Flap Side-Edge Vortices and Engine Jets." *ICAS 2000 Congress Proceedings*, ICA0212, 2000

[8] E. Fares, G. Huppertz, R. Abstiens, W. Schröder: "Numerical and Experimental Investigation of the Interaction of Wingtip Vortices and Engine Jets in the Near Field." *AIAA Paper*, 2002-0403, 2002

[9] E. Fares, G. Huppertz, R. Abstiens, W. Schröder: "Investigation of Engine Jet/Wing-Tip Vortex Interference." AST, Vol. 8/3, pp. 175-183, 2003

weiteres Vorgehen:

Untersuchungen zur Auswirkung der Triebwerkslage auf die Turbulenzstruktur des Wirbelnachlaufs mittels Hitzdrahtmesstechnik und weiteren PIV-Untersuchungen.

Zur Abschätzung des Einflusses der Triebwerkslage auf das Stabilitätsverhalten werden oberflächenhafte Druckmessungen durchgeführt.

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflüglertechnologien

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Sebastian Kauertz

Institution: Institut für Luft- und Raumfahrt, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. 7
52056 Aachen

Telefon: 0241/80-96820
Telefax: 0241/80-92233
e-mail: kauertz@ilr.rwth-aachen.de

weitere Partner: Dr.-Ing. G. Neuwerth, R. Schöll (Co-Autoren)

Thema:

Untersuchungen zum Einfluss von Finnen auf das erweiterte Nahfeld eines Tragflügelmodells in Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation:

Wirbelschleppen an grossen Transportflugzeugen stellen insbesondere im Landeanflug eine Gefahr für nachfolgende Flugzeuge dar. Die an Flügel- und Klappenrand entstehenden Wirbel haben eine lange Lebensdauer und induzieren Geschwindigkeiten, die zu plötzlichen Rollmomenten oder Höhenverlust bei nachfolgenden Flugzeugen führen können.

Ziel:

Die durch die Nachlaufwirbel hinter einem Flugzeug entstehenden induzierten Rollmomente sollen schneller auf ein für andere Flugzeuge ungefährliches Niveau gebracht werden. Dazu wird mit experimentellen Methoden versucht, die Wirksamkeit der verwendeten Methoden möglichst weit hinter dem Flügel zu beurteilen.

Lösungsweg:

Mit Hilfe einer auf dem Flügel angebrachten Finne soll der Klappenwirbel eines Tragflügels in Hochauftriebskonfiguration derart beeinflusst werden, dass der Wirbel schneller zerfällt. Je nach Einstellung erzeugt die Finne einen dem Klappenwirbel entgegengesetzten zweiten Wirbel, oder hauptsächlich einen turbulenten Nachlauf, der den Aufrollvorgang des Klappenwirbels so beeinflussen soll, dass der resultierende Wirbelkernradius vergrössert wird. Der Nachlauf des Flügelmodells (s. Abb. 1) wird im Wasserumlaufkanal bis ca. 4 Spannweiten hinter dem Flügel mittels Particle Image Velocimetry vermessen. Aus den gemessenen Geschwindigkeitsverteilungen können die induzierten Rollmomente auf einen fiktiven Folgeflügel berechnet werden, anhand derer die Wirksamkeit der Finne beurteilt werden kann.

Ergebnis:

Die Ergebnisse aus Messungen im Nahfeld im Windkanal legen nahe, dass die Finne beim richtigen Einstellwinkel eine abschwächende Wirkung auf die induzierten Rollmomente haben kann. Bisher liegen nur experimentelle Ergebnisse aus Windkanaluntersuchungen bis 0,8 Spannweiten hinter dem Flügel vor. Diese werden zur Zeit im Wasserumlaufkanal auf 4 Spannweiten ausgedehnt. Mithilfe der zur Zeit stattfindenden Messungen soll auch eine bessere Beurteilung der Ergebnisse aus numerischen Verfahren und unter Umständen eine Verbesserung dieser Verfahren ermöglicht werden. Es werden aktuelle Ergebnisse aus den laufenden Messungen vorgestellt und bisherigen Ergebnissen aus Windkanaluntersuchungen gegenübergestellt.

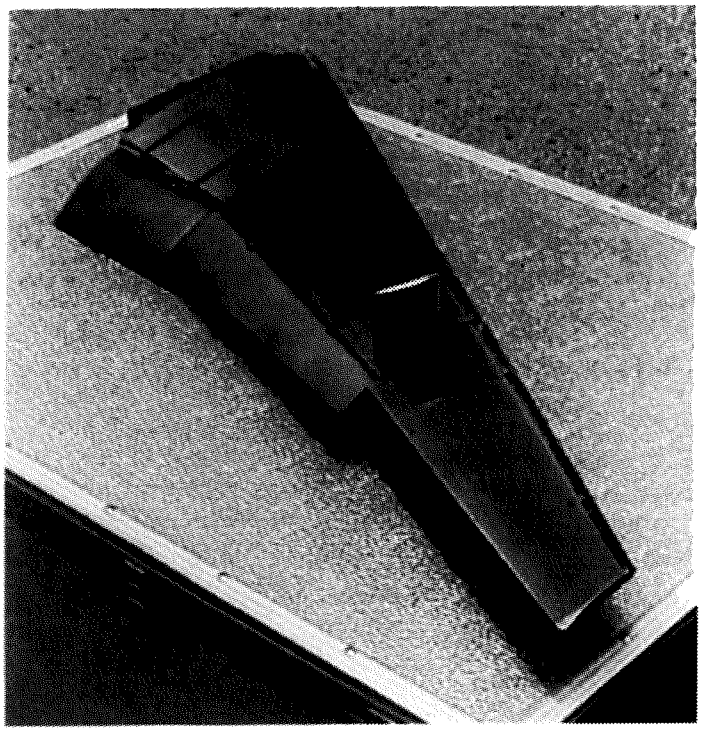


Abb. 1: Ansicht des Flügelmodells mit Finne

Literatur:

[1] Rossow, V.J.: Effect of Wing Fin on Lift-Generated Wakes, J. Aircraft Vol. 15 No. 3, 1978, S. 160-167

[2] Özger, E., Schell, I., Jacob, D.: Wirbelbeeinflussung an Tragflügeln mit Hilfe von Finnen, DGLR Jahrestagung 2000-053, Sept. 2000

weiteres Vorgehen:

In folgenden Untersuchungen soll an einem Vollmodell im Wasserschleppkanal der Nachlauf des Flügels mit Finne bis ca. 60 Spannweiten hinter dem Modell untersucht werden. Die mit beiden Modellen erhaltenen Messergebnisse werden mit Ergebnissen aus unterschiedlichen numerischen Verfahren verglichen.

Datum: 21.06.2004 **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
Inst. für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin
DNW-NWB
ETW

Thema **Grenzschichtuntersuchungen mit Oberflächenheißfilmarrays 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 Heißfilmarrays eingesetzt. Durch on-line-Kreuzkorrelationsanalyse der Heißfilmsignale lassen sich die Lage von Ablöse- und Anlegelinien bestimmen. Dazu wird die Phasenumkehr der Heißfilmsignale über diese singulären Punkte (phase reversal phenomenon) benutzt.

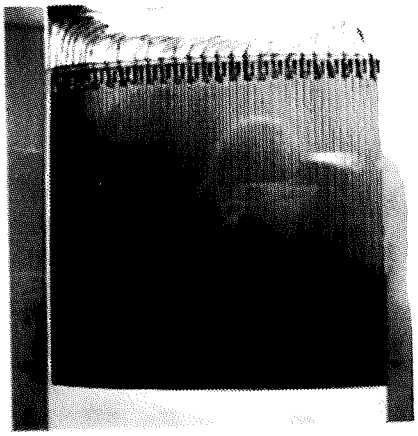
Ergebnis

Im Rahmen des EU-Projekts 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). Dabei wurden konstantes Ausblasen (steady jets) und pulsierende Strahlen (pulsed jets) als aktive Me-

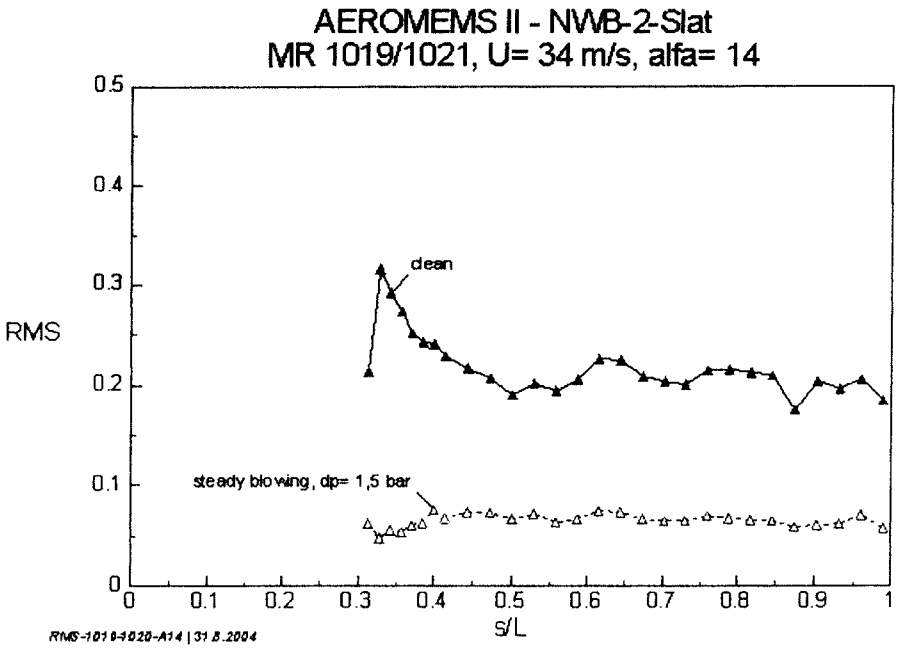
thoden sowie verschiedene passive Wirbelgeneratoren eingesetzt. Die Wirkung der Generatoren wurde mit unterschiedlichen Messtechniken nachgewiesen, die von verschiedenen Projektpartnern betrieben wurden. Verwendet wurden Ölanstrichbilder, Wanddruckverteilungen, Infrarot-Thermografie, Wandhitzdrahtarrays, Oberflächenheißfilmarrays, Geschwindigkeitsprofilmessungen mit einer modifizierten Prandt-Sonde an einer miniaturisierten Verschiebeeinrichtung.



2d- Hochauftriebsmodell
im DNW-NWB



Heißfilmarray am Slat



RMS-Verteilungen der Heißfilmsignale am Slat, Ma= 0,1,
α= 14°, Vergleich mit (△) und ohne (▲) Ausblasen,
Mit Ausblasen bleibt die Grenzschicht anliegend.

Weiteres Vorgehen

EU-Projekt EUROLIFT II:
Untersuchungen zur Transitionserkennung mit Oberflächenheißfilmarrays am Vorflügel eines Hochauftriebsmodells im ETW unter Kryobedingungen, In 2005 sollen Vorversuche dazu an einem Profilmodell im Pilotkanal PETW durchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation
Ansprechpartner: Stefan Melber-Wilkending
Institution: DLR, Institut fuer Aerodynamik und Stroemungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig **Telefon: 0531-295-2836**
Telefax:0531-295-2320
weitere Partner: - **e-mail: Stefan.Melber@DLR.de**

Thema: Aerodynamische Untersuchung zu den Auswirkungen der Strahlinteraktion am Beispiel eines Hangars und einer AIRBUS A380 Konfiguration mittels CFD-Verfahren

Ausgangssituation/Ziel:
Im Zuge von vorbereitenden Infrastrukturmassnahmen zum Betrieb der AIRBUS A380 werden Fragestellungen bezueglich der Strahlanblasung von Objekten hinter Flugzeugen auf Flugplaetzen untersucht. Beispiele sind etwa Schutzwaende und deren Wirksamkeit, Belastungen an Gebaeuden (Hangar etc.) oder die Gefaehrdung von Fahrzeugen. Desweiteren ergibt sich auch die Fragestellung, wie weit sich die Abgasstrahlen, etwa bei Seitenwind und der Interaktion mit einem Objekt hinter dem Flugzeug, ausbreiten, um damit Sicherheitsbereiche auf dem Vorfeld festlegen zu koennen.
Fuer die Ermittelung von Strahleffekten werden von den Triebwerksherstellern Daten aus Naeherungsverfahren angeboten, die fuer die Abschaetzung der Strahlausbreitung ohne Hindernisse geeignet sind. Solche Verfahren koennen allerdings nicht eingesetzt werden, wenn die Interaktion eines Strahles mit weiteren Objekten, wie etwa einer Schutzwand oder einem Flugzeug-Hangar, untersucht werden soll.

Lösungsweg:
Fuer diesen Zweck wird der DLR-TAU Code [1] zur Loesung der Navier-Stokes Gleichungen eingesetzt. Mit diesem Beitrag soll nun die Erweiterung des Verfahrens auf den sog. „Bodenstandfall" aufgezeigt werden. Im Beitrag werden neben grundlegenden Validierungsarbeiten die Ermittlung des korrekten Triebwerkssetting und das numerische Verfahren beschrieben (Turbulenzmodell, Adaptionskette usw.). Darueber hinaus werden auch Ergebnisse vorgestellt, wie etwa Lasten oder Geschwindigkeitsverteilungen im Umfeld von angeblasenen Objekten (z.B. Hangar), die zur Ermittlung von kritischen Bereichen auf dem Vorfeld dienen.

Ergebnis:
In Bild 1 ist fuer ein isoliertes Triebwerk (Trent 977) fuer zwei simulierte Schubwerte die Strahlausbreitung anhand von Isotachen ($|V| = 15, 30, 46$ m/s) aufgezeigt. Wie zu erwarten steigt die Reichweite des Strahles mit zunehmenden Schub an.
Desweiteren ist ein analytisches Ergebnis fuer axialsymetrische, turbulente Strahlen [2] eingetragen, dessen einziger Parameter der eingeleitete Impuls am Austritt der Duese ist (hier 340 kN Schub). Dabei ist zu beruecksichtigen, das das analytische Verfahren von einem einzigen Strahl und einer konstanten Viskositaet im Stroemungsfeld ausgeht, waehrend in der Simulation ein Zweikreistriebwerk behandelt wird und im Stroemungsfeld die Reibung lokal berechnet wird. Angesichts dieser Einschraenkungen ergeben sich Abweichungen von 10-15% zwischen anlytischer Methode und RANS Rechnung.
In Bild 2 wird ein AIRBUS A380 auf dem Boden stehend beaufschlagt mit einer Seitenwindkomponente gezeigt. Die Triebwerke werden dabei mit der Einstellung „Maximum Take Off Power" simuliert, und exemplarisch die Interaktion des Abgasstrahlen mit einem hinter dem Flugzeug befindlichen Hangar untersucht. In Bild 2a) sind die Geschwindigkeitsverteilungen auf den Oberflaechen gezeigt. Deutlich wird die Strahlausbreitung hinter dem Flugzeug und vor allem die Interaktion mit dem Hangar. In Bild 2b) ist in die gleiche Darstellung die Isotache fuer $|V| = 15$ m/s eingetragen. Deutlich ist auch hier der Einfluss des Hangars auf den Strahl zu sehen.

STAB

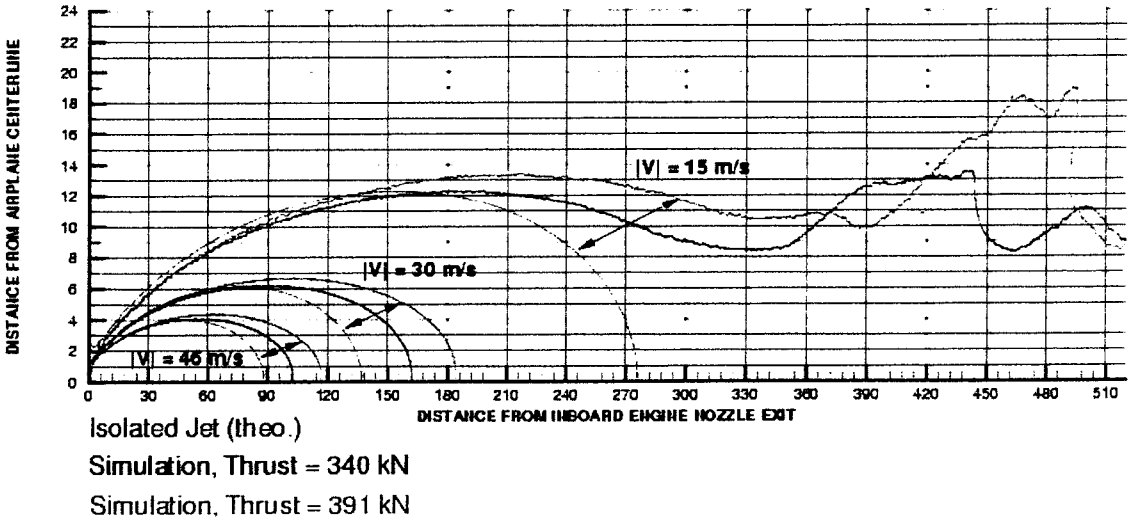


Bild 1: Vergleich der simulierten Strahlausbreitung anhand von Isotachen ohne Anstroemung fuer zwei Schubwerte eines isolierten Triebwerkes (Trent 977) mit einem analytischen Ergebnis

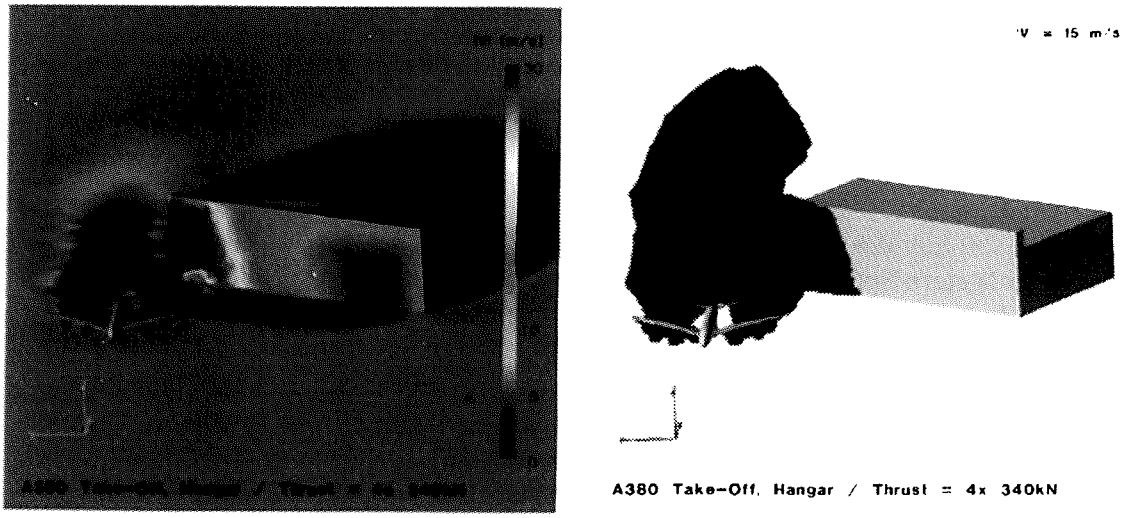


Bild 2: AIRBUS A380 mit "Maximum Take Off Thrust" seitlich vor einem Hangar, Seitenwind aus 20 Grad, V = 10.28 m/s. a) links: Geschwindigkeitsverteilung auf allen Oberflaechen b) rechts: Isotache mit V = 15 m/s im Raum

Literatur:

[1] Kroll, N.; Rossow, C.-C.; Becker, K.; Thiele, F.: "MEGAFLOW - A Numerical Flow Simulation System.", 21st ICAS congress, 1998, Melbourne, 13.09-18.09.1998, ICAS-98-2.7.4, 1998.

[2] Schlichting, H.: "Grenzschicht-Theorie", Klaus Gersten, Auflage 9, Berlin, Heidelberg, New York, Barcelona, Budapest, Hongkong, London, Mailand, Paris, Santa Clara, Singapur, Tokio, Springer Verlag, 1997.

weiteres Vorgehen:

Momentan wir die Adaptionskette, welche sich bei der Simulation der Strahlausbreitung fuer ein isoliertes Triebwerk (analog Bild 1) zur Verbesserung der Strahlaufloesung bewaehrt hat, ebenfalls fuer komplexe Konfigurationen (analog Bild 2) aufgebaut und validiert. Anschliessend ist eine Analyse des Stroemungsfeldes fuer die Konfiguration AIRBUS A380 / Hangar geplant. Mit dieser soll neben einem besseren Verstaendnis fuer die Stroemungsphysik die Festlegung von Sicherheitsbereichen hinter dem Flugzeug ermoeglicht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fluegel grosser Streckung
Ansprechpartner: Stefan Melber-Wilkending, Mark Rakowitz
Institution: DLR, Institut fuer Aerodynamik und Stroemungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-2836
Telefax:0531-295-2320
e-mail: Stefan.Melber@DLR.de

weitere Partner: -

Thema: Aerodynamische Untersuchtungen von Stroemungen kleiner Mach- und Reynoldszahl unter Beruecksichtigung der Transition am Beispiel eines Segelflugzeuges

Ausgangssituation/Ziel:
Auf dem Gebiet der Simulation von komplexen Transportflugzeugkonfigurationen mit einem Machzahlbereich von 0.2 bis hin zu 0.9 werden mit dem hybrid unstrukturierten DLR TAU-Verfahren [1] hochwertige Ergebnisse erzielt. Das gleiche gilt fuer den Bereich ueber einer Machzahl von 0.9 bis in den Hyperschall. Wenig zahlreich sind dagegen Ergebnisse fuer Flugzeuge kleiner Mach- und Reynoldszahl.
Auf der anderen Seite sind diese Stroemungen am unteren Ende des Geschwindigkeits-spektrums sehr vielfaeltig und stellen eine Herausforderung fuer das numerische Verfahren dar. Als typische Vertreter dieser Art von Stroemung gelten Flugzeuge der General Aviation, unbemannte Flugzeuge (UAVs), Windkraftanlagen und natuerlich eine Vielzahl von Windkanalversuchen.
Als Beispiel soll hier der TAU-Code fuer die Simulation der Umstroemung eines Segelflug-zeugs mit 15 Metern Spannweite eingesetzt werden. Neben der aerodynamischen Analyse der bei verschiedenen Geschwindigkeiten und Anstellwinkeln auftretenden Stroemungsphysik soll vor allem die Einsetzbarkeit des TAU-Codes fuer diese Art von Stroemung untersucht werden. Da in dem niedrigen Reynoldszahlbereich die Lage des Umschlagpunktes von laminarer auf turbulente Umstroemung ebenfalls eine wichtige Rolle spielt, soll auch der Einfluss der Transitionslage mit beruecksichtigt werden.

Lösungsweg:
Zur Simulation der Anstellwinkelpolaren bis zur beginnender Stroemungsabloesung wird auf die Loesung der Navier-Stokes Gleichungen unter Koppelung mit einem Turbulenzmodell mit Hilfe des DLR-TAU Codes zurueckgegriffen. Aufgrund der zu erwartenden Stroemungsab-loesungen kurz vor dem Stroemungsabriss wird das Zweigleichungs-Turbulenzmodell k-ω SST benutzt, mit dem fuer solche Stroemungen gute Ergebnisse zu erwarten sind. Des-weiteren wird aufgrund der kleinen Machzahl Precontitioning [2] benutzt. Schliesslich soll der laminar-turbulente Umschlag ebenfalls erfasst und simuliert werden.

Ergebnis:
In Bild 1 ist die Geometrie und das Oberflaechennetz fuer das simulierte Segelflugzeuges mit 15 Metern Spannweite (Std. Cirrus) zu sehen. Neben dem Tragfluegel mit entsprechender Profilierungs- und Verwindungsverteilung wird der Rumpf bis kurz vor dem Leitwerk simuliert. Auch der Fluegel/Rumpfuebergang wurde komplett uebernommen, siehe Bild 1a). Ein typisches hybrid unstrukturiertes Netz hat dabei fuer das Halbmodell etwa 6 Millionen Netzpunkte.
In Bild 2 sind die Oberflaechenstromlinien fuer folgende Anstroembedingungen gezeigt: Anstellwinkel $\alpha = 6^{\circ}$, $Re = 1.2*10^{6}$, $Ma = 0.074$. Die Simulation wurde voll-turbulent durchgefuehrt. Bei dem Anstellwinkel von $\alpha = 6^{\circ}$ treten bereits deutliche Stroemungs-abloesungen auf der kompletten Tragfluegeloberseite auf.

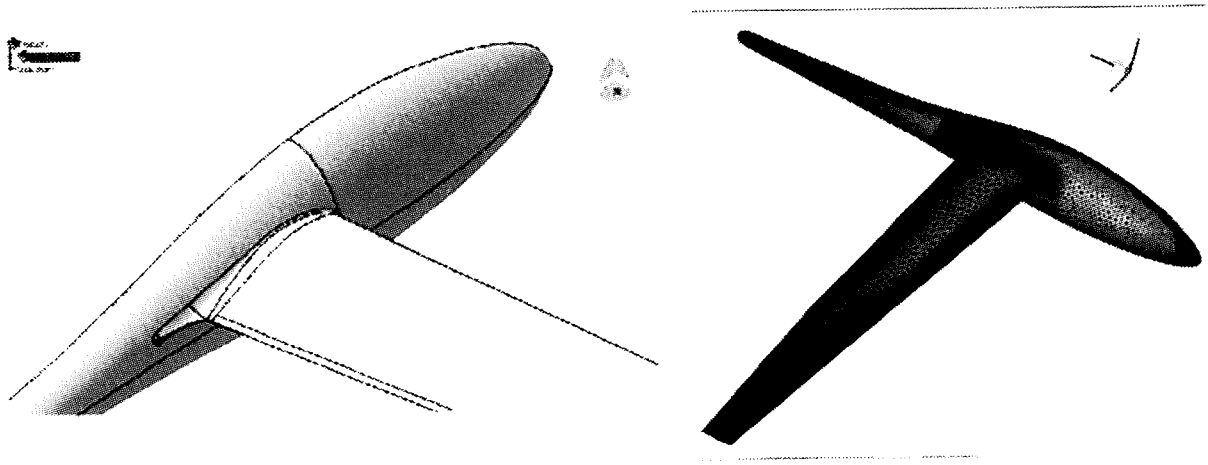


Bild 1: Geometrie eines Segelflugzeuges **mit 15 Metern Spannweite (Std. Cirrus) mit Rumpf, Fluegel, Fluegel/Rumpf-Uebergang. a) links, Geometrie, b) rechts, unstrukturiertes Oberflaechennetz**

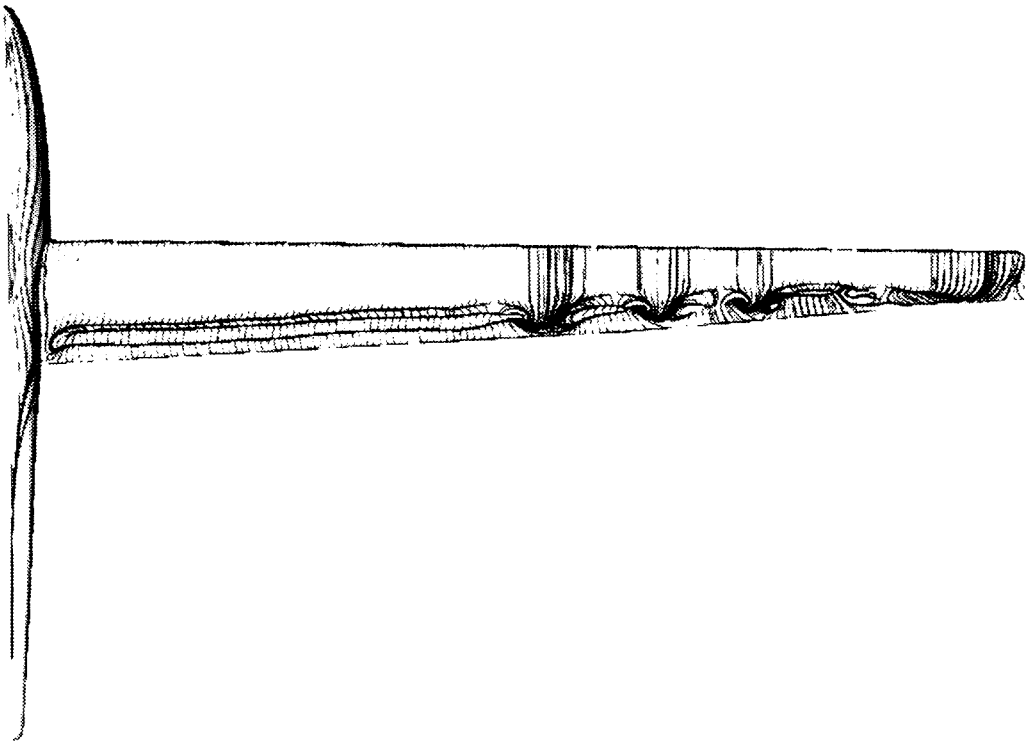


Bild 2: Oberflaechenstromlinien fuer Anstellwinkel $\alpha = 6^{o}$, Re = $1.2*10^{6}$, Ma = 0.074.

Literatur:

[1] Kroll, N.; Rossow, C.-C.; Becker, K.; Thiele, F.: "MEGAFLOW - A Numerical Flow Simulation System.", 21st ICAS congress, 1998, Melbourne, 13.09-18.09.1998, ICAS-98-2.7.4, 1998.

[2] Melber, S.; Heinrich, R.: "Implementierung einer Praekonditionierungstechnik fuer Stroemungen kleiner Mach-Zahlen im DLR TAU-Code und Anwendungen im Hochauftrieb." 13th AG STAB/DGLR Symposium Muenchen, 12.-14. November 2002.

weiteres Vorgehen:

Die ersten Rechnungen mit dem DLR TAU-Code im niedrigen Reynolds- und Machzahlbereich am Beispiel eines Segelflugzeuges zeigen bereits ein erhebliches Potential des Codes. Neben der Simulation von Anstellwinkelpolaren bei verschiedenen Anstroemgeschwindigkeiten soll nun der Einfluss der Transition ermittelt werden. Desweiteren sollen die Stroemungen speziell im Fluegel/Rumpfuebergang naeher untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: R.Petz, W. Nitsche, M.Schatz, F.Thiele

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: Auftriebssteigerung durch aktive Strömungsbeeinflussung an der Hinterkantenklappe einer generischen Hochauftriebskonfiguration

Ausgangssituation:
Im Rahmen des SFB 557 „Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen" finden experimentelle Untersuchungen an einer generischen Hochauftriebskonfiguration mit aktiver Strömungsbeeinflussung statt. Das Testmodell besteht aus einem NACA 4412 Hauptflügel mit einer Einfachspalt-Hinterkantenklappe (NACA 4415).

Ziel:
Ziel ist es, die Ablösung an der Hinterkantenklappe durch einen periodisch pulsierenden Wandstrahl zu verzögern bzw. zu vermeiden, um so den Einsatzbereich zu erweitern und den Auftrieb zu steigern. Perspektivisch ist die Umsetzung einer Regelung vorgesehen, die bereits an einem Prinzipexperiment erfolgreich getestet wurde.
Am Hermann-Föttinger-Institut der TU-Berlin werden dazu vergleichende numerische Untersuchungen zur Beeinflussung der Strömungsablösung mit Hilfe von RANS/LES-Verfahren durchgeführt.

Lösungsweg:
Die Anregung erfolgt in der Numerik und im Experiment an der Klappenvorderkante, durch einen in Frequenz und Amplitude einstellbaren ozillierenden Microjet. Ausgenutzt werden dadurch die in der Spaltströmung zwischen Profil und Klappe vorhandenen Scherschichtinstabilitäten, wodurch bereits bei geringer Energiezufuhr eine erfolgreiche Verminderung der Ablösung festgestellt werden kann. Die Reynoldszahlen im Experiment erreichen Werte bis zu $1 \cdot 10^6$.
Der Aktuator ist in die Hinterkantenklappe integriert (maximale Bauhöhe 30 mm) und besteht aus schnell schaltenden Magnetventilen, die an eine externe Druckluftversorgung angeschlossen sind. In Spannweitenrichtung besteht der Aktuator aus elf unabhängig ansteuerbaren Segmenten, die sowohl eine rein zweidimensionale als auch eine dreidimensionale Anregung erlauben. Um den globalen Einfluss der Anregung auf das Auftriebs- und Ablöseverhalten zu dokumentiert, werden die Kräfte und Momente mit einer 6-Komponenten Windkanalwaage aufgenommen.

Ergebnis:
Die Ergebnisse zeigen, dass durch eine aktive Strömungsbeeinflussung eine Ablösung auf der Hinterkantenklappe deutlich verzögert oder eine abgelöste Strömung zum Wiederanlegen gebracht werden kann. Der maximal nutzbare Klappenwinkel wird dadurch um ca. 9° ver-

größert. Bei einer Variation des Hauptprofilanstellwinkels (fester Klappenwinkel) zeigt sich ein Steigerung des Maximalauftriebs von ca. 12% gegenüber dem unbeeinflussten Fall (Abb. 2). Durch die Vermeidung der Ablösung steigt der Auftrieb, wobei im gleichen Maße der Widerstand sinkt. Die Gleitzahl (aerodynamische Güte) verbessert sich deshalb deutlich um 20-25%. Neben diesen aerodynamischen Verbesserungen ist zusätzlich auch eine Steuerung des Rollmomentes möglich, da das Aktuatorsystem in Spannweitenrichtung segmentiert ist, d. h. durch eine Anregung auf nur einer Spannweitenhälfte können Rollmomente aufgebracht werden, ohne dass mechanische Klappen ausgeschlagen werden müssen.

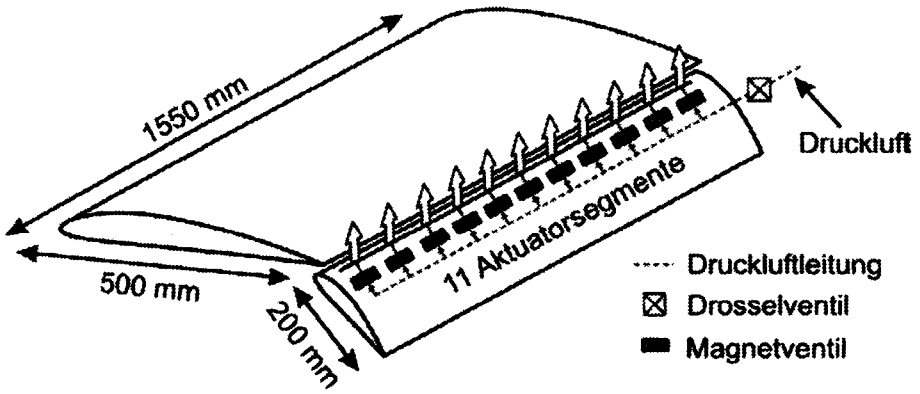


Abbildung 1: Versuchsmodell mit Aktuatoren in der Hinterkantenklappe

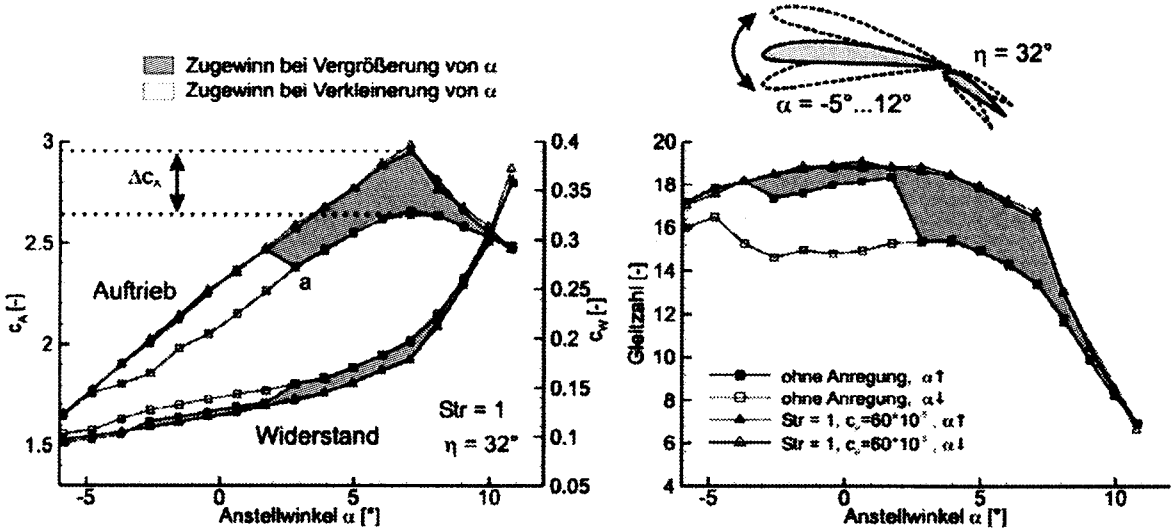


Abbildung 2: Einfluss der Anregung auf Auftriebs- und Widerstandspolaren (links) und die resultierende Gleitzahl (rechts) bei einer ausgewählten Konfiguration.

Literatur:

[1] R.Petz and W. Nitsche. Active Separation Control on a High-Lift Configuration by a Periodically Pulsating Jet. 24th ICAS Congress Yokohama, 2004

[2] S.Takagi et al. Towards smart control of separation around a wing. Proc. 3rd Symp. Smart Control of Turbulence, Univ. Tokyo, pp. 9-14, 2002

[3] A. Seifert and L. G. Pack. Compressibility and Excitation Location Effects on High Reynolds Numbers Active Separation Control. Journal of Aircraft, Vol. 40, No.1, pp. 110-126, 2003.

weiteres Vorgehen:

Die aktive Strömungsbeeinflussung soll im Rahmen des SFB 557 mit weiterentwickelten Aktuatoren auch an gepfeilten sowie zugespitzten Tragflügel untersucht werden.

Datum: 15.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Flügel großer Streckung

Ansprechpartner Dipl.-Ing. Daniel Reckzeh, Dipl.-Ing. Heinz Hansen

Institution Airbus Deutschlang GmbH, Bremen

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

Telefon 0421 / 538-2136
Fax 0421 / 538-2267
e-mail: Daniel.Reckzeh@airbus.com

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

Ausgangssituation und Ziel

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

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

Lösungsweg

Anders als in entsprechend validierten Rechenverfahren ist die Bereitstellung von dem realen Flugzeug entsprechenden Strömungsbedingungen im Windkanal nur mit sehr hohem Aufwand möglich. Speziell an Hochauftriebskonfigurationen zeigen sich jedoch Reynolds- und Machzahlabhängigkeiten die die in der Messung ermittelten Leistungen maßgeblich beeinflussen. Die Kenntnis dieser Einflüsse ist für eine korrekte Skalierung der Ergebnisse auf das reale Flugzeug daher unverzichtbar. Da im Rahmen der Konfigurationsauswahl für den Hochauftriebsflügel eine große Anzahl von Variationen vermessen werden muss, sind die existierenden Hochreynoldszahlkanäle nicht als alleiniges Entwurfswerkzeug, sondern in erster Linie zur Überprüfung und Variation ausgewählter Referenzkonfigurationen geeignet. Es kommt daher auf eine sinnvolle Ergänzung von numerischen Rechnenverfahren, den günstig und flexibel zu betreibenden Entwicklungskanälen (z.B. LSWT Bremen), die jedoch keine hohen Reynoldszahlen erreichen, mit den aufwendig zu betreibenden Hochreynoldszahlkanälen (Onera F1, ETW) an. Die Kryotechnik stellt hierbei eine Alternative zur Hochdrucktechnik dar. Um die Flugreynoldszahlen von Verkehrsflugzeugen zu erreichen, ist trotzdem noch die Kombination mit der Druckbeaufschlagung des Kanals notwendig. Der ETW ist durch Anwendung dieser Technik der einzige Windkanal der Flugreynoldszahlen griosser Verkehrsflugzeuge erreichen kann.

Für die Anwendung eines Hoch-Reynoldszahl-Kanals als Entwicklungswerkzeug gibt es neben der möglichst hohen Reynoldszahl verschiedene andere entscheidende Randbedingungen. So ist es vorteilhaft, wenn die Messstreckenquerschnitte den Einsatz des selben Modells in verschiedenen, sich ergänzenden Kanälen (z.B. LSWT Bremen, KKK und ETW) ermöglichen. Von zentraler Bedeutung ist die mit möglichst hoher Qualität reproduzierbare Kraft-, Momenten- und Druckverteilungsmessung am Modell innerhalb und zwischen den Messkampagnen. Darüber hinaus hat auch eine qualitativ gute visuelle Information über den Strömungszustand (Tufts, Ölbilder und Transitions-Visualisierung) am Tragflügel essentielle Wichtigkeit für die Entwurfsbewertung. Die erforderlichen Messzeiten pro Konfiguration entscheiden ebenfalls über die Einsetzbarkeit der Versuchsanlage im Entwurfsrahmen. Für viele Konfigurationen ist auch die Simulation von Schubeffekten mit Triebwerkssimulatoren notwendig. Wenn in Zukunft der ETW noch stärker in die industrielle Nutzung eingebunden wird, bekommen diese Anforderungen, auch in Konkurrenz zu den verfügbaren Hochdruckkanälen (z.B. F1), ein noch stärkeres Gewicht.

Ein anderer Schwerpunkt liegt in der engen Kopplung von frühzeitigen Hochreynoldszahlmessungen als „Benchmark" für numerische Studien. Ausgehend von den so sehr früh vorhandenen Referenzdaten für eine Konfiguration lässt sich deutlich genauer bewerten, welche Leistungen unter realen Flugbedingungen erreichbar wären und der Entwurf sehr viel frühzeitiger genau an die Anforderungen anpassen. Die aufgrund der Unsicherheit der Extrapolation auf Flugbedingungen erforderliche „Reserve" in den Leistungen des Flügels könnte deutlich verringert werden, was dem Gewicht und der Komplexität des Systems zugute kommt.

Ergebnis und weiteres Vorgehen

Airbus hat im Rahmen von Technologieprogrammen (hier speziell: das EU-Programm Eurolift) und in der A380-Entwicklung bereits den ETW für Hochauftriebskonfigurationen genutzt.

Wichtige Erkenntnisse konnten z.B. über die Entwicklung des Maximalauftriebs, des Ablöseverhaltens und des Widerstandseffektes von Entwurfsvariationen, sowie für die optimale Positionierung der Elemente unter hohen Reynoldszahlen gewonnen werden.

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

Inzwischen kann der ETW auch für Hochauftriebsmessungen als industriell einsetzbar angesehen werden. Derzeit werden die Erfahrungen im Rahmen der Forschungsvorhabenvon Eurolift 2, IHK/HICON und ab 2005 in FLIRET weiter ausgebaut.

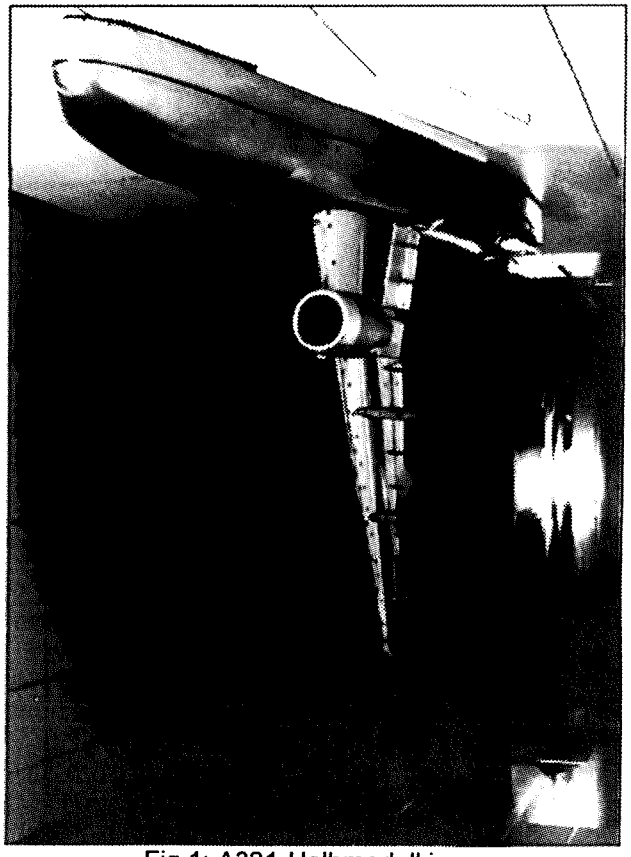


Fig.1: A321-Halbmodell in Hochauftriebskonfiguration im ETW

Datum: Juli 2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Flügel großer Streckung

Ansprechpartner:

Univ.-Doz. Dr. Martin Rein
Dr. Henning Rosemann
Dr. Erich Schülein

Institution:

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Deutschland

Telefon: +49 (0)551 709 2671
Telefax: +49 (0)551 709 2811
e-mail : martin.rein@dlr.de

weitere Partner:

Thema:
Reduzierung des Wellenwiderstands transsonisch umströmter Tragflügelprofile mittels Spikes

Ausgangssituation:

Beim Flug mit hohen Unterschallmachzahlen kommt es bei der Umströmung von Tragflügeln zur Ausbildung lokaler Überschallgebiete auf der Tragflügeloberseite. Das Überschallgebiet wird – insbesondere unter „off design" Flugbedingungen – durch einen Verdichtungsstoß abgeschlossen. Dies verursacht einen Wellenwiderstand. Weiterhin kann die Wechselwirkung des Verdichtungsstoßes mit der Grenzschicht auf dem Tragflügel zu einer Grenzschichtablösung führen, was weitere Verluste bedingt. Schließlich ist das Auftreten von Strömungsschwingungen (*buffet*) möglich.

Bislang wird eine Kontrolle des das Überschallgebiet abschließenden Stoßes über passive Ventilation (perforierte Platten, Rillen in der Oberfläche), aktive Grenzschichtabsaugung, Konturbeulen in der Oberfläche und adaptive Oberflächen durchgeführt [1, 2]. Diese Ansätze haben miteinander gemein, dass die Beeinflussung/Kontrolle des Stoßes direkt von der Tragflügeloberfläche ausgeht.

Ziel:

Verringerung des Wellenwiderstandes durch Beeinflussung von Verdichtungsstößen, die oberhalb transsonisch umströmter Tragflügelprofile auftreten, mittels externer Stoß- und Nachlaufgeneratoren.

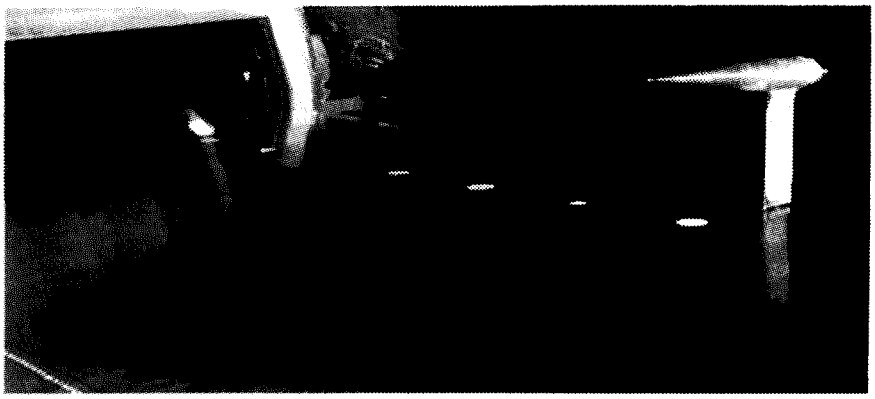
Lösungsweg:

Eine Reduzierung von Verlusten soll dadurch erreicht werden, dass in das Überschallgebiet oberhalb des Tragflügels ein oder mehrere stoß-/nachlauferzeugende Körper eingebracht werden [3]. Bei geeigneter Formgebung des Körpers entstehen im wesentlichen Nachlaufströmungen und schiefe Stöße. Diese wechselwirken mit dem praktisch senkrechten Stoß, der das Überschallgebiet abschließt. Ein Druckanstieg wird auf diese Weise allmählich statt über einen einzelnen Stoß erreicht. Ruhedruckverluste bzw. Entropieanstieg und damit

der Wellenwiderstand werden entsprechend verringert. Die Grenzschicht auf dem Tragflügel wird nicht bzw. nur indirekt gestört wird. Es ist zu erwarten, dass die exakte Lage des stoßerzeugenden Körpers für die Wirksamkeit von geringer Bedeutung ist, da die Nachlaufeigenschaften dadurch wenig beeinflußt werden. Im einzelnen sind als Körper verschiedene Varianten denkbar: ein oder mehrere zylindrische Körper (ggf. auch profiliert) mit Achse in Spannweitenrichtung, mehrere Spikes oder stecknadelförmige Körper nebeneinander in Spannweitenrichtung angeordnet.

Ergebnis:

Das transsonische Flügelprofil VC-Opt wurde mit einzelnen stoß-/nachlauferzeugenden Körpern unterschiedlicher Geometrien versehen (vgl. Abbildung). Für die verschiedenen Varianten wurden im DNW-TWG Widerstandspolaren und Schlierenbilder aufgenommen. Die Nachlaufmessung erfolgte jeweils seitlich versetzt zur Position des aufgebrachten Körpers. Bei einigen Varianten zeigt sich für bestimmte Anstellwinkelbereiche eine deutliche Verkleinerung der Nachlaufdelle mit entsprechender Veränderung der Polaren.



VC-Opt Profil mit kegelförmigem Spike im DNW-TWG

Literatur:

[1] Stanewsky, E., Fulker, J., Delery, J., Geissler, W.: Drag Reduction by passive Shock Control - Results of the Project EUROSHOCK, AER2-CT92-0049 supported by the European Union 1993 - 1995. Notes on Numerical Fluid Mechanics 56,Viehweg, 1997.

[2] Stanewsky, E., Delery, J., Fulker, J., de Matteis, P., (Eds.), Drag Reduction by Shock and Boundary Layer Control - Results of the Project EUROSHOCK II. Supported by the European Union 1996-1999, Springer, 2002.

[3] Rein, M., Rosemann, H., Schülein, E., Anordnung zur Reduktion von Verlusten, die mit einem starken Verdichtungsstoß verbunden sind, Deutsches Patent 103 05 973 (2003)

weiteres Vorgehen:

In weiteren Messungen sollte eine spannweitige Auflösung der Nachlaufmessungen vorgenommen werden, um den Einfluss des Halters der Körper korrekt zu erfassen. Eine Optimierung der Körpergeometrien kann auch durch begleitende numerische Rechnungen erzielt werden.

Datum: 21.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Per Christian Steimle

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

Adresse: Wüllnerstr. zw. 5 u. 7
52062 Aachen
Tel.: 0241-809 55 71 christian@aia.rwth-aachen.de
Fax: 0241-809 22 57

weitere Partner: Sonderforschungsbereich 401 der
Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Thema: Experimentelle Untersuchung eines gepfeilten Tragflügels unter Drehschwingungen in transsonischer Strömung

Ausgangssituation:

Im Rahmen des SFB 401 der DFG befasst sich das Teilprojekt B6 mit der experimentellen Untersuchung von aeroelastischem Instabilitätsverhalten an einem rückwärts gepfeilten Tragflügel mit BAC 3-11-Profil in transsonischer Strömung. Die Mechanismen für die Entstehung nichtlinearen Strömungsverhaltens können auf Oszillationen von Verdichtungsstößen und ihre Interaktion mit Grenzschichtablösungen zurückgeführt werden. Vor dem Hintergrund eines bisher eingeschränkten Verständnisses dieser Vorgänge werden Schwingungsversuche an einem Pfeilflügelmodell in transsonischer Strömung durchgeführt, deren erste Ergebnisse vorgestellt werden.

Ziel:

Die an aeroelastischen Instabilitäten wie Grenzzyklusschwingungen beteiligten Freiheitsgrade der Flügelbewegung sollen in ihrer Wechselwirkung mit Verdichtungsstoß und Ablösung getrennt voneinander untersucht werden, um einerseits eine umfassende Analyse der Phänomenologie zu ermöglichen und andererseits eine experimentelle Datenbasis für numerische Vergleichsrechnungen zu schaffen.

Lösungsweg:

Im Trisonik-Windkanal des Aerodynamischen Instituts werden an einem starren Pfeilflügelmodell zunächst Drehschwingungen um eine zur Strömung senkrechte Achse mit definierter Frequenz und Amplitude aufgebracht und in transsonischer Strömung instationäre Druckverteilungen und aerodynamische Kräfte zeitgleich mit der Modellbewegung bestimmt.

Ergebnis:

Die untersuchte Drehschwingung führt zu Stoßoszillationen, die von der Hinterkantenablösung auf der Oberseite beeinflusst werden. Das instationäre Strömungsfeld zeigt ein stark nichtlineares Verhalten. In Abhängigkeit von Schwingungsamplitude und Frequenz nehmen die Druckfluktuationen des Überschallgebiets unterschiedliche Phasenlagen ein, die mit einer Anfachung oder Dämpfung der Schwingungsbewegung im Zusammenhang stehen.

Skizze/Diagramm/Bild:

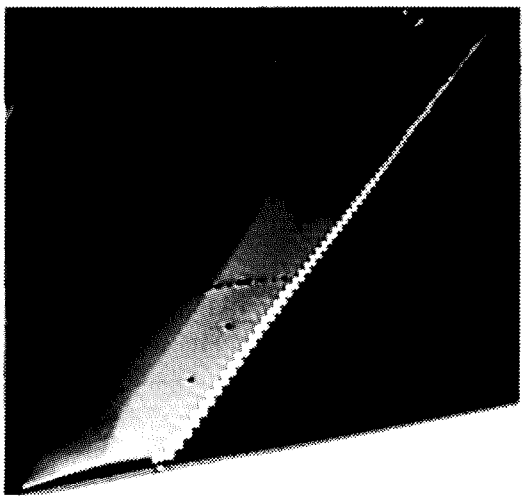


Abb. 1: Stoßinduzierte Hinterkantenablösung in stationärer Strömung bei $M_\infty = 0{,}9$, fixierte Transition bei x/c = 0,05

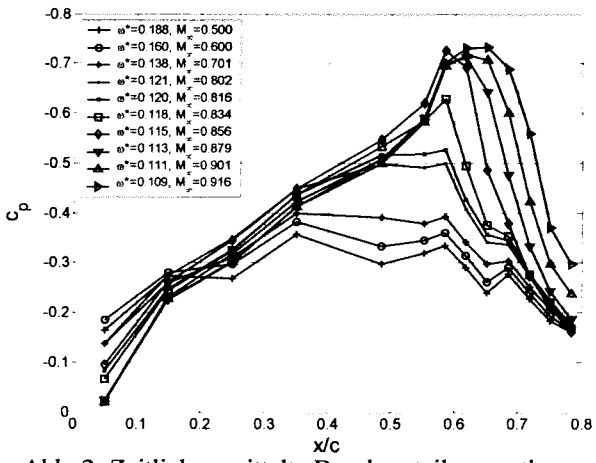


Abb. 2: Zeitlich gemittelte Druckverteilung entlang der Profiltiefe für die Flügeloberseite

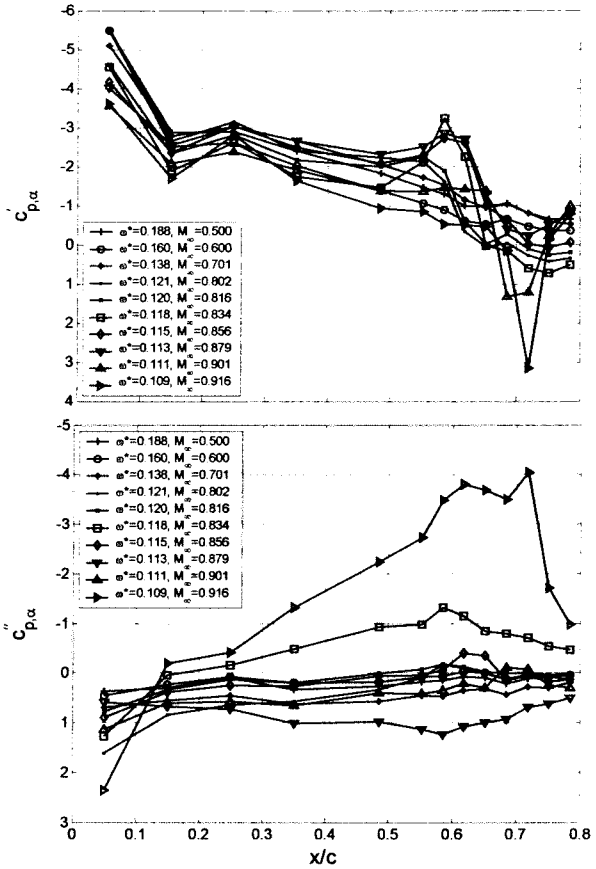


Abb. 3: Real- und Imaginärteil der komplexen Druckverteilung für die Flügeloberseite

Literatur:

Hillenherms, C.; Schröder, W.; Limberg, W.: Experimental investigation of a pitching airfoil in transonic flow. Aerospace Science and Technology No. 8, Elsevier, 2004

Hillenherms, C.; Schröder, W.; Limberg, W.: Experiments on Transonic Aerodynamics about Elastically Suspended Airfoils. In: Ballmann, J.: Flow Modulation and Fluid-Structure Interaction at Airplane Wings. Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 84, S. 351-376, 2003

weiteres Vorgehen:

Neben der weiteren Analyse der mit den Drehschwingungen erzielten Ergebnisse wird die Untersuchung mit dem Schlagfreiheitsgrad fortgesetzt. Darüber hinaus wird das zeitliche Verhalten der Hinterkantenablösung mit einer Heißfilmfolie flächig aufgelöst.

Datum: 28.02.2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügeltechnologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Dr. Th. Streit Tel. 0531/295-3334 Th.Streit@dlr.de

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, telefax 0531/295-2320

Weitere Partner:
Dipl. Ing. Arno Ronzheimer, Inst. f. Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig
Dipl. Ing. Alexander Büscher, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Thema: Numerische Analyse von Verkehrsflugzeugen mit verschiedenen Flügelendformen

Ausgangssituation: Im Rahmen des Europäischen Projekts **M-DAW (M**odelling and **D**esign of **A**dvanced **W**ing tip devices) [1] sind typische Randbögen- und Winglet- Konfigurationen von transsonischen Verkehrsflugzeugen numerisch und experimentell untersucht worden. Hierzu wurde das Flügel-Rumpf N-47 Halbmodell (Reiseflug-Konfiguration) und das entsprechende X03D Hochauftriebshalbmodell mit einem planaren Küchemann Randbogen, einer „Fence" (doppelten Deltaendplatte) und einem großen Winglet ausgestattet. Die Konfiguration mit den Küchemann Randbogen ist die Referenzkonfiguration. Diese Flügelendformentypen sind in den Windkanälen: ETW (N-47 Modell) und im DNW-KKK (Hochauftrieb, X03D Modell) vermessen worden. Aus den Windkanalmessungen sind Daten für Gesamtbeiwerte, Druckverteilungen für Flügel- und Randbogenschnitte, Tuft-Aufnahmen und Geschwindigkeitsfeldmessungen für den Wirbelnachlauf im Randbogen/Winglet Bereich vorhanden. Diese Konfigurationen wurden durch verschiedene M-DAW-Partner mit verschiedenen numerischen Verfahren untersucht [1], [2], [3]

Ziel: Numerische Lösung der Navier-Stokes Gleichungen für die verschiedenen Flügelendformentypen auf unstrukturierten hybriden Rechennetzen für das N-47 Modell (Reiseflug) und das X03D Modell (Startkonfiguration). Vergleich der aerodynamischen Leistung, Wurzelbiegemoment und Charakterisierung der Strömung der untersuchten Konfigurationen. Vergleich der Ergebnisse mit den experimentellen Windkanaldaten.

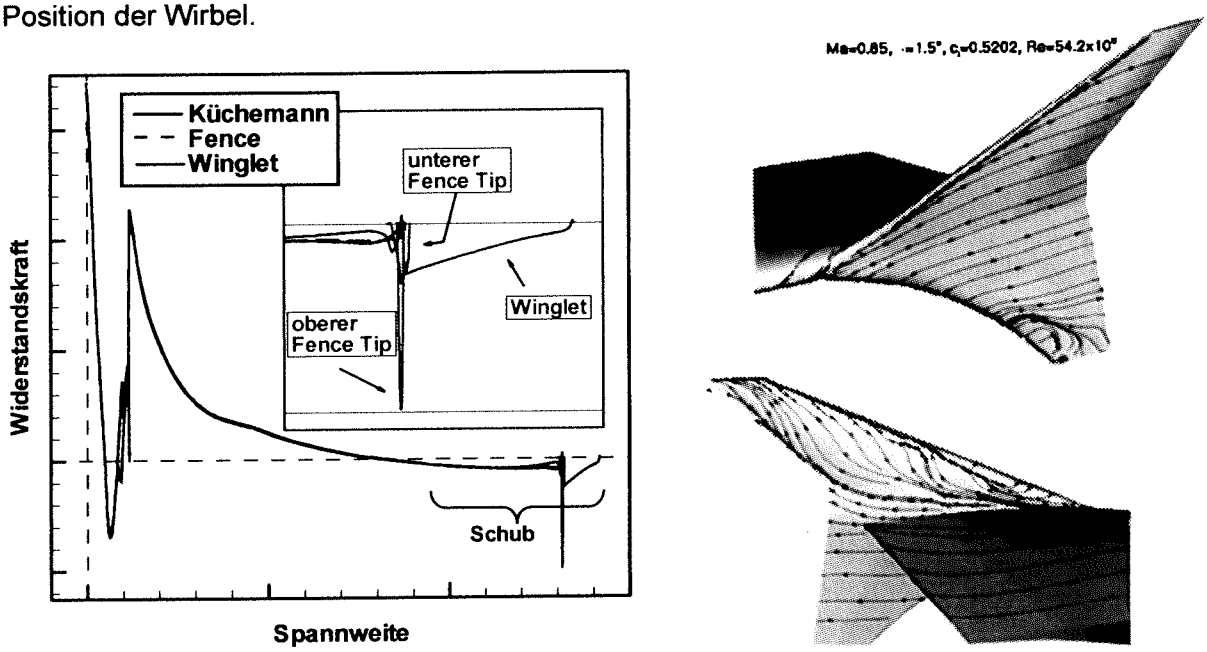
Lösungsweg:

a) CAD Aufarbeitung der CATIA N-47 (Reiseflug) und X03D (Startkonfiguration) Modelle mit den drei verschiedenen Flügelendformentypen um netzgenerierungstaugliche Eingabegeometrien zu erzeugen.
b) Generierung von unstrukturierten hybriden Netzen mit Centaur.
c) Navier-Stokes Lösung mit dem DLR-TAU-Verfahren.
d) Adaption der Lösung um strömungsrelevante Gebiete hinreichend aufzulösen. Insbesondere wurde hierdurch im Reiseflug das Rechennetz im Stoßgebiet verfeinert und im Hochauftriebsfall wurden mehrere Adaptionen der Lösung im Nachlauf des(r) Wirbel(s) im Randbogen/Flügelendformen Gebiet durchgeführt.

Ergebnis:
Reiseflug: Es wurden unstrukturierte Rechennetze für die drei Flügelendformentypen mit Centaur generiert. Navier-Stokes Rechnungen mit TAU wurden für Ma=0.85, Re=54.2 Mill. mit dem Anstellwinkel im Bereich: $-1° < \alpha < 2°$, durchgeführt. Hierzu wurde das Ausgangsnetz mit der Startlösung bei $\alpha=1.5°$ und $\alpha=0°$ adaptiert. Die adaptierten Rechennetze haben eine Gesamtpunktzahl von ca. 11 Mill. Punkten. Im Vergleich zur Referenzkonfiguration zeigt im Reiseflugentwurfspunkt das große Winglet die größte Reduzierung des Widerstandes und die größte Zunahme des Wurzelbiegemomentes. Spannweitige Zirkulation- und Widerstandskraftverteilungen zeigen für die Fence einen sehr

lokalen Effekt mit Schubkraftkomponenten die durch die Deltaflügel der Fence erzeugt werden. Das Winglet füllt die Zirkulationsverteilung im Randbogengebiet auf und führt zu einem zusätzlichen ausgedehnten Bereich mit Schubkräften. Der Vergleich mit den Druckverteilungen der Windkanalmessungen zeigt Unterschiede zur Nachrechnung, die auf die in der Messung auftretende Deformation des Modells und benutzte Halbmodelltechnik zurückzuführen sind. Für die Gesamtbeiwerte stimmt der Unterschied zur Referenzkonfiguration im Vergleich zu der ETW Messung gut überein. Die Ergebnisse dieser Arbeit zeigen, dass im Reiseflug Navier-Stokes Verfahren benutzt werden können um Flügelendformentypen zu bewerten.

Hochauftrieb: Für die Startkonfiguration wurden unstrukturierte Rechennetze für die drei Flügelendformentypen mit Centaur generiert. Die berücksichtigte Rumpf-Flügel Startkonfiguration enthält neben den ausgefahrenen Vorflügeln, Klappen und eingestellten Querruder auch die Triebwerke. Navier-Stokes Rechnungen wurden mit TAU für den Entwurfspunkt für Ma=0.2, Re=7.28 Mill. und $\alpha(c_L 1.2Vs)$ durchgeführt. Adaptionen wurden im gesamten Strömungsfeld und im randbogennahen Wirbelnachlaufgebiet durchgeführt. Der Vergleich mit den Windkanalergebnissen aus den DNW-KKK zeigt eine gute Übereinstimmung für die Druckverteilungen. Der Vergleich der experimentellen Nachlaufmessung mit dem numerischen Ergebnissen zeigt eine ähnliche Topologie der Wirbelstruktur aber Unterschiede in der Skalierung der Geschwindigkeiten und in der Position der Wirbel.



Das Bild zeigt Reiseflug TAU-RANS Ergebnisse für das N-47 Modell mit drei verschiedenen Flügelendformentypen. Links ist die Widerstandskraft als Funktion der Spannweite aufgetragen. Im äußeren Flügel ergibt sich ein Schubgebiet mit unterschiedlichen Eigenschaften für den Küchemann Randbogen, Fence- und Winglet. Die rechte Seite zeigt RANS Ergebnisse für die Oberflächenstromlinien für die Innen- und Außenseite der Fence.

Literatur:

[1] Alan Mann, *Novel wing tip devices, an Overview of the M-DAW Project*, KATnet workshop, Bath University, September 2003

[2] Hans Maseland, *CFD Analysis of the Aerodynamic Characteristics of the M-DAW Datum Wing Tip Devices,* KATnet workshop, Bath University, September 2003

weiteres Vorgehen: im M-DAW-Projekt sollen neue Flügelendformen entworfen werden. Das DLR und die TU-BS sind mit der entwickelten Vorgehensweise und dem hier benutzten Methoden an den Entwurf und der entgültigen Bewertung dieser Flügelendformen beteiligt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflüglertechnologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Jochen Wild

Institution: **DLR Braunschweig**
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Adresse: Lilienthalplatz 7 **Telefon: 0531/2953336**
38108 Braunschweig **Telefax: 0531/2952320**
E-Mail : jochen.wild@dlr.de

weitere Partner: G. Dargel, H. Hansen, R. Gramlow, P. Nickolaus (Airbus Deutschland)

Thema: Entwurf eines Hochauftriebssystems mit mulifunktionalen Steuerflächen

Der Einsatz multifunktionaler Steuerflächen sieht vor, bei einem Transportflugzeug kein herkömmliches Querruder zur Rollsteuerung zu verwenden und durch ein auf der gesamten Spannweite ein Wölbtab einzusetzen, das spannweitig auch differentiell ausgeschlagen werden kann. Diese Art der Steuerfläche bietet sich zum Einsatz weiterer Funktionen an, wie z.B. spannweitige Lastkontrolle. Da das Wölbtab an der Hinterkantenklappe montiert ist erweitert sich der Einsatzbereich auch für den Langsamflug. Mit den multifunktionalen Steuerflächen kann auch die Flugleistung im Hochauftriebsbereich an verschiedene Anforderungen angepasst werden. Zusätzlich wird eine Leistungssteigerung dadurch erwartet, dass nun auch die Hinterkantenklappe über die volle Spannweite ausgeführt werden kann. Im Rahmen des Verbundprojektes ProHMS [1] wurde ein solches Hochauftriebssystem für den Einsatz von multifunktionalen Steuerflächen entworfen. Im Rahmen zweier Messkampagnen wurde die Leistungsfähigkeit des ProHMS-Systems verifiziert [2,3].

Ein Hauptziel der Verwendung multifunktionaler Steuerflächen für den Hochauftrieb besteht in der Verbesserung der Startleistung durch Einstellung auf maximale Gleitzahl für den Start. Für die Landung ist dagegen ein Erreichen eines möglich steilen Anflugwinkels von Interesse, um die Lärmbelastung durch anfliegenden Flugverkehr zu verringern.

Bild 1 zeigt die Bandbreite mit der beim Start die Gleitzahl des Flugzeugs durch den Einsatz multifunktionaler Steuerflächen variiert werden kann. Gleichzeitig ist der beim Start geforderte Auftriebsbeiwert markiert, wodurch die Bandbreite ersichtlich ist, indem ein solches Flugzeug betrieben werden kann. Damit kann für die jeweilige Fluggeschwindigkeit ein optimaler Gleitwinkel eingestellt werden.

Bild 2 zeigt den Einfluss der multifunktionalen Steuerflächen auf den maximalen Auftriebsbeiwert der Landestellung und auf die Anfluggleitzahl. Es zeigt sich, dass der maximale Auftriebsbeiwert in einem weiten Bereich variiert werden kann. Damit ergibt sich auch eine Flexibilität in der Anfluggleitzahl, wodurch allein durch den Einsatz der multifunktionalen Steuerflächen eine Änderung des Gleitpfadwinkels um maximal 1.64° erreicht werden kann.

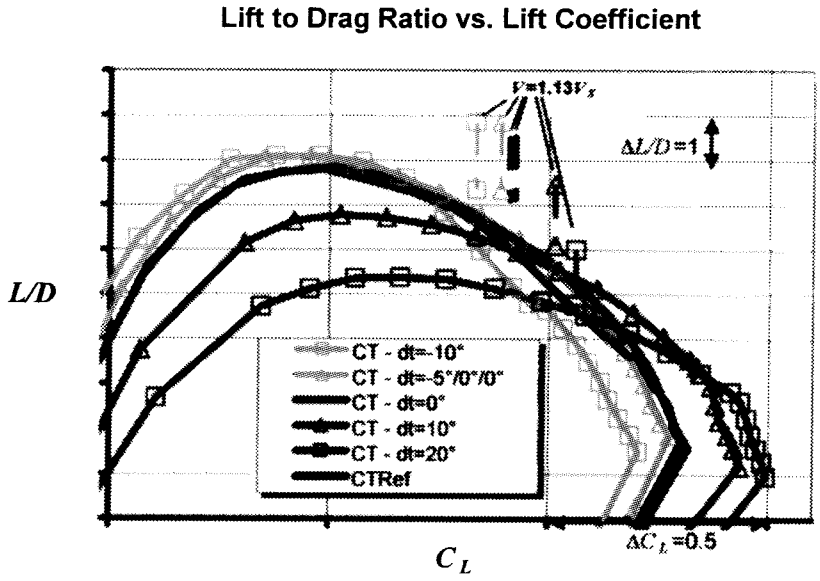


Bild 1: Vergleich der Gleitzahl-Envelope durch Einsatz multifunktionaler Steuerflächen (CT) im Vergleich zu einem konventionellen Flügel (CTRef) über dem Auftriebsbeiwert für den FNG-Hochauftriebsflügel in Startstellung

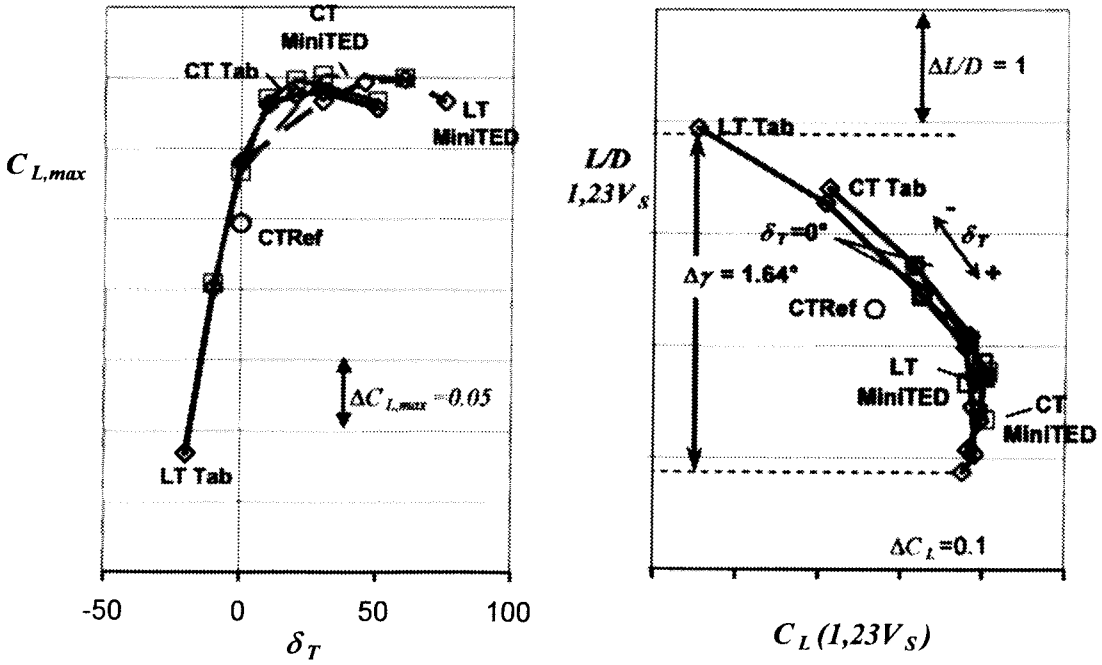


Bild 2: Abhängigkeit des maximalen Auftriebsbeiwerts und der Anfluggleitzahl vom Ausschlagwinkel der multifunktionalen Steuerfläche für den FNG-Hochauftriebsflügel in Landestellung

Literatur:

[1] Dargel, G., Hansen, H., Wild, J., Streit, T., Rosemann, H.: „Aerodynamische Flügelauslegung mit multifunktionalen Steuerflächen", DGLR Jahrbuch 2002, DGLR-2002-96, Band 1 (2002), Seite 1605 ff.

[2] Peinemann, U.: "Results of ProHMS test WZ 02-33, WZ 03-03 and WZ 03-08 with the 3DFNGDY half model scaled 1:15.6 and A320 half model 3D, scaled 1:13.6 in the LSWT Bremen", Airbus-Bericht EGXG-039/03 (2003)

[3] Wild, J., Puffert-Meissner, W., Sitzmann M. und Lekemark L.: "Messung des FNG Hochauftriebs-Modells bei hohen Reynoldszahlen im Kryogenischen Windkanal Köln", DLR IB 124-2003/37 (2003).

Datum: 18.6.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Ralf Rainer Wokoeck

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig
Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2976
Telefax: (0531) 391-5259
e-mail: r.wokoeck@tu-bs.de

weitere Partner: Jens Ortmanns, Normann Krimmelbein, Rolf Radespiel, Yuan Weixing

Thema: RANS Simulation und Experimente des Überziehens eines Leitwerksprofils

Ausgangssituation: Eine grundlegende Voraussetzung für den Entwurf von Tragflügel- und Leitwerksprofilen ist die 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 dafür eine präzise Kenntnis der Transitionslage laminar-turbulent notwendig.

Ziel: Ziel dieser Arbeit ist es, den RANS-Strömungslöser TAU um ein Modul für die Vorhersage des Transitionsortes zu erweitern und so die Vorhersagegenauigkeit bezüglich Strömungsablösung und Maximalauftrieb in Abhängigkeit von der Reynoldszahl zu verbessern. Die Transitionsvorhersage soll mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie erfolgen.

Lösungsweg: Die Umsetzung besteht aus einem System miteinander gekoppelter Programme. An den Strömungslöser TAU [1] des DLR wird mittels des Transitionsmoduls eine Methode für die lineare Stabilität der Tollmien-Schlichting-Wellen angekoppelt. Aus der Analyse der zurückgegebenen N-Faktoren ermittelt das Transitionsmodul die Transitionslage und gibt diese an den Strömungslöser in festgelegten Intervallen weiter. Für die Berechnung von laminaren Ablöseblasen wurden die Datenbanken für Tollmien-Schlichting-Instabilitäten durch den schnellen Stabilitätslöser COAST3 [2] ersetzt. Der Stabilitätslöser kann Anfachungen auch in bereits abgelösten Strömungsgebieten, wie der Ablöseblase ermitteln. Für dreidimensionale Problemstellungen kann COAST3 ebenso die Querströmungsinstabilitäten ermitteln und nicht zuletzt wird durch COAST3 ein Übergang zu zukünftigen zeitgenauen Berechnungen von Strömung und Transition ermöglicht.

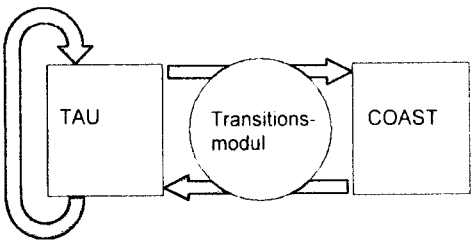


Bild 1: Kopplung zwischen Strömungslöser und Stabilitätslöser

Für Validierungsexperimente wurde das Forschungsprofil HGR-01 mit kombiniertem Vorder- und Hinterkantenabrißverhalten in Abhängigkeit von der Reynoldszahl entworfen [3]. Hierzu wurden mit Hilfe des Panelverfahrens X-Foil [4] die Druckverteilungen von Profilen der LWK-80 Familie [5], welche das gewünschte Stall-Verhalten aufweisen, im Nasenbereich reproduziert und ansonsten die Auslegungsdaten eines transsonischen Profils für Höhenleitwerke beibehalten.
Mit dem hochwertig ausgestatteten Windkanalmodell des HGR-01 wurden im Strömungskanal MUB (Modell-Unterschallwindkanal-Braunschweig) des Instituts für Strömungsmechanik der TU-Braunschweig umfangreiche Untersuchungen u.a. mit Druckverteilungsmessung, Öl-

STAB

anstrich und PIV durchgeführt.

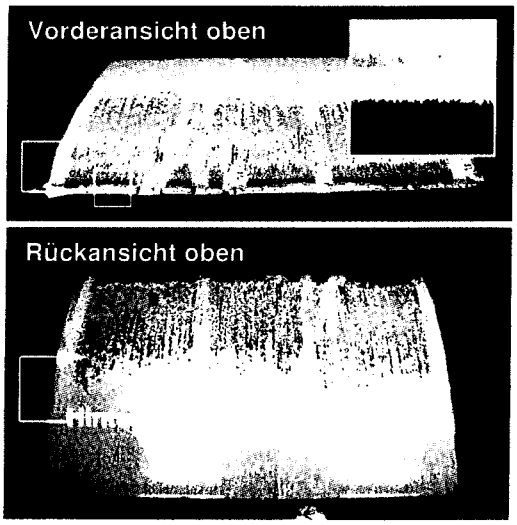


Bild 2: Ölanstrichbild der Modellmitte
Re=0.7x10^6; α=10°

Ergebnis: Das Profil zeigt im Windkanal sowohl eine laminare Ablöseblase als auch ein kombiniertes Leading-/Trailing-Edge Stall-Verhalten und weist damit die gewünschten, in diesem Forschungsprojekt zu untersuchenden Strömungseigenschaften auf. Die gemessenen Oberflächendruckverteilungen stimmen bei Anstellwinkeln unterhalb des maximalen Auftriebsbeiwertes mit denen in der Auslegung (X-Foil) vorausgesagten gut überein. Die Ablöseblase zeigt sich im Experiment etwas größer, entspricht aber sonst tendenziell bzgl. Lage, Wachstum und Aufplatzen den Erwartungen aus der Entwurfsphase. Auch die Ergebnisse der aktuellen Version des erweiterten TAU-Codes stimmen bislang nur bei Anstellwinkeln unterhalb des $c_{a,max}$ mit den Messungen überein. Dies hat im wesentlichen zwei Gründe: Zum einen sind bislang nur Lösungsalgorithmen für stationäre Strömungen verwendet worden, die das zeitlich veränderliche Strömungsverhalten bei höheren Anstellwinkeln nicht auflösen können. Zum zweiten ergibt das für bisherige Rechnungen gewählte Spalart-Allmaras-Turbulenzmodell zu kleine Ablösungen der Strömung an der Hinterkante, was in Abweichungen der Druckverteilungen und damit in zu hohen Auftriebswerten resultiert.

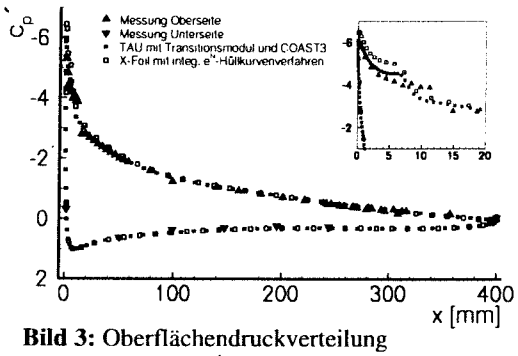


Bild 3: Oberflächendruckverteilung
Re=0.7x10^6; α=10°

Der Vortrag auf dem STAB-Symposium wird numerische Rechnungen mit verschiedenen Turbulenzmodellen im Vergleich zu den Experimenten und ferner auch Vergleiche mit Large-Eddy-Simulationen darstellen.

Literatur:

[1] **DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik:** *TAU-Code User Guide. Revision: 1.23.* Release 2003.1.0, February 18, 2003.

[2] **Schrauf, G.:** *COAST3 – A compressible stability code. User's guide and tutorial*, Daimler-Benz Aerospace Airbus GmbH, Bremen, Technical Report EF 040/98, 1998

[3] **Grote, A.; Ortmanns J.; Radespiel, R.:** *Entwurf eines Höhenleitwerkprofils mit Leading-Edge Stall und Konstruktion eines Windkanalmodells mit Ruder für die Messung der Profileigenschaften*, Institutsbericht 2003/2, 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

Weiteres Vorgehen: Um das stark instationäre Verhalten bei hohen Anstellwinkeln sowohl der Hinterkanntenablösung als auch das der Ablöseblase aufzulösen, wird das vorgestellte System für die Berechnung instationärer Strömung mit instationärer Transitionsvorhersage umgearbeitet. Hierbei ist im besonderen die zeitliche Entwicklung der Anfachungsraten für Störungen verschiedener Frequenzen zu berücksichtigen. Parallel werden durch weitere, das Strömungsfeld hochauflösende PIV-Messungen an dem Modell des HGR-01 Profils und durch Vergleiche zu weiteren Testfällen der Projektpartner geeignete Turbulenzmodelle bestimmt und die neuen instationären Fähigkeiten des Systems validiert.

Datum: Juni 2004

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügler Technologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Heinrich Vollmers

Institution: DLR-AS-EV

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen **Telefon:** 0551-709 2289
Telefax: 0551-709 2830
e-mail: Heinrich.Vollmers@dlr.de

weitere Partner:

Thema:
Analyse von PIV-Messungen der 3 Komponenten eines Geschwindigkeitsfeldes hinter einem Halbmodell mit einer Turbine mit hohem Nebenstromverhältnis.

Ausgangssituation:
Die 3 Komponenten des Geschwindigkeitfeldes im Nachlauf des DLR-Modells ALVAST mit und ohne dem Triebwerkssimulator CRUF 1 wurde mit einem PIV-System in Stereo vermessen. Die Einzelheiten des Modells, des Windkanals, der Turbine und des Stereo-Systems sind in Ref. 1 beschrieben.

Ziel:
Diese Untersuchungen werden im Hinblick auf die Wirbel im Nachlauf durchgeführt. Die Turbine bzw. Der Antrieb eines Flugzeuges ändert die Anfangsbedingungen für den Nachlauf. Die mögliche Wirkung auf Maßnahmen zur Abminderung der Wirbel ist im Wesentlichen unbekannt. Die Robustheit der Maßnahmen muss nachgewiesen bzw. Abgeschätz werden können.

Lösungsweg:
Die 3-komponentigen Geschwindigkeitsfelder wurden hinter der inneren und der äaußeren Kante der äußeren Klappe gemessen. Zwei Bespiele von gemittelten Geschwindigkeitsfelden aus etwa 100 Realisierungen werden in den Abbildungen 1 und 2 gezeigt. Die unvollständigkeit einiger Datensätze wurde durch starke Reflexionen des Laser-Lachtes an der Oberfläche des Modells verursacht. Für grössere Schubstärken als $N_{Cruf} > 11050$ produzierte der expandierende Strahl derartig tiefe Temperaturen, dass Feuchtigkeit kondensierte und die Kameras keine Teilchen mehr sahen.
In Abb.1 wurde der Schub des Simulators variiert. Das linke Feld wurde ohne Simulator vermessen. In Abb. 2 wurde der Anstellwinkel variiert. Beide Abbildungen zeigen eine starke Abhängigkeit des Ortes der Wirbel von diesen Parametern.

Ergebnis:
Diese Daten sollen weitergehend untersucht werden. Hierbei stehen die Änderungen der Topologie und die Stärke der Wirbel im Vordergrund. Hierzu werden die Stromlinien im gemessenen Schnitten verglichen und die Wirbel numerisch mit bekannten 2D und 3C Modellen approximiert. Die Anwendbarkeit derartigen Approximationen wird ebenfalls untersucht.
Die detailierte Analyse wird den Einfluss auf die Zirkulation, den Radius, den Ort und den Geschwindigkeit der Wirbel.

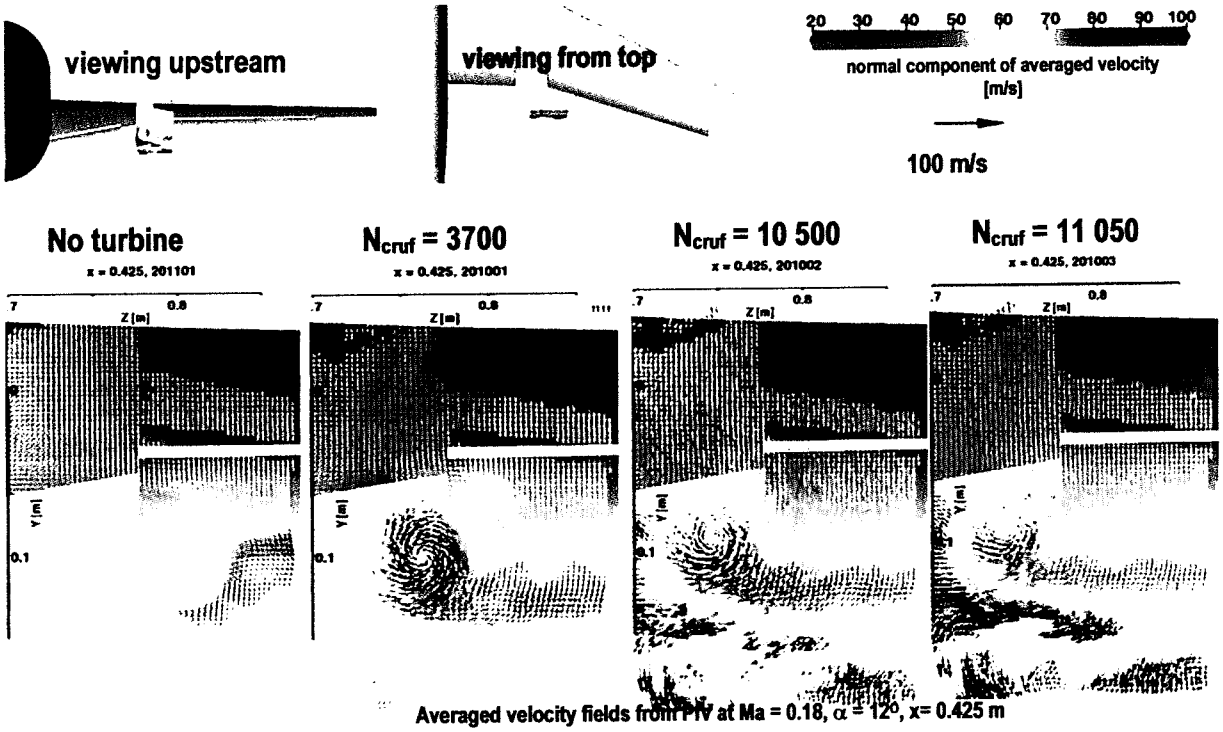


Abbildung 1: Abhängigkeit des Ortes des Wirbel an der inneren Kante der Klappe vom Schub der Turbine.

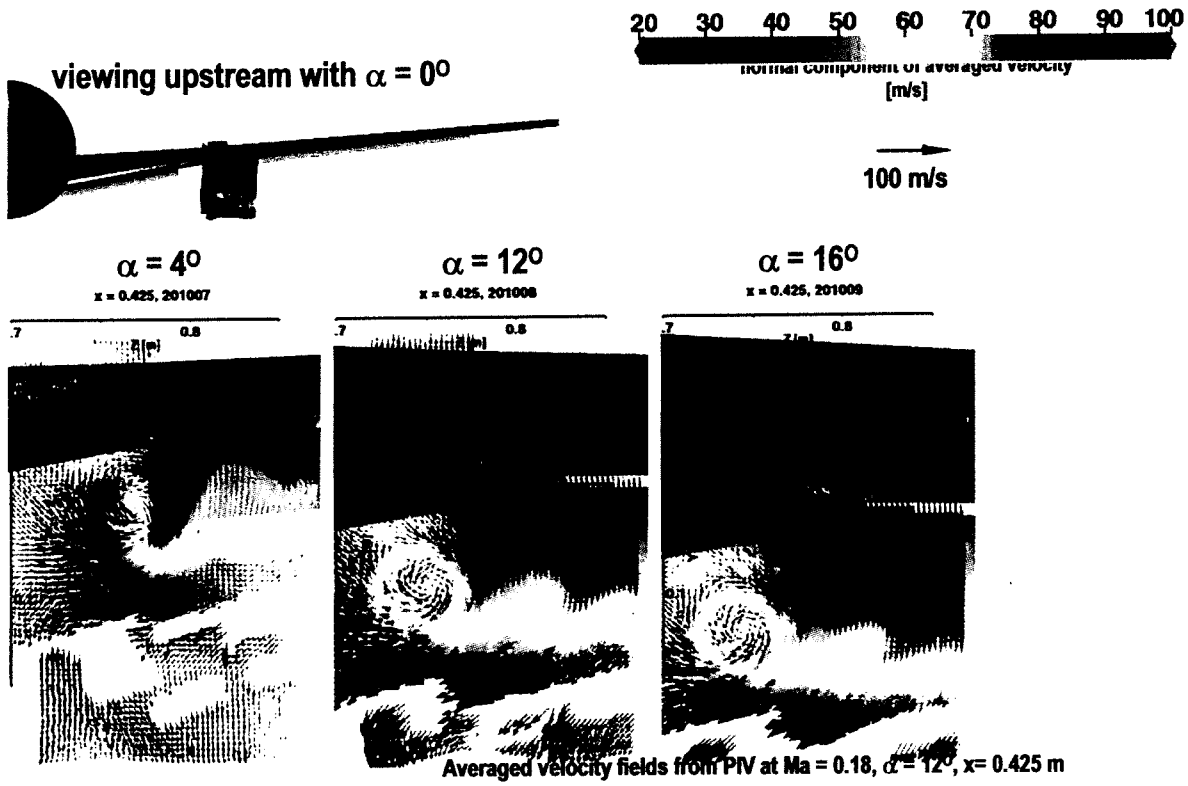


Abbildung 2: Abhängigkeit des Ortes des Wirbel an der inneren Kante der Klappe vom Anstellwinkel.

Literatur:

[1] H. Vollmers, W. Puffert-Meissner, M. Raffel, H.Richard, A. Schröder
Test Report of Force and Flow Field Measurements on the ALVAST Half-Model in High-Lift Configuration in the DNW-NWB Wind Tunnel Phase III
DLR IB 129-01, 2001

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Flügel kleiner Streckung/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M.Sc. Alexander Allen, Dipl.-Ing. Michail Iatrou, Dipl.-Ing. Alexander Pechloff, Prof. Dr.-Ing. Boris Laschka

Institution: Technische Universität München
Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM
o. Prof. Dr.-Ing. habil. Rudolf Schilling
Abteilung Aerodynamik

Adresse: Boltzmannstr. 15
85748 Garching

Telefon: 089 / 289 - 16131
Telefax: 089 / 289 - 16139
e-mail : allen@flm.mw.tum.de

weitere Partner: EADS-MT 242, Dr.-Ing. Caroline Weishäupl

Thema: *Aerodynamische Untersuchungen an Deltaflügeln mittels eines Navier-Stokes-Verfahrens*

Ausgangssituation: Am Lehrstuhl für Fluidmechanik, Abteilung Aerodynamik, der Technischen Universität München wurde ein Euler-Verfahren (FLM-Eu), darauf aufbauend ein Euler-Verfahren für kleine Störungen (FLM-SDEu) und zur Behandlung reibungsbehafteter Strömungen ein zeitechtes Navier-Stokes-Verfahren (FLM-NS) [1] entwickelt. Diese werden momentan zu einem Navier-Stokes-Verfahren bei kleinen Störungen (FLM-SD.NS) erweitert.
In Zukunft sollen diese Navier-Stokes-Verfahren u.a. zur Berechnung von Nick- und Klappenschwingungen an Deltaflügeln in Zusammenhang mit aeroelastischen Problemstellungen verwendet werden.

Ziel: An zwei verschiedenen Deltaflügeln sollen Untersuchungen zur Validierung des zeitechten Navier-Stokes-Verfahrens FLM-NS durchgeführt werden. Ferner sollen die dominierenden Strömungseffekte für Flügel kleiner Streckung im transsonischen Bereich diskutiert werden.

Lösungsweg: Zur stationären Validierung wurden experimentelle Daten aus einer Untersuchung der NASA [2] an einem 50°-Deltaflügel ausgewählt, denen Machzahlen zwischen Ma_∞=0.4 und Ma_∞=1.12 zugeordnet sind. Die Validierung soll sich hier auf einen Machzahlbereich um 0.9 beschränken.
Ferner wird ein 53°-Deltaflügel herangezogen, der bereits äußerst intensiv mit beiden Euler-Verfahren (FLM-Eu und FLM-SDEu) untersucht wurde. Hier sollen auch wesentlich größere Anstellwinkel als bei der NASA Untersuchung betrachtet werden. Die Berechnungen finden bei Ma_∞=0.8 statt.
Dazu wurden für beide Flügel blockstrukturierte Netze erzeugt und Berechnungen mit dem Verfahren FLM-NS durchgeführt. Das Verfahren verwendet ein algebraisches (Baldwin-Lomax) und ein höherwertiges Eingleichungs-Turbulenzmodell (Spalart-Allmaras).

Ergebnis: Bild 1a zeigt den Grundriss des NASA Clipped Deltaflügels und die

Schnittposition für die in Bild 1b dargestellten Druckverläufe. Sowohl das Verfahren FLM-NS als auch das Verfahren FLM-Eu zeigen gute Übereinstimmung mit den experimentell ermittelten Daten.

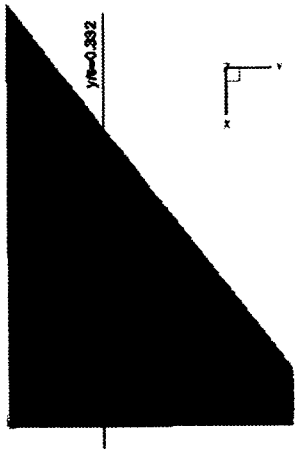


Bild 1a: Geometrie und Schnittposition für die Druckbeiwerte

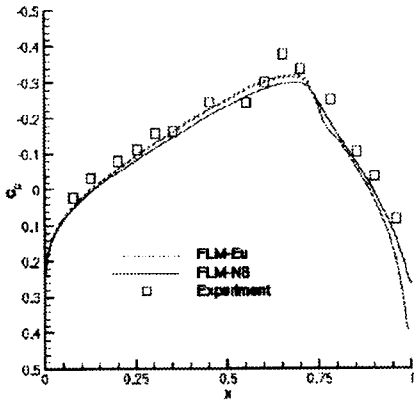


Bild 1b: Druckbeiwerte c_p in der Schnittposition y/s=0.332 bei α=0°, Ma_∞=0.9 und $Re_\infty=9.84 \cdot 10^6$

Die Druckbeiwerte auf der Flügeloberseite des 53°-Deltaflügels bei einer Machzahl von Ma_∞=0.8 und einem Anstellwinkel von α=10° sind in Bild 2 dargestellt. Deutlich ist der Vorderkantenwirbel an den geringeren Druckbeiwerten erkennbar.

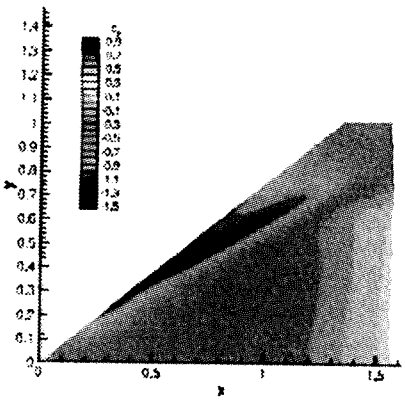


Bild 2: Druckbeiwerte c_p für den 53°-Deltaflügel bei α=10° und Ma_∞=0.8

Literatur: [1] Cvrlje T., Breitsamter C., Weishäupl C., Laschka B.:
Euler and Navier-Stokes Simulations of Two-Stage Hypersonic Vehicle Longitudinal Motions, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol.37, No.2, pp. 242-251, March-April 2000.
[2] Bennet R.M., Walker C.E.:
Computational Test Cases for a Clipped Delta Wing with Pitching and Trailing-Edge Control Surface oscillations, NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia, NASA/TM-1999-209104; March 1999.

weiteres Vorgehen: Sowohl an dem NASA Clipped Delta Wing als auch an dem 53°-Deltaflügel sollen Nick- und Klappenschwingungen gerechnet werden, die später auch als Grundlage zur Validierung des Navier-Stokes-Verfahrens bei kleinen Störungen (FLM-SD.NS) dienen.

Datum: 21. Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Flügel kleiner Streckung/ Experimentelle Untersuchungen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Furman,
Dr.-Ing. C. Breitsamter

Institution: Technische Universität München
Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM
o. Prof. Dr.-Ing. habil. R. Schilling
Abteilung Aerodynamik

Adresse: Boltzmannstr. 15
85748 Garching

Telefon: +89-289-16131
Telefax: +89-289-16139
e-mail: andrej@flm.mw.tum.de

weitere Partner: VFE-2-Verbund

Thema: *Analyse stationärer Druckverteilungen an einer generischen Deltaflügel-Konfiguration mit scharfer und runder Vorderkante*

Ausgangssituation: Im Einklang mit der Forderung nach einer abgesicherten experimentellen Datenbasis in den Bereichen Wirbelströmung, Hochauftrieb und Aeroelastik zur Beurteilung der Ergebnisgenauigkeit moderner CFD-Rechnungen wurde am Lehrstuhl für Fluidmechanik, Abteilung Aerodynamik, der Technischen Universität München beschlossen, am Forschungsverbund des internationalen „Vortex Flow Expriment 2" (VFE-2) teilzunehmen. Die experimentellen Untersuchungen konzentrieren sich zunächst auf stationäre Druckmessungen zur Qualifizierung von Anströmbedingungen für nachfolgende Strömungsfeld- und Grenzschichtmessungen.

Ziel: Ziel ist daher der Vergleich gemessener stationärer Druckverteilungen mit vorliegenden Referenzdruckverteilungen des Vergleichsflügels der NASA (65°-Deltaflügel), um Anströmbedingungen, Strömungsqualität in der Messstrecke und Messgenauigkeit zu überprüfen.

Lösungsweg: Zur Durchführung der geplanten Strömungsfeld- und Grenzschichtmessungen zur Erfassung insbesondere der turbulenten Grössen ist ein geeignetes Windkanalmodell bereitzustellen. Die Konstruktion des Windkanalmodells im Maßstab *1.5:1* mit Wurzeltiefe $c_r = 0.98046\ m$ relativ zum NASA Deltaflügelmodell im Maßstab *1:1* und Wurzeltiefe $c_r = 0.65364\ m$ wurde auf Basis eines 3D-CAD-Modells vorgenommen, vgl. Bild 1. Das Modell besteht aus mehreren Komponenten, nämlich Vorderkanteneinsätze, Flügelbasisplatte mit Hinterkante der Ober- und Unterseite, Zentralkörper (Rumpf) und Adapter für den Anschluss an den Horizontalstiel des Modellsupports. An den Positionen $x/c_r = 0.2,\ 0.4,\ 0.6,\ 0.8$ und 0.95 sind insgesamt 181 Druckbohrungen angebracht. Jeder Schnitt enthält ferner 12 instationäre Druckaufnehmer. Die Messungen finden in den Niedergeschwindigkeitswindkanälen A und B des Lehrstuhls für Fluidmechanik statt.

Zur Festlegung relevanter Anströmbedingungen für die weiteren Untersuchungen werden die Druckmessungen bei vollentwickeltem sowie über dem Flügel aufgeplatztem Vorderkantenwirbel bei $M_\infty \approx 0.12$ und $Re_{root} \approx 1.7x10^6$ für die Konfigurationen mit scharfer und runder Vorderkante durchgeführt.

Ergebnis: Der Druck auf der Flügelfläche der generischen Deltaflügelkonfiguration mit 65° Vorderkantenpfeilung wird bei verschiedenen Anstellwinkeln und Geschwindigkeiten mit stationären Druckaufnehmern gemessen. Die Druckverteilungen und der Vergleich mit den Referenzdaten wird vorgestellt und diskutiert.

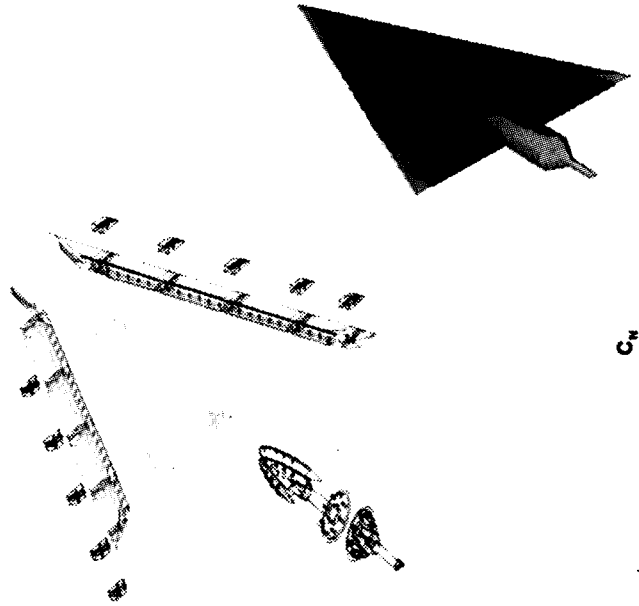


Bild 1: Modellaufbau der 65°- Deltaflügelkonfiguration (Explosionsdarstellung).

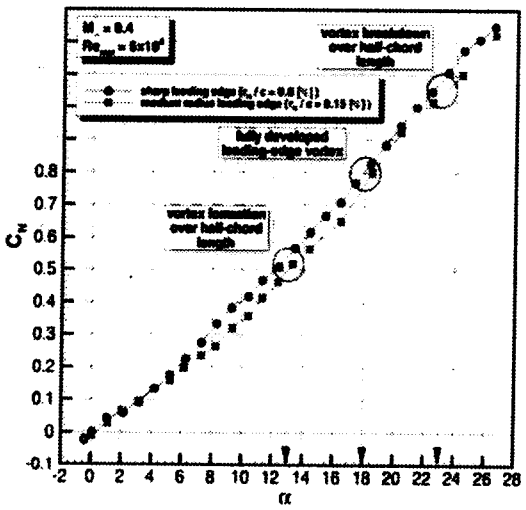


Bild 2: Verlauf des Normalkraftbeiwerts als Funktion des Anstellwinkels für die Konfiguration mit scharfer und runder Vorderkante; Referenzergebnisse nach [2].

Literatur:

[1] Breitsamter, C.:
Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln, Dissertation, Technische Universität München, Herbert Utz Verlag, ISBN 3-89675-201-4, 1997.

[2] Chu, J. and Luckring, J. M.:
Experimental surface pressure data obtained on 65° delta wing across Reynolds number and Mach number ranges, NASA-TM-4645, 1996.

[3] Hummel, D. and Redeker, G.:
A new vortex flow experiment for computer code validation, Symposium on Vortex Flow and High Angles of Attack, Norway, 7-11 May, 2001

weiteres Vorgehen: Es werden Geschwindigkeitsmessungen in der Grenzschicht und im Aussen-feld sowie instationäre Wanddruckmessungen für die Fälle des vollent-wickelten und über dem Flügel aufgeplatzen Vorderkantenwirbel vorgenom-men und im Hinblick auf Turbulenzgrössen analysiert.

Datum: 21. 06. 2001 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Elektrofluidsysteme / Bionik

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

Institution: Zukunftswerkstatt Elektrofluidsysteme, Institut für Bionik & Evolutionstechnik

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

Tel: 030-314 72655 **Fax:** 030-314 72019
e-mail: berkant.goeksel@elektrofluidsysteme.de
Web: http://www.bionik.tu-berlin.de/user/goeksel

Thema: Aktive Beeinflussung laminarer Strömungsablösungen bei niedrigen Reynoldszahlen

Ausgangssituation:

Laufende Studien zu Minidrohnen zeigen, dass die aerodynamische Güte von Tragflügeln im Reynoldszahlbereich von 10000 bis 100000 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 Ruderwirksamkeit einer Nurflügel-Drohne mit Eppler E338 Profil (siehe Bild 2 und Bild 3) durch aktive Ablösekontrolle der laminaren Tragflügelumströmung an der Vorderkante.

Lösungsweg:

Für erste Experimente wurde der einfachste Lösungsweg der stationären Beschleunigung der laminaren Grenzschicht durch Koronadraht-Aktuatoren gewählt. Hierbei wird durch einen elektrisch hochge-spannten Koronadraht die Luft teilionisiert und im elektrostatischen Gleichspannungsfeld in Strö-mungsrichtung beschleunigt. Der resultierende Ionenwind kann zur Energetisierung der laminaren Grenzschicht an der Vorderkante genutzt werden (vgl. STAB-Mitteilung 2003 [3]).

Ergebnis:

In früheren Experimenten im Reynoldszahlbereich von 13250 bis 132500 konnte die aktive Beeinflussung von laminaren Strömungsablösungen mittels elektrischer Felder an einem Tragflügel mit Eppler E338 Profil demonstriert werden [1], [3]. Bei diesen Experimenten wurde stets mit maximalem Koronastrom von 0,5 mA bei Hochspannungen zwischen 17 - 19 kV (8 - 10 Watt) gearbeitet. Aktuelle Messungen am kleinen Freistrahlwindkanal des Instituts für Bionik & Evolutionstechnik (siehe Bild 1) zeigen, dass bei niedrigen Reynoldszahlen bereits bei 10 kV mit einem Koronastrom von 0,02 – 0,03 mA (0,20 - 0,30 Watt) ein ausgeprägter elektroaerodynamischer Effekt vorliegt (siehe Bild 4 – 7). Es wurde im Reynoldszahlbereich vom Aussenflügel des in Bild 3 dargestellten Nurflügelmodels gemes-sen. Die Ergebnisse werden auch im Juli auf der Europäischen MAV-Tagung präsentiert werden [4].



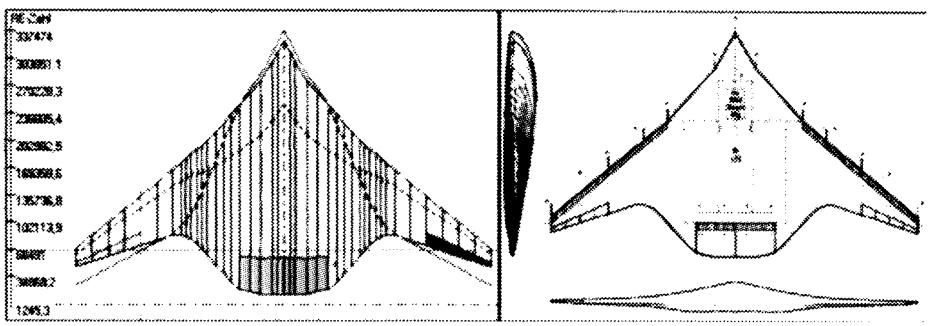


Bild 1: Versuchsaufbau. **Bild 2 und 3:** Nurflügel mit Eppler E338 Profil bei niedrigen Re-Zahlen.

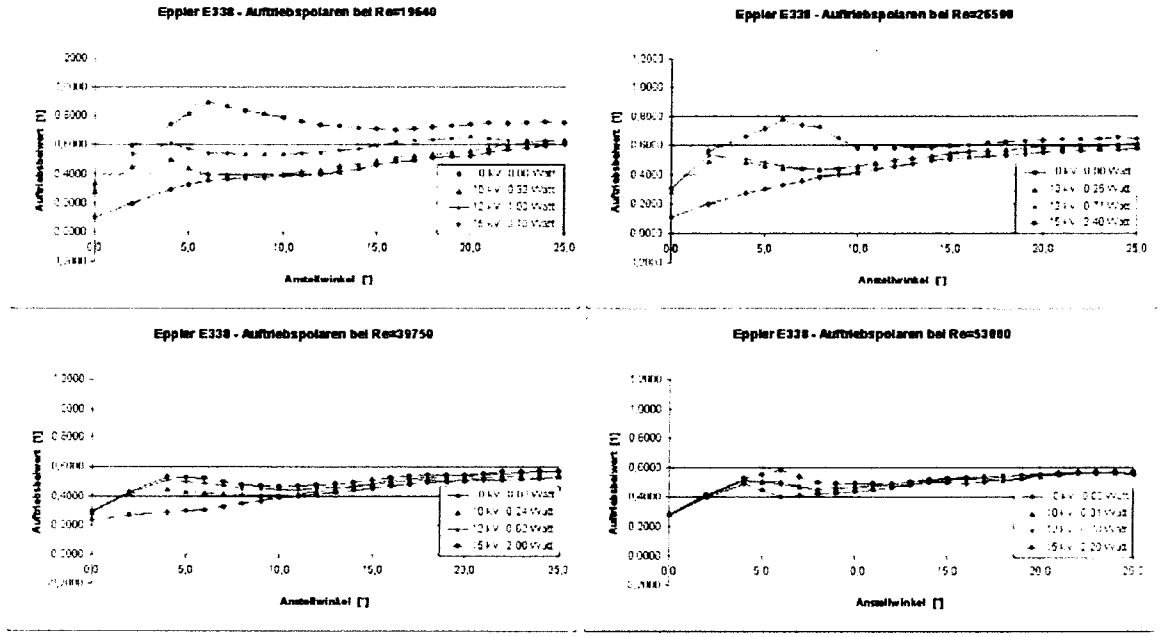


Bild 4 - 7: Elektroaerodynamischer Effekt in Auftriebspolaren bei niedrigen Reynoldszahlen.

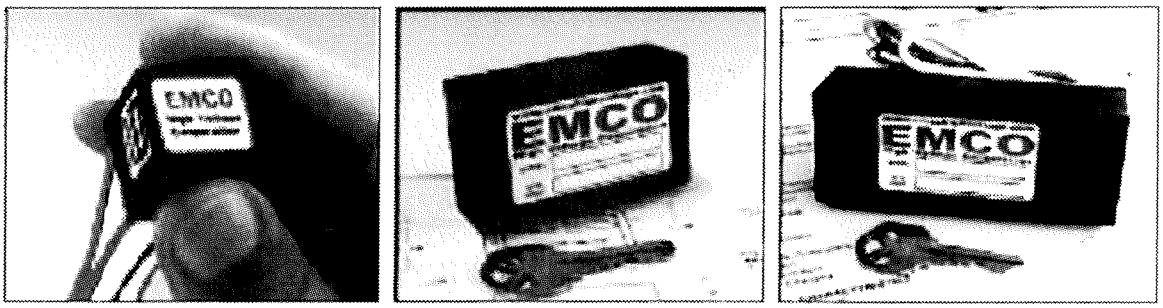


Bild 8 - 10: Miniaturisierte HV-Generatoren (10kV-0,5W-28g; 12kV-2W-85g; 15kV-2W-198g) (Quelle: http://www.emcohighvoltage.com).

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 Ser ies, AIAA, Reston VA

[3] B. Göksel, I. Rechenberg (2003) Experimentelle Untersuchungen zur aktiven Beeinflussung von laminaren Strömungsablösungen. Mitteilung zum 11. STAB-Workshop, Göttingen.

[4] B. Göksel, I. Rechenberg (2004) Wind-Tunnel Experiments to Active Flow Control at Low Re-Numbers. First European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition EMAV 2004, Braunschweig (angenommen zur Präsentation am 14. Juli 2004).

weiteres Vorgehen:

Im weiteren ist der Bau verschieden großer Nurflügel-Modelle mit miniaturisierten Hochspannungsnetzteilen (siehe Bild 8-10) für Windkanal- und Freiflugmessungen vorgesehen. Dabei soll insbesondere auch die Nutzung des elektroaerodynamischen Effekts zur Erhöhung der Quer- und Höhenruderwirksamkeit untersucht werden. Denkbar ist auch der Einsatz rein elektrodynamischer „Querruder" ohne bewegte Teile.

Datum: Berlin, den 24. Juni 2004 STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: **Experimentelle Simulation und Versuchstechniken**

Ansprechpartner: **Dr. Burkhard Gölling**

Institution: **DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik**

Adresse: **Bunsenstr. 10** **Telefon: 0551 – 709 – 22 38**
37073 Göttingen **Telefax: 0551 – 709 – 28 11**
e-mail: burkhard.goelling@dlr.de

weitere Partner: **DLR, Göttingen/Braunschweig**
GOM, Braunschweig
EADS-M, München

Thema: **Rollinstabilitätsverhalten eines Deltaflügels bei transonischen Machzahlen**

Ausgangssituation:

Im Rahmen des Projektes AeroSUM und im Nachfolgeprojekt SikMa galt es u.a., das Rollinstabilitätsverhalten einer Deltaflügelkonfiguration experimentell zu simulieren. Dazu wurde ein Rollapparat konstruiert, der es ermöglicht, den Deltaflügel verschiedene geführte und freie Rollbewegungen um die Modellachse ausführen zu lassen. Zusätzlich ist das Modell mit Hinterkantenklappen ausgestattet. Bei den vergangenen Experimenten zeigte sich der Mangel, die exakte Position des Modells und der Klappen aufgrund der Wirkung aerodynamischer Lasten und der Strömungs-Struktur-Kopplung zu bestimmen und entsprechend der Dynamik der Bewegungen diese hinreichend zeitlich aufgelöst zu erfassen. Ein anderes Problem war die Beeinflussung freier Rollbewegungen des Modells im Sinne von Loslassversuchen aufgrund der auftretenden hohen Haft- und Rollreibungen durch den mechanischen Aufbau des Rollapparates, auf dem der Deltaflügel montiert ist.

Ziel:

Das Ziel bestand darin, eine mechanische Konstruktion für den Rollapparat umzusetzen, so dass Haft- und Rollreibungsverhalten entschieden verbessert werden. Weiterhin galt es Messtechniken zum Einsatz zu bringen, die die instationäre Bewegung des Modells und der Klappen mit hinreichender räumlicher Genauigkeit und mit ausreichender zeitlicher Auflösung zu erfassen, so dass eine exaktere Beschreibung zumindest der aerodynamischen, wenn nicht auch der aeroelastischen Eigenschaften möglich wird.

Lösungsweg:

Ein Punkt ist die Verbesserung des mechanischen Aufbaus des Rollapparates und der Klappensteuerung des AeroSUM-Modells, um das Haft- und Rollreibungsverhalten des Rollapparates und die Belastbarkeit der Klappen zu optimieren.

Weiterhin galt es vorhandene optische Methoden der Positions- und Verformungsmessung für Messungen im Transonischen Windkanal des DNW vorzubereiten und entsprechend der Anforderungen und Randbedingungen weiterzuentwickeln.

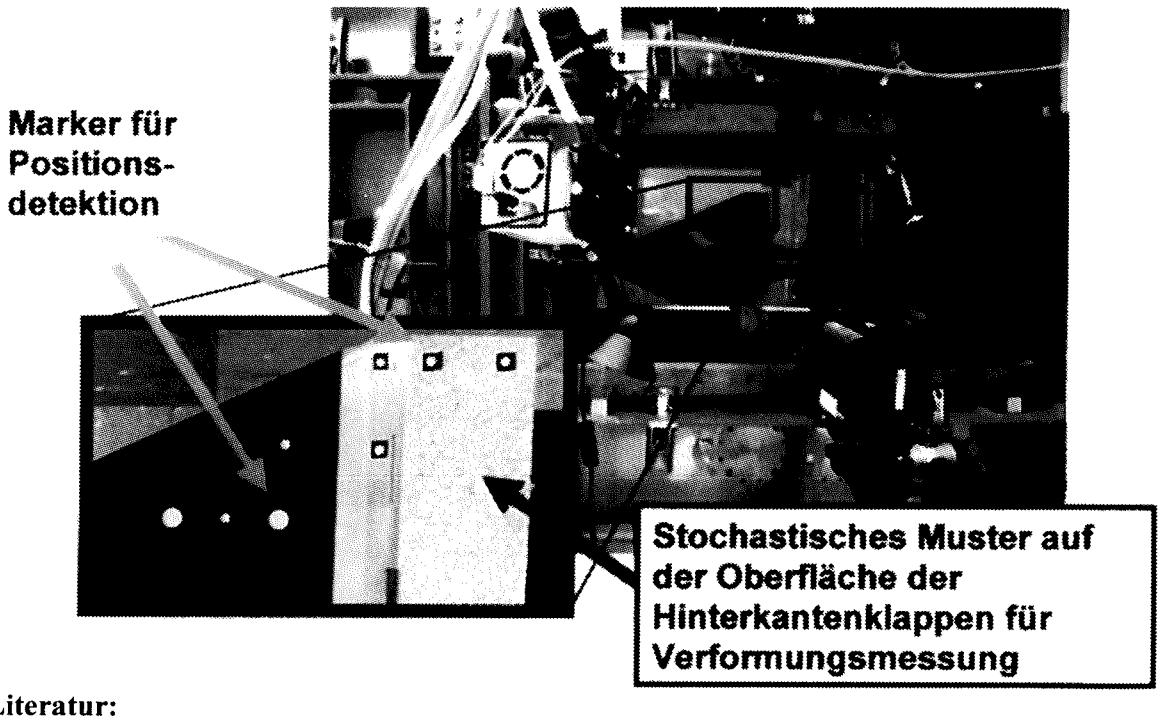
Ergebnis:

Die Machanik des Rollapparates als auch die des Modells für die Klappensteuerung wurden hinsichtlich der oben genannten Forderungen durch neue Bauteile ergänzt bzw. alte durch neue ersetzt. Anstelle des stark reibungsverursachenden Zahnradgetriebes wurde ein rutschfestes Zahnriemengetriebe für die notwendige Kraftumsetzung realisiert. Für die Ein- und Auskupplung des Getriebes wurde die Zahnradkupplung durch eine Lamellenkupplung ausgetauscht, die höhere Drehhaltemomente und vermindertes Reibungsverhalten sicherstellt. Weiterhin wurde die Halterung und Lagerung der Welle der Hinterkantenklappen verbessert, so dass höhere aerodynamische Lasten aufgeprägt werden können.

Die Erfassung der Position vom Modell und der beiden Hinterkantenklappen wurde durch die Anwendung verschiedener optischer Methoden getestet. Zum einen kam eine Kameratechnik zum Einsatz, die es erlaubt sowohl Verformungen der Deltaflügel als auch die der Klappen des Modells gegenüber dem Rumpf zu bestimmen. Die Genauigkeit dieser Messmethode basiert auf der Realisierung der Kreuzkorrelation von sich bewegenden bzw. verformenden stochastischen Bildmustern und auf die Detektion zuvor kalibrierter Markerpositionen auf der Oberfläche des Modells und der Klappen. Die räumliche Auflösung erlaubt die Bestimmung von Anstell- und Rollwinkel des Modells sowie der Klappenwinkel auf 0,2 Grad genau. Die zeitliche Auflösung konnte von anfänglich 20 Hz auf ca. 400 Hz gesteigert werden.

Mit dieser technischen Ausrüstung wurden geführte Modellbewegungen insbesondere Rollschwingungen und Loslassversuche bei verschiedenen hohen Machzahlen (Ma = 0,50 bis Ma = 0,85) im transonischen Bereich durchgeführt. Aufgrund der Dynamik der Bewgung der Hinterkantenklappen wird das aerodynamische Verhalten des Deltaflügels sprich die Ausbildung und Entwicklung des Längswirbelsystems und damit das Rollinstabilitätsverhalten maßgeblich beeinflusst.

Bild Darstellung des Aufbaus der optsichen Messtechnik zur Positions- und Verformungsmessung von Modell und Hinterkantenklappen des AeroSUM-Modells im TWG



Literatur:

H. Psolla-Bress et al., High-roll rate experiments on a delta wing in transonic flow. ICIASF 2001, 19th Int. Congr., Cleveland, Ohio, Aug. 27-30, 2001.

Datum: 11.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation (Flügel kleiner Streckung)

Ansprechpartner: Dr. U. Herrmann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnology

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2835
Telefax: 0531 295 2320
e-mail: Ulrich.Herrmann@DLR.de

weitere Partner: -

Thema: Numerical design of a low-noise high-lift system for a supersonic aircraft

Ausgangssituation: Despite the end of Concorde service there is again growing interest in supersonic flight because of potential travel time reductions. Such interest may turn into an aircraft design only if an economic viable and ecologic acceptable configuration seems realizable.
One of the largest showstoppers for any new supersonic configuration is noise, especially low-speed noise during take-off, approach and landing. The DLR co-ordinated EU-project EPISTLE [1, 2] addresses this topic by validating European viscous flow solvers for low-speed flows [3] characteristic for supersonic aircraft. Based on this validation design sensitivities of a droop nose based high-lift system are estimated. Then (organized as a competition) high-lift systems are designed and the two best systems are wind tunnel tested. The emphasis of such high-lift system design is on aerodynamic drag reduction leading to reduced noise emission because of better climb-out characteristics and lower engine throttle settings.

Ziel: The objective of the reported work is the efficient design of a low-drag leading edge flap based high-lift system obtaining maximal drag reduction compared to a datum high-lift system. This datum system is originating from the previous EU-project EUROSUP [4].

Lösungsweg: The requirements posed by the EU-project for the final designs are simple. Only the two technically most convincing high-lift systems are selected for wind tunnel testing. This puts a significant burden on the low-speed high-lift flow simulation regarding the designed amount of drag reduction, the numerical reliability and flow prediction accuracy, as potential competitors need to accept the provided design.
Although high prediction accuracy is needed the available time for design is limited. A manual design approach is selected because the CPU-time requirement to obtain a converged solution is large, even on supercomputers. Efficient design therefore means to construct the mesh following an appropriate balance between accuracy and numerical effort. Analysing the performed CFD validation work [3] led to the construction of a structured mesh resolving the main characteristics of the low speed flow while keeping the overall size small.
The high-lift system is enabled by five leading edge (LE) flaps on the wing, see **Fig. 1**. Each flap is defined by four design variables. Manually treating a 20 variable design problem relies heavily on efficient meshing and fast flow solver turn-around times but also on extensive flow analysis.

STAB

Ergebnis: The design performed at DLR benefited from the experience gained during the preparation by concentrating on prediction accuracy improvements and on reducing the CPU-time requirement. A structured multi-block mesh with about $1.8*10^6$ mesh is generated using a fast scripting technique for each of the high-lift system geometries. Fully turbulent flow computations are done with the Baldwin-Lomax TM (with Degani-Schiff extension) implemented in the DLR flow solver FLOWer.
About 30 different high-lift system configurations are computed (each at 3 different AoA) before the 20% better performance compared to the datum system (requested by the project) is achieved.
The design process first concentrates on obtaining the posed AoA constraint. The performance of these high-lift systems is degraded compared to the datum configuration (red symbol), see **Fig. 2**. Further effort concentrated on aerodynamic performance improvements of the high-lift system while accepting higher AoAs. The horizontal line in Fig. 2 indicates the requested 20% improvement target. Just above this line the green bullet indicates the estimated performance of the final DLR high-lift system. Many solutions are grouped over a range of one $\Delta C_L/C_D$ count still below the 20% improvement line. Although some configurations were already computed using the dropped hinge, still not the best combination of flap depth and flap deflection distribution generating the most appropriate flow topology is found. The magnitude of the point cluster in Fig. 2 illustrates the difficulty to obtain such performance increase.
The final low drag flow, see **Fig. 3**, reduces the inner wing LE-flap deflection to force the LE-flap vortex to develop as much inboard as possible. The appropriate span wise LE-flap depth and deflection distribution keeps two vortices on the deflected LE-flaps. The cross flow on the wing is reduced. This prevents the wing apex vortex from merging with other vortices and reduces the drag. The knuckle rounding prevents the flow from separating there.

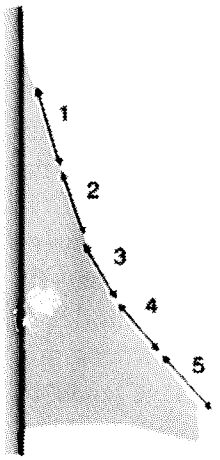


Fig. 1 Spanwise LE-flap distribution on a Supersonic wing.

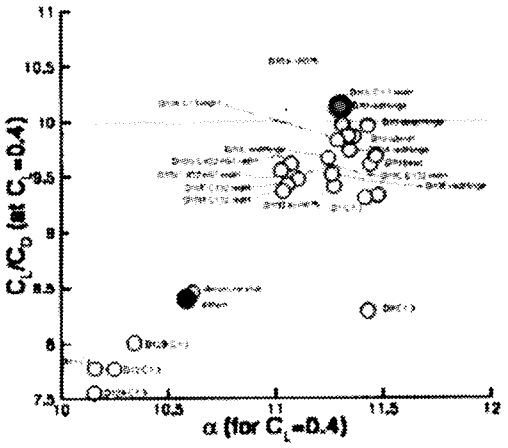


Fig. 2 Design space and design candidates.

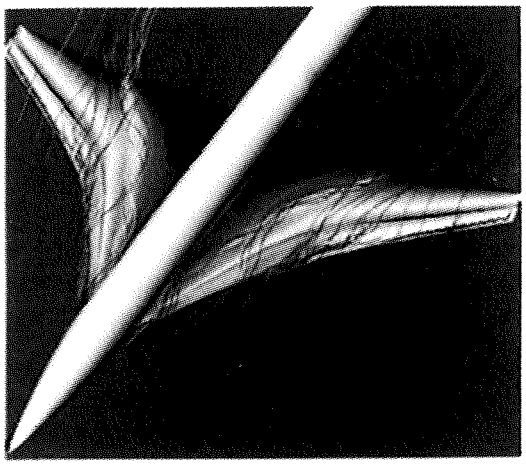


Fig. 3 Designed flow topology of the final design at M=0.25, $Re=22*10^6$.

1. Herrmann, U.; High Performance High-Lift System Design for SCT in the EC-project EPISTLE; ECCOMAS conference; Jyväskylä; Finland; July 2004.
2. Herrmann, U.; Low-Speed High-Lift Performance Improvements obtained and validated by the EC-project EPISTLE; ICAS 2004-4.1.1; 24th ICAS congress, Yokohama, Japan; 29.8.-3.9. 2004.
3. Herrmann, U.; et. al.; Validation of European CFD Codes for SCT low-speed high-lift Computations; AIAA 2001-2405; 2001.
4. Lovell, D.A., European research of wave and lift dependant drag for supersonic transport aircraft, AIAA Paper No. 99-3100, 1999.

Datum: 21.6.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinaere Optimierung und Konfiguration

Ansprechpartner: Prof. Dr. Ing. , Dr. Math. ADRIANA NASTASE

Institution: Aerodynamik des Fluges , RWTH-Aachen , Germany

Adresse: Templergraben 55, 52062 Aachen , Germany **Telefon** : 0241/8095438
Telefax : 0241/8092173
e-mail : nastase@lafaero.rwth-aachen.de

weitere Partner:-

Thema: Fully - Optimized and Fully - Integrated Model FADET I , Theoretical and Experi - mental Results.

Ausgangssituation: The author has performed an aerodynamical global optimal design of a fully-optimized and fully-integrated shape of a delta wing with a central fuselage zone called FADET I. The model was optimized with respect to the minimum inviscid drag, at cruising Mach number 2.2. The own enlarged variational method with free boundaries, called optimum-optimorum theory, was used for this purpose. This model has a high value of L/D. The theoretical start solutions, used for this optimization, were checked recently in the trisonic wind tunnel of the DLR-Koeln. The model FADET I is the first step for an own iterative optimum-optimorum theory, which has almost all genetic algorithm attributes like: multiple selections, evolution, crossover, migrations and is proposed for the optimal design of supersonic transport aircraft (STA) of second generation.

Ziel: The new STA of the second generation must be more economic than Concorde. One of the modality, general adopted by almost all new STA industrial projects, is to transport the double number of passengers as Concorde (about 250 passengers in economical class). If the classical solution with one long small central cylindrical fuselage, non-integrated in the wing (NSTA), is adopted, the structure of the STA is very much solicitated. Due to the long fuselage, longitudinal bending and vibrations can occur, the trim of the NSTA is difficult due to the great distance between the gravity center and the pressure center, vertical vortices produce additional roll moment, which must be stabilized. The use of a greater fuselage leads, by the same number of passengers, to a shorter fuselage. It results in, a better longitudinal stability and easier trim, but the roll moment due to the vertical vortices, the drag and the intensity of sonic boom increase.

Lösungsweg: Our proposal is to 'cut' the long fuselage of smaller size in two parts and to introduce them partially inside the wing's thickness. The fully-optimized and partial integrated Catamaran STA (CATA) (with windows on the both sides of the twin fuselages!), as in [1] , has the following advantages, when it is compared with the NSTA : CATA has greater stiffness than NSTA, because its twin fuselages are half so long and are embedded in the wing-thickness; the mass of CATA is better distributed and its longitudinal and rolling stabilities are increased and its gravity point and pressure point are closed each other and, therefore, the necessary trim is very much reduced; due to the shorter fuselages of CATA, the danger to damage the fuselage by landing, when the gear is not totally functioning, is banished; the structure of NSTA has longitudinal and pitching moment oscillations due to the great elastic bending of its long cylindrical fuselage and to the alternate detachment of the vertical vortex

street. Both oscillations disappear by CATA, due to the greater stiffness of its short twin fuselages and their embedment in the wing thickness; due to the: shape optimization (with respect to minimum drag), integration, total embedment of the twin fuselages of CATA, in their frontal part and of its flattening, the frontal shock, which occurs by NSTA, is replaced by CATA with a characteristic surface, which produces less wave drag; due to the fulfillment of Kutta condition along the leading edges of CATA, there is no flow conturnement along the leading edges and, therefore, the lift increases and the induced drag vanishes at cruising Mach number ($M_\infty = 2.2$); CATA produces only one characteristic surface instead of two shock surfaces which are produced by the cylindrical non– integrated fuselage and , respectively, by the wing of the NSTA. Therefore, the interference of shock surfaces, which occurs by NSTA produces dangerous augmentation of the sonic boom , is avoided by CATA!

Ergebnis: The fully-optimized and fully-integrated model FADET I (Fig. 1) , which represents the first approximation of the geometry of CATA, was designed by the author by using her optimum-optimorum theory, an enlarged variational method with many genetic algorithm attributes as in [2]-[3]. The measurements of the aerodynamic characteristics were performed in the trisonic wind tunnel of DLR-Koeln, with the transversal test area $(60*60)\text{cm}^2$, and were sponsored by the DFG. The theoretical predicted lift and pitching moment coefficients C_ℓ and C_m are in very good agreement with the experimental results, as it can be seen in the (Fig. 2a,b) for all the ranges of Mach numbers and angles of attack taken into consideration.

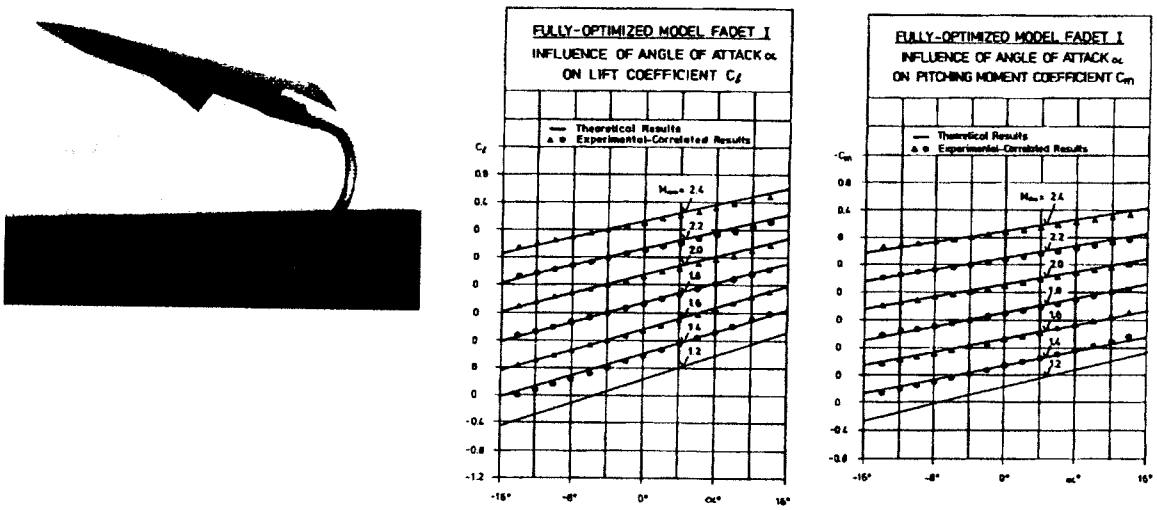


Fig. 1, 2a,b The Optimized Model Fadet I and its Lift and Pitching Moment Coefficients

Literatur:

1. NASTASE, A., The Aerodynamic Optimal Catamaran's Shape, as Proposal for STA, CD - Rom Proceedings of ECCOMAS-CFD 2001, Southend-on-Sea, (2001), UK.
2. NASTASE, A., Zonal, Spectral Solutions for Navier-Stokes Partial Differential Equations, ZAMM, 81, Vol. 81, Zuerich, (2002), Switzerland.
3. NASTASE, A., Aerodynamical Optimal Shape's Design of an Integrated STA, via Spectral Navier - Stokes Layer, AIAA-2002-5552, Technical Paper of the 9th AIAA/ISSMO Sympo - sium on Multidisciplinary Analysis and Optimization, Atlanta, Georgia, (2002), USA.

weiteres Vorgehen: The author has developed new zonal, spectral solutions in order to compute the friction drag coefficient and will be also used to determine the viscous influence on the optimal aerodynamic shape design, via own developed iterative optimum-optimorum theory , which uses the inviscid optimized shape of FADET I , as first step of this iteration .

Datum: 12 June 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel kleiner Streckung / Meßtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Schmid, Dr.-Ing. C. Breitsamter

Institution: Technische Universität München
Lehrstuhl für Fluidmechanik–FLM
o. Prof. Dr.-Ing habil. R. Schilling
Abt. Aerodynamik

Adresse: Boltzmannstr. 15
85748 Garching

Telefon:+89-289-16130
+89-289-16137
Telefax:+89-289-16139
e-mail:arne@flm.mw.tum.de

weitere Partner: EADS MT632, Dr. H. Rieger

Thema:
Untersuchung des turbulenten Strömungsfeldes an einer Delta-Canard-Konfiguration mit ausgeschlagener Vorderkantenklappe

Ausgangssituation:
Die im Bereich von hochmanövrierfähigen Flugzeugkonfigurationen verbreitete Delta-Canard-Anordnung ist in der Vergangenheit am FLM bereits intensiv untersucht worden. Dabei wurde unter anderem das Strömungsfeld über der Tragfläche bis in den Stallbereich analysiert [1]. Umfangreiche Messungen der Buffetlasten am Seitenleitwerk, bis in den sehr hohen Post-Stall-Bereich hinein, wurden für verschiedene Konfigurationsvarianten ebenfalls durchgeführt [2,3].

Ziel:
Es sollen die Auswirkungen einer veränderten lokalen Anströmung am Tragflügel einer Delta-Canard-Konfiguration infolge ausgeschlagener Vorderkantenklappen auf das über dem Tragflügel vorherrschende Strömungsfeld detailliert untersucht werden. Dabei sind die sich aus den zeitabhängigen Geschwindigkeitsgrößen ergebenden Turbulenzintensitätsverteilungen und Leistungsspektren von besonderer Bedeutung. Diese Ergebnisse sollen weiterhin zum Verständnis des Auftretens dynamischer, aeroelastischer Phänomene an derartigen Konfigurationen dienen.

Lösungsweg:
Im Niedergeschwindigkeitswindkanal wird das Strömungsfeld über einer typischen Delta-Canard-Konfiguration, vgl. Abb. 1, mittels Hitzdrahtmeßtechnik in 9 Ebenen vermessen. Den Messungen liegt eine Reynoldszahl von $Re_{l\mu}$ = 1Mio. zugrunde. Bei den Messungen mit mäßigem (α=15°) und hohem Anstellwinkel (α=24°) unterhalb der Stallgrenze, vgl. Abb. 2, sowie angepaßtem Canardwinkel ist die Vorderkantenklappe um η_{LE}=-20° abgesenkt. Zum Vergleich werden entsprechende Messungen ohne Vorderkantenklappenauschlag herangezogen. Die räumliche Auflösung beträgt über dem Flügel in lateraler und vertikaler Richtung Δ/s=0,027 und der Abstand zwischen den Meßebenen entspricht x/c_r=0,1. Die gemessenen instationären Geschwindigkeitsverteilungen werden tiefpaßgefiltert und mit einer Abtastrate von 3000 Hz aufgezeichnet.

Ergebnis:
Aus den Meßergebnissen werden neben der Strömungstopologie auf Basis der mittleren Geschwindigkeiten auch die Turbulenzintensitäten der Geschwindigkeitskomponenten und, für relevante Punkte, die spektrale Leistungsdichte ermittelt. In der Verteilung der axialen Turbulenzintensität ist bei mäßigem Anstellwinkel das System differenzierter Wirbel über

dem Deltaflügel, das sich aus der Kombination von Vorderkantenpfeilung, Klappenspalt und Randumströmung ergibt, zu erkennen, vgl. Abb. 3a. Bei hohem Anstellwinkel ist der Spaltwirbel für das Strömungsfeld in der vorderen Hälfte des Flügels bestimmend, während ein ausgedehnter von der Vorderkante und dem Flügelrand ausgehender Wirbel im hinteren Bereich dominiert. Der Spaltwirbel bleibt über dem gesamten Flügel als separater Wirbel erkennbar, vgl. Abb. 3b. Insbesondere beeinflußt die ausgeschlagene Vorderkantenklappe die Lage der Aufplatzstelle des Flügelwirbels und damit die Ausbildung der Bereiche hoher bzw. maximaler Turbulenzintensität.

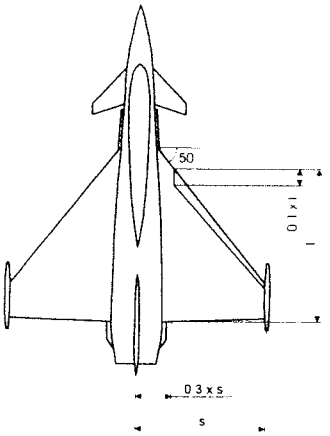


Abb. 1: Skizze der Gesamtkonfiguration

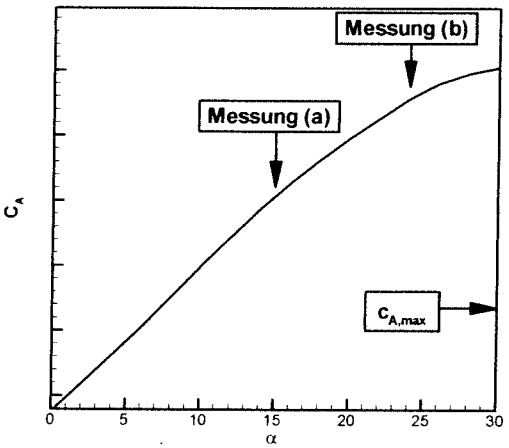


Abb. 2: Polare der Gesamtkonfiguration mit Kennzeichnung der Anstellwinkel der Strömungsfelduntersuchungen (a) und (b)

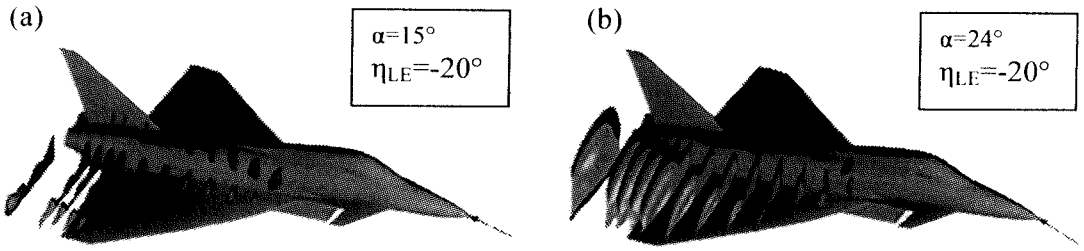


Abb. 3: Intensität axialer Turbulenz im Wirbelsystem über der Tragfläche bei ausgeschlagener Vorderkantenklappe und Anstellwinkel α=15° (a) und α=24° (b)

Literatur:

[1] C. Breitsamter: „Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln". Dissertation, Herbert Utz Verlag, 1997.

[2] A. Schmid, C. Breitsamter, B. Laschka: „Charakteristik von Seitenleitwerks-Buffetlasten im Stall- und Post-Stall-Bereich ". DGLR Jahrbuch 2001, DGLR-JT2001-068.

[3] A. Schmid, C. Breitsamter: „High Incidence Buffet Flow over Fighter Type Aircraft". Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design Vol. 87, Springer, 2004.

weiteres Vorgehen:

In der Zukunft sollen die Auswirkungen unsymmetrischer Anströmung auf das turbulente Strömungsfeld bei der hier betrachteten Konfiguration untersucht werden.

Datum: 15.6.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungskontrolle (Flow Control)

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

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

Adresse: Marchstraße 12
10587 Berlin

Telefon: (030) 31421559
Telefax: (030) 31422955
e-mail: andre.brunn@tu-berlin.de

weitere Partner: Sfb 557 (Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen)

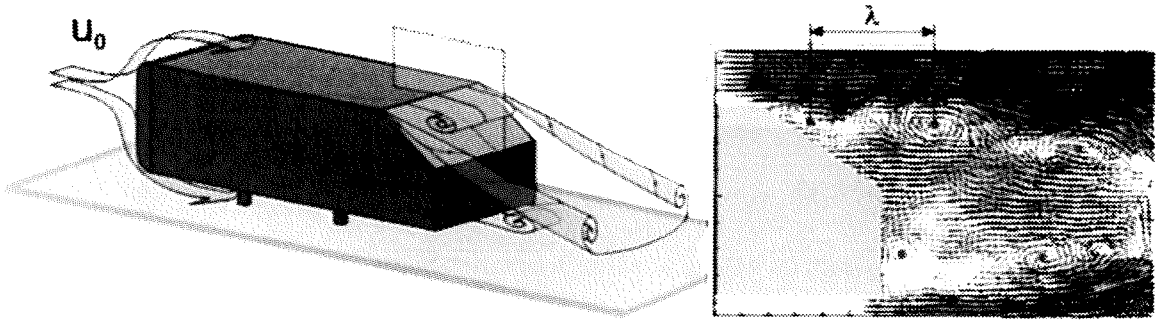
Thema: Aktive Beeinflussung turbulenter Strömungsablösungen an einem generischen Fahrzeugmodell durch Anregung großskaliger Strukturen in der freien Scherschicht

Ausgangssituation:
Die Umströmung wandgebundener stumpfer Körper (Kraftfahrzeuge, Eisenbahnzüge, Gebäude etc.) ist aufgrund der auftretenden Strömungsablösungen durch sehr komplexe und dynamischen Strömungsstrukturen geprägt. Die Ablösungen am Heck des Körpers führen in dessen Nachlauf zu hochgradig dreidimensionalen Strömungsfeldern und zu einem drastischen Anstieg des Druckwiderstandes. Bisher wurden experimentelle und auch numerische Untersuchungen an stark vereinfachten Fahrzeugmodellen durchgeführt, mit denen sich die wesentlichen Phänomene der Strömungsablösung an der Rückseite des Fahrzeuges beschreiben lassen. [1],[2]
In jüngsten Untersuchungen zur aktiven Beeinflussung von Ablösungen konnte gezeigt werden, dass durch periodische Störimpulse der Impulstransport quer zur Hauptströmung erhöht und somit Ablösegebiete verkleinert werden können. [3],[4],[5]

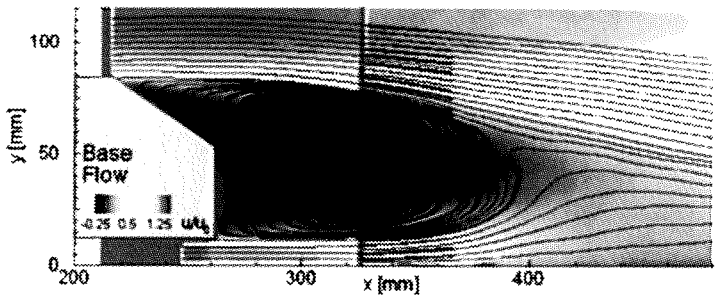
Ziel:
Zielsetzung dieses Projektes ist die Reduktion des Druckwiderstandes eines wandgebundenen stumpfen Körpers durch eine deutliche Verkleinerung des Ablösegebietes an dessen Rückseite. Untersuchungsobjekt ist hierbei ein generischen Fahrzeugmodell (Ahmed-Körper [1]), bei dem durch Variation der Heckschräge unterschiedliche Wirbelsysteme im Nachlauf des Körpers auftreten. Die Beeinflussung erfolgt dabei durch die gezielte Anregung von Scherschichtwirbeln mit Hilfe von periodischen Störimpulsen.

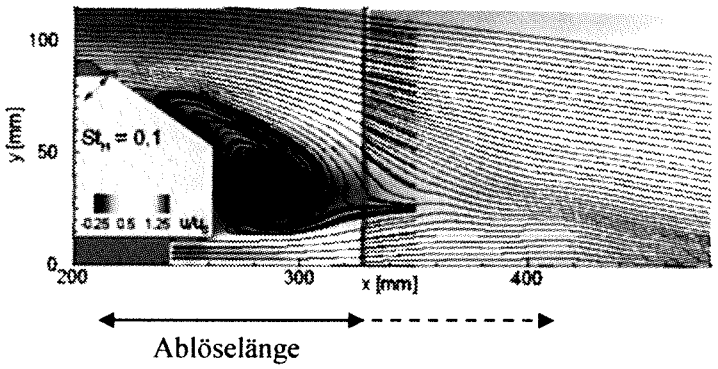
Lösungsweg:
Es wurden im Rahmen dieses Projektes experimentelle Untersuchungen an Ahmed-Körpern mit unterschiedlichen Heckrampenkonfigurationen in einem geschlossenem Wasserkanl durchgeführt, wobei die Particle Image Velocimetry (PIV) zur Erfassung der instationären sowie der zeit- und phasengemittelten Geschwindigkeitsfelder eingesetzt wurden.
Für die Beeinflussung wurden Schlitzaktuatoren eingesetzt, die an verschiedenen Kanten des Modellhecks positioniert werden können. Als Parameter wurden neben dem Anregeort auch Frequenz und Amplitude der nettomassenstromfreien Störimpulse variiert.

Ergebnis:
Die instationären Strömungsfelder (Bild 1) zeigen ausgeprägte Querwirbelstrukturen mit charakteristischen Wellenlängen und Frequenzen. Die hier ermittelte Vortex-Shedding-Frequenz zeigte sich zudem als die effektivste Anregefrequenz (St_H = 0,1) bei der Aktuation an der der Rampenkante. Ein Vergleich der zeitgemittelten Geschwindigkeitsfelder in Bild 2 zeigt sehr deutlich den globalen Einfluß der Anregung: das Ablösegebiet konnte hier auf mehr als die Hälfte verkleinert werden.



▲ Bild 1:
Instationäres Geschwindigkeitsfeld mit typischen Querwirbelstrukturen und korrespondierenden Wellenlängen (λ) hinter dem Ahmed-Körper





◀ Bild 2:
Vergleich der Geschwindigkeitsfelder: Grundströmung (oben) bei Re_H = 49000 und mit Anregung an der Heckkante (unten)

Literatur:

[1] S.R. AHMED, R. RAMM, und G. FALTIN. Some Salient Features of the Time-averaged Ground Vehicle Wake. *SAE-Techn. Paper Series* 840300, 1984

[2] H. LIENHART, C. STOOTS und S. BECKER. Flow and Turbulence Structures in the Wake of a Simplefied Car Model (Ahmed model). In: *Notes on Numerical Fluid Mechanics* Bd. 77, Springer, 2002, pp. 323-330

[3] L.W. SIGURDSON. The Structure and Control of a Turbulent Reattaching Flow. In: *J. Fluid Mech.* **298** (1995), S. 139-165

[4] A. BRUNN und W. NITSCHE. Separation Control by Periodic Excitation in a Turbulent Axisymmetric Diffuser Flow. In: *Journal of Turbulence* 4-2003-003,.IoP Publ., 2003

[5] F. TINNAP, W. NITSCHE. Separation Control on a High-Lift Configuration by Periodic Excitation, *NNFM* **Vol.77.** Springer-Verlag, 2002, pp.42-49

weiteres Vorgehen:
Die Aktuatoren sollen durch Variation von Position, Anregefrequenz und Amplitude hinsichtlich ihrer Effizienz bewertet werden, so dass ein umfanreiches Kennfeld für die Steuerung des Druckwiderstandes erstellt werden kann. Durch eine Kombination mit geeigneten Sensoren soll darauf basierend eine Regelkreis errichten werde um eine effiziente Druckwiderstandskontrolle zu ermöglichen.

Datum: 19.01.2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. Marc Havermann und Prof. Friedrich Seiler

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

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

Telefon: +33 3 8969 5041
Telefax: +33 3 8969 5048
E-Mail: havermann@isl.tm.fr

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

Thema: Einfluss der Rumpfgrenzschicht auf die Wechselwirkung eines Seitenstrahls mit einer Hyperschallanströmung

Ausgangssituation:
Die Steuerung von Flugkörpern im hohen Überschall und Hyperschall kann zweckmäßigerweise durch Seitenstrahlen erfolgen, da diese keiner aerothermischen Belastung unterliegen. Von Nachteil ist jedoch das komplexe Strömungsfeld, das bei der Wechselwirkung des Seitenstrahls mit der Anströmung (Bogenstoß) und der Rumpfgrenzschicht (Ablösestoß) entsteht. Die für eine Steuerung wirksame Kräftebilanz lässt sich bisher noch nicht genau genug für den gesamten Flugbereich vorhersagen. Aus diesem Grund werden im ISL in Zusammenarbeit mit EADS/LFK grundlegende Untersuchungen zur Seitenstrahlsteuerung von Hochgeschwindigkeits-Flugkörpern durchgeführt.

Ziel:
Ein Ziel der hier vorgestellten Studien ist es, den Einfluss der Rumpfgrenzschicht auf die Wirksamkeit der Seitenstrahlsteuerung zu untersuchen. Dazu wird ein generischer Flugkörper mit einer Machzahl von 6 für zwei simulierte Flughöhen (15 und 21 km) angeströmt.

Lösungsweg:
Die Stoßrohr-Windkanäle des ISL bieten die Möglichkeit, die realen atmosphärischen Flugbedingungen eines Hochgeschwindigkeits-Flugkörpers, wie Druck, Temperatur und Geschwindigkeit während der Messzeit von ca. 2 Millisekunden getreu zu duplizieren. Das in der Messkammer eingebaute Flugkörpermodell (Abb. 1) hat einen Durchmesser von 50 mm, eine Länge von ca. 520 mm und ist mit einem Seitenstrahlelement ausgerüstet. Dieses erzeugt einen Kaltgasstrahl mit einer Austritts-Machzahl von 2,5. Das Druckverhältnis des Seitenstrahls (Ruhedruck zum statischen Druck der freien Anströmung) kann zwischen 70 und 400 variiert werden. Um die Wanddruckverteilung um den Seitenstrahl zu messen, wurden rings um die Seitenstrahldüse bis zu 20 piezoresistive Druckgeber vom Typ Kulite eingebaut. Weiterhin wurde die Strömung um das Modell mit Hilfe eines Differentialinterferometers sichtbar gemacht.

Ergebnis:
Der dimensionslose Wanddruckverlauf auf der Mittelachse ist für die beiden Flughöhen von 15 und 21 km in den Abbildungen 2a und 3a dargestellt. Das Druckverhältnis des Seitenstrahls betrug in beiden Fällen ca. 140. Man erkennt, dass der relative Überdruck vor dem Seitenstrahl für die Flughöhe von 21 km weiter stromauf ausgedehnt ist als für die Flughöhe von 15 km. Die Druckmessungen werden durch die Differentialinterferogramme der entsprechenden Versuche (Abbildungen 2b und 3b) bestätigt:

Auf diesen ist zu erkennen, dass das Überdruckgebiet mit dem Ablösestoß vor dem Seitenstrahl für die Flughöhe von 21 km (Abb. 3b) weiter stromauf ausgebildet als für die Flughöhe von 15 km (Abb. 2b). Um den Einfluss der Rumpfgrenzschicht zu verdeutlichen, muss zunächst die Reynoldszahl vor dem Seitenstrahl bestimmt werden: Für die Flughöhe von 15 km ergibt sich eine mit der Länge von der Kegelspitze bis zum Seitenstrahl (258 mm) gebildete Reynoldszahl von $6 \cdot 10^6$, während sich für die Höhe von 21 km eine Reynoldszahl von $2{,}5 \cdot 10^6$ ergibt. Die Transition der Grenzschicht eines Kreiskegels beginnt für eine Machzahl von 6 bei einer Reynoldszahl von ca. $3 \cdot 10^6$ [1]. Es kann damit angenommen werden, dass die Grenzschicht vor dem Seitenstrahl bei der Flughöhe von 15 km turbulent ist, während sie bei 21 km laminar ist oder im Transitionsbereich liegt. Die Effizienz der Seitenstrahlsteuerung ist somit maßgeblich von der Form der Rumpfgrenzschicht vor dem Seitenstrahl abhängig.

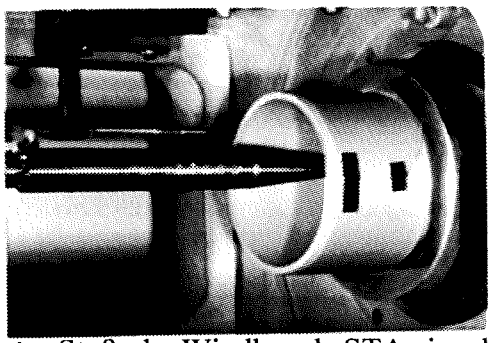


Abb. 1: In der Messkammer des Stoßrohr-Windkanals STA eingebautes HFK-Modell.

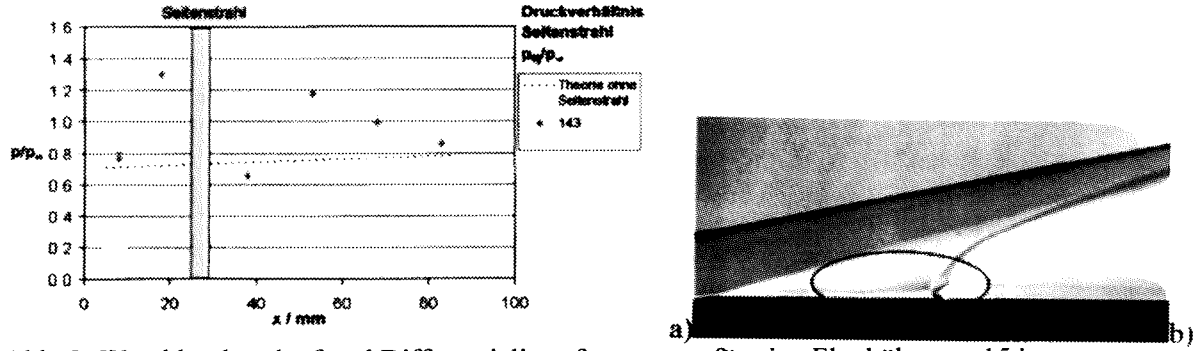


Abb. 2: Wanddruckverlauf und Differentialinterferogramm für eine Flughöhe von 15 km.

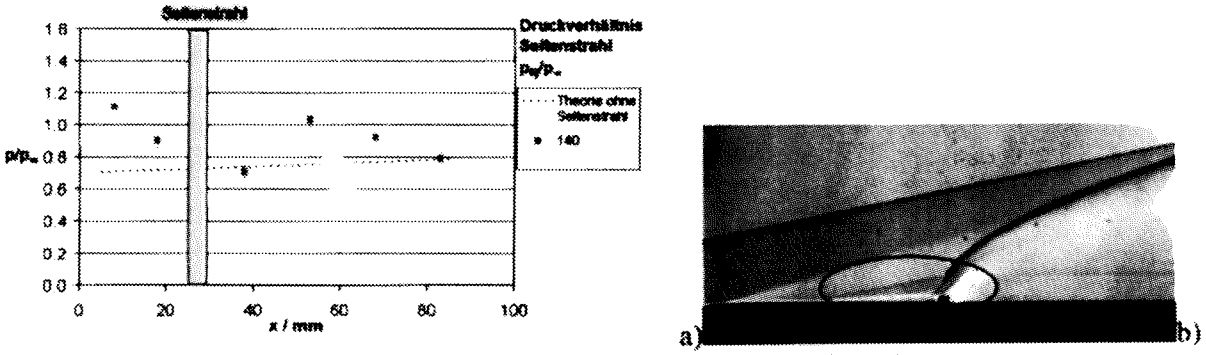


Abb. 3: Wanddruckverlauf und Differentialinterferogramm für eine Flughöhe von 21 km.

Literatur:

J.D. Anderson Jr., "Hypersonic and High Temperature Gas Dynamics", McGraw-Hill, S. 280, 1989.

Weiteres Vorgehen:

Die Messungen werden für positve und negative Anstellwinkel fortgeführt. Weiterhin wird die Machzahl der Seitenstrahldüse geändert. Die Messwerte können als Grundlage für numerische Simulationen verwendet werden.

Datum: 9.Juli 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	**Stumpfe Körper/Rümpfe**
Ansprechpartner	Hr. Olschewski, Hr. Gallhauser, Hr. Dr. Stern
Institution	EADS LFK Lenkflugkörpersysteme GmbH Abteilung Flugphysik
Adresse	Landshuter Str. 26 85716 Unterschleißheim **Telefon** 089/3179-8902 **Telefax** 089/3179-8920 **e-mail:** kay.olschewski@eads.com
weitere Partner	

Thema **Untersuchung der aerodynamischen Eigenschaften von Flugkörpern mit MATLAB**

Ausgangssituation

Die Flugleistungsbetrachtungen sind bisher in der Abteilung Flugphysik der LFK anhand von in FORTRAN programmierten Simulationen durchgeführt worden. Ein wichtiger Bestandteil dieser Simulationen ist die Berechnung der statischen Flugzustände (Trimmlagen) anhand eines, für den Entwurf in einem semi-empirischen Tool berechneten, Aerodynamikmodells und eines Atmosphärenmodells. Diese Trimmlagen sind bisher nur in der Nickebene untersucht und für weitere Flugleistungsbetrachtungen angewendet worden. Die Trimmlagenberechnungen sind Bestandteil der meisten Simulationen und es macht durch aus Sinn diese zu vereinheitlichen. Es ist zu untersuchen in wie weit sich MATLAB für flugmechanische Betrachtungen nutzen lässt und wie komfortabel es einzusetzen ist.

Ziel

Mit dieser Arbeit soll sowohl der erste Schritt in Richtung Aufbau einer einheitlichen Toollandschaft getan, als auch ein neues Tool zur Analyse und Bewertung der Aerodynamik eines Flugkörpers geschaffen werden. Ein vorhandenes Aerodynamikmodell soll in geeigneter Weise in MATLAB geladen werden und dort über Testalgorithmen bzw. –schleifen analysiert werden. Um dieses Bewertungstool benutzerfreundlicher zu gestalten, sind eine grafische Oberfläche (GUI) und eine saubere und klare Dokumentation gefordert. Ein weiterer wichtiger Punkt ist die einfache Erweiterbarkeit des Tools, so dass z.B. eine Erweiterung für anders strukturierte Aerodynamikmodelle einfach zu realisieren ist.

Lösungsweg

Wird eine Flugsimulation mit allen sechs Freiheitsgraden (6 DOF engl. Degrees of Freedom) benötigt, so muss man eine ausführliche Trimmlagenberechnung, wie sie in der Literatur beschrieben ist, durchführen. Im Rahmen dieser Arbeit ist es aber erwünscht, eine Trimmlagenberechnung durchzuführen, die sich ausschließlich auf weitere Verwendung in 3 DOF Simulationen konzentriert. Das heißt, dass eine Trimmung in Nickebene und/oder in Gierebene vollzogen wird. Zur Flugleistungsbetrachtung kann auf Grundlage der Lilienthalpolare (Abb.1) gerechnet werden, die wiederum eine Kurve von Trimmlagen in der Nickebene darstellt.

Ergebnis

Im Verlauf konnte die Mächtigkeit von vorhandenen MATLAB Routinen der Optimization Toolbox unter Beweis gestellt werden. Es sind mehrere Verfahren zur Berechnung der Trimmlagen möglich (Gauss-Newton, Levenberg-Marquardt und das Trust-Region-Dogleg Verfahren). Es ist mit dem entstandenen Tool möglich verschiedene Trimmlagen von Flugkörper bzw. –konfigurationen zu berechnen und zu vergleichen. Nach Angabe eines Aerodynamikmodells und den entsprechenden Trimmparametern, führt das Tool eine Optimierungsroutine aus und liefert die Ergebnisse graphisch und auch in Form einer ASCII Datei.

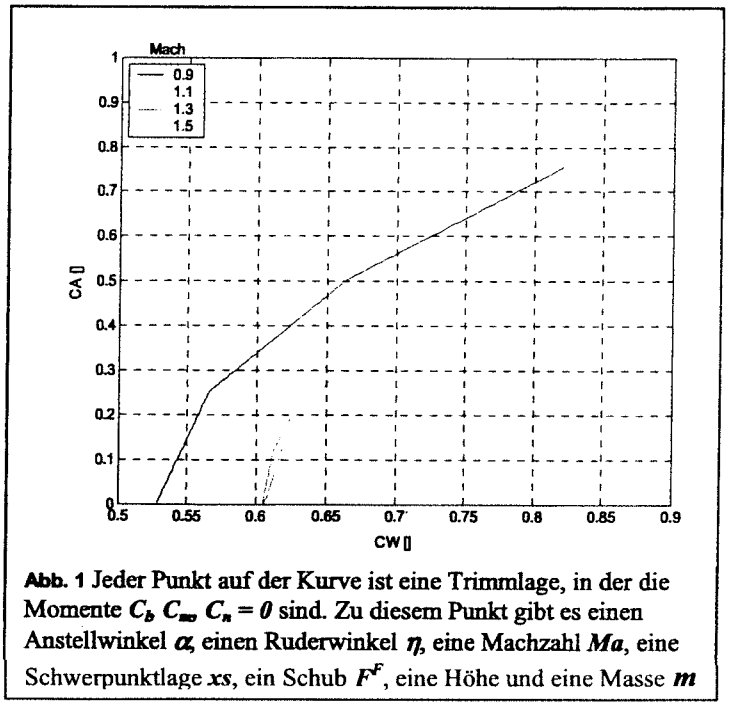


Abb. 1 Jeder Punkt auf der Kurve ist eine Trimmlage, in der die Momente C_b C_m $C_n = 0$ sind. Zu diesem Punkt gibt es einen Anstellwinkel α, einen Ruderwinkel η, eine Machzahl Ma, eine Schwerpunktlage xs, ein Schub F^F, eine Höhe und eine Masse m

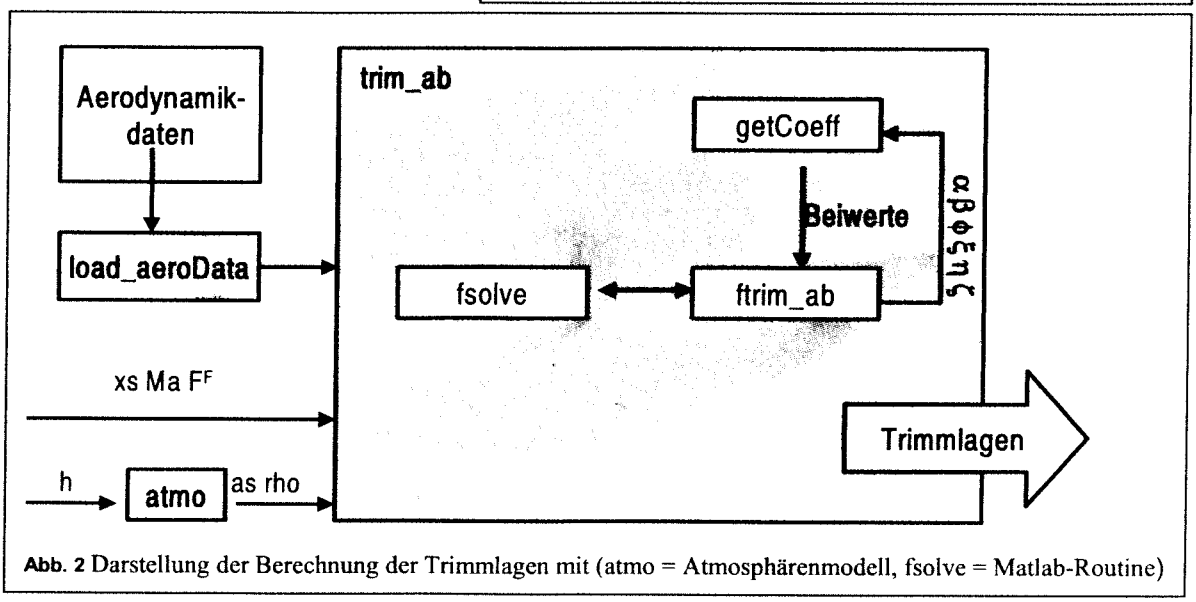


Abb. 2 Darstellung der Berechnung der Trimmlagen mit (atmo = Atmosphärenmodell, fsolve = Matlab-Routine)

Literatur

[1] Brockhaus, R.: „Flugregelung", 2. Auflage, Springer Verlag, 2001.

[2] Etkin, B.: „Dynamics of Atmospheric Flight", 3. Auflage, John Wiley& Sons Inc.,1995

Weiteres Vorgehen

Die in der Arbeit behandelten statischen Betrachtungen können einfach um dynamische Betrachtungen erweitert werden. Vorstellbar wäre das Berechnen der Roll-, Nick- und Gierdämpfung aus dem Aerodynamikmodell, der Eigenfrequenz in der Nickebene und der Anstellwinkelzeitkostante, die ein Maß für die Agilität des Flugkörpers darstellt.

Datum: 24.10.2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe – Numerische Simulation

Ansprechpartner: Sven Schmid, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart
Telefon: (0711)685-3412
Telefax:(0711)685-3438
e-mail: Schmid@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: SOFIA-Projektpartner (Institut für Raumfahrtsysteme der Uni-Stuttgart, DLR, NASA)

Thema: URANS Simulationen von 2D/3D-Cavityströmung

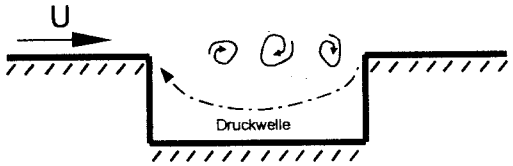
Ausgangssituation:

Im Rahmen des amerikanisch-deutschen Forschungsprojektes SOFIA (Stratospheric Observatory For Infrared Astronomy) wird ein Infrarot-Teleskop zur astronomischen Fernerkundung in einen zur freien Atmosphäre hin offenen Schacht im Rumpf einer Boeing 747-SP eingebaut. Die Überströmung dieser mehrere Meter langen und breiten Öffnung auf der hinteren Rumpfoberseite kann zu starken Druckfluktuationen in der Rumpfhöhle führen, und das Spiegelteleskop zu unerwünschten Schwingungen anregen. Im Extremfall können die instationären Drucklasten die Flugzeugstruktur und somit die Flugsicherheit gefährden. Durch entsprechende Gestaltung der Schachtgeometrie und mit Hilfe von passiven oder aktiven Beeinflussungsmechanismen können diese Druckfluktuationen reduziert werden.

Ziel:

An einfachen 2D- und 3D-Geometrien sollen mit Hilfe von URANS geeignete Maßnahmen zur Strömungskontrolle untersucht und simuliert werden, wobei die Anwendbarkeit der Methoden auf die komplexe Geometrie der tatsächlichen Konfiguration gegeben sein muss. Ziel dieser Arbeit ist die Minimierung der Druckfluktuationen im Teleskopbereich.

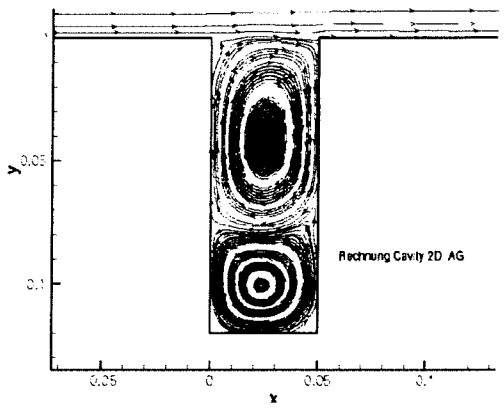
Lösungsweg:



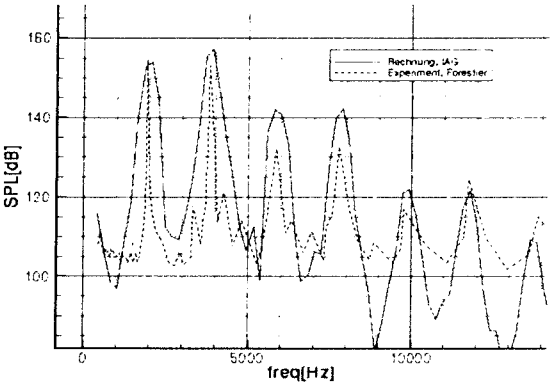
Die Umströmung von Cavities ist unter bestimmten Voraussetzungen durch selbsterregte Oszillationen gekennzeichnet [1]. Im Übergang zwischen dem Freistrom und dem Cavity-Hohlraum bildet sich eine instabile Scherschicht aus, die zur Anfachung von Störungen stromab führen kann. Diese Störungen treffen auf die hintere Kante der Cavity, und führen dort zu Druckfluktuationen. Die aus diesen Störungen resultierenden Wellen können sich nun innerhalb (und im Unterschall auch außerhalb) der Cavity stromauf ausbreiten, und wiederrum Störungen in der Scherschicht hervorrufen. Bei diskreten Frequenzen ist die Phasenverschiebung entlang des Weges dieser Störungen ein Vielfaches von 2π, was die Feedback-Kette schließt und zu stark ausgeprägten Amplituden führt. Liegen die Frequenzen der rein akustischen Moden (stehende Wellen) im Bereich dieser sogenannten „Rossiter-Frequenzen", so werden die Resonanzen noch verstärkt. Kurze bzw. tiefe Cavities neigen zu Tiefenmoden, mit der Schwingungsrichtung senkrecht zur Strömung, flache bzw. lange Cavities zeigen meist zur Strömung parallele Wellenbilder.

Ergebnis:

Es wurden URANS-Rechnungen von 2D- und 3D- Cavityströmungen ohne Beeinflussungsmethoden durchgeführt, und mit experimentellen und rechnerischen Ergebnissen aus der Literatur verglichen [2], [3], [4]. Die Rechengitter wurden hierzu mit Hilfe des Gittergenerators „IGG" der Firma NUMECA erstellt, die Strömungsrechnungen wurden mit dem Strömungslöser FLOWer (DLR, MEGAFLOW) durchgeführt. Zur Beschreibung der Turbulenz kam das k-ω SST Modell zum Einsatz.



Die instationären Strömungsgrößen wurden zur Auswertung artihmetisch gemittelt, und der RMS-Wert gebildet, der ein Maß für die Schwankungsgröße darstellt. An ausgewählten Punkten wurden Frequenzspektren erstellt, und mit Ergebnissen aus der Literatur verglichen. Im niederfrequenten Bereich (<10000 Hz) ist hinsichtlich der dominanten Rossiterfrequenzen (siehe Abbildung rechts) meist eine gute bis sehr gute Übereinstimmung mit experimentellen Ergebnissen zu beobachten. Deutliche Abweichungen sind bei den Amplitudenwerten zu verzeichnen.



In einer parametrischen Studie wurde der Einfluss der integralen Grenzschichtparameter unmittelbar stromauf der Cavity auf die Strömung in der Cavity untersucht. Dabei zeigte sich, dass eine Verringerung der Impulsverlustdicke der ankommenden Grenzschicht im Allgemeinen zu höheren RMS-Werten führt. Eine parametrische Studie zur Untersuchung des Einflusses der Freiströmturbulenz hat ergeben, dass die Auswirkung auf die Strömung innerhalb der Cavity nur von untergeordneter Bedeutung ist.

Literatur:

[1] Rossiter J. E.: *Wind-Tunnel Experiments on the Flow over Rectangular Cavities at Subsonic and Transonic Speeds*, R. & M., Ministry of Aviation, No. 3438, pp. 1-32, London 1966.

[2] Atwood C. A.: *Selected Computations of Transonic Cavity Flows*, Computational Aero- and Hydro-Acoustics, FED-Vol. 147, pp. 7-18, 1993, ISBN-Nummer, MCAT Institute, NASA Ames Research Center, Moffet Field.

[3] Geraldes P., Bray D., Knowles K. Geraldes P., Bray D., Knowles K.: *3D Unsteady Simulations of Transonic Cavity Flows*, Cranfield University - Royal Military College of Science, Shrivenham, UK.

[4] Forestier N., Laurent J., Jacquin L, Geffroy P. *The mixing layer over a deep cavity at high-subsonic speed*, Journal of Fluid Mechanics, vol 475, pp. 101-145, 2003.

weiteres Vorgehen:

Weiterhin sollen nun verschiedene Mechanismen zur Unterbrechung des Feedback-Mechanismus modelliert und untersucht werden. Betrachtet werden soll die Störung der Grenzschicht stromauf der Cavity, sowie eine direkte Beeinflussung der Scherschicht.

Datum: 28.02.2005 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Dr. Julio Srulijes und 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) und Dr. P. Hennig (EADS/LFK)

Thema: Erwärmung der Nase eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers

Ausgangssituation:
Ziel intensiver Anstrengungen insbesondere der deutschen Industrie ist, im Rahmen von Technologiestudien einen anwendungsnahen Demonstrator zu entwickeln, der durch äußerst effiziente Antriebe auf hohe Überschallfluggeschwindigkeiten beschleunigt wird. Die Projektplanung sieht vor, neben praxisbezogenen Studien auch technologische Grundlagenuntersuchungen durchzuführen. Diese grundlegenden Untersuchungen erfolgen in Zukunft vorrangig durch Institute, u. a. durch das ISL. Die Anforderungen bei der Auslegung zukünftiger Flugkörper zeigen tendenziell zu höheren Fluggeschwindigkeiten verbunden mit größtmöglicher Manövrierbarkeit. Der projektierte Einsatzbereich variiert von niedrigen bis hin zu großen Höhen bei Flugmachzahlen bis $M = 6$ und auch darüber. Bei diesen Machzahlen sind insbesondere die aerothermischen Belastungen auf die Flugkörpernase außerordentlich hoch. 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.

Ziel:
In Zusammenarbeit mit der Firma LFK[1], ein Bereich des EADS[2] Konzerns, beteiligt sich das ISL an der zukünftigen Hochgeschwindigkeitstechnologie (HST) wissenschaftlich mit Untersuchungen im Stoßrohr-Windkanal. Ziel dieser Studie ist, aus punktuellen Wärmeübergangsmessungen an generischen Stoßrohrmodellen die Aufheizung anhand von Wärmestrommessungen zu bestimmen, um damit analytische und numerische Ansätze zur Berechnung der Grenzschichtdicke wie auch des Wärmestroms an einem Kreiskegel zu prüfen. Mit diesen theoretischen Abschätzungen werden für fiktive Flugbahnen eines Flugkörpers die thermischen Belastungen auf die Flugkörperspitze berechnet. Von Interesse sind Angaben über die vorkommenden Wärmeströme sowie über die zu erwartenden Strukturtemperaturen.

Lösungsweg:
Die Stoßrohr-Windkanäle des ISL bieten die Möglichkeit, die atmosphärischen Flugbedingungen eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers, wie Druck, Temperatur und Geschwindigkeit getreu zu duplizieren. Bei realen Flugkonditionen werden an Stoßrohrmodellen punktuell die Wärmeströme mit speziellen Dünnfilmsonden und Thermoelementen gemessen.

---

[1] Lenkflugkörpersysteme GmbH
[2] European Aeronautic Defence and Space Company

Ergebnis:
Eine für Druck- und Wärmestrommessungen ausgelegte Nase des HST-Modells ist im Maßstab 1:1 mit einem Nasenwinkel von 7,125° angefertigt worden. Abb. 1 zeigt das unbestückte HST-Modell. Die Wärmestrommessungen erfolgten mit acht spiralförmig angeordneten Sonden plus einer zusätzlichen Messstelle, die weit stromab positioniert war (siehe Abb. 1). Die Stellen 1 und 2 wurden mit im ISL entwickelten und hergestellten Platinschichtsonden bestückt. An 3 bis 9 befanden sich im Stoßrohrlabor der RWTH Aachen gefertigte Thermoelemente. Mittels vier Druckbohrungen wurde zusätzlich der statische Druck an der Kegeloberfläche registriert.

Erste Messungen erfolgten bei Mach 4,5 und folgenden atmosphärischen Konditionen: ohne Anstellung bei 0, 2,5, 5 und 7 km Höhe, mit Anstellung ($\alpha = 2{,}5$) bei 0 und 2,5 km. Einen Eindruck der Umströmung gibt das in Abb. 2 gezeigte Strömungsbild (aufgenommen mit einem Differentialinterferometer). Klar erkennbar ist die an der stumpfen Spitze beginnende Kopfwelle. Die gemessenen Wärmeströme variieren, je nach Sondenposition, und Anstellung zwischen 1,0 MW/m^2 und 3,5 MW/m^2. Die gemessenen Wärmeströme werden mit theoretischen Abschätzungen des Wärmeflusses für die Kegelströmung verglichen. Abb. 3 zeigt die an der Position Nr. 9 mit und ohne Anstellung gemessenen Wärmeströme.

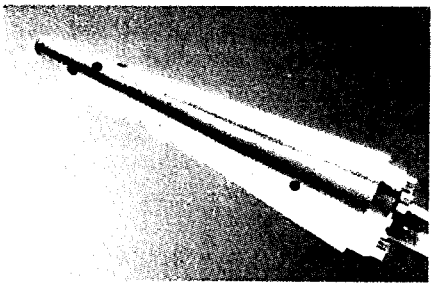


Abb. 1: Modell der Nase: 1:1

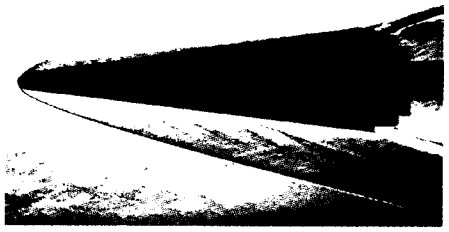


Abb. 2: DI-Bild der Umströmung

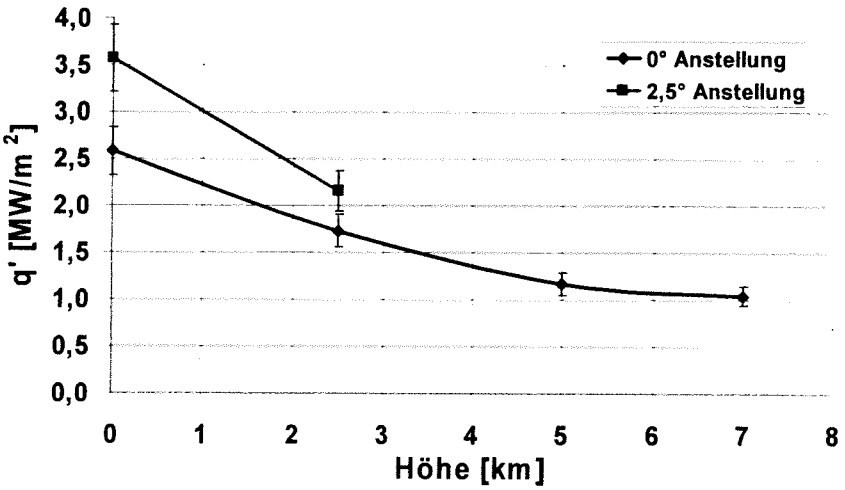


Abb. 3: Wärmeströme an Sonde Nr. 9 vs. Flughöhe

Literatur:
Seiler F., Srulijes J. "Abschätzung der Erwärmung an der Nase eines Hochgeschwindigkeits-projektils", STAB-Jahresbericht 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.

Datum: 21. Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis : Laminarhaltung und Transition

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

Institution : Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse : Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon : (0711) 685-3443
Telefax : (0711) 685-3438
e-mail : hetsch@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Möglichkeiten und Grenzen linearer Stabilitätstheorie und linearer PSE-Verfahren in schiebend angeströmten Ablöseblasen.

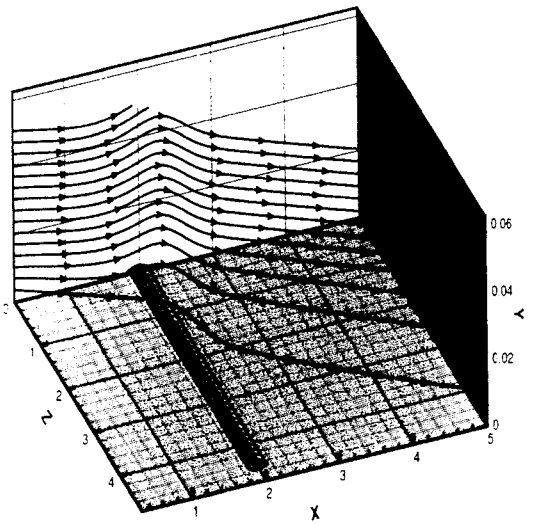
Ausgangssituation:
Die halb-empirische e^N-Methode bildet immer noch das numerische Standardverfahren zur Vorhersage der Transitionslage in der Luft- und Raumfahrtindustrie. Unabhängig von den verschiedenen verwendeten Korrelationsstrategien kann sie aber nur so gut wie die Qualität der zugrundeliegenden Anfachungsraten sein. Diese werden klassischerweise mithilfe der lokalen, linearen Stabilitätstheorie (LST) berechnet [1]. Seit Mitte der neunziger Jahre werden bei der Bestimmung des Wachstums von Störungen auch verstärkt Verfahren auf Grundlage der parabolischen Stabilitätsgleichungen (PSE) herangezogen [2]. Die bei beiden Verfahren notwendigen Annahmen und Linearisierungen machen sie extrem schnell und auf modernen PC's behandelbar, begrenzen jedoch auch ihre physikalische Aussagekraft, wenn mit dem Anwachsen der Störungen nicht-lineare Effekte immer wichtiger werden. Während die Möglichkeiten von LST und linearem PSE allgemein in zweidimensionalen Grundströmungen gut untersucht und dokumentiert sind -auch für laminare Ablöseblasen, allerdings kaum mit PSE wie in [2]- gibt weit seltener Validierungen an dreidimensionalen Experimenten oder DNS-Rechnungen mit Ablösung. Im Falle von dreidimensionalen, laminaren Ablöseblasen ist uns nur [3] bekannt: Die Autoren berichten u.a. über den erfolgreichen Vergleich der maximalen Anfachungsrate, Ausbreitungsrichtung und Frequenz der angefachtesten Mode in einer 40°-Ablöseblase hinter einer zurückspringenden Stufe mit LST-Ergebnissen für freie Scherschichten aus der Literatur.

Ziel:
Die Möglichkeiten und Grenzen von LST und linearem PSE sollen in einer Serie dreidimensionaler, inkompressibler Plattengrenzschichten mit laminaren Ablöseblasen bei Schiebewinkeln zwischen 0° und 45° systematisch ausgetestet werden. Zur Beurteilung der Qualität im linearen und nichtlinearem Bereich der Störungsanfachung werden hochaufgelöste DNS-Rechnungen herangezogen. Dabei soll die Abhängigkeit beider Methoden vom Schiebewinkel, der Ausbreitungsrichtung und Frequenz von Störungen dokumentiert werden. Im zweiten Teil wird auf die vielfältigen Anwendungsmöglichkeiten beider Theorien in ihrem Gültigkeitsbereich eingegangen. Neben räumliche Anfachungsraten und N-Faktoren können auch Amplitudenverteilungen und Phasen, Ausbreitungsrichtung, -geschwindigkeit und Stromabwellenlängen von Störwellen bestimmt werden. Im Vorfeld eines Experimentes oder einer DNS-Simulation sind damit bei Vorliegen einer Grundströmung ausgedehnte Parameterstudien möglich, wie z.B. die Bestimmung der linear angefachtesten Störung mit Ausbreitung in Potentialstromrichtung. Ergänzend wird jeweils kurz darauf eingegangen, wie man bei der Auswertung der LST-, PSE- und DNS-Ergebnisse vorgehen muß, um bestmöglichste Übereinstimmung zu erzielen.

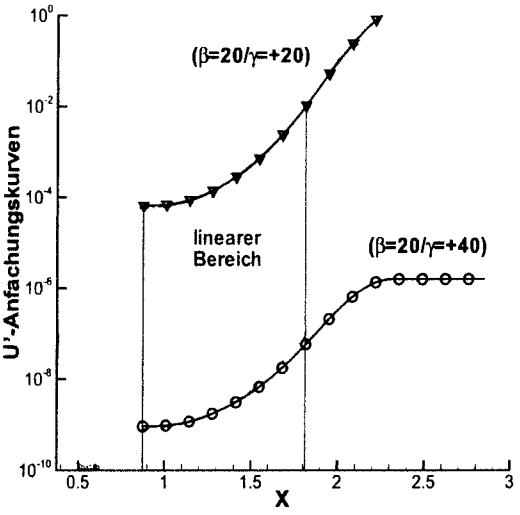
Lösungsweg:
Als Grundströmung diente die bereits in [4] vorgestellte und validierte Serie druckinduzierter laminarer Ablöseblasen aus DNS-Simulationen. Auf dieser Basis wurden das institutseigenen, räumlichen LST-Verfahren mit dem linearen NOLOT-Code aus [2] der DLR-Göttingen verglichen. Das zur Validierung dieser Ergebnisse eingesetzte DNS-Störgrößenverfahren löst die

vollständigen, inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen in Geschwindigkeits-Wirbelstärkeformulierung durch Diskretisierung mit kompakten finiten Differenzen sechster Ordnung.

Ergebnis:
Die LST-Ergebnisse zeigen im Bereich kleiner Störungen trotz der dreidimensionalen Grundströmung eine überraschend gute Übereinstimmung mit der DNS, unabhängig vom Schiebewinkel. Wie schon bei zweidimensionalen Ablöseblasen gilt dies, solange keine Störwelle eine Amplitude von mehr als ca. 1% U_∞ aufweist. Selbst bei Wellen mit großem Schräglaufwinkel Ψ zur X-Achse, wie die Hintergundstörung mit Frequenz $\beta = 20$ und spannweitiger Wellenzahl $\gamma = +40$ mit $\Psi = 58°$ in Abbildung (b), fällt der Vergleich nur unwesentlich schlechter aus. Die Untersuchung stellt wegen des Ablösegebietes mit Rückströmung eine Art „worst-case" für die Behandlung von dreidimensionalen, inkompressiblen Plattengrenzschichten mit Druckgradient dar. Prinzipiell sind solche Fälle also mit LST behandelbar, solange die Störamplituden etwa 1% der Anströmgeschwindigkeit nicht überschreiten.



(a) Laminare Ablöseblase bei schiebender Anströmung von 30° mit Stromlinien.



(b) 30° Schiebewinkel: Vgl. DNS (Linien) und LST (Symbole) bei fundamentaler Resonanz.

Literatur

[1] G. Schrauf (2004): "Large-Scale Laminar-Flow Test Evaluated with Linear Stability Theory". J. Aircraft, Vol.41, No.2, pp. 224-230.

[2] S. Hein, F.P. Bertolotti, M. Simen (1995): "Linear Nonlocal Instability Analysis -the linear NOLOT code-". Technical report IB 223-94 A56, DLR-Göttingen, Germany.

[3] W. Jürgens, H.J. Kaltenbach (2003): "Eigenmode decomposition of turbulent velocity fields behind a swept, backward-facing step". J. Turbulence, Vol. 4, 018, pp. 1-21.

[4] T. Hetsch, U. Rist (2004): "On the Structure and Stability of Three-Dimensional Laminar Separation Bubbles on a Swept Plate". Proceedings of the 13. DGLR/STAB-Symposium, Munich, 2002. Breitsamter, Laschka et al. (editors), NNFM, Vol 87, Springer.

Weiteres Vorgehen:
Nach dem Abschluß der LST-Untersuchungen werden nun dieselben Fälle mit NOLOT nachgerechnet und verglichen. Insbesondere interessiert die Frage, welche Genauigkeitsgewinne und Vorteile aus den in PSE-Verfahren zusätzlich berücksichtigten Termgruppen in komplexen 3D-Grenzschichten ohne Krümmung zu erwarten sind.

Datum : 21.6.2002 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dipl.- Ing. L. Hoefener, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche [1]
Dipl.- Ing. A. Martin, Prof. Dr.-Ing. F. Thiele [2]

Institution: ([1]) TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt
([2]) TU Berlin, Hermann-Föttinger-Institut

Adresse: ([1]) Sekr. F2, Marchstraße 14
10587 Berlin
Telefon: +49 (0) 30 314 – 25438
Telefax: +49 (0) 30 314 – 22955
e-mail: Lars.hoefener@TU-Berlin.de

([2]) Sekr. Müller-Breslau-Str.8
10623 Berlin
Telefon: +49 (0) 30 314 – 26283
Telefax: +49 (0) 30 314 – 21101
e-mail: martin@pi.tu-berlin.de

Thema: Experimentelle und numerische Untersuchungen zur Strömungsablösung und Transition an einem axialsymmetrischen Diffusor

Ausgangssituation:

In zahlreichen technischen Anwendungen in der Luft- und Raumfahrt spielen Transition und Strömungsablösung eine bedeutende Rolle, beispielsweise beim Entwurf von Laminarflügeln, bei der Optimierung von Hochauftriebssystemen oder bei der aerodynamischen Auslegung von Turbomaschinen. Die Mechanismen der Entwicklung transitionaler Ablöseblasen von der Entstehung über die Transition bis zum turbulenten Wiederanlegen sind noch nicht vollständig verstanden.
In den vorliegenden Untersuchungen soll die Strömung in einem axialsymmetrischen Diffusor mit stetiger Kontur betrachtet werden. Im Bereich der druckinduzierten Ablösung ergibt sich in Folge der Wendestelle im Geschwindigkeitsprofil eine Scherschichtinstabilität, so dass bereits bei kleinen Störungen eine laminar-turbulente Transition im Bereich der Ablösung erfolgt. In vorangegangenen Arbeiten konnte bereits erfolgreich demonstriert werden, dass sich die Transition durch Aufprägen von Störungen im Einlaufbereich des Diffusors deutlich beschleunigen lässt.

Ziel:

Im Rahmen einer gekoppelten experimentellen und numerischen Untersuchung soll das Verständnis über die Mechanismen und Ursachen der Entwicklung transitionaler Ablöseblasen verbessert werden.

Lösungsweg:

Es wurden experimentelle und numerische Untersuchungen an der in Abb. 1 dargestellten axialsymmetrischen weichen Stufenkontur mit D_1=0.05m und D_2=0.08m durchgeführt. Im Einlaufbereich der Geometrie bildet sich bei Re≈7800 eine laminare Rohr-Anlaufströmung mit starkem Grenzschichtcharakter aus (δ_{99}/D_1=0.3). Unter diesen Randbedingungen stellt sich am Diffusor eine extrem lange druckinduzierte laminare Ablöseblase ein. Stromauf des Diffusors werden mit einem in Umfangsrichtung segmentierten Aktuator künstliche Störungen eingekoppelt, um die Transition im Gebiet erhöhter Instabilität zu triggern. Nachdem in vorangegangen Arbeiten gezeigt wurde, daß sich mit dieser Vorgehensweise die Transition prinzipiell beschleunigen läßt, liegt das Hauptaugenmerk in den vorliegenden Untersuchungen auf der Untersuchung unterschiedlicher Anrege-Moden und deren Einfluß auf die Transition über der Ablöseblase.

Ergebnis:

Die Grundströmung ist durch die Ausbildung einer extrem langen laminaren Ablöseblase gekennzeichnet. Dabei bleibt die Kernströmung nahezu unbeeinflusst. Erst weit stromab legt die Strömung turbulent wieder an (Abb. 2). Durch das Einbringen gleichphasiger Störungen (Mode 0) werden Instabilitäten im Bereich der Ablösung verstärkt. Anhand von Momentaufnahmen der Grundströmung und der angeregten Strömung in Abb. 3 wird dies besonders deutlich. Im hinteren Bereich des Diffusors führt die Anfachung der Instabilitäten im Fall der angeregten Strömung zu einer Art Wirbelabwurf und zu einem Aufrollen der Scherschicht verbunden mit einer starken Intensivierung der Durchmischung der Strömung. Im statistischen Mittel manifestiert sich dies z.B. in einem zur Symmetrieachse hin keilförmigen Anwachsen der RMS-Werte der Geschwindigkeiten. Der Rückströmbereich wird auf diese Weise massiv verkürzt und die Strömung legt turbulent wieder an.

weiteres Vorgehen:

Für die nächste Zukunft ist die Untersuchung weiterer Anrege-Moden vorgesehen.

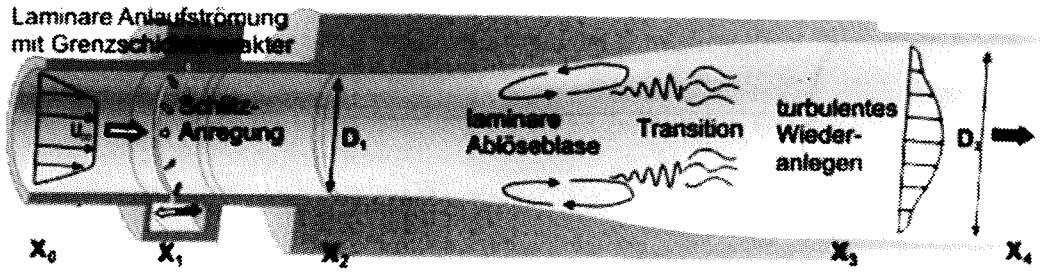


Abb. 1: Strömungskonfiguration

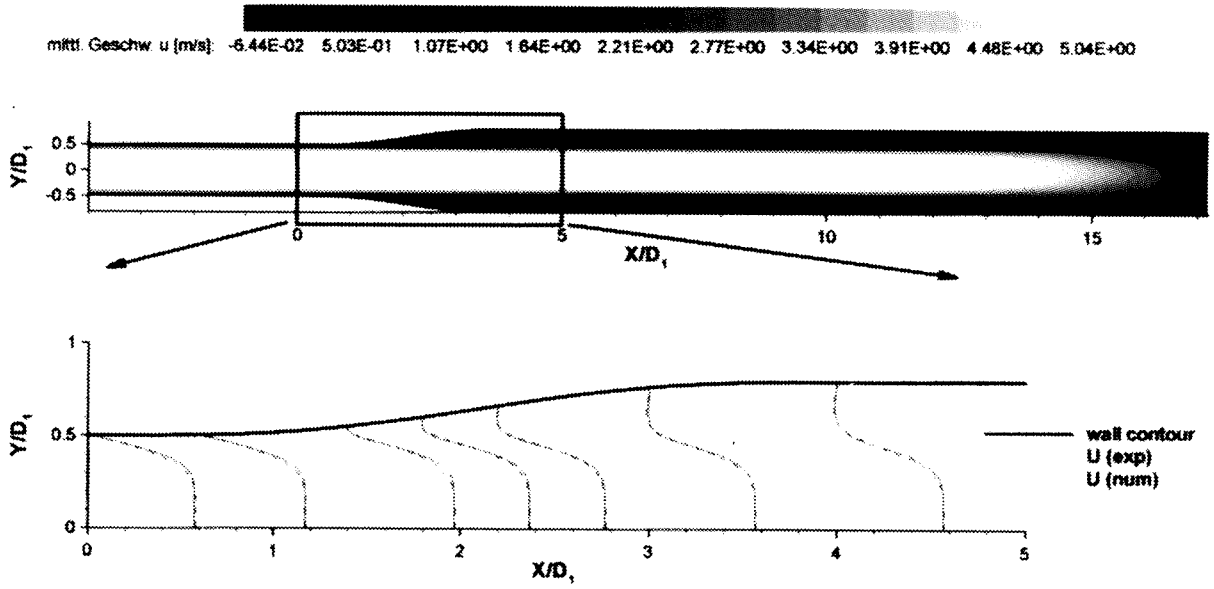


Abb. 2: Hauptströmungsgeschwindigkeit der Grundströmung, Kontur-Darstellung (numerisch, oben) und Vergleich zwischen Numerik und Experiment (unten), gemittelt

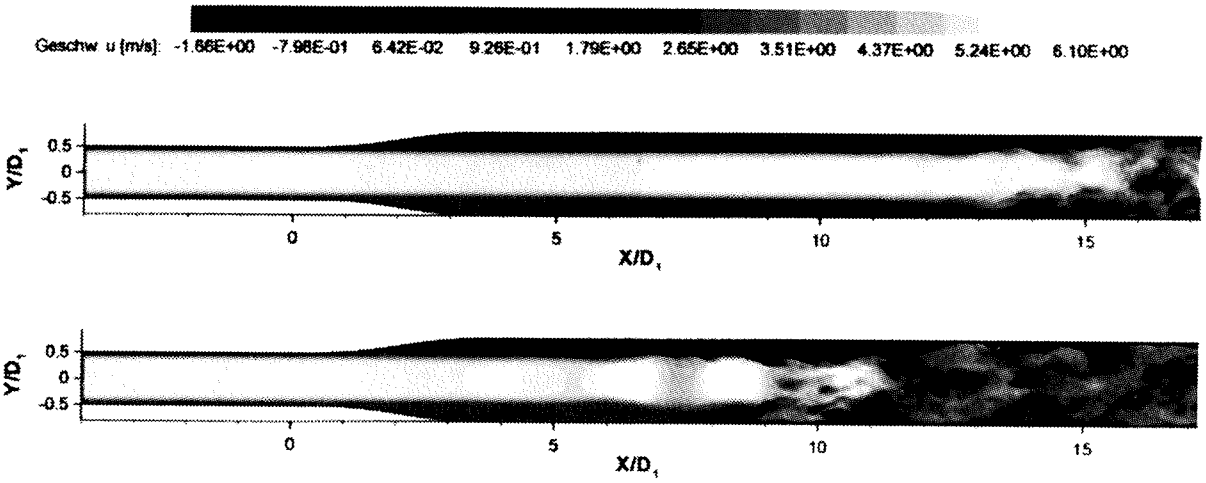


Abb. 3: Vergleich der Hauptströmungsgeschwindigkeit in der Grundströmung (oben) und der angeregten Strömung (unten), Momentaufnahme aus Numerischen Berechnungen

Literaturquellen:

Dovgal, A.V., Kozlov, V.V. and Michalke, A. "Laminar boundary layer separation: instability and associated phenomena", *Prog. Aerospace Sci.*, Vol. 30, pp. 61-94, 1994

Han, S. , Tumin, A. and Wygnanski, I., "Laminarturbulent transition in Poiseuille pipe flow subjected to periodic perturbation emanating from the wall. Part 2. Late stage of transition", *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 419, pp. 1-27, 2000.

Maucher, U., Rist, U. and Wagner, S. "Transitional structures in a laminar separation bubble", *Notes on Numerical Fluid Dynamics*, Vol. 72, pp. 307-314, Vieweg-Verlag, 1999

Martin, A., Thiele, F., Hoefener, L. and Nitsche, W. "Investigation of Flow Separation and Transition to Turbulence in an Axisymmetric Diffuser", AIAA 2004-1102

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. I. Peltzer, Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Sekr. F2, Marchstr. 12
10587 Berlin
Telefon:+49(0)30 314 23094
Telefax:+49(0)30 314 22955
e-mail:Inken.Peltzer@tu-berlin.de

weitere Partner: Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Thema: **Flug- und Windkanalmessungen zur Entwicklung von Tollmien-Schlichting-Instabilitäten an einem Laminarflügelhandschuh**

Ausgangssituation:
Im Rahmen des DFG-Schwerpunktprogramms „Transition" wurde ein Laminarflügelmesshandschuh mit austauschbarem Meßeinsatz für das Segelflugzeug Twin II G103 (Bild 1a) entwickelt, an dem umfangreiche Untersuchungen zum laminar-turbulenten Strömungsumschlag durchgeführt wurden [1]. Dabei wurde dieser Handschuh sowohl im Flugversuch als auch 1:1 im großen Laminarwindkanal in Stuttgart eingesetzt. Vom IAG der Universität Stuttgart wurden parallel direkte numerische Simulationen (DNS) der Handschuhkonfiguration zu einem bestimmten Flugfall durchgeführt.

Ziel:
Ziel der vorliegenden Untersuchungen war die Erfassung der räumlichen und zeitlichen Entwicklung sowohl von natürlichen Tollmien-Schlichting (TS) Instabilitäten in verschiedenen Anfachungsstadien als auch von Störungen, die künstlich in die Grenzschicht eingekoppelt wurden. Die Untersuchungen zur künstlich angeregten Transition sollten dabei vor allem definierte Eingangsgrößen für die DNS liefern. Neben der Erfassung von TS-Wellen sollten erste Versuche durchgeführt werden, um diese Instabilitäten im Flugversuch am Handschuh aktiv zu dämpfen.

Lösungsweg:
In den Flug- und Windkanalversuchen wurden verschiedene Sensoren und Meßtechniken auf mehreren Meßeinsätzen des Handschuhs eingesetzt. Für die Hauptuntersuchungen zur räumlichen Erfassung der Instabilitäten wurde ein Einsatz mit einem spannweitigen Array von Oberflächenhitzdrähten (16 Sensoren, x/c=33%) ausgerüstet, die kleinste Störungen in einem sehr frühen linearen Stadium der Anfachung messen können. Stromab von diesen Sensoren wurde ein Piezo-Sensor-Array (74 Sensoren) zur Untersuchung der stärker angefachten Instabilitäten verwendet. Zur Einkopplung von künstlichen Störungen wurden mehrere unabhängige, spannweitig nebeneinander angeordnete Punktstörquellen (x/c=20%) eingebaut, die über Lautsprecher beliebige mono- und multifrequente Störsignale generieren können. Für Experimente zur aktiven Dämpfung wurde ein verkleinerter Membranaktuator entwickelt, welcher prinzipiell bei den Versuchen zur aktiven Dämpfung von Sturzebecher [2] erfolgreich eingesetzt wurde.

Ergebnis:
Bei den vorliegenden Untersuchungen wurden natürliche TS-Instabilitäten in verschiedenen Stadien der Transition erfaßt. Bild 1b) zeigt als Beispiel das Leistungsspektrum von jeweils einem Oberflächenhitzdrahtsignal bei drei verschiedenen Fluggeschwindigkeiten. Im linearen Zustand ist die typische frequenzbandselektive Anfachung (TS-Buckel) deutlich zu erkennen. In einem späteren Stadium der Transition werden bereits die höherharmonischen Frequenzen angefacht (zweiter Buckel). Der transitionale Zustand ist dadurch gekennzeichnet, dass das gesamte Frequenzspektum gleichmäßig stark angehoben ist. Bild 2 zeigt die räumliche Verteilung der RMS-Werte bei natürlicher und künstlich angeregter Transition. In beiden Fällen wird durch die Erhöhung der Amplituden die Anfachung der Instabilitäten deutlich. Bei künstlicher, monofrequenter Störanregung bilden sich sehr charakteristische Strukturen, die ebenfalls bei der DNS aufgetreten sind. Erste Versuche zur aktiven Dämpfung von natürlichen Instabilitäten auf dem Handschuh wurden zunächst noch im großen Laminarwindkanal der Universität Stuttgart durchgeführt und haben gezeigt, daß eine Dämpfung prinzipiell möglich ist. Bild 3 zeigt das Leistungsspektrum vom Signal des Fehlersensors sowohl ohne als auch mit aktiver Dämpfung am Handschuh. Diese Versuche werden gegenwärtig in Flugexperimenten weitergeführt.

STAB

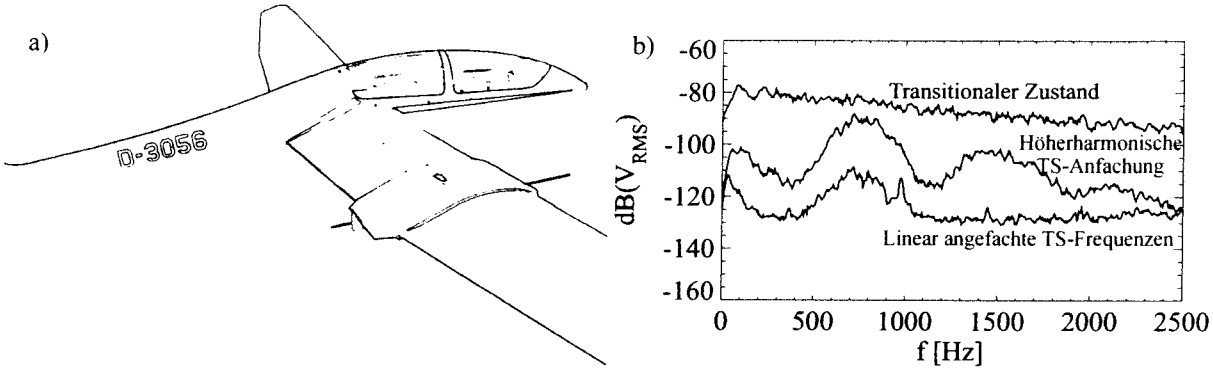


Bild 1: a) Segelflugzeug mit Meßhandschuh incl. Meßgeräteträger und Prandtl-Rohr und b) Leistungsspektren von einem Oberflächenhitzdraht (x/c=50%) bei drei unterschiedlichen Fluggeschwindigkeiten

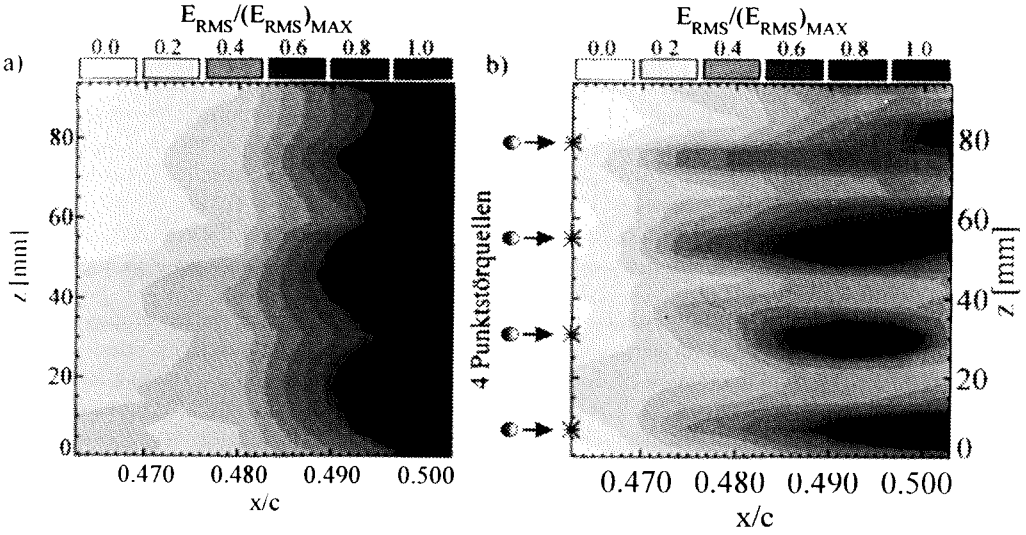


Bild 2: Räumliche Verteilung der RMS-Werte des Piezo-Sensor-Arrays bei a) freier und b) künstlich angeregter Transition

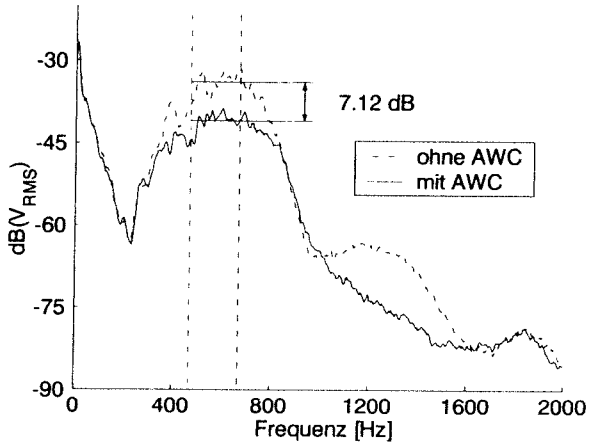


Bild 3: Windkanalmessung, Leistungsspektrum des Fehlersensors mit/ohne aktive Dämpfung

Literatur:

[1] I. Peltzer, W. Nitsche.: Experimental Investigations of Natural and Controlled Transition on a Laminar Flow Airfoil. In: S. Wagner, M. Kloker, U. Rist (Hrsg.): Recent Results in Laminar-Turbulent Transition - Selected Numerical and Experimental Contributions from the DFG-Schwerpunktprogramm "Transition" in Germany. NNFM. Vol. 86. Springer Verlag. 2003. S. 269-280

[2] D. Sturzebecher. Kaskadierte Sensor-Aktuatorsysteme zur aktiven Dämpfung von natürlichen Tollmien-Schlichting-Instabilitäten an einem Tragflügel. In: Fortschritt-Berichte VDI. Reihe 7. VDI Verlag. Düsseldorf. Dissertation an der TU Berlin. 2002.

[3] A. Pätzold. Untersuchungen zur Dämpfung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten in der Grenzschicht eines Segelflugzeugtragflügelprofils. Studienarbeit an der TU Berlin. 2002.

weiteres Vorgehen: Der Handschuheinsatz mit dem Sensor-Aktuator-System zur aktiven Dämpfung wird nach den erfolgreichen Windkanalversuchen derzeit bei Flugmessungen erprobt.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. D. Sartorius[1], Dr.-Ing. W. Würz[1], Prof. Dr.-Ing. S. Wagner[1], Dr. V.I. Borodulin[2] and Prof. Dr. Y.S. Kachanov[2]

Institution: [1]Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
[2]Institute of Theoretical and Applied Mechanics, RAS-SB, Novosibirsk, Russia

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

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

Thema: **Experimental investigation of weakly nonlinear interactions of instability waves in an airfoil boundary layer**

Introduction

For the design of subsonic, natural laminar flow (NLF) airfoils usually half-empirical transition prediction codes based on linear stability theory (LST) are applied. This approach gives reliable results as long as the streamwise extend of the nonlinear disturbance growth is short in comparison to the linear part. Detailed optimizations of boundary layer parameters with respect to a long laminar run now take advantage of the successive (linear) amplification and damping of Tollmien-Schlichting (TS) waves in a way that the resulting amplitudes just remain below a certain critical threshold. In this case the onset of nonlinear interactions is of significant importance for the extent of the laminar run.

At this stage the disturbances in the boundary layer can still be described as different modes of the frequency-wavenumber spectrum. The basic properties, like amplitude and phase in the y-profiles, remain the same as predicted by linear theory. The interaction of those modes is dominated by so called resonant interactions (see review by Herbert [1] and Kachanov [2]). The classical resonance is the Craik Triad [3], consisting of a 2D fundamental wave with a pair of 3D subharmonic waves with half of the fundamental wave frequency. Subsequent theoretical and experimental studies have shown that this resonance is not only possible for the classical tuned case, where frequency, streamwise and spanwise wavenumber and phase fit. In experiments on a self-similar adverse pressure gradient (APG) flow Borodulin et.al. [4] the highest amplification rates were observed for detuned (mainly with respect to frequency) modes. The double-exponential growth of these modes leads very fast to flow randomization and transition. In the present paper those systematic studies are extended to the case of a non self-similar boundary layer, which exhibits a rather strong change of the resonance conditions in streamwise direction in comparison to the self-similar one.

Experimental Investigation

The experiments were conducted in the Laminar Wind Tunnel (Tu $\leq$ 0.02%, 20-5000 Hz) of the IAG. The lower surface of the WW03BL106 airfoil section was specially designed to give a constant threshold of a n-factor of $n = \ln(A(f)/A_0(f)) = 6$ (downstream of $s/s_{max} = 0.3$, $s_{max} = 604$ mm, arclength measured from the leading edge) at an angle of attack of 2 degree and a Reynolds number of $0.7 \cdot 10^6$. The experiments were carried out at controlled disturbance conditions. The TS-waves were excited by a slit source which was mounted flush to the surface at $s/s_{max} = 0.13$. The slit is 0.2 mm wide and extends 290 mm in spanwise direction. Below the slit, 116 equally spaced pneumatic tubes are connected to 32 micro loudspeakers (Bürklin-LSF28) which are driven by power amplifiers and a 16 channel signal generator. Independent memory of 4096 points (12 bit resolution) for each channel and external triggering by a quartz based clock enables the generation of disturbances with different frequencies and spanwise wavenumbers.

Hot-wire measurements were performed downstream of the slit with a phase locked (with respect to the disturbance generator) data acquisition. Due to the quadratic influence of the velocity on the stability characteristics the velocity ($U_\infty = 18$ m/s) was fixed rather than the Reynolds number. The AC-signal of the Dantec 55M10 bridge was band pass filtered and optimal adjusted to the input range of the 12 bit AD-converter by a programmable amplifier. A total of 2^{15} points were sampled at approximately 10 kHz at every measurement station. The time traces are corrected for the influence of the filters by a forward-backward Fourier transform before applying King's Law to the total signal. The complex TS-wave amplitudes were determined by a final Fourier transform. Spanwise scans and sets of wall normal profiles were performed at several downstream positions. All necessary base flow parameters were obtained, including stability characteristics for 2D and 3D TS-waves in a range of frequencies from 200 to 600 Hz. The data were compared to LST and showed good agreement.

To get a first insight into the weakly nonlinear interactions for this non self-similar boundary layer resonant triplets were excited consisting of a 2D fundamental wave with an amplitude at the position of the source of approximately 0.06% of u_e at 20 mm downstream of the disturbance source and a pair of 3D subharmonic waves with an amplitude of about one order below the fundamental one. The influence of the fundamental wave frequency on the tunded resonance (resonance condition is satisfied at the position of the disturbance source) was studied in a wide range. The dependence on the initial phase of the subharmonic was measured directly, as well as by means of a new method of 'infinitely small' (1%) subharmonic frequency detuning.

The influence of frequency detunings Δf_s of the subharmonic wave frequency f_s was examined in a range of detuning parameter $\Delta f_s / f_s$ from -80 to +80% for four different frequencies of the 2D fundamental wave, when the 3D quasi-subharmonic wave pairs were excited at spanwise wavenumbers, which corresponded to the resonance condition at the position of the disturbance source. Measurements were mainly performed at two streamwise positions: (i) in the beginning of the interaction and (ii) in the end of its parametric stage. The cases with the frequency detunings, which corresponded to the strongest resonant amplification of the quasi-subharmonic waves (for a given fundamental wave frequency), were investigated separately in more detail.
The influence of spanwise wavenumber detunings was investigated for two fundamental frequencies. The case of the strongest resonant interaction (found for the highest, of studied, fundamental frequency) was measured in detail in a range of spanwise wavenumber detunings $\Delta\beta_r/\beta_r$ from -100 to +100% (where β_r is the resonant spanwise wavenumber at the disturbance source location).
A case of a joint interaction of a quasi-subharmonic 3D wave pair with two 2D fundamental waves was studied for fundamental-wave frequencies $f_{f1} = 610$ Hz and $f_{f2} = 510$ Hz, while the quasi-subharmonic modes had a frequency of $f_s = 311$ Hz. This case is regarded as an important step for investigation of resonant interactions of continuous-spectrum disturbances, which would simulate the conditions of a 'natural' boundary-layer transition.

Conclusions

Weakly nonlinear interactions of TS-waves have been studied under controlled disturbance conditions in an essentially non self-similar APG boundary layer on an airfoil. Despite rather strong downstream variation of the resonant subharmonic spanwise wavenumber β_r the resonant growth is found in a wide range of tuned and detuned frequencies and spanwise wavenumbers in general consistence with experiments [4,5].
It is found that the TS-wave interaction occurring in a boundary layer of a real wing can lead to a very rapid (double-exponential) resonant growth of 3D subharmonic waves. In contrast to self-similar flows, the resonant amplification is the strongest at high fundamental wave frequencies (most unstable at initial section of the airfoil) and subsides very quickly with the frequency decreasing. This phenomenon seems to be explained by the frequency variation of dispersion characteristics of the base flow due to its essential non self-similarity and to lead to a weakening of the role of the resonance when approaching the central section of the airfoil.

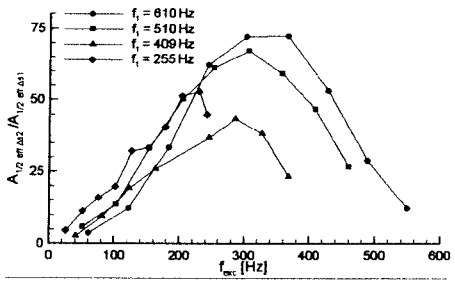


Figure 1: Effective mode amplification factors versus quasi-subharmonic frequency of excitation f_{exc} for different fundamental frequencies f_1.

The frequency detuned resonances dominate over the tuned resonances. At high frequencies the strongest amplification is observed at small positive frequency detunings, while at low frequencies at very large detunings (about 80% of the subharmonic frequency). The resonantly amplified low-frequency perturbations are found to reach larger amplitudes than the more high-frequency symmetric (with respect to the subharmonic frequency) modes. This is observed independently of the fundamental wave frequency and the sign of the frequency detuning. The subharmonic spanwise wavenumber detuning is shown to influence significantly the resonant amplification of subharmonics. The character of this influence correlates with the streamwise variation of the base flow properties.
A 'cumulative effect' of a predominant resonant amplification of perturbations with approximately the same frequency by different fundamental waves is found (see figure 1). The amplitudes were measured close to the disturbance source ($\Delta s = 0$ mm) at $\Delta s = 40$ mm and farther downstream at $\Delta s = 120$ mm ($\Delta s = 160$ mm for $f_1 = 255$ Hz). It is shown that in the case of a joint resonant interaction of a quasi-subharmonic wave pair with two fundamental waves a superposition principle is satisfied approximately for efforts of these two resonances and the cumulative effect leads to a very rapid growth of quasi-subharmonic waves with increments, which are as large as (or even somewhat greater than) those observed in the same two resonances when they occur separately.[1]

References:

[1] Herbert T.: *Secondary instability of boundary layers.* Annu. Rev. Fluid Mech. 20, pp. 487-526, 1988

[2] Kachanov Y.S.: *Physical mechanisms of laminar-boundary-layer transition.* Annu. Rev. Fluid Mech. 26, pp. 411-482, 1994

[3] Craik A.D.D.: *Nonlinear resonant instability in boundary layers.* J. Fluid Mech. 50, pp. 393-413, 1971

[4] Borodulin V.I., Kachanov Y.S., Koptsev D.B., Roschektayev A.P.: *Experimental study of resonant interactions of instability waves in self-similar boundary layer with an adverse pressure gradient: II. Detuned resonances.* J. Turbulence 3, 063, 2002

[5] Borodulin V.I., Kachanov Y.S., Koptsev D.B.: *Experimental study of resonant interactions of instability waves in self-similar boundary layer with an adverse pressure gradient: I. Tuned resonances.* J. Turbulence 3, 062, 2002

[1]This work is supported by DFG (436 RUS 113/749/0-1), RFBR (03-01-04003) and A. Humboldt Foundation.

Datum: 31.1.2005 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Arne Seitz

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilientalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2888
Telefax: 0531 295 2320
e-mail : arne.seitz@dlr.de

weitere Partner: - -

Thema:
Einsatz von Oberflächen-Heißfilmen zur Messung hochfrequenter Tollmien-Schlichting-Wellen im Freiflug-Experiment

Ausgangssituation:
Das Prinzip von Oberflächen-Heißfilmen erlaubt die Messung der von Tollmien-Schlichting-Wellen in einer laminaren Grenzschicht ausgelösten Schwankungen der Wandschubspannung. Da sie, im Gegensatz z.B. zu Hitzdrähten, keine signifikanten zusätzlichen Störungen in die Grenzschicht einbringen, ist dieser Sensortyp ganz besonders gut zur Beobachtung der stromab Entwicklung von naürlich erregten Tollmien-Schlichting-Wellen geeignet. Bei der Messung instationärer Vorgänge ist indes immer auch die Dynamik, d.h. das zeitliche Verhalten, des Systems aus Sensor und Meßgerät zu berücksichtigen. Setzt sich nämlich das Eingangssignal aus harmonischen Komponenten hoher Frequenz zusammen, kann es, wegen der vergleichsweise großen thermischen Trägheit von Oberflächen-Heißfilmen, zu einer frequenzabhängigen Amplitudendämpfung und Phasendrehung des Ausgangssignales kommen.

Ziel:
Im Freiflug-Experiment sollten detaillierte Untersuchungen der gestörten laminaren Grenzschicht am rechten Tragflügel des Versuchsträgers LFU-205 des DLR (Bild 1) vorgenommen werden. Für den technisch wichtigen Fall natürlich erregter Tollmien-Schlichting-Wellen sollte so deren absoluten Amplituden, das räumliche Wachstum sowie die spannweitige Erstreckung der Wellenzüge bestimmt werden. Aus einer vorangegangen Experimentreihe von Horstmann und Miley [1] war bekannt, daß die dabei auftretenden Störfrequenzen bis zu 3000Hz betragen können. Zur Lösung der Aufgabe war es daher erforderlich, sich zunächst Klarheit über das dynamische Verhalten der eingesetzten Oberflächen-Heißfilme zu verschaffen.

Lösungsweg:
Das zeitliche Verhalten der für die Messungen verwendeten Oberflächen-Heißfilme, ausgedrückt durch Amplituden- und Phasengang, wurde durch eine Vergleichmessung mit einem Hitzdrahtanemometer bekannter Dynamik bestimmt. Als Testsignal wurden hierzu die im Flugversuch auftretenden, natürlich erregten Tollmien-Schlichting-Wellen genutzt, mit denen gleichzeitig einer der Oberflächen-Heißfilme und ein darüber positionierter Hitzdraht beaufschlagt wurden (Bild 2). Da das dynamische Verhalten des Heißfilms auch stark von den Wärmeleiteigenschaften der unter ihm liegenden Wand beeinflusst wird, befand er sich für die Vergleichsmessung bereits an seinem endgültigen Einbauort auf dem Tragflügel des Versuchsflugzeuges.

STAB

Ergebnis:
Bei der Auswertung der Vergleichsmessung wurde der Wandabstand des Hitzdrahtes über die Eigenfunktionen der am Testsignal beteiligten Tollmien-Schlichting-Wellen berücksichtigt. Es zeigte sich, daß im interessierenden Frequenzbereich der Amplituden- und Phasengang der verwendeten Heißfilmsensoren noch konstant ist, es also beim Meßvorgang zu keiner frequenzabhängigen Amplitudendämpfung oder Phasendrehung kommt. Für diesen Fall erfolgt die Amplitudenübertragung mit dem Wert der statischen Empfindlichkeit des Meßgerätes und man kann davon ausgehen, daß die aus Tollmien-Schlichting-Wellen zusammengesetzte Pakete durch die Messung mit Oberflächen-Heißfilmen unverfälscht wiedergegeben werden (Bild 3).

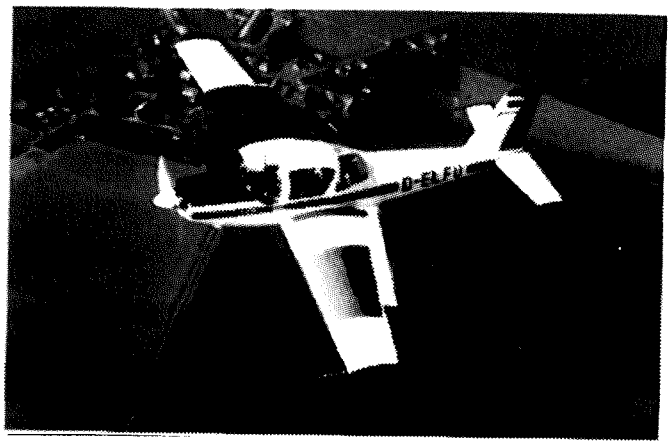


Bild1: Flugversuchsträger LFU-205

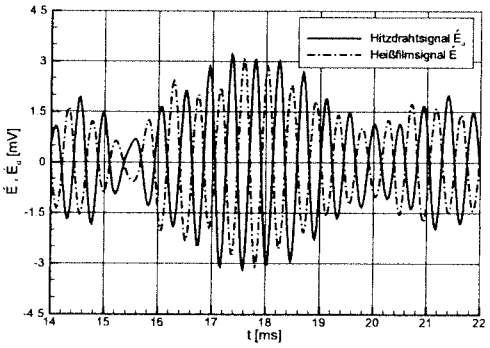


Bild 2: Vergleichsmessung mit Hitzdraht und Heißfilm

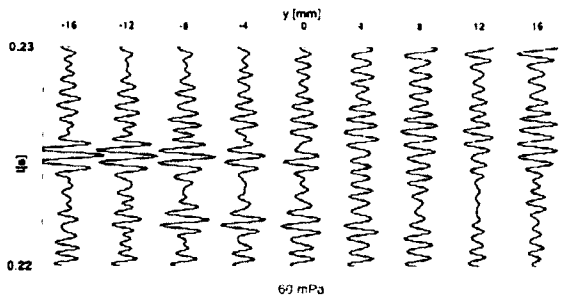


Bild3: Messung von TS-Wellenpaketen mit neun Oberflächen-Heißfilmen auf dem Tragflügel der LFU-205 bei X/L=0,37

Literatur:
[1] K.-H. Horstmann, S. J. Miley: *Data report on flight and wind-tunnel investigations of Tollmien-Schlichting waves on an aircraft wing.* DLR-IB.129-91/18, 1991

weiteres Vorgehen: -

Datum: 18.06.04 **STAB**

Mitteilung

Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dr.sc.techn. Jörn Sesterhenn
Prof. Dr.-Ing. R. Friedrich

Institution: Fachgebiet Strömungsmechanik, TU München

Adresse: Boltzmannstr. 15
85747 Garching

Telefon: (089) 289-161 77
Telefax: (089) 289-161 39
joern.sesterhenn@lrz.tum.de

Thema: Strömungsinstabilitäten im Staulinienbereich schiebender Tragflügel bei Überschallanströmung

Ausgangssituation

Die Strömung entlang der Vorderkante ist von entscheidender Bedeutung für die Laminarhaltung einer Tragflügelumströmung. Wenn die Strömung dort turbulent wird, so ist alle Hoffnung, die stromab liegenden Bereiche laminar zu halten, vergebens. Es ist eines der wesentlichen Ziele in der Transitionsforschung, den Ort des Umschlages von laminarer zu turbulenter Strömung zu bestimmen und letztlich so weit als möglich stromab zu verlagern. Dabei geht es um zweierlei: In der Luftfahrt bedeutet die Laminarhaltung im wesentlichen eine bedeutende Betriebskostenersparnis durch Senkung des Energieverbrauches. In der Raumfahrt und der Turbinenindustrie geht es in erster Linie um die Reduktion der Wärmebelastung der Bauteile.

Mögliche Instabilitäten, die letztendlich zum laminar/turbulenten Umschlag führen können, wurden z.B. von Bippes [1, fig.2] angegeben. Diese sind: die Staulinieninstabilität (*engl. attachment line instability*), die Tollmien–Schlichting Instabilität, die Querströmungsinstabilität (*crossflow inst.*) und die Zentrifugalinstabilität.

Ziel

Die oben genannten Instabilitäten wurden in generischen Konfigurationen separat untersucht. Wenig oder nichts ist hingegen über ihr Auftreten in einer komplexen, realitätsnahen Situation im Vorderkantenbereich schiebender Tragflügel bekannt. Das Ziel unserer Untersuchung ist, für diese Konfiguration, zunächst die Stabilitätsdiagramme der linearen Stabilitätsuntersuchung mit einer homogenen Richtung zu erstellen. In einem weiteren Schritt sollen mögliche bypass–Mechanismen, untersucht werden. Damit soll unter anderem geklärt werden, ob es sich bei den von Poll [2] nachgewiesenen Transitionsvorgängen bei einer Schiebereynoldszahl $Re \approx 250$ um eine subkritische Transition der schiebenden Hiemenz–Strömung oder eine Querströmungsinstabilität handelt.

Lösungsweg

Im Fachgebiet für Strömungsmechanik wurde ein von Sesterhenn [3] entwickeltes Verfahren zur Integration der Navier–Stokes Gleichungen implementiert und validiert. Dieses

Verfahren weist als Besonderheit eine Formulierung auf, die unmittelbar die Kompatibilitätsgleichungen der dreidimensionalen Eulergleichungen verwendet und eine sehr genaue Darstellung der Randbedingungen ermöglicht. Auch die Stoßfläche wird als Randbedingung formuliert und die Integration auf einem zeitabhängigen Gitter, das von Stoß– und Körperoberfläche aufgespannt wird, durchgeführt. Das verwendete numerische Verfahren ist $5ter$ Ordnung upwind bezüglich der Konvektionsterme und verwendet ein Runge–Kutta Verfahren $4ter$ Ordnung zur Zeitintegration.

Ergebnisse

Für die ebene Platte und die gekrümmte Parabelvorderkante wurde bei kompressibler Strömung die Görtler–Hämmerlin Instabilität nachgewiesen. Diese weist als Charakteristikum in der Geschwindigkeit entlang der Sehnenrichtung des Tragflügels eine lineare Abhängigkeit mit dem Abstand von der Staulinie auf. Dies ist in der linken Abbildung dargestellt. Rechts sieht man einen Schnitt durch eine Querströmungsinstabilität, die im gekrümmten Fall hinzutritt.

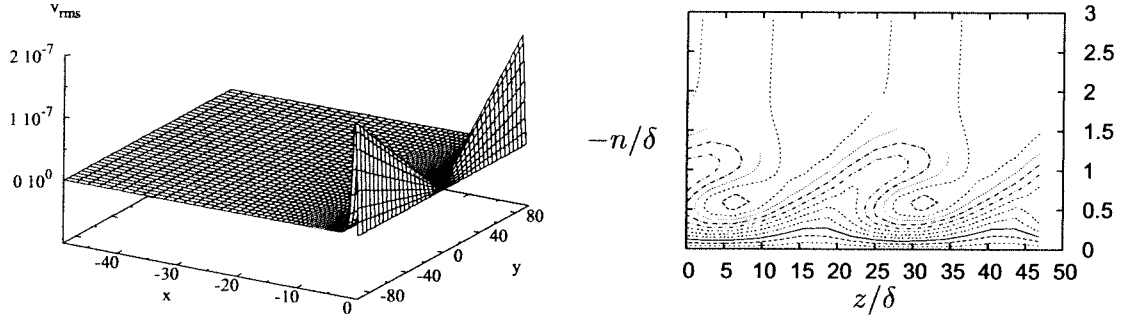


Abbildung 1: *Links: rms-Wert der Geschwindigkeitsstörung parallel zur Wand (v), bei* $Re = 642$, $M = 0.3$ *und* $R/\delta \to \infty$ *Rechts: Konturlinien der* v*–Geschwindigkeit zur Zeit* $t \approx 7.4$ *bei* $s = 189\delta$, *für* $Re = 656$, $M = 1.25$ *und* $R/\delta = 418$ *Der Abstand der Isolinien beträgt* $\Delta v = 0.1u_2$, s *bezeichnet die Koordinate entlang der Körperoberfläche,* n *die Körpernormale und* z *die Schieberichtung.*

Weiteres Vorgehen

In Zukunft soll das vorhandene Verfahren so erweitert werden, daß es, bei iterativem Vorgehen, zur Lösung des globalen Stabilitätsproblemes eingesetzt werden kann.

Literatur

[1] H. Bippes. Basic experiments on transition in three–dimensional boundary layers dominated by crossflow instability. *Progress in Aerospace Sciences*, 35:363–412, 1999.

[2] D.I.A. Poll. Some observations of the transition process on the windward face of a long yawed cylinder. *Journal of Fluid Mechanics*, 150:329–356, 1985.

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

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: R. Adeli

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 05312953310
Telefax: 05312952320
email:Reza.Adeli@dlr.de

weitere Partner: Dr. J. Longo, H. Emunds

Thema:

FLOW FIELD STUDY DUE TO A SUPERSONIC JET EXITING INTO A SUPERSONIC STREAM

Ausgangssituation:

Thrusters are the maneuver control choice in almost all hypersonic vehicles. Employing numerical techniques to simulate compressible non-reacting jet interaction flow fields can be traced, in the open literature, to the mid sixties. The popularity of this topic blossomed in the late eighties and has continued till today. This is partly due to the importance of the interactions in the overall control effectiveness of jet thrusters on hypersonic vehicles and partly due to the maturity of CFD and the availability of supercomputers. However, interest in the complexity of the flow field physics itself and the challenge to adequately predict it numerically is undoubtedly responsible for some of this activity. Indeed, wind tunnel tests and previous CFD predictions have demonstrated that a recirculation region, and accompanying shock, form upstream of the jet. Since the size of this separated region increases with positive angles of attack, it is the purpose of the current study to investigate this effect using computational fluid dynamics (CFD)

Ziel:

The study has the objective to verify the capability of the numerical techniques employed to adequately predict the complex details of the flow fields observed in wind tunnel experiments.

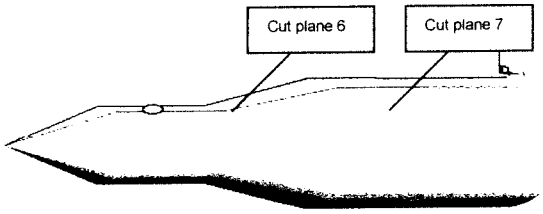
Lösungsweg:

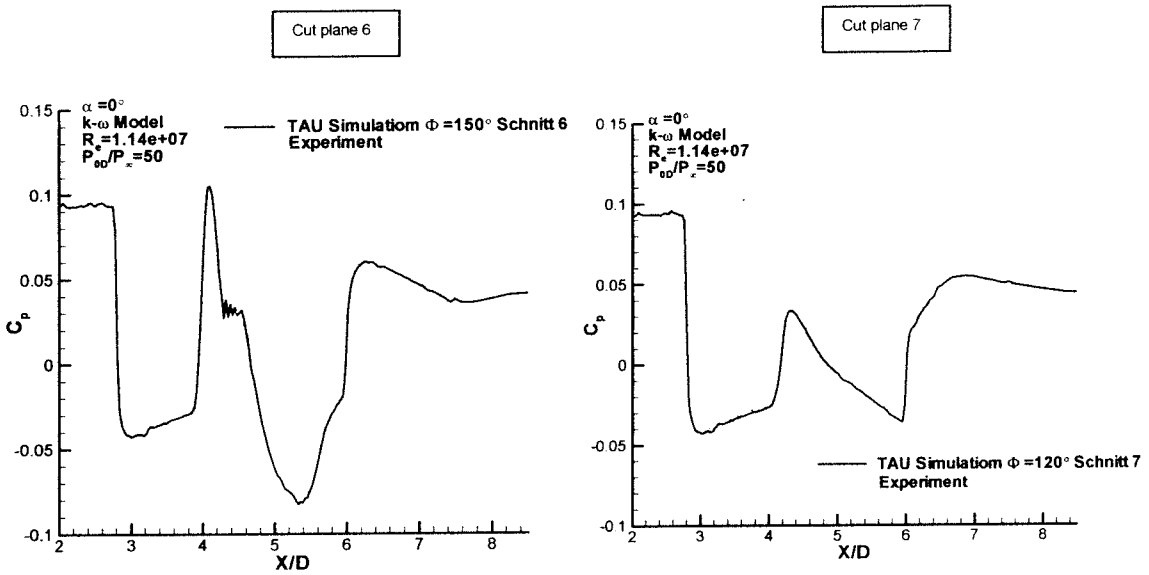
Steady-state CFD analysis are compared to wind tunnel measurements for a thruster firing from a generic re-entry configuration. Computations are performed to investigate the angle of attack dependence on the extension of the circulation region upstream of the thruster. CFD predictions are compared with surface pressure measurements. The test model used for this investigation has a circular cross-section body equipped with a sonic thruster with a diameter 1/10 of the model diameter (Fig. top). The experimental data were obtained in the DLR tri-sonic wind tunnel TMK in Cologne [Hitzel]. Data for angles of attack varying from -5 to 15 degree at Ma = 2.8 and Re = 1.4 Millions for thruster pressure ratios of 50, 100 and 150 are available. The numerical investigation is performed with the DLR Navier-Stokes code TAU [Hannemann]. It is a finite volume solver which can use structured, unstructured and hybrid meshes. The numerical solutions are obtained with a hybrid grid consisting of prismatic elements for the boundary layer region and tetrahedral in the non-viscous region, with a total number of points about 800 000. The CFD solutions are verified with respect grid density and turbulence models.

STAB

Ergebnis:

The numerical results show overall a very good agreement with the experimental pressure. Separation lengths as well as all other physical features like thruster bow-shock, boundary layer separation-shock, mach-disk and recompression shock are well caputured. Differences with the experimental data are observed only short ahead of thruster and are mainly due to the unsteady character of the flow in that region. For jet-off conditions, the present investigation shows that the solutions are almost turbulence model independent, but highly sensitive to the turbulence model employed for jet-on conditions.





Literatur:

Hitzel, St. M., Hennig, P., Esch, H., „Navier-Stokes Simulation Around a High Velocity Missile with Cross-Flow Jet," Proceedings of the RTO AVT Symposium on Missile Aerodynamics, Sorrento, Italy, RTO-MP-5, 1998, pp. 17-1 17-12

Hannemann, V., Mack, A. „Validation of the Unstructured DLR TAU-code for Hypersonic Flows," AIAA paper 2002-3111, 2002.

weiteres Vorgehen:

Datum: 14.05.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: 14. Symposium der STAB - Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Ognjan Božić, Dipl.-Ing. Peter Giese, Dr.-Ing. José M. Longo

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

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

weitere Partner: Dipl.-Ing. Jörg Behrens, EADS – Space Transportation, Bremen

Thema:

„High End" Konzept zum Abschuss von Mikro-Satelliten in eine niedrige Erdumlaufbahn (LEO) basierend auf der Kombination von einer Zwei-Stufen-Rakete und einem Railgun-System

Ausgangssituation: Elektromagnetische RAILGUN-Technologie bietet sich als interessante Alternative für den Abschuss von kleinen Nutzlasten in LEO. Sie soll diese Aufgabe mit niedrigeren Gesamtkosten erfüllen. Die „High-End" Lösung basiert auf dem jetzigen Stand der Technik und wurde zur Ableitung der technischen Randbedingungen für die Auslegung und Anwendung solcher Systeme erstellt. Diese Forschung wurde realisiert als ein Teil der Railgun-Studie für EADS – Space Transportation.

Ziel:. In der Studie sind das Hauptkonzept und die Auslegungsaspekte für einen solchen Projektil-Satellitenträger mit den Schwerpunkten auf die Flugmechanik, Aerothermodynamik, Materialien und Antriebseigenschaften festgelegt.

Lösungsweg: In der präsentierten Studie wurde angenommen, dass eine elektromagnetische Kanone mit Railgun-Konzept einer Länge von 400 - 750 m (Abb. 1) hat, wobei diese Lange abhängig ist von der gewählten Konzeptvariante („Simple", „Augmented" oder „Hybrid"-RAILGUN). Ein Projektil mit einem Durchmesser von 320 mm erreicht am Ende der Railgun-Rampe 3,65 km/s, was der Machzahl Ma = 10,83 entspricht. Um Energieverluste durch Gravitation und Luftwiderstand zu kompensieren und die Geschwindigkeit auf LEO-Orbital-Geschwindigkeit zu erhöhen, ist das Projektil mit einer zweistufigen Rakete aufgerüstet. Es hat eine gesamte Masse von 800 kg inklusive der Nutzlast von 32 kg. Das Projektil wird eine moderate Beschleunigung zwischen 1000 und 2200 g am Ausgang der Startrampe haben - abhängig von der ausgewählten Railgun-Konzeptvariante. Die Optimierung des Abschusswinkels und der Flugbahn wurden mit dem 3DOF DLR-Programm TRAJECTORY 3D (s. Abb. 2) durchgeführt. Die aerodynamische Form des Projektils wurde optimiert um das Minimum von Widerstand und niedriger Wärmebelastung auf der Oberfläche zu erreichen. Die Verteilung der Oberflächentemperatur wurde mit dem DLR-Programm TAU, das das System von Navier-Stokes-Gleichungen löst und mit dem DLR-Programm HOTSOSE (Abb. 3), das auf der Oberflächeneigungsmethode basiert, berechnet.

Des Weiteren wurden verschiedene RAILGUN-Optionen und Stromversorgungssysteme analysiert, die den Abschuss des Projektils mit Hyperschallgeschwindigkeit ermöglichen. Für den eigenen Antrieb des zweistufigen Projektils wurden verschiedene Konzepte für Raketentriebwerke berücksichtigt und die optimale Lösung ausgewählt (Abb. 4). Die Konstruktionsmasse wurde auf der Basis von Metal-Matrix-Kompositen, kompositen Keramiken und ebenso auf der Basis von klassischen Materialien für die Luft- und Raumfahrt analysiert.

Ergebnis: Die Studie hat die technische Machbarkeit dieses Konzepts nachgewiesen.



Abb. 1: „High End" Railgun - Anlage

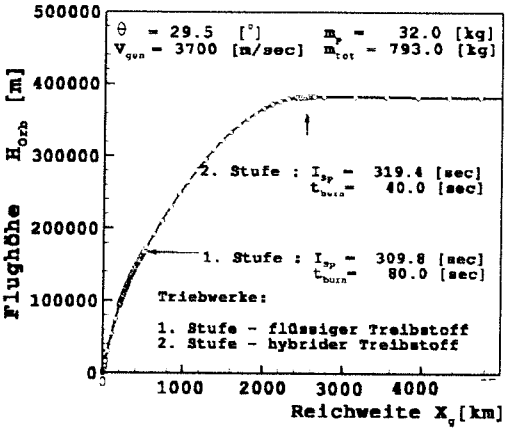


Abb. 2: Raketenflugbahn bis LEO. Abschuss aus Railgun mit Vgun = 3700 m/sec

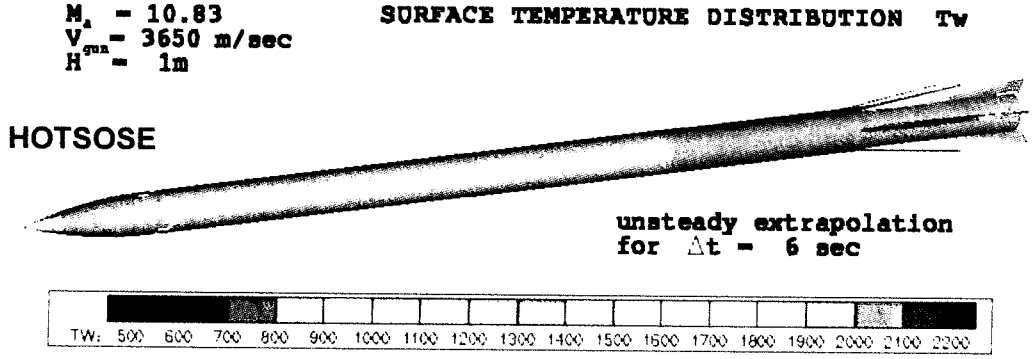


Abb. 3: Temperaturverteilung auf der Oberfläche des Projektils (Ma=10,83; $\alpha=0^0$) - instationäre Extrapolation (HOTSOSE)

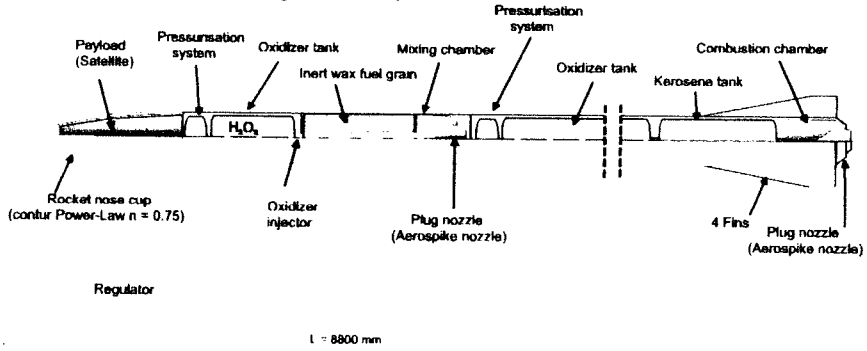


Abb. 4: Die zwei-Stufige-Rakete die soll aus Railgun starten und in LEO Mikro-Satellit bis 32 kg bringen

Literatur:

[1] O. Božić , J. M. Longo , P. Giese, J. Behrens, Design of Propelled Projectile to Provide Escape Velocity for Nano – satellite, 54th Congress of International Astronautic Federation, September 29th – October 3nd. 2003, Bremen, Germany, Paper IAC-03-V.7./ IAA.11.5.02

[2] J. Behrens, O. Božić, Development of Electromagnetic Railgun Technology for the Launch of Payloads into Suborbital and Orbital Altitudes, 55th Congress of International Astronautic Federation, October 3th - 8nd 2004, Vancouver, Canada, Paper IAC -04 -V.5.08

Datum: 15.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: 14. Symposium der STAB - Hyperschallaerothermodynamik

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Ognjan Božić, Dipl.-Ing. Hannes Otto

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-3326
Telefax: 0531-295-2320
E-Mail: ognjan.bozic@dlr.de

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

Thema: **Analyse des Strömungsfeldes der zukünftigen Trägerrakete Ariane 5 in der Aufstiegs-Flugphase**

Ausgangssituation:

Im deutschen Forschungsprogramm für Weltraumtechnologien zukünftiger Träger -Raketen ASTRA wird die Umtauschmöglichkeit von Feststoff-Boosterraketen mit einem neuen Typ von wiederverwendbaren Boosterraketen [1] überprüft. Dieser neu konzipierte Booster mit dem Namen „Winged Liquid Fly Back Booster" (LFBB) ist aufgerüstet mit: einem Paar Flügeln (Trag- und Steuerungsflächen), Fins (passive Stabilität) und Canards (aktive Stabilitätsregelung). LFBB wird in der Aufstiegs-Flugphase der gesamten Vehikel Ariane 5/ 2·LFBB mit drei Vulkan-3 Triebwerken (mit kryogenem Flüssig-Treibstoff O_2/H_2) getrieben. Der Booster ist zusätzlich aufgerüstet mit drei Strahltriebwerken vom Typ EJ 200 für den Flug in der Marsch- und Landungsphase. Im zweiten Abschnitt der Systemkonzeptuntersuchung wurden auch aerodynamische Eigenschaften der gesamten Konfiguration Ariane 5 + 2 LFBB in der Antriebsphase bis Boostertrennung analysiert (ca. Höhe H = 54 km und Geschwindigkeit Ma = 6). Danach wird ein getrenntes Paar von Boostern gelenkt und durch ferngesteuerten Flug weiter auf die Landebahn des Weltraumhafens Kourou geleitet.

Ziel:

Die jetzige Forschung wurde fokussiert auf die Wechselwirkung zwischen Zentralstufe der Ariane 5 und 2 LFBB mit besonderem Interesse auf: (1) Änderung von Widerstands-beiwerten im Machzahlbereich Ma = 1,02 – 6,0 ; (2) Einfluss von Verbindungen zwischen LFBB und Zentralstufe Ariane 5 (ECV) auf Steigerung von Widerstandskräften; (3) Untersuchung der Zonen mit erhöhten Drucklasten bei Flugbedingungen mit maximaler Last (Ma = 1.38); (4) Stoß-Stoß-Wechselwirkung, die lokale heiße Flecken (Hot spots) auf den Vehikeloberflächen verursacht; (5) Einfluss der eingeschalteten Triebwerke auf die Verringerung des Basiswiderstands und des gesamten Widerstands.

Lösungsweg:

Die Geometrie wurde mit dem CAD-System CATIA erzeugt. Die Aerodynamische Analyse wurde auf Basis der Euler-Methode, die die Bestimmung von Drucklasten und aerodynamischen Kräften bzw. Momenten erlaubt, durchgeführt. Unstrukturierte Netze wurden mit dem Programm CENTAUR (Preprozessor) generiert. Drei unterschiedliche Konfigurationen und entsprechende Netze wurden berücksichtigt: (1) ohne eingebauten mechanischen Verbindungen zwischen Zentralstufe der Ariane 5 und zwei LFBB (9 Mil.

Tetraeders), (2) mit eingebauten Verbindungen, aber ohne Triebwerke (10,5 Mil. Tetraeders) (3) mit eingebauten Verbindungen und mit eingebauten Triebwerken (ca. 13 Mil. Tetraeders). Die 11 Strömungssimulationen in Machzahlbereich Ma = 1.02 bis 6.0 wurden mit dem TAU-Code, DRL (Solver), berechnet.

Ergebnis:

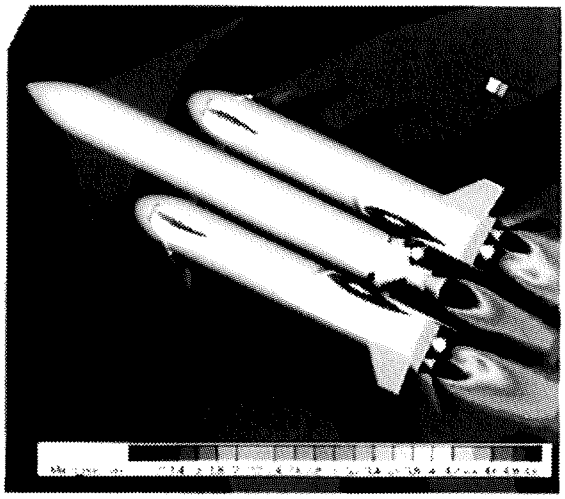


Abb.1: Strömungsfeld um die Konfiguration Ariane5 + 2 LFBB ($Ma_\infty = 1{,}38$, $\alpha=0^0$)

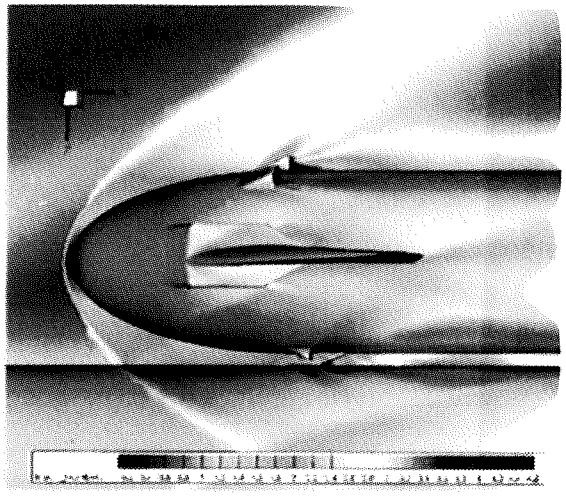


Abb.2: Machzahlverteilung M_a in die Höhe von Canard-Flügel ($Ma_\infty=3{,}5$; $\alpha=0^0$)

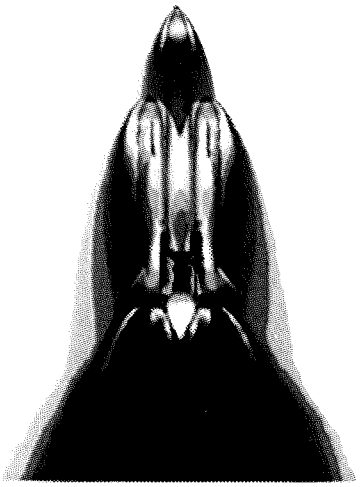


Abb. 3: Strömungsfeld um die Konfiguration Ariane 5 + 2 LFBB ($Ma_\infty = 5{,}99$, $\alpha=0^0$)

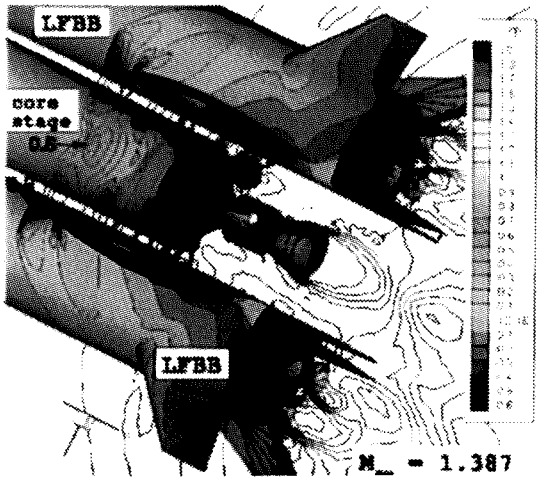


Abb. 4: Druckverteilung auf dem hinteren Teil des Vehikels ($Ma_\infty=1.38$; $\alpha=0^0$)

Die numerischen Ergebnisse erlauben eine umfangreiche Studie komplizierter Strömungserscheinungen zwischen zwei LFBB und der Zentralstufe der Ariane 5 (ECV), die in der Arbeit ausführlich diskutiert sind. Berechnete Kräfte im betrachteten Machzahl-Bereich ($Ma_\infty = 1{,}02$ bis $Ma_\infty = 6$) sind graphisch dargestellt und erläutert.

Literatur

[1] M. Sippel; J. Klevanski; H. Burkhardt; Th. Eggers; O. Božić; Ph. Langolf; A. Rittweger Progres in Design of a Reusable Launch Vehicle Stage, AIAA Paper 2002-5220, 2002

[2] Th. Eggers; O. Božić:Aerodynamic design and Analysis of an Ariane 5 Liquid Fly-Back Booster, AIAA Paper 2002-5217, 11th AIAA/ Int. Conf., 29.09. – 4.10.2002, Orleans, Fr

Datum: 05.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Wiedereintrittstechnologie, Aerothermodynamik, Plasmawindkanaltechnik

Ansprechpartner: Stefan Löhle, Markus Fertig, Monika Auweter-Kurtz

Institution: Institut für Raumfahrtsysteme

Adresse: Pfaffenwaldring 31

Telefon: 0711/6852394
Telefax: 0711/6853596

e-mail: loehle@irs.uni-stuttgart.de

weitere Partner:

Thema:
Quantitativer Vergleich gemessener und simulierter Erosionsraten SiC basierter Hitzesschutzmaterialien in Hochenthalpie Luftströmungen

Ausgangssituation:
Am Institut für Raumfahrtsysteme stehen verschiedene Plasmawindkanäle zur Verfügung, um Materialien für atmosphärische Eintrittsmanöver zu untersuchen und zu qualifizieren. Weiterhin sind umfangreiche numerische, aerothermodynamische Berechnungen der Umströmungen inklusive der thermischen und chemischen Vorgänge möglich.

Ziel:
Mit Hilfe von Messungen an Versuchspunkten, die mit numerischen Rechnungen vergleichbar sind, sollen die Erosionsraten verglichen werden. Dies ist für beides, d.h. Numerik und Experiment, von großer Bedeutung. Die Erosionsraten in Plasmawindkanälen werden durch einfache Massenbilanzierung vor und nach dem Versuch bestimmt. Diese Vorgehensweise hat entscheidende Nachteile durch die schwierige Definition der tatsächlichen Dauer der Erosion und der instationären Prozesse während der Erhitzung und der Abkühlung. Der Vergleich zwischen Experiment und numerischer Simulation soll zur Bewertung der Experimente sowie zur Verbesserung der Modellbildung beitragen.

Lösungsweg:
Der eingeschlagene Lösungsweg basiert auf Erfahrungen, die bei ähnlichen Untersuchungen zur Vergleichbarkeit der Grenzschicht gemacht wurden [1]. Hierbei ergaben detaillierte numerische Rechnungen und laserinduzierte Fluoreszenzmessungen, dass die numerische und experimentelle Grenzschicht hinsichtlich Chemie, Thermodynamik und Strömungsmechanik vergleichbar sind, was im Sinne der Wiedereintrittssimulation erwartet wurde (siehe Bild 1).

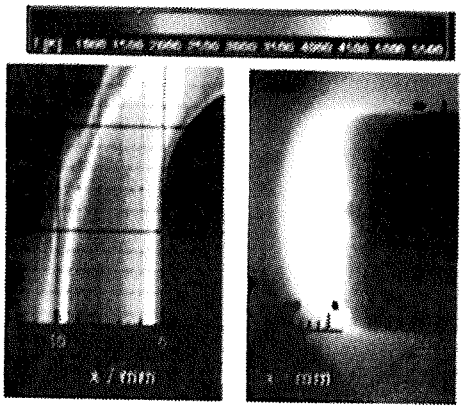


Bild 1: Vergleich der numerischen und experimentellen Grenzschicht

Ein weiterer Schritt ist, die chemischen Vorgänge an einem potentiellen Hitzeschutzmaterialkandidaten zu vergleichen. Dabei kommt auf numerischer Seite ein neues theoretisches Modell zur Bestimmung der Erosionsraten zum Einsatz, welches detalliert sowohl katalytische als auch oxidative Vorgänge simuliert [2]. Experimentell werden verschiedene Materialien untersucht, die anhand der beschriebenen Auswertemethode auf Erosion getestet werden.

Ergebnis:
Die Untersuchungen geben einen besseren Einblick in die Vorgänge der Grenzschicht bei Untersuchungen in Plasmawindkanälen und ermöglichen für zukünftige Messungen und Simulationen eine Möglichkeit die Vorgänge besser vorherzusagen und mögliche missionskritische Szenarien zu interpretieren.

Literatur:
[1] S.Löhle, F.Infed, M.Auweter-Kurtz: *Experimental and Numerical Rebuilding of Re-Entry Plasma Flows*, AIAA Paper 2004-2382, 37th AIAA Thermophysics Conference, Portland, Oregon, June 2004.
[2] M.Fertig, H.-H.Frühauf, M.Auweter-Kurtz: *Modelling of Reactive Processes at SiC Surfaces in Rarefied Nonequilibrium Airflows*, AIAA Paper 2002-3102, 8th AIAA Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, St.Louis, Missouri, 2002.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Hyperschall

Ansprechpartner H. Lüdeke

Institution DLR / Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 / 295 -3315
Telefax: 0531 / 295 - 2320

weitere Partner

Thema Zeitgenaue Simulation turbulenter Düsenströmungen mit Hilfe des DLR TAU-codes.

Ausgangssituation

Wesentliche Anforderungen an zukünftige Raketentechnologien sind sowohl der kostengünstige Zugang zum Orbit, als auch eine Steigerung der Zuverlässigkeit. Hinsichtlich dieser Bedingungen ist der Antrieb eine der wichtigsten Komponenten. Zu diesem Zweck ist einerseits ein genaueres Verständnis transienter Vorgänge in realistischen Düsenkonfigurationen, andererseits der Einsatz spezieller zeitgenauer Turbulenzmodelle erforderlich. Dafür wurden zunächst mit Hilfe des unstrukturierten DLR-Strömungslösers TAU [1] stationäre, wie auch zeitgenaue Navier-Stokes-Simulationen von abgelösten turbulenten Düsenströmungen durchgeführt. Weiterhin wurde der Einsatz aktueller Turbulenzmodelle wie der hybriden Detached Eddy Simulation (DES) zur Beschreibung der Transienten Vorgänge im Abgasstrahl untersucht.

Ziel

In der vorgestellten Arbeit soll zunächst der Einsatz von Detached Eddy Simulation (DES), einer hybriden LES-RANS variante, in kompressiblen turbulenten Nachlaufströmungen untersucht und validiert werden. Weiterhin ist die Verwendbarkeit des unstrukturierten DLR TAU codes für transiente Düsenströmungen anhand typischer konturen nachzuweisen. Aufbauend auf diesen Erkenntnissen soll schließlich die Wechselwirkung der instationären Aussen- und Innenströmung beim Start des Ariane 5 Trägersystems untersucht werden.

Vorgehensweise

Zur Validierung des implementierten DES Modells wurden für die von Herrin und Dutton [2] experimentell untersuchte kompressible Nachlaufströmung eines stumpfen Zylinders (**Abb. 1**) sowohl Simulationen auf strukturierten Hexaedernetzen als auch auf unstrukturierten Tetraedernetzen durchgeführt. Die Ergebnisse konnten erfolgreich mit experimentellen Daten verglichen werden.

Weiterhin wurde eine instationäre Düsenströmung anhand der gekürzten VOLVO S6 TIC (Truncated Ideal Contour) Düse als zentralsymmetrische Konfiguration untersucht und sowohl stationär als auch unter Berücksichtigung instationärer Variationen des Aussendrucks simuliert.

Turbulente Simulationen der Ariane 5 Konfiguration wurden anhand einer gekürzten Variante vorgenommen, die in Windkanaluntersuchungen des NLR zum Einsatz kam. Dabei wurde sowohl die Aussenströmung als auch die Wechselwirkung mit dem Abgasstrahl von Zentral- und Boosterdüsen im Betrieb berücksichtigt.

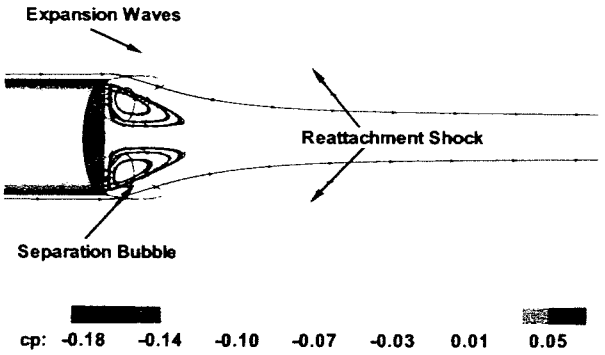


Abb. 1: Strömungstopologie und C_P Konturen des Zylindernachlaufs bei $Ma_\infty = 2.4$, $Re = 1.4 \cdot 10^6$.

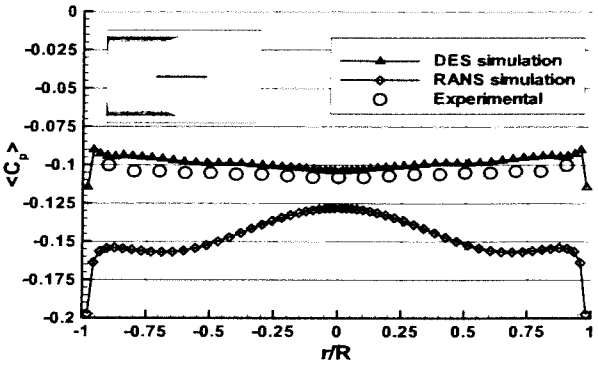


Abb. 2: Druck entlang Mittelschnitt durch die Zylinderbasis im Vergleich von RANS und DES modell mit experimentellen Daten.

Ergebnis

Die Ergebnisse der DES Simulationen zeigen eine gute Übereinstimmung numerischer und experimenteller Daten sowohl auf strukturierten, als auch auf unstrukturierten Netzen (**Abb. 2**). Dies gilt sowohl für die gemittelten Strömungsgrößen, als auch für deren Standardabweichungen und die turbulente kinetische Energie. Auch die axialsymmetrischen Düsensimulationen (**Abb. 3**) lieferten sowohl stationär als auch instationär sehr gute Übereinstimmungen mit den Experimenten von Torngren [3].

Für die Ariane 5 Konfiguration konnten erfolgreich stationäre turbulente Rechnungen durchgeführt werden, die als grundlage für aktuell laufende instationäre DES Studien dienen (**Abb. 4**).

weiteres Vorgehen

Nachdem sowohl die instationäre Modellierung realistischer Düsenströmungen als auch die DES Simulation kompressibler Nachläufe erfolgreich durchgeführt werden konnte, soll nun auch der wesentlich komplexere Fall des Ariane 5 Starts mit DES simuliert und mit experimentellen Daten verglichen werden.

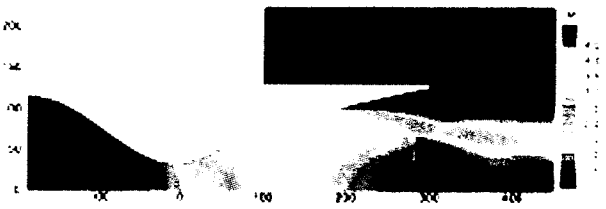


Abb. 3: Machzahlverteilung der gekürzten Volvo S6 Düse mit Machscheibe (Druckverhältnis 21).

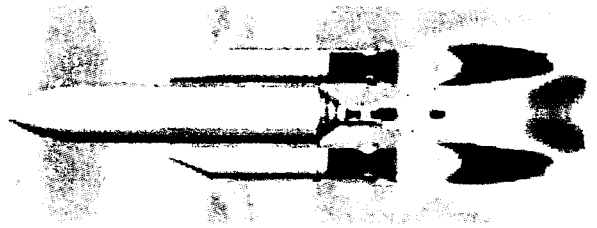


Abb. 4: Dichteverteilung im Abgasstrahl der Ariane-5 im Windkanelversuch. Stationäre turbulente Simulation.

Literatur

[1] A. Mack, V. Hannemann : Validation of the Unstructured DLR TAU-Code for Hypersonic Flows AIAA 2002-3111, 2002.

[2] 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.

[3] Lars Torngren : Correlation between Outer Flow and Internal Nozzle Pressure Fluctuations Proceedings of the 4th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, 15-18 Oct. 2001/Capua.

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

Thema: Fluid-Structure Interaction on the leeside flow of a generic body flap

Ausgangssituation:
Efficiency and safety of future space vehicles strongly depend on the design of the thermal protection system. Therefor accurate and reliable predictions of heat flux and thermal loads on the surface are essential for the design. During the German national project IMENS three different generic models have been tested experimentally in the DLR arc heated facility L3K [1] and numerically rebuilt [2],[3]. Particularly the numerical results for a generic body flap model presented here are focussing on the radiation effects between the body flap leeside and the opposite surface. The wind tunnel model is designed resembling a realistic space vehicle body flap configuration. It consists of two flaps separated by a central gap. The actuators that drive the flaps in a real vehicle are also simulated. The model includes optional side plates that close the flap box in spanwise direction. These walls degrade the surface radiation of the flap significantly due to the visibility of the surrounding surfaces.

Ziel:
Validation of the coupling environment for the prediction of thermal loads, consisting of the DLR's finite volume CFD-solver TAU [4] and a commercial finite element structural solver (ANSYS) linked by an interpolation routine. Extrapolation of the numerical and experimental result to flight condition including flow topology changes due to different physical aerothermodynamic modelling as well as structural interactions.

Lösungsweg:
The main effect to be investigated here is the increasing temperature at the leeside of the flaps due to heat conduction inside the model. The windward surfaces of the flaps face high heat fluxes being conducted through the structure to the lower sides and radiated from there to the opposite surface. Therefore, temperature of such surfaces is increased significantly. Thermally as well mechanically driven deformations are not taken into account due to the very rigid model structure. The study is carried out for several flap deflections at wind tunnel conditions (Ma = 7.4, Re = 12.000) assuming laminar flow. Special attention is given to the onflow condition in the wind tunnel. The nozzle flow entering the test section is calculated including nonequilibruim effects and diverging flow.

Ergebnis: Figure 1 shows for a configuration with equal flap deflection of 15 degrees the coupling effects, particularly the increasing temperature at the leeside of the flap due to the heat conduction of the C/CSiC material as well as the strong radiation effects in the flap region. The numerical data agree qualitatively well with the experiments (Fig. 2). Side edges that show high temperature for the CFD stand alone solutions cool down due to the coupling effects whereas temperature rises in cooler regions. The effects of the mounted side plate with a further reduction of radiation cooling and a slightly different flow topology are also well reproduced numerically. The model is investigated furthermore numerically at a comparable, extrapolated flight condition. It can be shown that the leeside flowfield shows different interaction with the structure than at the windtunnel conditions due to the different pressure levels and aerothermodynamic behaviour.

Literatur:

[1] Guelhan, 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] Schaefer, R., Mack, A., Esser, B., Guelhan, A.: Fluid Structure Interaction on a Generic Model of a Reentry Vehicle Noesecap. 5th Inter. Congress on Thermal Stresses, Blacksburg, VA., 2003

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

[4] Mack, A., Hannemann, V.: Validation of the unstructured DLR-TAU-Code for Hypersonic Flows, AIAA 2002-3111, 2002

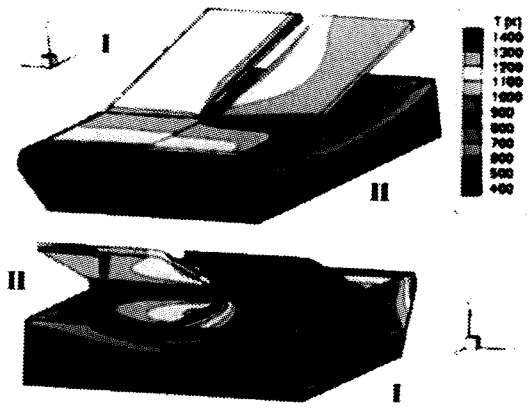


Fig. 1: Comparison of surface temperature of uncoupled (I) and coupled (II) solution.

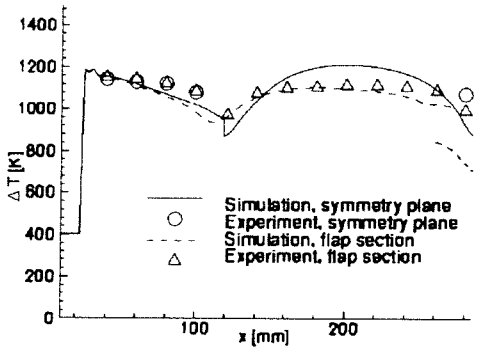


Fig. 2: Numerical and experimental results In symmetry plane and flap middle section.

Datum: 15.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Peter Noeding

Institution: EADS Space Transportation GmbH

Adresse: Hünefeldstr. 1-5

Telefon: (0421) 539-4752
Telefax: (0421) 539-5582
e-mail: peter.noeding@space.eads.net

weitere Partner: --

Thema:

"Vereinfachte Strömungsanalyse von Raumfahrzeugen beim Wiedereintritt in die Erdatmosphäre - erste Schritte zu einer verbesserten Berücksichtigung von Strömungsphänomenen an der Basisfläche (Leeseite) der Fahrzeuge"

Ausgangssituation:

Für die der Anströmung zugewandte Seite von Wiedereintrittsflugkörpern stehen seit langem recht leistungsfähige und zugleich rechenzeiteffiziente aerothermodynamische Näherungsmethoden zur Verfügung, welche die Ermittlung von Wärmeflüssen an der Fahrzeugoberfläche mit einer für erste Auslegungszwecke ausreichenden Genauigkeit erlauben [1].

Für die zwar wesentlich geringer belasteten, aber oft recht ausgedehnten, Basisflächen (Leeseiten) der Eintrittsfahrzeuge sind dagegen oft nur wesentlich gröbere, auf Erfahrungswerten basierte Abschätzungen der Wärmeflüsse vorhanden.

CFD-Analysen erlauben, bei korrekter Anwendung geeigneter Turbulenzmodelle, dagegen auch Aussagen zur Strömung an den Basisfächen, erfordern jedoch einen vergleichsweise hohen Vorbereitungs- und Rechenzeitaufwand . Dieser Aufwand steht der Anwendung für erste Auslegungszwecke oftmals entgegen

Ziel:

Schaffung einer erweiterten Datenbasis zur Genauigkeits-Verbesserung von rechenzeiteffizienten Abschätzungen der Leeseiten-Wärmeflüsse an Wiedereintrittskörpern

Lösungsweg:

- Sichtung und Auswertung vorhandener und verfügbarer experimenteller Daten zur aerothermodynamischen Aufheizung an den Basisflächen von Hyperschall- und Wiedereintrittsfahrzeugen

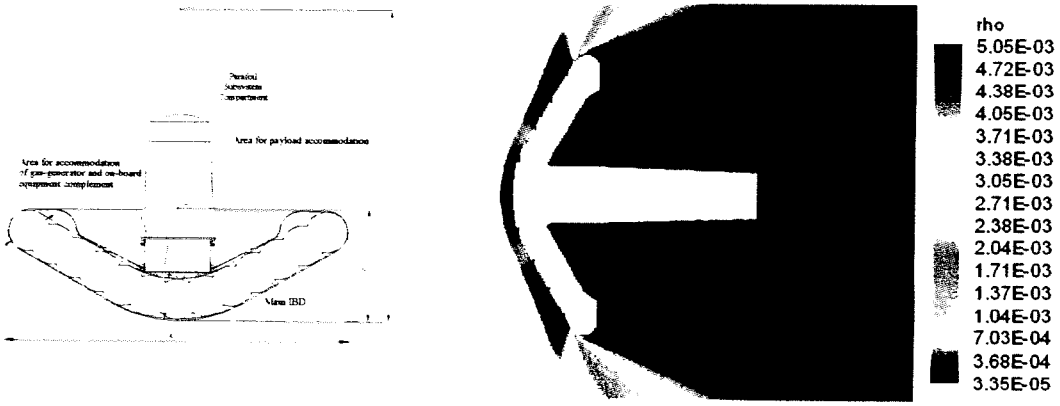
- CFD-Analysen im Vergleich zu vorhandenen experimentellen Daten (Validierung)

- CFD-Analysen mit möglichst weitgehend validierten Verfahren für experimentell (noch) nicht untersuchte Konfigurationen

- Ableitung geeigneter Näherungsbeziehungen für die aerothermodynamische Aufheizung an Basisflächen

Ergebnis:

CFD-Rechnung für *ISS Download System* (zylindrischer Nutzlastbehälter hinter aufblasbarem Brems- und Hitzeschild).
2D-achsensymmentrische Navier-Stokes-Lösung unter Berücksichtigung der Leeseite (Basisfläche).



CFD-Analysis of DLS, (Density Distribution for Mach Number Ma = 11.4, Angle of Attack α = 0°

Literatur:

[1] F.R. DeJarnette, H.H. Hamilton, K.J. Weilmünster, F.M.Cheatwood:
"A Review of Some Approximate Methods Used in Aerodynamic Heating Analysis"
Journal of Thermodynamics and Heat Transfer, Vol. 1, January 1987, pp. 5-12

weiteres Vorgehen:

Stetige Erweiterung der experimentellen und analytischen Erfahrungsbasis aus laufenden Programmen für Wiedereintritts-Flugkörper und Einsteuerung in die beschriebene Aktivität

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Bastian Thorwald, Christian Mundt

Institution: UniBW München, Fakultät Luft-& Raumfahrttechnik, Institut für Thermodynamik

Adresse: D-85577 Neubiberg

Telefon: 089/6004-2632
Telefax: 089/6004-2116
e-mail: bastian.thorwald@unibw-muenchen.de

weitere Partner:

Thema:
Approximative Berechnungsmethode für Hyperschallströmungen für die Luvseite von Hyperschall-Fluggeräten.

Ausgangssituation:
Die Berechnung dreidimensionaler Strömungen um beliebig geformte Hyperschall-Flugkörper oder Wiedereintrittskörper im thermischen und chemischen Nichtgleichgewicht erfordert nach wie vor lange Rechenzeit sowie Erfahrung im Umgang mit Netzgeneratoren und Navier-Stokes Lösern. Daher ist eine approximative Lösungsmethode, die auch chemische Reaktionen mit einbezieht, selbst bei schnell wachsender Rechnerleistung ein sinnvolles Hilfsmittel bei der Auslegung von Wiedereintritts-Fluggeräten sowie deren Verhalten an verschieden Punkten einer Trajektorie.

Ziel:
Ziel der ersten Entwicklungsstufe ist ein numerisches Verfahren, das innerhalb sehr kurzer Rechenzeiten auf einem PC, zunächst für rotationssymmetrische Körper, ein dreidimensionales Stromlinienbild, Stoßlagen von Front- und Binnenstößen sowie die Daten des Strömungsfeldes von Luft im thermischen Gleichgewicht liefert.
Weitere Entwicklungsstufen umfassen die Erweiterung des Verfahrens auf thermisches und chemisches Nichtgleichgewicht sowie auf beliebig geformte dreidimensionale Körper.

Lösungsweg:
Stützpunkte der rotationssymmetrischen Geometrie eines Hyperschall-Flugkörpers werden dem Programm übergeben, das die Körperoberfläche daraus unter Berücksichtigung von Unstetigkeiten wie z.B. Kanten durch kubische Splines interpoliert. Die Druckverteilung auf der Körperoberfläche wird mithilfe der modifizierten Newton-Methode aufgrund der Steigung der Oberfläche gegenüber der Anströmungsrichtung berechnet. Anschließend wird vor dem Frontstoß ein Stromröhrenquerschnitt für die Staustromlinie vorgegeben. Die Erhaltungsgleichungen für Masse, Impuls und Energie sowie die Zustandsgleichung für ideales Gas werden mit Hilfe des vorgegebenen Druckes innerhalb dieser Stromröhre eindimensional analytisch gelöst und ergeben neben den übrigen Zustandsgrößen auch den Durchmesser der Stromröhre. Die um diese Höhe verdickte Körpergeometrie ergibt eine neue Ersatzoberfläche. Da nach der Newton-Methode der Druck auf eine Körperoberfläche allein von ihrem Neigungswinkel zur Anströmrichtung abhängig ist, kann dieser Druck auch sofort in die Rechnung der aktuellen Zelle mit einbezogen werden und führt so in mehreren iterativen

STAB

Rechenschritten zur Konvergenz der Zellen-Lösung. Die wiederholte Anwendung der Newton-Methode zur Ermittlung des Druckverlaufes auf den Ersatzoberflächen als Grundlage für die Lösung der Erhaltungsgleichungen führt zu dem dreidimensionalen Stromlinienbild.
Die Stoßlage ergibt sich aus mehreren Zwängen. Einerseits zeigen die Erhaltungsgleichungen durch einen Sprung im Totaldruck-Verlauf einen Stoß an. Andererseits geben die Rankine-Hugoniot Gleichungen für entsprechende Druckerhöhungen oder Umlenkungen den Stoßwinkel vor. Zusammen mit weiteren Randbedingungen wie der Stetigkeit der Stoßform und der Eigenschaft, daß eine Tangente an einen Stoß nie die ihn erzeugende Körperoberfläche schneidet, lässt sich die Stoßlage auch von Binnenstößen hinter dem Frontstoß ermitteln.
Am Übergang zur Leeseite wird die Stromlinie beendet mit einer Randbedingung, die sich aus der Prandtl-Meyer Funktion für Expansionsfächer berechnen lässt.
Um den Einfluss von Gleichgewichts-Realgas Effekten mit einzubeziehen, wird mathematisch derselbe Zusammenhang wie beim idealen Gas verwendet, jedoch die Gaskonstante für eine angenommene Temperatur (z.B. Mittelwert der Nachbarzellen) anhand von Gleichgewichts-Zustandsflächen für das jeweilige Gas interpoliert. Dadurch wird das Verhalten des realen Gases durch ein ideales mit genau auf die vorliegenden Zustandsgrößen angepasster Gaskonstante in diesem Zustandspunkt approximiert. Ergibt die weitere Rechnung eine Abweichung von dem Zustand, wird für den folgenden Rechenschritt erneut eine angepasste Gaskonstante interpoliert. Das ermöglicht trotz Realgas-Einflusses die analytische Lösung der Erhaltungsgleichungen in derselben Form, wie für das ideale Gas. Dasselbe Verfahren wird auch zur Anpassung der spezifischen Wärmekapazität an den jeweiligen Zustanspunkt im thermischen Gleichgewicht angewendet, das für jeden Rechenschritt aus bekannten Zustandsflächen interpoliert wird.
Der Einfluß von Nichtgleichgewichts-Effekten ist durch eine Methode von Gibson und Marrone [1] geplant. Hierbei werden die Spezieskonzentrationen und ihr thermodynamischer Zustand entlang einer eindimensionalen Stromlinie durch einen senkrechten Stoß berechnet. Die Stoßstärke wird der angepasst, die dem von der betrachteten Stromlinie durchquerten schiefen Stoß entspricht. Die mit der Nichtgleichgewichts-Rechnung erhaltenen Zustände werden dann entlang der für den Gleichgewichts-Fall berechneten Stromlinie gelegt. Anschließend wird iterativ eine konvergente Endlösung berechnet.
In Planung ist die Möglichkeit, das Ergebnis zusammen mit einem angepassten Netz zu exportieren, um detailliertere Rechnungen oder die Berechnung der Leeseitenströmung, die mit dieser Methode nicht behandelt werden kann, in einem Navier-Stokes-Löser anzuschließen. Die Erweiterung für beliebige dreidimensionale Geometrien erfordert als einzige Änderung die Lösung einer Impulsgleichung quer zur Strömungsrichtung. Der Einfluß viskoser Effekte kann über Wandfunktionen für Geschwindigkeit und Temperatur modelliert werden.

Ergebnis:

Bis zur Abgabe des Papers ist die Fertigstellung folgender Bestandteile geplant:
Die Berechnung der Stromlinien um einen rotationssymmetrischen Körper, der mit Machzahlen im Hyperschall angeströmt wird (bereits vorliegend) und der Vergleich zu Messungen in einem Stoßwellenkanal. Als Gasmodell werden Luft als ideales Gas und als reales Gas im chemischen und thermischen Gleichgewicht mithilfe von Zustandsflächen [2] behandelt.

Literatur:

[1] Gibson, W. E., Marrone, P. V.: A similitude for non-equilibrium phenomena in hypersonic flight, AGARDograph No. 68, 1964, pp. 105-132.

[2] Mundt, Ch.: New, accurate vectorized approximations of state surfaces for the thermodynamic and transport properties of equilibrium air, ZfW 15, pp. 179-184, Springer-Verlag 1991.

weiteres Vorgehen:

Die Erweiterung der Methode auf beliebige 3D-Strömungen im Hyperschall.
Erweiterung auf Nichtgleichgewichts-Strömungen.

Datum: 21.06.04 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Iatrou, Dr.-Ing. C. Breitsamter,
Prof. Dr.-Ing. B. Laschka

Institution: Technische Universität München
Lehrstuhl für Fluidmechanik – FLM.
o. Prof. Dr.-Ing. habil. R. Schilling
Abteilung Aerodynamik

Adresse: Boltzmannstr. 15
85748 Garching

Telefon: +89-289-16148
Telefax: +89-289-16139
e-mail: michail@flm.mw.tum.de

weitere Partner: EADS-MT 242, Dr.-Ing. C. Weishäupl

Thema:
Navier-Stokes-Gleichungen bei kleinen Störungen: Anwendung auf transsonische zweidimensionale Profilumströmungen

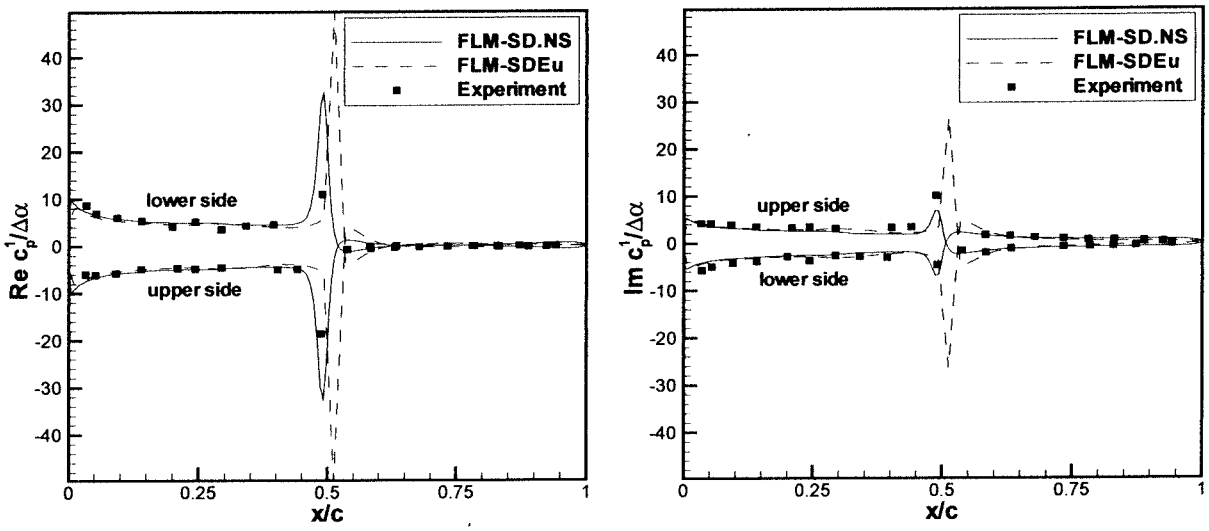
Ausgangssituation:
Am Lehrstuhl für Fluidmechanik der Technischen Universität München wird -basierend auf einem Euler-Verfahren bei kleinen Störungen (FLM-SDEu) und einem vollständigen Navier-Stokes Verfahren (FLM-NS)- ein Navier-Stokes-Verfahren bei kleinen Störungen (FLM-SD.NS) für aeroelastische Problemstellungen entwickelt. Nach der Erarbeitung der theoretischen Grundlagen [3] und der programmiertechnischen Umsetzung [4] wird das Verfahren zunächst anhand zahlreicher zweidimensionaler laminarer Profilumströmungen validiert [3]. Der Rechenzeitgewinn gegenüber dem vollständigen Navier-Stokes-Verfahren betrug bis zu 90%. Der nächste konsequente Arbeitsschritt ist die Erweiterung des Verfahrens im Hinblick auf die Beschreibung turbulenter Strömungen.

Ziel:
Die Zielsetzung richtet sich auf die Anwendung des Navier-Stokes-Verfahrens bei kleinen Störungen auf instationäre transsonische zweidimensionale Profilumströmungen. Ein Schwerpunkt liegt in der Analyse des Einflußes der Grenzschicht auf Stoßintensität und Lage bei oszillierenden Stößen infolge harmonischer Flügelschwingungen. Darüber hinaus wird die Eignung des Verfahrens auf die Beschreibung stoßinduzierter Ablösephänomene untersucht.

Lösungsweg:
Die Strömungsgrößen werden nach dem Prinzip der Dreifachdekomposition [5] in einen stationären Referenzanteil, einen harmonischen Störanteil und einen turbulenten Anteil aufgespalten. Nach Einsetzen der aufgespaltenen Strömungsgrößen in die vollständigen Navier-Stokes Gleichungen, Vernachlässigung der Glieder zweiter Ordnung und Eliminierung der die Gleichungen a priori erfüllenden stationären Referenzterme, erhält man die Navier-Stokes Gleichungen bei kleinen Störungen. Den Reynoldsschen Spannungen wird unter Verwendung der Boussinesqschen Formulierung über eine stationäre und eine harmonische Wirbelviskosität Rechnung getragen. Bei dem Navier-Stokes-Verfahren bei kleinen Störungen handelt es sich um ein zellzentriertes Finite-Volumen Verfahren für strukturierte Gitter. Die Upwind-Diskretisierung der konvektiven Flüsse erfolgt über das Flux-Difference-Splitting Verfahren nach Roe und zur Diskretisierung der viskosen Flüsse wird nach dem Ansatz von Chakravarthy [2] der Integralsatz von Gauss herangezogen. Für die Behandlung der turbulenten Viskosität wird das algebraische Turbulenzmodell nach Baldwin-Lomax [1] eingesetzt.

STAB

Ergebnis:
In der folgenden Abb. 1 wird der Einfluß der Grenzschicht auf die Stoßintensität und Lage deutlich. Es werden der Real- und Imaginärteil der 1. Harmonischen des Druckbeiwerts c_p über die Profiltiefe aufgetragen. Bei den hier gezeigten Ergebnissen handelt es sich um den transsonischen AGARD CT8 Testfall eines harmonische Nickschwingungen ausführenden NACA64A010 Profils unter den Anströmbedingungen Ma = 0.8 und Re = 12.56×10^6. Dabei beträgt der Referenzanstellwinkel $\alpha_o = 0^o$ und die Amplitude $\Delta\alpha = 0.5^o$ bei einer reduzierten Frequenz von $k_{red} = 0.202$. Es werden die Ergebnisse aus den Rechnungen mit dem Navier-Stokes Verfahren bei kleinen Störungen (FLM-SD.NS) und dem Euler-Verfahren bei kleinen Störungen (FLM-SDEu) mit experimentell ermittelten Daten verglichen. Die Ergebnisse belegen, dass mit dem Navier-Stokes Verfahren bei kleinen Störungen (FLM-SD.NS) die Stoßlage besser wiedergegeben wird. Dies ist im wesentlichen auf den Einfluß der Grenzschichtausbildung zurückzuführen. Die Verdrängungsdicke bewirkt, dass die Strömung relativ zur reibungsfreien Berechnung weiter stromauf Schallgeschwindigkeit erreicht, mit entsprechender Verschiebung der Stoßlage und Abminderung des Stoßimpulses.



NACA64A010, Ma = 0.8, Re = 12.56×10^6 , k_{red} = 0.202, $\Delta\alpha = 0.5^o$

Abb. 1: Real- und Imaginärteil der 1. Harmonischen des Druckbeiwerts c_p^1. Vergleich von FLM-SD.NS mit FLM-SDEu und experimentell ermittelten Daten.

Literatur:

[1] **Baldwin, B.S., Lomax, H.**: Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows, AIAA Paper 78-257, NASA Ames Research Center, Moffett Field, Ca. 1978

[2] **Chakravarthy S.R.**: High Resolution Upwind Formulations for the Navier-Stokes Equation. Rockwell Int. Science Center, USA, 1988

[3] **Iatrou, M., Weishäupl, C., Laschka B.**: Entwicklung eines instationären Navier-Stokes-Verfahrens bei kleinen Störungen für aeroelastische Problemstellungen, TU-München. Arbeitsbericht TUM-FLM-2002/09, TUM-FLM-2003/27

[4] **Pechloff, A., Iatrou, M., Weishäupl, C., Laschka, B.**:The Small Disturbance Navier-Stokes Equations: Development of an Efficient Method for Calculating Unsteady Air Loads. DGLR-STAB-Symposium, 12.-14. Nov. 2002. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Volume 87, NNFM

[5] **Telionis P.D.**: Unsteady Viscous Flows. Springer-Verlag, 1981

Datum: 21.06.04 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mutlidisziplinäre Optimierung und Konfiguration

Ansprechpartner: Benedikt König, Martin Kutzbach

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21,
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-3408 /-3409
Telefax: 0711/685-3438
e-mail: koenig@iag.uni-stuttgart.de
kutzbach@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Thorsten Lutz, Siegfried Wagner
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Thema: Erweiterung der Optimierungsumgebung POEM zur Berücksichtigung aeroelastischer Effekte

Ausgangssituation:

Traditionell erfolgt die aerodynamische Optimierung von Tragflügeln zunächst ohne Berücksichtigung der lastbedingten strukturellen Verformungen. Diese werden meist später bestimmt und die Form des Flügels im Nachhinein so angepasst, dass die gewünschte Lastverteilung am Auslegungspunkt erreicht wird [1]. Die jüngere Vergangenheit zeigte die Notwendigkeit gekoppelte Verfahren beim aeroelastischen Design einzusetzen und entsprechende multidisziplinäre Optimierungstools wurden entwickelt. Aktuelle Entwicklungen zielen daher auf die Integration aeroelastischer Strukturverformungen bereits während des aerodynamischen Optimierungsprozesses [1].

Am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart existiert mit POEM eine aerodynamische Analyse- und Optimierungsumgebung. Diese wurde bislang insbesondere zur Optimierung subsonischer und transsonischer adaptiver Profile verwendet [2], [3], sowie zur aeroakustischen Profilauslegung. Das Verfahren wird aktuell zur RANS-basierten numerischen Optimierung kompletter Flugzeugkonfigurationen erweitert.

Ziel:

In der vorliegenden Arbeit soll POEM modular um die zusätzliche Berücksichtigung aeroelastischer Effekte ergänzt werden. Die Prozesskette soll dabei so erstellt werden, dass bei Bedarf alternative Strömungs- und Strukturlöser verwendet werden können.

Lösungsweg:

Die Optimierungsumgebung POEM basiert auf einem Ansatz zur direkten numerischen Optimierung. Neben einer sehr robusten Evolutionsstrategie mit Kovarianzmatrixadaption steht auch der kommerzielle Hybrid-Optimierer EPOGY der Firma SYNAPS zur Verfügung. Entsprechend der Problemstellung und der Topologie der betrachteten Zielfunktion kann das geeignetere Verfahren gewählt werden.

Zur Strömungsanalyse wurde neben dem bisher verwendeten 2D Euler-Grenzschichtverfahren MSES sowie dem Panel-Grenzschichtverfahren XFOIL der strukturierte RANS-Code FLOWer des DLR eingebunden. Damit können über 2D Euler-Grenzschichtrechnungen hinaus auch die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen um schiebende Flügel

unendlicher Streckung und um echte 3D Konfigurationen berechnet werden. Strukturseitig erfolgt die Analyse mit dem Inhouse FEM-Programm DYNROT. Da die einzelnen Profilschnitte des Flügels als starr angesehen werden können ist hier die Verwendung eines einfachen Balkenmodells zur Diskretisierung der Struktur ausreichend. Durch die Beschränkung auf stationäre Verformungen ist keine zeitechte Strömungs-Struktur Kopplung notwendig und die gekoppelte Rechnung konvergiert erfahrungsgemäß innerhalb weniger Iterationsschritte.

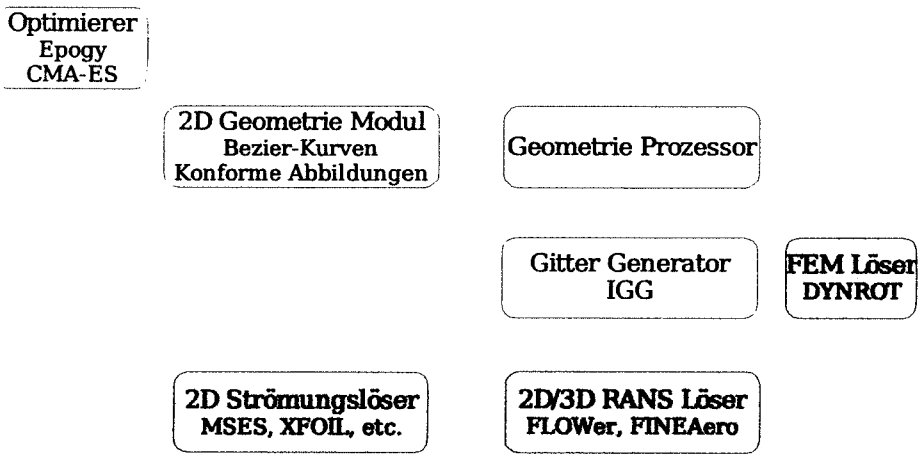
Basierend auf den mit DYNROT ermittelten Verschiebungen und Verdrehungen der Koppelpunkte des Flügels wird für jeden Iterationsschritt automatisch ein angepasstes Rechengitter gleicher Topologie erzeugt. Dies geschieht skriptgesteuert mit Hilfe des kommerziellen Netzgenerators IGG der Firma Numeca. Durch die gleichbleibende Gittertopologie kann jeder Iterationsschritt mit der Lösung des vorhergehenden Schritts initialisiert werden, was zu einer erheblichen Reduktion der Rechenzeit führt.

Ergebnis:

Es wurde die Weiterentwicklung des Analyse- und Optimierungstools POEM im Hinblick auf aeroelastisch gekoppelte Optimierungen von 3D Konfigurationen vorgestellt.

Anhand aeroelastischer Vergleichsrechnungen an einem Referenzflügel wurde die Funktion der Strömungs-Struktur Kopplung nachgewiesen.

Als Beispiel für eine reine aerodynamische Optimierung werden Ergebnisse numerisch optimierter adaptiver Shock Control Bumps in 2D und am schiebenden Flügel unendlicher Streckung präsentiert und hinsichtlich ihrer Form und ihres Wirkungsgrads diskutiert.



Flowchart der Analyse- und Optimierungsumgebung POEM

Literatur:

[1] J.R.R.A Martins, J.J. Alonso, J.J. Reuther, *Aero-Structural Wing Design Optimization Using High-Fidelity Sensitivity Analysis*, Proc. CEAS Conference on Multidisciplinary Aircraft Design Optimization, Köln, Juni 2001

[2] Martin Kutzbach, Thorsten Lutz, Siegfried Wagner, *Investigations on Shock Control Bumps for Infinite Swept Wings*, AIAA-2004-2072

[3] Andreas Sommerer, *Numerische Optimierung adaptiver transsonischer Profile*, Dissertation, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart, 2004

weitere Vorgehen

Die Prozesskette ist auf komplette Flugzeugkonfigurationen zu erweitern. Sie wird dann für die Optimierung adaptiver Flügel am Gesamtflugzeug verwendet, zunaechst ohne und später mit Berücksichtigung aeroelastischer Effekte.

Datum: 21.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflueglertechnologien/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ante Soda

Institution: DLR Institute of Aeroelasticity

Adresse:
DLR-AE
Bunsenstrasse 10
D-37073 Goettingen

Telefon: 0551 709 23 56
Telefax: 0551 709 28 62
e-mail : ante.soda@dlr.de

weitere Partner: Nicolas Verdon (ENSIETA, France)

Thema: Investigation of Influence of Different Modelling Parameters on the Calculation of Transonic Buffet Phenomena

Ausgangssituation: Aerodynamic excitation due to transonic shock oscillations occurs with a stationary geometry (buffet) and with an oscillating geometry (buffetting). This mechanism can play an important role in the aeroelastic behavior of modern slender wing aircrafts flying in the transonic flight regime. Therefore, it is important to gain an insight into the physics behind these phenomena and to validate the buffet simulation capabilites of numerical codes against experimental results.

Ziel: The goal of the current research is to numerically investigate the influence of the following parameters on buffet simulation: (a) different turbulence models, (b) different spatial discretization schemes, (c) influence of dynamic grid adaptation. In the investigation three different aerofoils have been used. Two aerofoils are symmetrical conventional profiles, NACA 0012 and 64A010, with the third one being the supercritical NLR7301 profile. Experimental buffet results can be found in the literature for the first and the third profile [6, 8]. Many numerical buffet results available in the literature are based on viscous-inviscid simulations [3, 4], while RANS buffet calculations are still scarse [1, 7]. This can be attributed to the complex physical nature of the buffet/buffetting phenomena [2, 5] which requires sophisticated numerical modellling of the underlying physics (motion of the shock, interaction between shock and boundary layer and subsequent flow separation) and places great requirements on computational resources.

Lösungsweg: Time accurate RANS solver DLR-Tau, offering the choice of different eddy-viscosity-based turbulence models, has been used in the investigation. Different one-equation models, based on the original proposal of Spalart and Allmaras, and different two-equation models, based on the proposals of Wilcox and Menter, have been tested. Furthermore, results obtained with two different schemes for spatial discretization of fluxes, central differences and upwind, were compared. At the end, also the capabilites of dynamic grid adaptation (grid refinement/derefinement following the shock motion) and the possible improvement in the prediction of the shock wave position have been tested.

Ergebnis: This study shows a distinct dependency of the buffet simulation results on the choice of turbulence modelling and discretization scheme. Generally, it can be said that one-equation models were more successful in predicting the shock wave position (Figure 1). However, they were not able to entirely capture the pressure recovery behind the shock thus overpredicting the separated flow region. Two-equation models, on the other hand, predicted the shock too far downstream and, subsequently, too large area of supersonic flow. At the same time, they did a better job in capturing the pressure recovery in the aft region of a profile (Figure 1). As for the effect of solver discretization schemes, it was noted that the use of central discretization scheme influenced the solution in a similar way the two-equation turbulence model did, i.e., it gave better prediction of the pressure recovery behind the shock (Figure 1). The upwind scheme was, as expected, more successful in the prediction of the shock position. The use of two-equation models and central solver resulted in a distinct buffet behavior with the NACA0012 profile (Figure 2), although all the calculations predicted the buffet onset at slightly higher incidence angles than the experiment (Figure 3). The combination of one-equation model and central solver was not so successful and could predict buffet only at lower Mach number values ($Ma < 0.7$). For the NLR7301 supercritical aerofoil, which is a thicker and a more heavily loaded profile, a distinct buffet behavior could be found with both groups of turbulence models and both solver schemes (Figure 4). Comparison of the calculated buffet reduced frequencies ($k=\omega*chord/U_{inf}$) to the

frequency obtained in the 1999 TWG experiment [8] shows that, for this profile, one-equation turbulence model gives results which are slightly closer to the experiment.

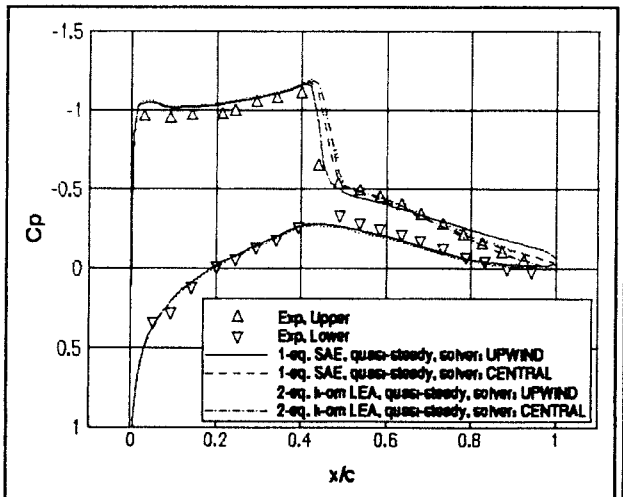


Figure 1: Time-accurate NACA64A010 results (steady solution, no buffet) for Ma=0.789, alpha=4.0 deg.

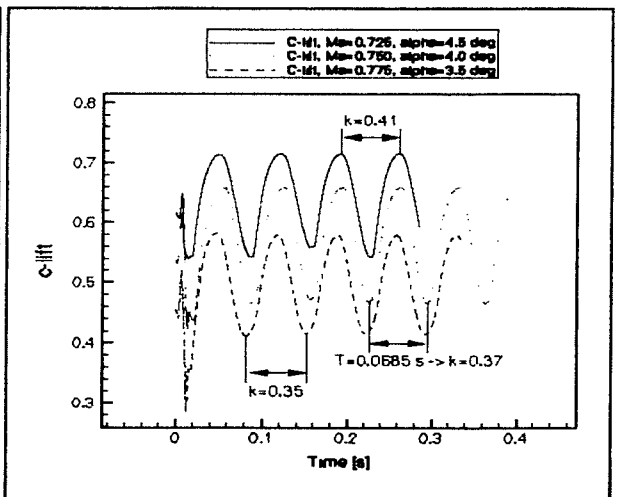


Figure 2: Buffet results for NACA0012 profile (2- eq. k-ω LEA turbulence model and central solver).

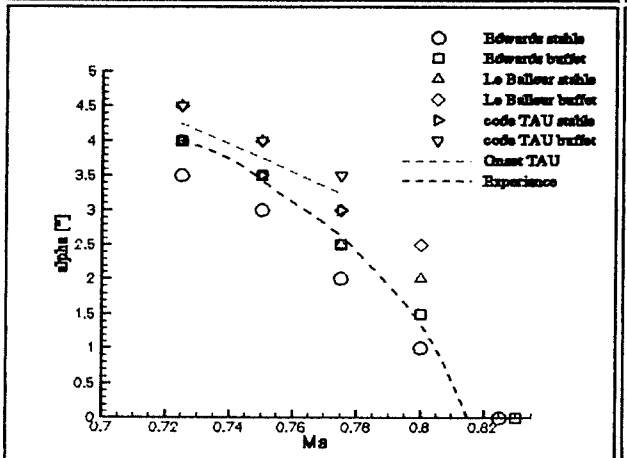


Figure 3: Comparison of computational and experimental results for NACA0012 buffet boundary [3, 4, 6].

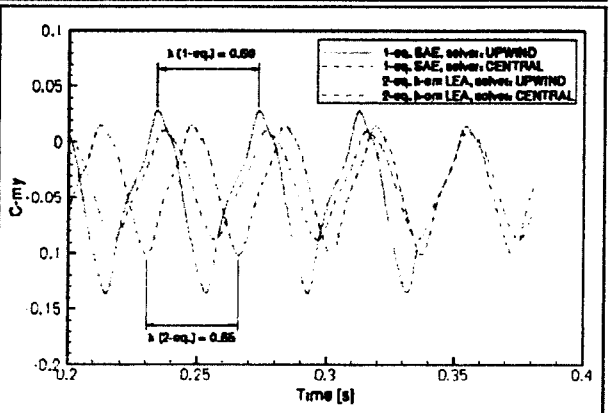


Figure 4: Buffet results for NLR7301 profile (Ma=0.79, alpha=0.0 deg). Computed reduced frequencies correspond well with the experimental value (k=0.56) from [8].

Literatur:

[1] Barakos, G., and Drikakis, D., 'Numerical simulation of transonic buffet flows using various turbulence closures', Int. Journal of Heat and Fluid Flow 21, 2000, pages 620-626

[2] Basler, D., 'Experimentelle Untersuchung der Ausbreitung stossinduzierter Stoerungen an transsonischen Profilen', PhD thesis, Goettingen, 1987

[3] Edwards, J. W., 'Transonic Shock Oscillations Calculated with a New Interactive Boundary Layer Coupling Method', AIAA-93-0777, USA, 1993

[4] Girodroux-Lavigne, P., and Le Balleur, J. C., 'Time-Consistent Computation of Transonic Buffet Over Airfoils', ICAS-88-5.5.2, 1988

[5] Lee, B. H. K., 'Oscillatory Shock Motion Caused by Transonic Shock Boundary-Layer Interaction', AIAA Journal, Vol. 28, No. 5, May 1990, pages 942-944

[6] McDevitt, J. B., and Okuno, A. F., 'Static and Dynamic Pressure Measurements on a NACA0012 Airfoil in the Ames High Reynolds Number Facility', NASA-TP-2485, USA, 1985

[7] Raghunathan, S., Mitchell, R. D., and Gillan, M. A., 'Transonic shock oscillations on NACA0012 aerofoil', Shock Waves (1998) 8, pages 191-202, Springer Verlag

[8] Schewe, G., Knipfer, A., Mai, H., and Dietz, G., 'Experimental and Numerical Investigation of Nonlinear Effects in Transonic Flutter', DLR IB 232-2002 J 01, DLR Institute of Aeroelasticity, Germany, 2002

weiteres Vorgehen: Investigation of buffet and buffetting phenomena in 3-D, using industry-relevant configurations (LANN wing, WIONA geometry from the DLR HighPerFlex project).

Datum: Goettingen, June 2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflüglertechnologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Dr. Ralph Voß

Institution: DLR Institut für Aeroelastik

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Tel.: 0551-709-2411
Fax: 0551-709-2862
Email : Ralph.voss@dlr.de

weitere Partner: Dr. G. Dietz, A. Soda, Dr. T. Tefy, DLR Institut für Aeroelastik

Thema: Numerical Simulation of Steady and Unsteady Aerodynamics of the WIONA (Wing with Oscillating Nacelle) Configuration

Ausgangssituation: Flight tests and wind tunnel experiment data for a modern transport aircraft configuration show that a channel-type flow in the region of wing/nacelle/pylon may induce structural vibrations. Since this is a potential safety problem, a detailed numerical and experimental investigation of the steady/unsteady transonic aerodynamic and aeroelastic interference effects for a generic Wing with Oscillating Nacelle (WIONA) configuration, has been initiated between DLR and ONERA.

Ziel: Objectives of the investigation are (a) to identify the aerodynamic excitation mechanisms, (b) to ensure their accurate prediction, namely the unsteady aerodynamics of interfering and separated flow, using modern numerical tools, and (c) to derive design criteria in order to avoid the aerodynamic excitation mechanisms. These investigations are part of the DLR project HighPerFlex.

Lösungsweg: A generic geometry for a windtunnel model of a wing with pylon and nacelle, showing typical interference effects of a large transport aircraft but also satifying constraints of the windtunnel, model instrumentation and excitation, was designed by CFD [1]. For this model numerical results of numerical investigations are presented :
(a) Steady flow computations about the WIONA model including transonic and separated flow. The influence of various geometric and flow parameters on interference phenomena has been investigated and it is shown that, for the development of major aerodynamic interference effects (appearance of a shock wave, shock - boundary layer interaction and a subsequent flow separation), see fig. 1, the nacelle yaw angle, Mach number and angle of attack play a crucial role. Detailed numerical investigations of the steady flow physics namely in the interference region are performed adopting the DLR RANS TAU code [2], and these numerical results are compared to the wind tunnel data obtained in the 2003 TWG experiment.
(b) unsteady calculations with forced pitching of the complete model and yawing of the nacelle. These calculations were performed adopting different codes. The fast time linearised unsteady TDLM code [3] is applied together with steady CFD results from Euler and RANS computations (multiblock EUVIMB and unstructured TAU codes), as well as for a few cases the unsteady TAU code.

Ergebnis : Unsteady results of TDLM simulations are compared with the much more time consuming results from direct nonlinear time-domain simulations with the TAU code. As long as flow separation is mild, TDLM results with steady TAU RANS input show a good agreement with those from unsteady RANS TAU code results, while the TDLM results based on steady Euler data depict a significant difference consistent with the different shock position of inviscid steady flow simulation.
The example of fig. 2 depicts the in-phase component of Δc_p induced by forced pitching oscillations of the complete model. The component clearly shows peaks for the unsteady pressure for different spanwise stations on wing and nacelle, which are located at the positions of the steady shock waves, namely in the front part of the lower wing surface and in the rear part of the wing upper surface.

Comprehensive TDLM results and a limited number of TAU results are used to define the details of the forthcoming unsteady wind-tunnel tests in part two of the WIONA investigation concerning Mach numbers, frequencies and amplitudes of forced oscillations.

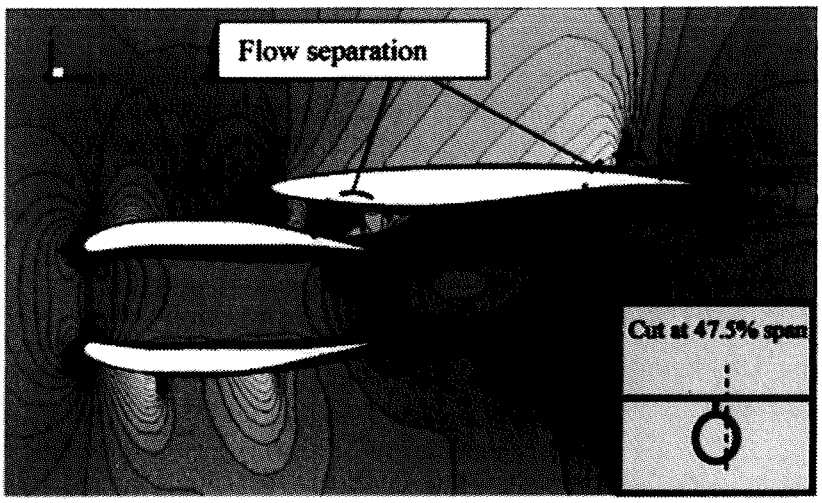


Figure 1 : Steady flow field (Isomach lines) for WIONA by TAU RANS computation

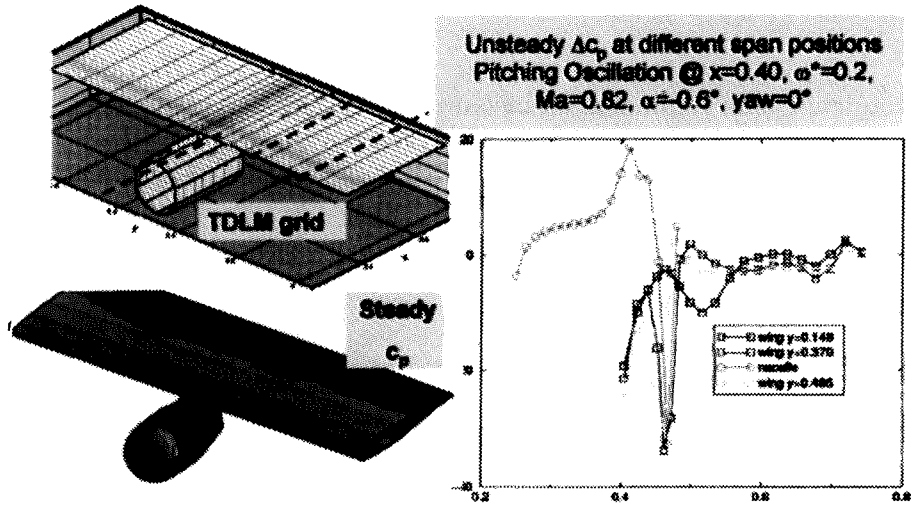


Figure 2 : Unsteady forced motion induced pressure distribution adopting TDLM with steady Euler flowfield results

Literatur :

[1] Soda, A., and Tefy, T., *Numerical Investigation of Wing-Nacelle Interference Effects at Transonic Flow Conditions for a Generic Transport Aircraft Configuration*, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design - Volume 87.

[2] Schwamborn D. et al. ; *The DLR-TAU Code - an Overwiew*; DLR, Göttingen

[3] S., Voss R.; *TDLM - A Transonic Doublet Lattice Method for 3D-potential Unsteady Transonic Flow Calculation and its Application to Transonic Flutterprediction*; Proc. Forum International Aeroelasticite et Dynamique de Structures, Vol. 1, pp. 77-95; Strasbourg, 1993

Weiteres Vorgehen : Buffet simulation for the WIONA model, inclusion of thrust and spinning effects in the numerical simulation and corresponding flutter simulations for wings with engines.

Datum : 21.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflüglertechnologien

Ansprechpartner: Dr. Ralph Voß und Dipl.-Ing. (FH) MoE Carsten Hippe

Institution: DLR Göttingen

Adresse:
Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon: 05517092411
Telefax: -
e-mail : ralph.voss@dlr.de
carsten.hippe@rolls-royce.com

weitere Partner: Technische FH Berlin, Fb II, Computational Engineering

Thema: Berechnung der Flattergrenze des NLR 7301 im transsonischen Bereich – Vergleich mit experimentellen Daten

Ausgangssituation: Im Versuch wurden für ein Zwei-Freiheitsgradmodell (Schlag/Torsion) eines Recheckflügels mit NLR7301-Profil Experimente im transsonischen Bereich durchgeführt [1]. Neben stationären Messungen der Druckverteilung auf dem Flügel wurden instationäre Luftlasten, hervorgerufen durch erzwungene, harmonische Schwingungen jeweils fester Amplitude und Frequenz, gemessen. Sie wurden zur Bestimmung von Flattergrenzen eingesetzt.

Ziel: Ziel war es, unter vergleichbaren Bedingungen instationäre Luftkräfte zu berechnen und sie in analoger Weise zur Berechnung der Stabilitätskurven zu nutzen. Als Simulationswerkzeuge standen der DLR-TAU-Code [3], ein Programm zur numerischen Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen (RANS) und die DLR-TDLM (Transonic Doublet Lattice Method) zur Verfügung [2]. Die TDLM ermöglicht die Bestimmung instationärer Luftlasten auf Basis der Potentialtheorie.

Lösungsweg: Der Lösungsansatz basierte auf folgender Idee. Auf der Flattergrenze finden harmonische Strukturschwingungen geringer Amplitude statt. Da stets das dynamische Gleichgewicht zwischen aerodynamischen und Strukturlasten herrschen muss, waren die instationären Luftlasten und Bewegungen gesucht, die es erfüllen. Sie sind für kleine Strukturbewegungen und feste Machzahl M hauptsächlich von der reduzierten Frequenz k abhängig. Da diese jedoch nicht a priori bekannt ist, die Systemeigenschaften werden von der Aerodynamik beeinflusst, wurde eine iterative Lösungsstrategie angesetzt. Sie suchte bei fester Machzahl und festen Strukturparametern (Trägheit, Steifigkeit, Dämpfung) nach der Schwingungsfrequenz, bei der das dynamische Gleichgewicht erfüllt ist. Für jede betrachtete Machzahl waren dazu Luftlasten für eine ganze Reihe von Frequenzen zu berechnen. Die aerodynamischen Lasten, die eine ungedämpfte Schwingungsbewegung hervorrufen, entsprechen denen, die durch eine erzwungene Bewegung derselben Art wirken. So wurden Luftlasten für ein Feld diskreter Frequenz/Machzahl-Kombinationen durch erzwungene Nick- und Schlagschwingungen berechnet. Aufgrund der Abhängigkeit der instationären Lasten vom stationären Strömungsfeld im transsonischen Bereich waren zuvor stationäre Lösungen für die untersuchten diskreten Machzahlen zu bestimmen.

STAB

Ergebnis: Für das NLR7301 konnten auf Basis verschiedener Beschreibungen der instationären, transsonischen Aerodynamik Flattergrenzen bestimmt werden, ***Abb. 1***. Zur Verfügung standen Lösungen der Navier-Stokes-Gleichungen (TAU-Code), Lösungen nach einem potentialtheoretischen Ansatz (TDLM) und experimentelle Resultate. Die Auswertung der Ergebnisse zeigte, dass die mit hohem rechnerischem Aufwand bestimmten Ergebnisse auf Basis des TAU-Code zuverlässig sind. Abweichungen der TDLM-Ergebnisse wurden dadurch begründet, dass das Verfahren viskose, transsonische Effekte schlechter abbildet als der TAU-Code. Auch stehen die TAU-Code-Ergebnisse nicht unter dem Einfluss dreidimensionaler Wandeffekte, die den Unterschied zwischen den experimentellen und den mit dem TAU-Code simulierten Stabilitätskurven erklären. Die Lösung der strömungsmechanischen Grundgleichungen stellt demnach eine zuverlässige, wenn auch sehr rechenintensive, Möglichkeit der Simulation instationärer Aerodynamik im transsonischen Bereich dar. Der Einsatz von Simulationsverfahren und des Experiments hat stets unter Kenntnis der den Modellfall beeinflussenden Effekte und Einschränkungen zu erfolgen.

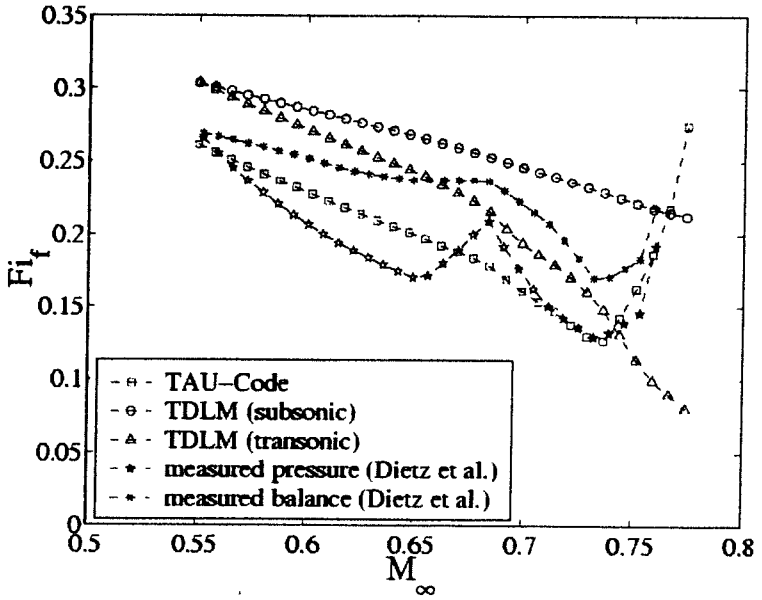


Abb. 1 Flattergrenzen des NLR 7301 auf Basis verschiedener Beschreibungen der instationären Aerodynamik – Angabe des dimensionslosen Flatterindex [1]

Literatur:

[1] Dietz G., et al.; *Experiments on Heave/Pitch Limit-Cycle Oscillations of a Supercritical Airfoil close to the Transonic Dip*; Journal of Fluids and Structures, 19 (2004) 1-16

[2] Lu S., Voss R.; *TDLM - A Transonic Doublet Lattice Method for 3D-potential Unsteady Transonic Flow Calculation and its Application to Transonic Flutterprediction*; Proceedings: Forum International Aeroelasticite et Dynamique de Structures, Vol. 1, pp. 77-95; Strasbourg, 1993

[3] Schwamborn D. et al. ; *The DLR-TAU Code - an Overwiew*; DLR, Göttingen

weiteres Vorgehen: Die Untersuchungen zeigten, dass die aerodynamische Dämpfungscharakteristik des betrachteten aeroelastischen Systems im transsonischen Bereich durch Ablösungseffekte bestimmt wird. Folgende Betrachtungen werden dort ansetzen und im Vergleich mit den hier präsentierten Resultaten u.a. die Einflüsse anderer Turbulenzmodelle untersuchen.

Datum: 19.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr. H. Bieler

Institution: Airbus Deutschland GmbH

Adresse: D-28183 Bremen **Tel:** 0421-538-3421
Fax: -4486
e-mail: heribert.bieler@airbus.com

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

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

Ausgangssituation:
Die aerodynamische Güte eines Verkehrsflugzeuges in Start und Landekonfiguration bestimmt die startbaren Gewichte, die benötigten Start-Landestrecken bzw. Geschwindigkeiten. In diesem Zusammenhang ist die Kontrolle d.h. die Beeinflussung von Ablösephänomenen auf den Hochauftriebsbauteilen (Vorflügel und Klappe) ein wichtiges aerodynamisches Arbeitspaket zur Erhöhung der Flugleistung.

Ziel:
Durch Fortschritte bei Entwicklung und Fertigung von sogenannten MEMS (Mikro-Elektro-Mechanische Systeme) eröffnet sich die Möglichkeit, mit ganzen Feldern (arrays) von MEMS-basierten Sensor-Aktuator-Anordnungen Scherströmungen zu beeinflussen. Ziele sind: Erhöhung des Maximalauftriebes, des Auftriebs-/Widerstandsverhältnisses, Beeinflussung der Buffetgrenzen bei möglichst kleinem Energie-, Gewichts- und Systemaufwand.

Lösungsweg:
Im Rahmen von Grundlagenstudien, die insbesondere bei Universitäten durchgeführt wurden, wurde zunächst ein vertieftes Verständnis der physikalischen Effekte von MEMS – aktuierten Strömungen erworben. Dazu haben auch Prinzipexperimente in Windkanälen bei kleinen Reynolds Zahlen stattgefunden. Darauf aufbauend wurden industriell orientierte Validierungsexperimente konzipiert, die eine Anwendung des Basiswissens auf reale Windkanalbedingungen für grössere Modelle erlauben.
In 2004 wurden –unter Federführung der industriellen Partner von AEROMEMS2 – beim DLR (MEMS Strömungskontrolle am Vorflügel) und bei der ONERA (MEMS Strömungskontrolle an der Landeklappe) Demonstrationsexperiment durchgeführt.
Ein weiterer Beitrag der Industrie ist eine Studie zum Aufwand / Nutzen Verhältnis.

Literatur:
AEROMEMS II – Advanced Aerodynamic Flow Control using MEMS -
RTD Proposal for funding from CEC; 5th Framework Programme; March 01.

Datum: Bremen, den 28.Jan 2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Dr. H. Bieler

Institution: Airbus Deutschland GmbH

Adresse: D-28183 Bremen **Tel:** 0421-538-3421
Fax: -4486
e-mail: heribert.bieler@airbus.com

weitere Partner: Teilnehmer des BMWa geförderten Verbundvorhabens IHK

Thema: Flugphysikalische Arbeiten zu neuen Hochauftriebskonzepten
(im Rahmen des LuFo3 Verbundvorhabens Innovative Hochauftriebskonfigurationen(IHK))

Ausgangssituation:
Die Herausforderungen aus Umweltfreundlichkeit, Wirtschaftlichkeit, Verkehrswachstum und Passagierfreundlichkeit / Sicherheit werden durch die Optimierung des Gesamtsystems Hochauftriebskonfiguration direkt adressiert.
Zu den Flugphysik bezogenen Themenfeldern gehören insbesondere:

- Reduktion des Lärms an der Quelle,
- Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften unter Berücksichtigung der speziellen Erfordernisse für Start und Landung,

Ziel:

- Gesteigerte Entwurfskompetenz für den Hochauftrieb
- Entwurf von optimierten Hochauftriebskomponenten in Bezug auf Verkehr und Lärm
- Weiterentwicklung von Windkanaltechnologien zur effizienten Validierung von Hochauftriebsentwürfen
- Genauere –analytischere- Lastenvorhersage von Sekundärstrukturen
- Einsetzbarkeit von 3D Navier-Stokes Verfahren im Entwurf mit der Fähigkeit zur Hochrechenbarkeit des Entwurfes auf die Flugsituation
- Flugphysikalischer Beitrag (im Bereich Hochauftrieb) zum Zielflugzeug, das sich an den Luftfahrt 2020 Anforderungen orientiert

Lösungsweg:
Im Teilprojekt „Flugphysik" werden alle strömungsmechanischen Aspekte untersucht, einschließlich der Lasten sowie der daraus folgenden Gewichtsabschätzungen. Hierzu gehören neben rein strömungstechnischen Betrachtungen auch die Wirbelnachlaufschleppe und die Adressierung von Komponentenlärm bei den Hochauftriebshilfen.

Literatur:

Förderantrag im Rahmen der Luftfahrtforschung und -technologie
Vorhabenbeschreibung zum Technologievorhaben
Neue Konzepte für Hochauftriebskonfigurationen (HICON); März 2003.

Datum: Bremen, den 28.Jan 2005

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Rolf Emunds, Heribert Bieler, Markus Fischer

Institution: Airbus

Adresse: Hünefeldstr. 1-5
28199 Bremen

Telefon:0421/5384259
Telefax: 0421/5382910
e-mail: rolf.emunds@airbus.com

weitere Partner: DLR-Braunschweig

Thema: Untersuchung des Einflusses der Mach-Zahl auf die Schallabstrahlung eines 2D Hochauftriebsprofils mit Hilfe eines in die Grundströmung induzierten Wirbels

Ausgangssituation:

Die Entstehung von Lärm an zivilen Flugzeugen in Landekonfiguration ist heute im wesentlichen auf die Schallerzeugung in den Bereichen Triebwerk, Hochauftriebssysteme und Fahrwerk zurückzuführen. Hierbei ist aufgrund der hohen Bypassverhältnisse der Triebwerke der Lärmanteil von Slats, Klappen und Fahrwerk in der gleichen Größenordnung wie der Triebswerkslärm selbst. Vor diesem Hintergrund und der Zielsetzung einer Verminderung des Flugzeuglärms um 10dB bis zum Jahre 2020, ist die Disziplin der Aero-Akustik ein an Wichtigkeit gewinnendes Auslegungswerkzeug im Flugzeugentwurfsprozess, d.h. in Zukunft müssen aero-akustische Phänomene an aerodynamischen Komponenten frühzeitig im Entwurfsprozess berücksichtigt werden, damit eine ausbalanzierte und gesamtoptmierte Auslegung erreicht wird.

Ziel:

Zur Etablierung des Bereiches der Aero-Akustik in den Entwurfprozess, wird bei Airbus eine Prozesskette aufgebaut, die eine akustische Bewertung einer Geometrieänderung erlaubt. Hierzu die auf der Basis von hochwertigen hybriden RANS-CFD Lösungen der Strömungslärm im Nahfeld der Geometrie mit Hilfe eines akustischen Störgleichungsprogramms berechnet.

Lösungsweg:

Um generell die Effizienz eines Bauteils bei der Umwandlung von Wirbelenergie in Lärm zu untersuchen, hat sich die Methode des „Wirbelimpfens" als geeigneter Lösungsansatz herausgestellt. Bei dieser Methode wird ein Testwirbel in das stationäre Grundströmungsfeld einer CFD-Lösung eingebracht. Die Konvektion dieses Wirbels und seine Interaktion mit der Geometrie wird mit Hilfe eines akustischen, instationären Störgleichungsverfahrens im Anschluss berechnet. Mit diesem Vorgehen lassen sich erste grundlegende Aussagen über die Schallausbreitung formulieren, wie z.B. die Bestimmung eines Skalierungsgesetzes für den entstehenden Schalldruck am Slat als Funktion der Anströmmachzahl durch Einimpfen eines Testwirbels nahe der unteren Slat Hinterkante (Slat-Hook).

Ergebnis:

Für ein Zwei-Element-Hochauftriebsprofil (Slat und Hauptflügel) wurde die Strömung für verschiedene Machzahlen bei einer Reynoldszahl Re=8,79Mio und einem Zuströmwinkel α=12° mit Hilfe des hybriden CFD Verfahrens TAU [1] berechnet. Nach der Interpolation der Strömungslösung auf ein, für akustische Zwecke angepasstes Rechengitter, wird mit dem akustischen Störgleichungslöser PIANO [2] die akustische Antwort des Slats auf den eingeimpften Testwirbel (Bild 1) bestimmt.

Bild 2 zeigt für die verschiedenen Machzahlen die Richtungscharakteristik des Schalldruckes auf einem Kreis mit dem Durchmesser D=1,5m um die Slat-Hinterkante. Maximaler Schalldruck wird im vorliegenden Fall unter einem Winkel von θ=-18° abgestrahlt. Die Auswertung des Schalldruckes für θ=-18° liefert die in Bild 3 in doppel-logarithmischer Auftragung gezeigte Abhängigkeit des Schalldruckes von der Machzahl ($p_{RMS} \propto Ma^N$, N=1.12).

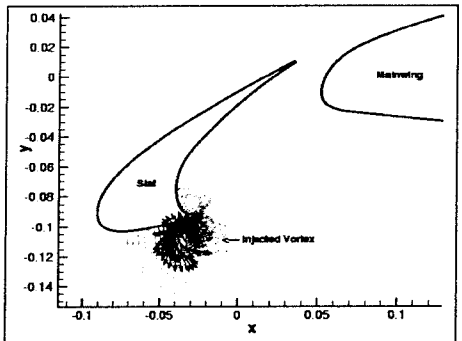


Bild 1: Position des eingeimpften Wirbels (Rotation im Gegen-Uhrzeigersinn) zur Zeit t=0

Berücksichtigung der linearen Abhängigkeit turbulenter Fluktuationen von der Machzahl liefert eine Abhängigkeit des Schalldruckes von der Ma-Zahl gemäß $p_{RMS} \propto Ma^{2.12}$. Somit ergibt sich für die vom Schalldruck quadratisch abhängende Schallintensität eine Abhängigkeit $p^2_{RMS} \propto Ma^{4.24}$. Dieser Wert ist in sehr guter Übereinstimmung mit dem für ein Hochauftriebsprofil experimentell gefundenen Exponenten N=4.5[3].

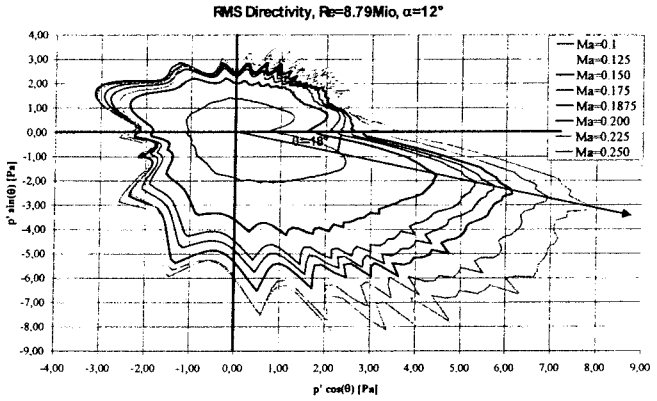


Bild 2: Richtcharakteristik für verschieden Machzahlen (Re=8.79 Mio, α=12°)

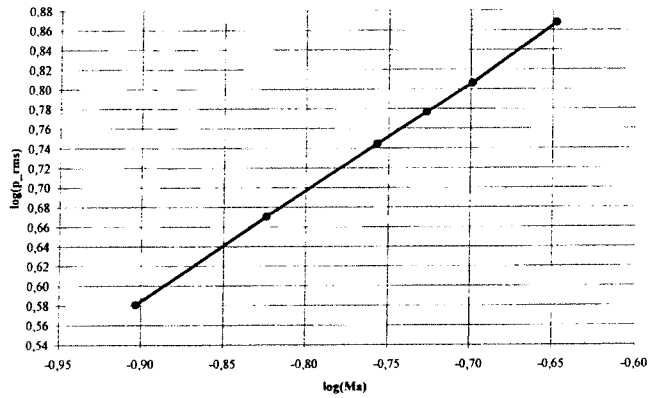


Bild 3: Abhängigkeit des Schalldruckes von der Machzahl

Literatur:

[1] Tau User Guide Version 2004.1.2, 2004
[2] Piano User Guide Version 0.4, 2004
[3] Dobrzynski, W.; Nagakura, K.; Gehlhar, B.; Buschbaum, A.: Airframe Noise Studies on Wings with deployed High-Lift Devices. AIAA-98-2337, 1998.

Weiteres Vorgehen:

Auf der Basis der hier vorgestellten Ergebnisse und anderen Untersuchungsergebnissen zum Einfluß der Re-Zahl und des Zuströmwinkels sollen gezielte Modifikationen des Slat-settings untersucht werden. Entsprechende geometrische Variationen sind dabei vor dem Hintergrund des Erhaltes der aerodynamischen Güte zu beurteilen.

Datum:28. Jan 2005

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Elektrofluidsysteme / Bionik

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

Institution: Zukunftswerkstatt Elektrofluidsysteme, Institut für Bionik & Evolutionstechnik

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

Tel: 030-314 72655 **Fax:** 030-314 72019
e-mail: berkant.goeksel@elektrofluidsysteme.de
Web: http://www.bionik.tu-berlin.de/user/goeksel

Thema: Aktive Strömungskontrolle mittels oberflächenbündiger Plasma-Aktuatoren

Ausgangssituation:

Im Rahmen der BMBF Ausschreibung „Bionik-Innovationen aus der Natur" wurde das eingereichte Projekt „Elektrostatischer Wellantrieb mittels polyphasiger Plasma-Aktuatoren" zur Förderung ausgewählt (http://www.fz-juelich.de/ptj/index.php?index=2195). Die Machbarkeitsstudie zur elektrodynamischen Simulation des instationären Auftriebs und Vortriebs von Schlagflüglern läuft seit Juni 2004. Im Rahmen dieser Studie wird auch der Einfluss der oberflächenbündigen Plasma-Aktuatoren (siehe Bild 2 und 3) auf ablösende Strömungen bei angestellten Tragflügeln und Zylindern untersucht.

Ziel:

Ziel ist die aktive Ablösekontrolle von Tragflügelumströmungen mittels oberflächenbündiger Plasma-Aktuatoren zur Anwendung auf Klein-Drohnen, sogenannten Micro Aerial Vehicles (MAVs) [1].

Lösungsweg:

Der Lösungsweg basiert auf der Ionisation der wandnahen Grenzschicht durch hochfrequente Hochspannungs-Wechselfelder und die anschließende Beschleunigung im elektrostatischen Wanderfeld (siehe Bild 1). Daraus resultiert ein wandnaher Ionenwind, der z. B. zur Energetisierung einer instabilen Grenzschicht genutzt werden kann. Die Ionen-Pumpwirkung ist vergleichbar wie die beim tangentialen Ausblasen aus quer zur Strömung laufenden Schlitzen (vgl. STAB-Mitteilung 2003).

Ergebnis:

Für dieses Vorhaben wurde in Zusammenarbeit mit einer am Forschungszentrum Rossendorf ansässigen Firma ein spezielles Hochspannungsnetzgerät mit 8-Phasen-Ausgängen (je max. 25 Watt) bei 3-5 kV rms (5-50kHz) variabler Amplitude entwickelt [2]. Erste Vorversuche zeigen, dass sich auf der Leiterplatine mit Abmessungen 160mm x 100mm x 0.5mm bereits bei einer Leistungaufnahme von 2-3 Watt eine dielektrische Barriereentladung bildet, welche auch bei Tageslicht sichtbar ist (siehe Bild 4). Bei phasenversetzter Ansteuerung der Elektroden (siehe Bild 5) bildet sich ein spürbarer Ionenwind. Messungen mit in Tragflügeln und Zylindern eingebauten Plasma-Aktuatoren sind in Vorbereitung und könnten bereits im Juli auf der Europäischen MAV-Tagung [3] und im September auf dem Deutschen Luft- und Raumfahrtkongress vorgestellt werden [4].

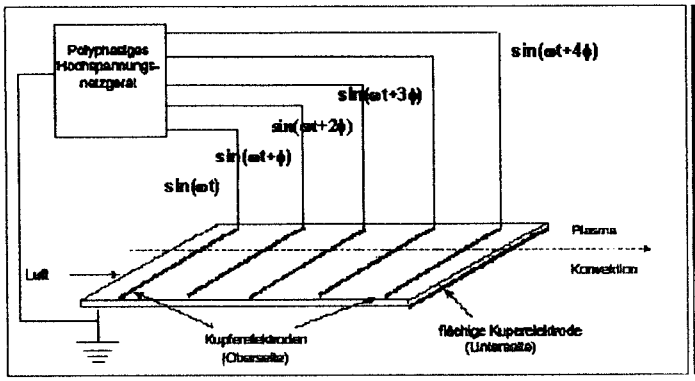


Bild 1: Plasma-Beschleunigung mit Wanderwellen.

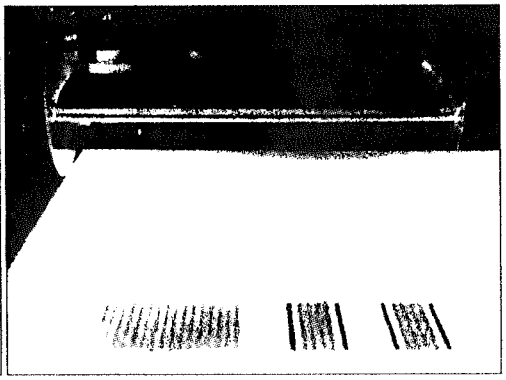


Bild 2: Flexible Platinen als Aktuatoren.

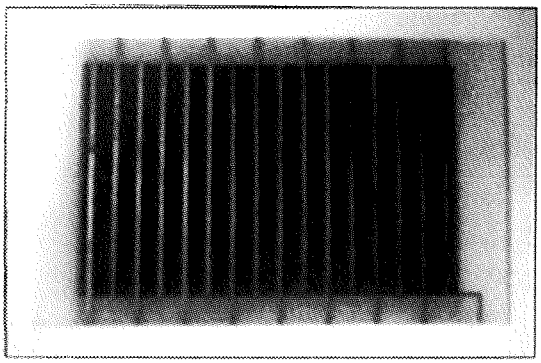




Bild 3: Plasma-Panel (8-Phasen, 2-Perioden). **Bild 4:** Plasma-Beschleuniger im Vorversuch.

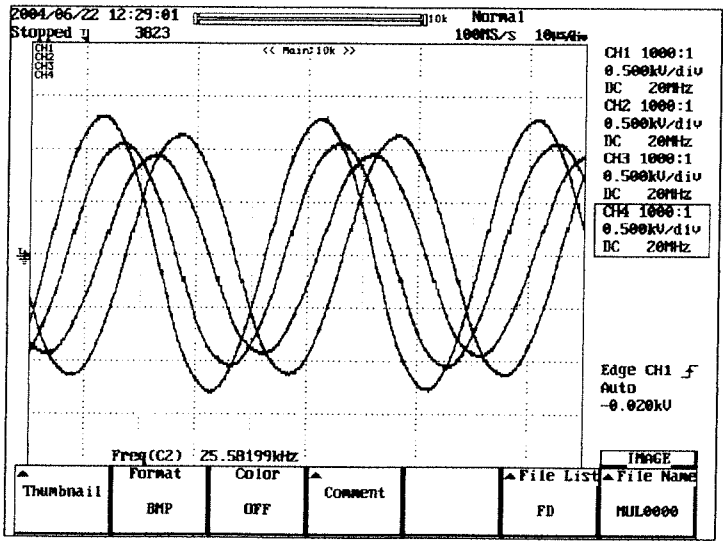


Bild 5: Ausgänge 1-4 mit Phasenverschiebung 0°-45°-90°-135° bei 25 kHz.

Literatur:

[1] B. Göksel, I. Rechenberg, R. Bannasch (2003) Electrokinetic Flow Control and Propulsion for MAVs. MAV Workshop: Micro Aerial Vehicles – Unmet Technology Requirements. Schloß Elmau.

[2] B. Göksel, I. Rechenberg (2004) Widerstandsreduktion und Vortriebserzeugung durch polyphasige Plasma-Aktuatoren. DGLR UAV Workshop, Bremen.

[3] B. Göksel, I. Rechenberg (2004) Electrostatic Wave Propulsion by Polyphase Plasma Actuators. First European Micro Air Vehicle Conference and Flight Competition EMAV 2004, Braunschweig (angenommen zur Präsentation Mitte Juli 2004).

[4] B. Göksel, I. Rechenberg (2004) Experimente zur elektroaerodynamischen Auftriebserzeugung mit einem ruhenden Zylinder. Deutscher Luft- und Raumfahrt Kongress 2004, Dresden (angenommen zur Präsentation Ende September 2004).

weiteres Vorgehen:

Im weiteren Vorgehen sollen MEMS-Plasma-Aktuatoren entwickelt werden, die nur einige Mikrometer dick sind und möglichst niedrige Wechselspannungen (<1 kV) verwenden. Es soll auch untersucht werden, ob diese Technologie auf Anwendungen bei hohen Reynoldszahlen skaliert werden kann.

Datum: Berlin, den 24. Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr. B. Gölling

Institution: Airbus Deutschland GmbH

Adresse: D-28183 Bremen

Tel: 0421-538-4016
Fax: 0421-538-4486
E-mail: burkhard.goelling@airbus.com

Partner: Thematisches Netzwerk Grenzschichtlärm und Rumpfakustik (TENOR)

Thema: Technologieentwicklungen zur Bestimmung und Reduktion des Umströmungslärms am Rumpf und des Lärmeintrags in die Kabine von Passagierflugzeugen.

Ausgangssituation:
Eine bedeutende Lärmquelle für den Lärmeintrag in die Kabine bzw. für die Lärmbelastung des Passagiers im Reiseflug ist die turbulente Grenzschichtströmung am Rumpf. Einerseits bewirken Druckfluktuationen eine Anregung der Rumpfstruktur (Körperschall); andererseits können die sich in der Grenzschicht ausbreitenden akustischen Wellen durch die Rumpfhülle transmittieren (Luftschall). So regen verschiedene Wellenformen die Rumpfstruktur an und werden z.B. durch Spanten und Stringer weitergeleitet und/oder es kommt direkt zur Abstrahlung von Schall z.B. durch Biegewellen der Hautfelder. Derartige Komponenten tragen zur Schallemission und somit zum Lärmeintrag in die Kabine bei. Entsprechend der akustischen Gestaltung der Kabine und des Vorhandenseins weiterer Lärmquellen wird der Passagier durch Lärm belastet. Um diese Lärmbelastungen im Vorfeld ermitteln zu können, bedarf es geeigneter Instrumente.

Ziel:
Das Thematische Netzwerk Grenzschichtlärm und Rumpfakustik (TENOR) bündelt Kompetenzen auf dem Gebiet der experimentellen Messtechnik/Sensorik, Numerik und Modellierung, um zunächst die zu Grunde liegende Physik der Wirkungskette Rumpflärm bis hin zum Lärmeintrag in die Kabine zu verstehen und zu simulieren und darauf aufbauend ein robustes Werkzeug zur Vorhersage von Kabinenlärm zu entwickeln.

Lösungsweg:
Für die experimentelle Simulation sind Sensoren zu qualifizieren, die hydrodynamische und akustische Druckschwankungen in der turbulenten Grenzschichtströmung unterscheiden und mit der notwendigen räumlichen und zeitlichen Auflösung erfassen können. Dazu werden Amplituden, Frequenzgang und räumliches Korrelationsverhalten dieser Schwankungen in Abhängigkeit von der Mach- und Reynoldszahl ermittelt. Diese experimentellen Daten dienen zum Vergleich mit Ergebnissen aus CAA-Rechnungen (DLR-Code PIANO). Für die numerische Berechnung der Grenzschichtströmung werden RANS-Ergebnisse des DLR Tau Code verwendet. Weiterhin erfolgt die numerische Simulation des Schalleintrags in die Kabine mit Hilfe der FEM und/oder SEA-Methode. Als experimentelle Daten dienen zur Validierung dieser numerischen Methoden Beschleunigungsmessungen an der Innenwand des Rumpfes sowie Schalldruckpegel- und Schallintensitätsmessungen in der Kabine. Letztendlich sollen makroskopische Größen identifiziert werden, die mit Hilfe eines zu entwickelnden Vorhersage-Modells, die Lärmbelastung in der Kabine beschreiben können.

Literatur:
J.C. Rotta, Turbulente Strömungen, B.G. Teubner Stuttgart, 1972, 267 Seiten.

Datum: Bremen, 1. Februar 2005 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Elmar Gröschel

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH-Aachen

Adresse: Wüllnerstrasse zw. 5 u. 7, 52062 Aachen Telefon: (0241)-8090404
Telefax: (0241)-8092257
e-mail: elmar@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: DFG-CNRS Projekt „Noise Generation in Turbulent Flows"

Thema: Lärmvorhersage in turbulenten Jets

Ausgangssituation:
Die Vorhersage und Reduzierung von Lärm in subsonischen, turbulenten Jets ist für die zivile Luftfahrt von großem Interesse. Trotz langjähriger Untersuchungen sind die Lärmgenerierungsmechanismen noch nicht eindeutig identifiziert. Im Bereich der Numerik entstanden eine Vielzahl unterschiedlicher Verfahren und Herangehensweisen zur Berechnung von Lärm, die unter den CAA Verfahren zusammengefasst wurden. In jüngsten Untersuchungen [1] wurde dabei festgestellt, dass sowohl die Beschleunigung von Wirbelstrukturen beim Eindringen in den Potenzialkern als auch der periodische Zusammenbruch der Scherschichten am Ende des Potenzialkerns mit den Entstehungsmechanismen stromab im Zusammenhang stehen. Im Rahmen des DFG-CNRS Projekts wurde hierzu eine Simulation eines Jets bei Ma= 0.9 und Re= 3600 durchgeführt.

Ziel:
Mit einem hybriden Zweischrittverfahren [2], welches die Berechnung des Strömungsfeldes durch eine Grobstruktursimulation (LES) mit der des akustischen Feldes durch eine akustische Simulation koppelt, sollen die Lärmquellen im turbulenten Jet identifiziert und die Lärmausbreitung im nahen Fernfeld zuverlässig vorausgesagt werden. Aus den hieraus gewonnenen Erkenntnissen der Lärmentstehung sollen dann Vorschläge entwickelt werden im Hinblick auf eine Lärmreduzierung.

Lösungsweg:
Da die oben angegebenen Lärmgenerierungsmechanismen mit akustischen Quellen verknüpft sind, die Wirbellärm in gescherten Grundströmungen beschreiben, wurden die hydrodynamisch stabilen akustischen Störungsgleichungen (APE) zur Berechnung herangezogen [3].

STAB

Ergebnis:
Die Momentaufnahmen in Abb. 1 zeigen an vier Zeitpunkten jeweils die Wirbelstärke und den Betrag des Lamb Vektors, der eine fluktuierende Wirbelkraft darstellt und für Freistrahllärm der hauptursächliche Quellterm ist. Man erkennt, angedeutet durch die Pfeile, dass die Wirbelstrukturen in den Scherschichten erst am Ende des Potenzialkerns bei x/D = 9 Lärm generieren, wenn sie in den Potenzialkern eindringen und dabei beschleunigt werden. Sie wandern entlang der Mittelachse stromab und interagieren mit sich auffächernden Scherschichten. Dieser Vorgang wiederholt sich periodisch und bekräftigt die oben genannten Schallgenerierungsmechanismen.

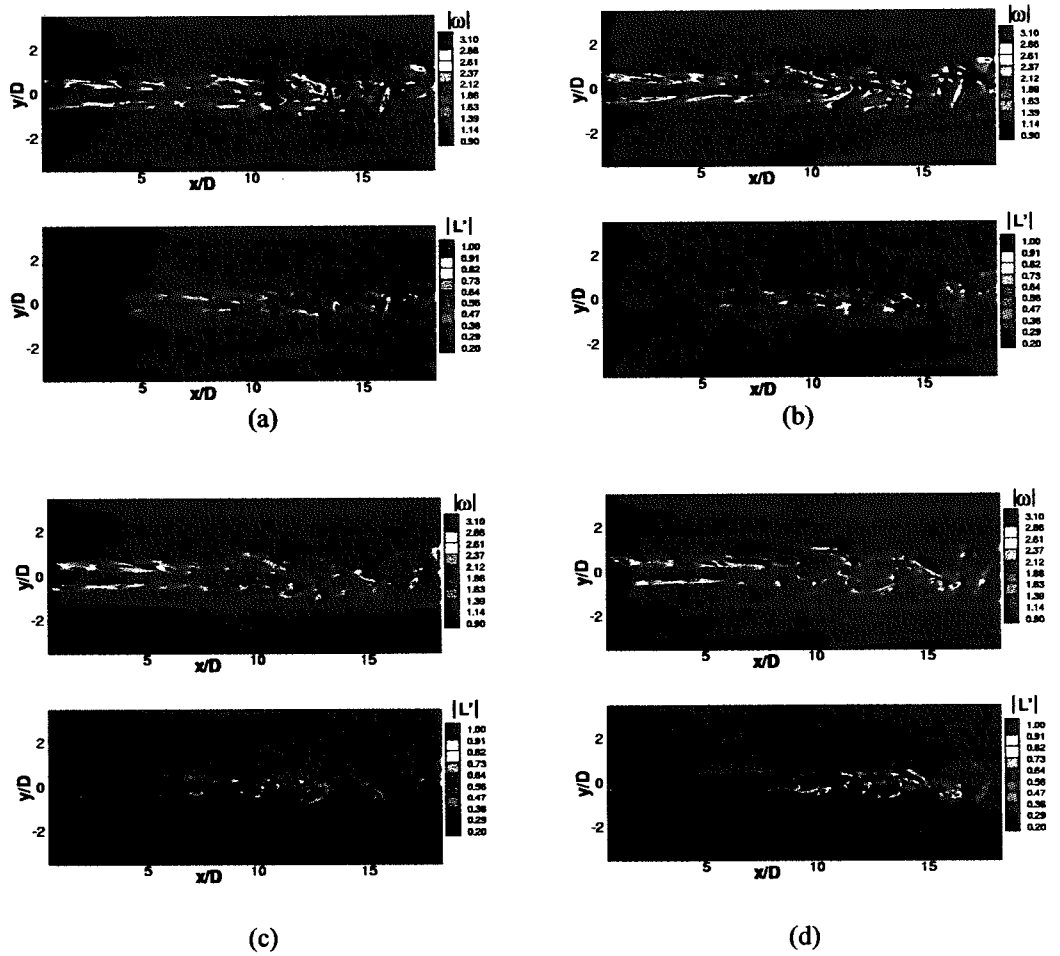


Abb.1 Momentane Wirbelstärke w und Betrag des Lamb Vektors L' für vier aufeinander folgende Zeitlevel.Die Pfeile zeigen auf den entstehenden und anwachsenden Lamb Vektor beim Eindringen in den Potenzialkern.

Literatur:

[1] Bogey, C., Bailly, C., Juvé, D."Noise investigations of a high subsonic, moderate Reynolds number jet using a compressible large eddy simulation" *Theoret. Comput. Fluid Dynamics,* Vol. 16 (2003), pp. 273-297
[2] Schröder, W., Ewert, R., „LES-CAA Coupling", in *Large-Eddy Simulations for Acoustics, Cambridge University Press*, (2005)
[3] Ewert, R., Schröder, W., "Acoustic perturbation equations based on flow decomposition via source filtering". *J. Comput. Phys.* Vol.188 (2003), pp. 365-398

weiteres Vorgehen:
Auswertung der Akustik und Simulation von Jets höherer Reynoldszahlen.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner St. Hein, C. Wagner

Institution DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2687
Telefax 0551 / 709-2404
e–mail Stefan.Hein@dlr.de

weitere Partner

Thema

Transitionelle Zuströmbedingungen für die Simulation turbulenter Grenzschichtströmungen.

Ausgangssituation

In Direkten Numerischen Simulationen (DNS) voll ausgebildeter turbulenter Kanal– bzw. Rohrströmungen kann die Homogenität der mittleren Strömung in Stromabrichtung zur Reduzierung des numerischen Aufwands genutzt werden. Auf sich räumlich entwickelnde Strömungen läßt sich diese Vorgehensweise jedoch nur bedingt übertragen. Nach Spalart kann der turbulente Anteil zumindest als näherungsweise homogen in Stromabrichtung betrachtet werden, wenn das langsame Anwachsen der Grenzschicht über eine geeignete Koordinatentransformation zusammen mit einer Transformation der abhängigen Variablen modelliert wird. Häufig wird jedoch am Einströmrand eine laminare Grenzschicht vorgegeben und die Ausbildung einer turbulenten Grenzschicht innerhalb des Rechengebietes durch das Einbringen von Störungen, z.B. instationäres Ausblasen und Absaugen an der Wand, erzwungen. Dieser transitionelle Bereich der Strömung muß daher in der Rechnung mit erfaßt werden, was die Anzahl der erforderlichen Gitterpunkte in Stromabrichtung und damit die Kosten der Simulation deutlich erhöht. Zumindest bis zu den schwach nichtlinearen Phasen des laminar–turbulenten Umschlags könnte der transitionelle Teil der Strömung jedoch auch mit relativ geringem Aufwand mit nichtlinearen nichtlokalen Transitionsanalyseverfahren modelliert werden. Die stark nichtlinearen Phasen des laminar–turbulenten Umschlags, in denen der wellenartige Charakter der Störungsmoden verloren geht, und insbesondere der vollturbulente Bereich der Grenzschichtströmung kann mit nichtlokalen Verfahren dagegen prinzipbedingt nicht erfaßt werden.

Ziel

Angestrebt wird die Koppelung von nichtlinearen nichtlokalen Transitionsanalyseverfahren mit Verfahren zur Direkten Numerischen Simulation mit dem Ziel, den numerischen Aufwand einer DNS turbulenter Grenzschichtströmungen zu reduzieren bzw. deren Anwendungsbereich z.B. in Richtung höherer Reynoldszahlen zu erweitern.

Lösungsweg

Der transitionelle Bereich der Strömung wird so weit wie möglich mit dem nichtlinearen nichtlokalen Transitionsanalyseverfahren NOLOT/PSE modelliert. Die zugrundeliegenden parabolisierten Störungsdifferentialgleichungen (parabolized stability equations, PSE) werden über ein in Stromabrichtung fortschreitendes Verfahren gelöst. NOLOT/PSE liefert dabei Informationen über die nichtlineare Störungsentwicklung in der transitionellen Strömung im Modalraum. Für die nachfolgende Direkte Numerische Simulation mit FLOWSI werden jedoch die entsprechenden Daten im physikalischen Raum benötigt. Daher müssen die Ergebnisse der nichtlinearen nichtlokalen Analyse zunächst in den physikalischen Raum transformiert werden, bevor die

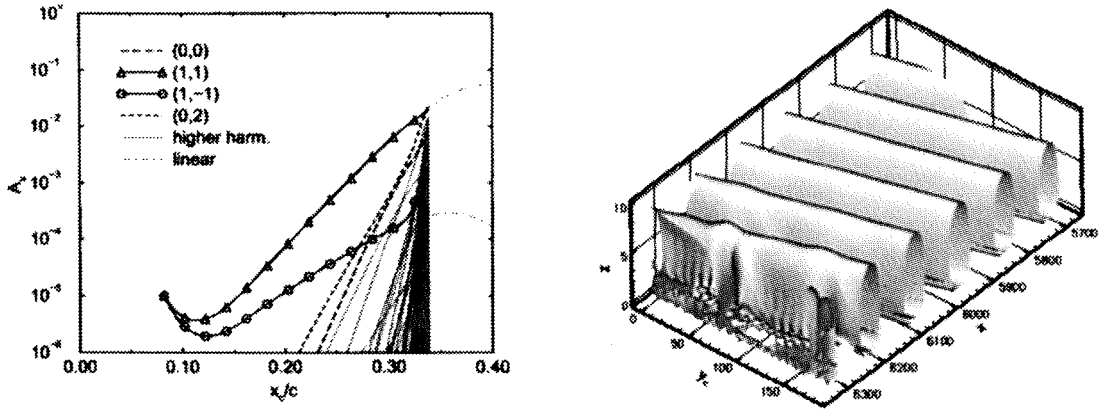


Abbildung 1: Simulation der transitionellen Grenzschichtströmung mit NOLOT/PSE am Beispiel eines ATTAS–Flugversuches. Nichtlineares Störungswachstum dargestellt a) im Modalraum für den Profiltiefenbereich $x_c/c = 0.08 - 0.337$, b) im physikalischen Raum für den Ausschnitt $x_c/c = 0.300 - 0.337$ und einer beliebig gewählten Zeit t. Zur Darstellung der Strömungsstrukturen im physikalischen Raum wurde eine geeignet gewählte λ_2–Isofläche verwendet.

Daten am Ausströmrand der NOLOT/PSE–Simulation als Einströmbedingungen für die DNS verwendet werden können. Mit dem 4.Ordnung Finite-Volumen Verfahren FLOWSI wurden bisher hauptsächlich turbulente Kanal– bzw. Rohrströmungen untersucht. Daher ist dieses Verfahren zunächst auf Grenzschichtströmungen zu erweitern und mit einer Schnittstelle zur Vorgabe transitioneller Strömungsdaten am Einströmrand zu versehen.

Ergebnis

Abbildung 1 zeigt die Ergebnisse einer nichtlinearen nichtlokalen Transitionsanalyse am Beispiel eines ATTAS–Flugversuches. Bei 8% Flügeltiefe wurden als Anfangsstörungen zwei Tollmien–Schlichting–Wellen (Moden $(1, \pm 1)$) mit niedriger Amplitude A_u eingebracht (Abb.1a). Weiter stromab werden beide Tollmien–Schlichting–Instabilitäten unterschiedlich stark angefacht und generieren dabei nichtlinear weitere Störungsmoden, deren Amplituden ebenfalls anwachsen. Ab etwa 32% Flügeltiefe setzt ein explosionsartiges Wachstum weiterer Höherharmonischer ein. Im physikalischen Raum entspricht dies dem Auftauchen von kleinskaligen Strukturen in Raum und Zeit. Die weiter stromauf vorherrschende Strömungsstruktur einer schräglaufenden Welle zerfällt daher in kleinskaligere Strukturen (Abb.1b).

Literatur

Hein, S. : Nonlinear nonlocal transition analysis. Dissertation eingereicht bei der Universität Stuttgart, 2004.

Spalart, P. : Direct simulation of a turbulent boundary layer up to $Re_\Theta = 1410$. Journal of Fluid Mechanics, vol. 187, pp. 61-98, 1988.

Wagner, C. : Direkte numerische Simulation turbulenter Strömungen in einer Rohrerweiterung. VDI Reihe 7, Nr. 283, VDI–Verlag, 1996.

Weiteres Vorgehen

Validierung der Schnittstelle zwischen NOLOT/PSE und FLOWSI.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dr.-Ing.habil. S. Jakirlić[1], Prof. Dr. K. Hanjalić[2], Prof. Dr. C. Tropea[1]

Institution: [1]Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, Technische Universität Darmstadt, Germany
Petersenstr. 30 **Telefon:** 06151/16-3554
64287 Darmstadt **Telefax:** 06151/16-4754
[2]Thermofluids Section, Faculty of Applied Physics, Delft University of Technology, The Netherlands
Lorentzweg 1 **Telefon:** 0031(0)15/2781735
2628 CJ Delft **Telefax:** 0031(0)15/2781204

E-mail : s.jakirlic@sla.tu-darmstadt.de; hanjalic@ws.tn.tudelft.nl; ctropea@sla.tu-darmstadt.de

Thema: Anisotropy Evolution in Relaminarizing Turbulent Boundary Layers: a DNS-based Second-Moment Closure Analysis

Ausgangssituation:

Accelerating turbulent boundary layers have been studied by numerous researches, e.g. Jones and Launder (1972) and Warnack and Fernholz (1998). Spalart (1986) performed direct numerical simulation of self-similar sink flow boundary layers and produced valuable details of turbulence properties. Since the flow is self-similar, the integral parameters retain constant values. For 2-D accelerating boundary layers, the most common criterion for laminarization is the acceleration parameter $K = \nu / U_e^2 (dU_e / dx)$. The computational treatment of relaminarization process has been largerly ignored in computations of aerodynamic configurations. However, the in-flight measurements due to van Dam et al. (1997) confirmed the existence of the laminar regions on all elements of a high-lift wing system. Yip et al. (1993) underlined the importance of accounting for laminarization. They have observed a sudden reduction of the lift coefficient after flow relaminarized on a subsonic transport high-lift wing section. A sensitive test for a turbulence model is the ability to predict laminarization at the appropriate value of the acceleration parameter. The critical value of K at which a turbulent boundary layers reverts to laminar was experimentally found to be between 2.8 and $3.2 \cdot 10^{-6}$. The value of the K parameter laid in the in-flight experiment of van Dam et al. around 10^{-9}. Spalart provided DNS results for three values of the acceleration parameter $K = 1.5, 2.5$ and $2.75 \cdot 10^{-6}$. It is known that in incompressible flow the pressure gradient affects the turbulence properties and their budget only indirectly, through the modulation of the mean strain. Experiments and direct numerical simulations (DNS) in attached boundary layers at moderate-to-strong pressure gradients (e.g. Simpson and Wallace, 1975; Nagano et al., 1993; Spalart and Watmuff, 1993; Warnack and Fernholz, 1998) reveal that the strongest effects are noticed in the wall region, permeating even through the viscous sublayer up to the wall. Moreover, because of indirect ('chain') effects on the stress production, redistribution and turbulent transport, different stress components respond at different rates, thus modifying the anisotropy of the stress field and, through a feed-back, the mean flow field. Favourable pressure gradient thickens the viscous sublayer, but also suppresses the wall-normal velocity fluctuations. This leads to an increase in the near-wall stress anisotropy, expanding the extent of the region where the turbulence is closer to the two-component limit. Of course, the modulation in the turbulence anisotropy is not confined only to the stress-bearing large-scale motion, but extends to the dissipative scales, modulating the anisotropy of the dissipation rate tensor.

Ziel:

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

Lösungsweg:

Above only some of the facets of the effects of the mean pressure gradient on the turbulence fluctuations in the near-wall region are mentioned, indicating the necessity for a turbulence model to

account for the separate contribution of each stress component to the momentum balance, as well as to the dynamics of the turbulence scale and of the stress tensor itself. Best prospects for accurate predictions of turbulent flows with strong pressure gradients are the second-moment models which can mimic better the dynamics of the turbulent stress field and evolution of each stress component. Furthermore, the departure from local equilibrium and conventional boundary layer scaling calls for resolving the near-wall layer in full, with all necessary implications on model modifications for the wall-proximity and viscous effects. Some results of systematic testing of a version of the second-moment closure with low-Re-number and wall-vicinity modifications are here presented.

Ergebnis:

Figs. 1 and 2 show the computational results in a range of K-values computed by DNS. Also some results are presented for $K = 3.2 \cdot 10^{-6}$, which has been regarded as sufficiently high to cause flow relaminarization irrespective of the initial turbulence level. Fig 1(left) illustrates the model performance in the limit of vanishing Re_t and in predicting the laminarization. The damping due to acceleration affects the normal-to-the-wall and spanwise component the most and the streamwise component the least, increasing the stress anisotropy in the near wall region, Fig. 1(right). This points out the ability of the turbulence model to predict proper asymptotic behaviour of all turbulence quantities as the wall is approached. Because the fluctuations normal to the wall die out faster than those in the plane parallel to the wall, the turbulence approaches the two-component limit: $A \propto y^2$. Fig. 2 shows typical behaviour of $f(-II, III)$ in the case of flow affected by a favourable pressure gradient. Strong acceleration promotes approach to one-componental isotropic turbulence (left end of the straight line denoting $A = 0$). The evolution of $f(-II, III)$ by increasing the K-value, displaying in Fig. 2(left) only the results obtained by DNS, clearly follows this tendency. Fig. 2(right) shows a further increase of the accelerating parameter K compared to the DNS range to values corresponding to the critical one, at which laminarization occurs. The curve $f(-II, III)$ for $K = 3.2 \cdot 10^{-6}$ was taken at a position before the flow completely laminarizes. The curve corresponding to the laminar situation can obviously leave the invariant map only at its right corner, denoting one-component isotropic turbulence.

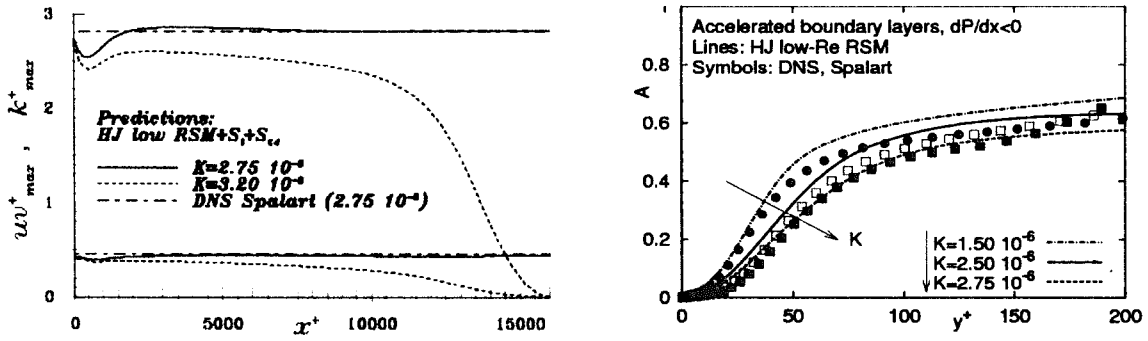


Figure 1: Evolution of the maximum values of k and $\overline{uv}$ along the boundary layer for the cases without and with consequent laminarization (left) and the two-componentality parameter of Reynolds stress anisotropy A under conditions of strong acceleration (right)

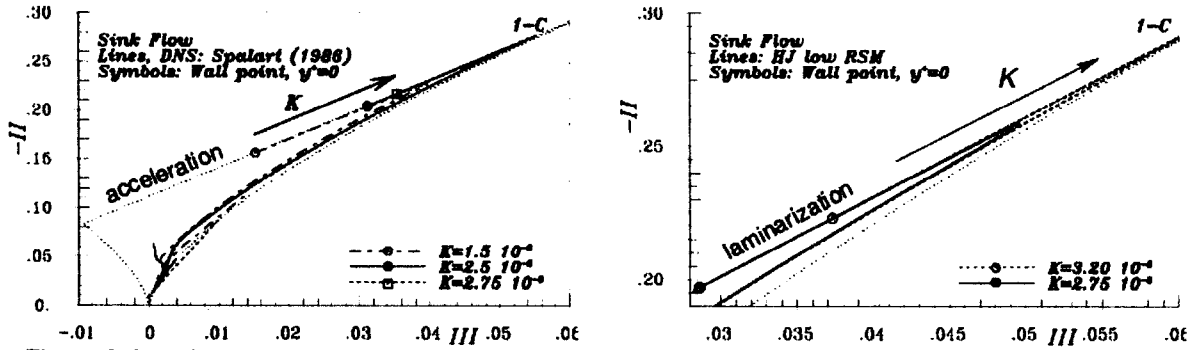


Figure 2: Invariant map of the Reynolds stress anisotropy tensor in the favourable pressure gradient boundary layer displaying a) the process of flow acceleration and b) consequent laminarization

Weiteres Vorgehen:

In the full-length article the computational analysis of some other flow configurations exhibiting laminarization phenomena (e.g., flows in rotating pipe and channel; turbulent flows subjected to cyclic compression/expansion) will be performed.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsmessung und Strömungsbeeinflussung

Ansprechpartner: C.J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: 38106 Braunschweig
Bienroder Weg 3

Telefon: 0531-391-2982
Telefax: 0531-391-5952
e-mail: c.kaehler@tu-bs.de

weitere Partner: keine

Thema: Ausbreitung von laserinduzierten Störungen in Grenzschichten

Ausgangssituation:

Die aktive Beeinflussung von laminaren und turbulenten Grenzschichtströmungen mit geeigneten Aktuatoren spielt in nahezu allen Bereichen der Strömungsmechanik eine herausragende Rolle. Einerseits lassen mit den Aktuatoren generische Strömungsstrukturen erzeugen, deren Entwicklung und Ausbreitung im Strömungsfeld im Detail studiert werden kann, andererseits kann z.B. die Strömungsablösung an Profilen vermieden oder die Effizienz von Strömungsmaschinen gesteigert werden. Die am besten erforschten Aktuatorkonzepte basieren auf pneumatischer oder mikromechanischer Basis. Kürzlich konnte mit Hilfe der Particle Image Velocimetry und der Hintergrundschlierenmethode erfolgreich nachgewiesen werden, dass sich Strömungen auch mit optischen Methoden vollständig berührungslos beeinflussen lassen [1] und [2].

Ziel:

Aufklärung der Prozesse, die zur Entstehung der Störung beitragen und Vermessung der dreidimensionalen Struktur der Störung.

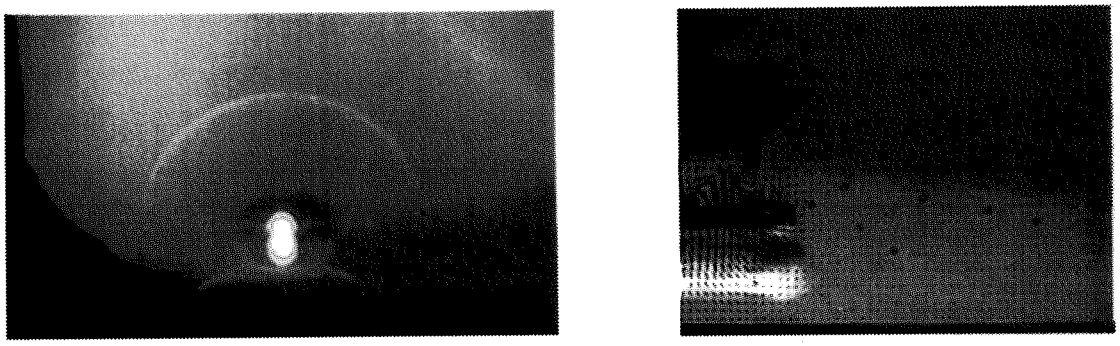
Lösungsweg:

Die Experimente wurden in der offenen Messstrecke des kleinen Windkanals am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig durchgeführt. Als Modell wurde eine ebene Acrylglas-Platte mit elliptischer Vorderkante (Seitenverhältnis 6:1) und stumpfer Hinterkante verwendet, die horizontal zwischen zwei leicht divergent orientierten, transparenten Seitenscheiben installiert wurde. 300mm hinter der Vorderkante wurde eine runde, 2mm dicke Glasscheibe (Ø30mm) sowie eine Halterung für optische Komponenten installiert, an der eine Fokussierlinse mit einer Brennweite von 20mm angebracht wurde (siehe technische Zeichnung). Für die Störungserzeugung wurde ein Nd:YAG-Doppelpulslaser mit einer Pulsenergie von 167mJ und einer Pulsdauer von 4,2ns verwendet. Durch Fokussierung des Laserstrahls mit Hilfe der konvexen Linse bildet sich in einem Abstand von 6mm zur ebenen Platte aufgrund der hohen Energiedichte ein Plasma. Um die als Folge der Plasmaerzeugung entstehende akustische Wellenfront sowie die sich bildende thermische Störung untersuchen zu können, wurde zunächst eine Schlierenoptik aufgebaut, mit deren Hilfe ortsaufgelöste Dichteänderungen visualisiert werden können. Ferner wurde ein Stereo-PIV System eingesetzt, um die strömungsmechanische Struktur der erzeugten Störungen zu charakterisieren.

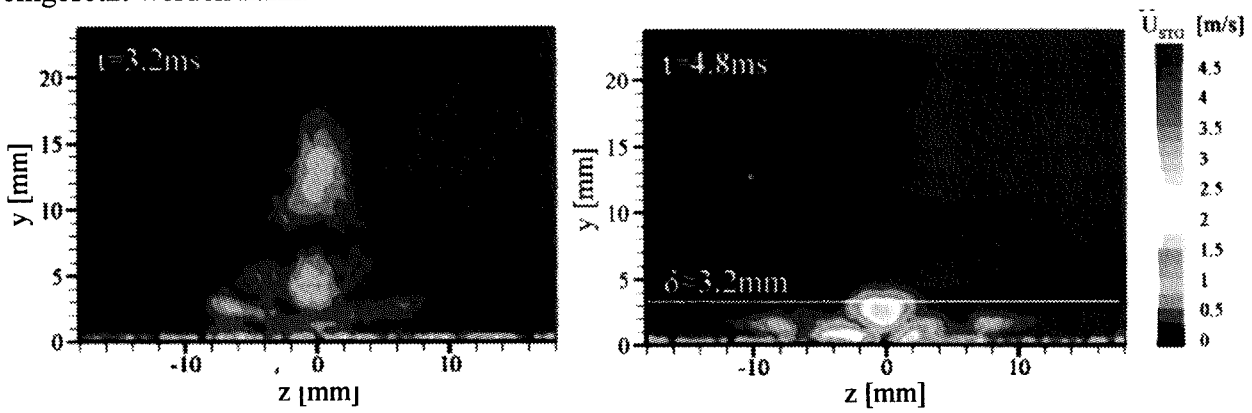
STAB

Ergebnis:

Die folgenden Abbildungen zeigen die Ausbreitung der radialsymmetrischen Schallwelle vom Erzeugungsort (überbelichteter Fleck), die an der ebenen Platte reflektierte Schallwelle und die thermische Störung in der Umgebung des Plasmas aufgrund des Abkühlungsvorgangs. Die thermische Störung ist in der rechten Abbildung vergrößert dargestellt, um die innere Struktur des erwärmten Bereiches und die Korrelation mit dem Geschwindigkeitsfeld (siehe Vektoren) zu visualisieren. Aus diesen Untersuchungen folgt, dass für die Beeinflussung der Strömung nur die thermische Störung von Bedeutung ist [2].



In der folgenden Abbildung ist die Struktur der Störung gezeigt, die in der wandparallelen/ wandnormalen Schnitteben zu zwei Zeitpunkten gemessen wurde. Es ist deutlich zu erkennen, dass mit dieser Beeinflussungsmethode eine turbulente Strömungsstruktur generiert werden kann, die aufgrund der starken Impulserhöhung in Wandnähe z.B. für die Ablösekontrolle eingesetzt werden kann.



Literatur:

[1] C.J. Kähler und U. Scholz, *Investigation of laser-induced flow structures with time-resolved PIV, BOS and IR technology*, 5th International Symposium on Particle Image Velocimety, Busan, Korea, September 22-24, 2003

[2] C.J. Kähler und M. Dreyer, *Dynamic 3D stereoscopic PIV and Schlieren investigation of turbulent flow structures generated by laser induced plasma*, 12th International Symposium on Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 2004

Weiteres Vorgehen:

Dieses Verfahren soll weiter genutzt werden, um berührungslos TS-Wellen zu erzeugen und zur Beantwortung akustischer Fragestellungen im Zusammenhang mit der Lärmabschattung.

Datum: 25.02.2005 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Michael Klaas

Institution: Lehrstuhl für Strömungslehre und Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

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

Telefon: +49-(0)241-8095422
Telefax: +49-(0)241-8092257
e-mail : michael@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner:
Lehr- und Forschungsgebiet für Mechanik der RWTH Aachen, Rolls-Royce Deutschland GmbH

Thema:
LDA-Messungen schlanker Überschall-Längswirbel und Visualisierung der Interaktion zwischen Längswirbeln und schrägen Verdichtungsstößen.

Ausgangssituation:
Das Phänomen des Wirbelaufplatzens, auch bekannt als „vortex breakdown", kann nicht nur in inkompressiblen Strömungen und kompressiblen Unterschallströmungen, sondern ebenfalls im Überschall auftreten, wenn ein Längswirbel mit einem positiven Druckgradienten z.B. in Form eines schrägen Verdichtungsstoßes in Wechselwirkung tritt. Vortex Breakdown ist immer mit drastischen Veränderungen der Wirbelstruktur verbunden und kann in der Praxis z.B. unerwünschte Betriebszustände von Turbomaschinen verursachen.
Die Stoß-Wirbel-Wechselwirkung konnte in den letzten Jahren durch eine Reihe experimenteller und numerischer Untersuchungen in die Formen der schwachen, moderaten und starken Interaktion unterteilt werden. Darüber hinaus konnten die wesentlichen Einflussparameter auf den Aufplatzvorgang und die Aufplatzform, nämlich die Machzahl, die Stoßstärke sowie die axiale und tangentiale Geschwindigkeitsverteilung des Wirbels, bestimmt werden. Ein detaillierter Überblick über die aktuellen Untersuchungen auf dem Gebiet des Wirbelaufplatzens im Überschall wurde von Kalkhoran & Smart [1] veröffentlicht. Bisher ist jedoch noch nicht vollständig geklärt, wie diese grundlegenden Parameter miteinander zu kombinieren sind, um starke Interaktion und damit das Aufplatzen des Wirbels bei der Wechselwirkung mit einem schrägen Stoß hervorzurufen. Ungeklärt ist bisher auch der Zusammenhang zwischen den Aufplatzmodi selbst, insbesondere da sie in bestimmten Fällen parallel auftreten.

Ziel:
Ziel der Untersuchungen ist die experimentelle Bestimmung der axialen und tangentialen Geschwindigkeitsverteilung schlanker Überschall-Längswirbel mit verschiedenen Drallverhältnissen sowie die Visualisierung der Interaktion von Längswirbeln mit schrägen Verdichtungsstößen. Anhand der Visualisierungen sowie des durch die Geschwindigkeitsmessungen bekannten Geschwindigkeitsprofils des Wirbels soll der Parameterbereich von Machzahl und Stoßstärke bestimmt werden, der zum Aufplatzen des Wirbels führt.

Lösungsweg:
Der schlanke Überschall-Längswirbel wird mit Hilfe eines angestellten Rechteckflügels mit Doppelkeilprofil im Überschallwindkanal des Aerodynamischen Instituts erzeugt. Die Variation des Drallverhältnisses kann durch die Veränderung des Anstellwinkels des Doppelkeils realisiert werden. Die Profile der axialen und tangentialen Geschwindigkeitskomponenten des Wirbels werden mit Hilfe eines 2D-Laser-Doppler-Anemometers für eine Anströmmachzahl von Ma_∞=2.0 bei fünf verschiedenen Drallverhältnissen sowie drei unterschiedlichen Abständen der Messebene zum Wirbelerzeuger vermessen. Bei jeder der untersuchten Kombinationen wird eine quer zur Hauptströmungsrichtung auf der Kanalmittelebene liegende Messreihe mit einer Breite von etwa zwei Profiltiefen durchfahren. Damit die maximale Tangentialkomponente des Wirbels exakter bestimmt werden kann, wird der Abstand zwischen den einzelnen Messpunkten in der unmittelbaren Umgebung des Wirbelkerns reduziert.
Die zeitliche und räumliche Entwicklung globaler Strömungsstrukturen und instationärer Strömungsphänomene wird mit Hilfe der Farbschlierentechnik visualisiert. Die Schlierentechnik bietet die Möglichkeit, das Strömungsfeld hinsichtlich der Position und Ausbreitung von Strömungsphänomenen und -gebieten qualitativ zu beurteilen. Zum Zwecke zeitaufgelöster Messungen erfolgt die Aufzeichnung der Strömung im Rahmen dieser Untersuchungen mit Hilfe einer 3-Chip-Farb-CCD-Kamera (Photonfocus MV-D640-C, elektronischer Shutter bis 40 µs, 640 x 480 Pixel, bis zu 200 Hz Aufnahmefrequenz).

Ergebnis:
Bild 1 zeigt die tangentiale und axiale Machzahlverteilung des Wirbels (Ma_φ und Ma_x) im Bereich des Wirbelkerns für Anstellwinkel des Wirbelgenerators von 0°, 3°, 6° und 12° sowie einen axialen Abstand zum Wirbelgenerator von 75 mm (drei Profiltiefen) bei einer Anströmmachzahl von Ma_∞=2.0. Die mit Hilfe der Laser-Doppler-Anemometrie bestimmten Tangentialgeschwindigkeitsprofile entsprechen dem analytischen Verlauf eines isoenergeten Burgers-Wirbels, wie er von Thomer et al. [2] bei der numerischen Simulation der Stoß-Wirbel-Interaktion verwendet worden ist und z.B. bei Rizzetta [3] gefunden werden kann. Ein solcher Burgers-Wirbel ist gekennzeichnet durch eine steil bis zum Wirbelkernradius zunehmende und in den

Außenbereichen exponentiell abfallende Tangentialgeschwindigkeit. Die Axialgeschwindigkeitskomponente besitzt ein ausgeprägtes Nachlaufprofil mit einem signifikanten Geschwindigkeitsdefizit auf der Wirbelachse. Bild 2 zeigt Farbschlierenaufnahmen der Wechselwirkung eines mit 12° Anstellwinkel des Wirbelgenerators erzeugten Längswirbels mit schrägen Verdichtungsstößen unterschiedlicher Stoßstärke bei Ma_∞=2.0. Für einen Umlenkwinkel der Strömung von β_{fd}=18° ($Ma_\infty \sin(\sigma)$=1.527) ist deutlich eine Aufsteilung des schrägen Stoßes zu erkennen, allerdings kann hier kein lokal senkrechter Stoß gefunden werden. Für eine wesentlich höhere Stoßstärke von $Ma_\infty \sin(\sigma)$=1.651, was einem Umlenkwinkel von β_{fd}=21° entspricht, kann man hingegen einen weit stromauf gewölbten Stoß und eine lokal senkrechte Stoßfront sowie die für das Aufplatzen des Wirbels charakteristische Blase erkennen. Demzufolge kann angenommen werden, dass im Bereich zwischen diesen beiden Stoßstärken der Übergang zwischen moderater und starker Interaktion stattfindet.

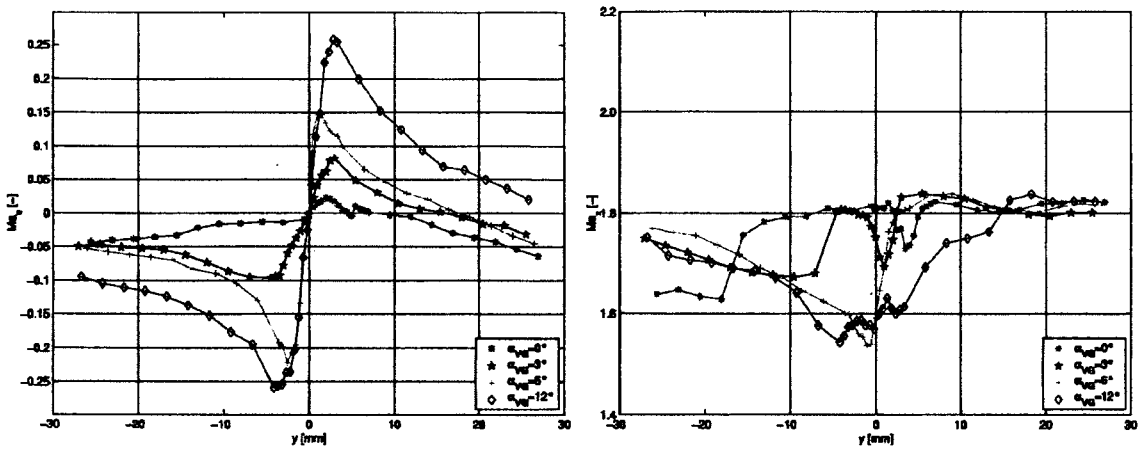


Bild 1: tangentiale und axiale Geschwindigkeitsverteilung des Wirbels (Ma_ϕ und Ma_x) bei einer Anströmmachzahl von Ma_∞=2.0, drei Profiltiefen stromab des Wirbelgenerators für vier verschiedene Drallstärken des Wirbels (α_{VG}=0°, 3°, 6°, 12°).

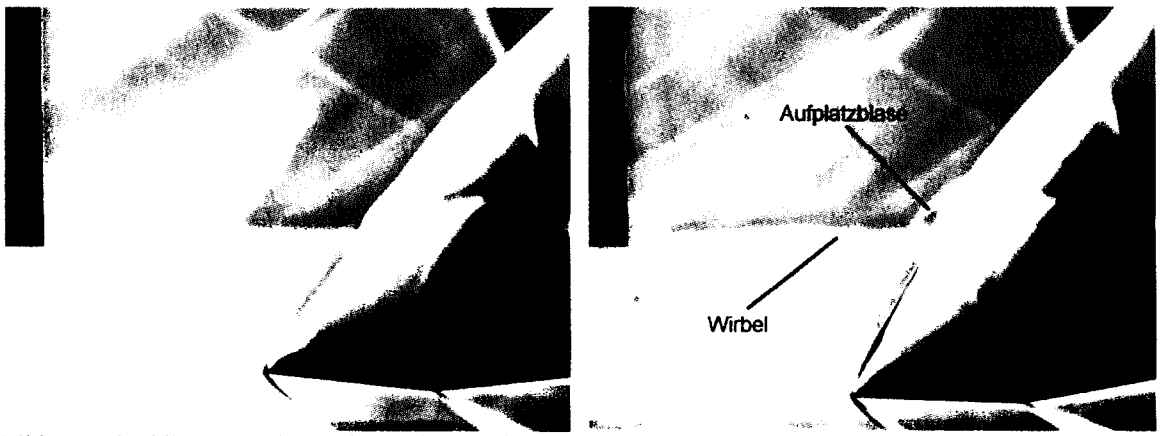


Bild 2: Farbschlierenaufnahmen der Stoß-Wirbel-Interaktion bei Ma_∞=2.0 und zwei verschiedenen Stoßstärken ($Ma_x \sin(\sigma)$=1.527, [links] und $Ma_\infty \sin(\sigma)$=1.651 [rechts]).

Literatur:

[1] Kalkhoran, I. M. und Smart, M. K.: Aspects of shock wave-induced vortex breakdown. Progress in Aerospace Sciences 36, S. 63–95, 2000.

[2] Thomer, O., Klaas, M. und Schröder, W.: Oblique shock-vortex interaction. Proceedings of the annual Conference of the Gesellschaft für Angewandte Mathematik und Mechanik (GAMM), 2002.

[3] Rizzetta, D. P.: Numerical Investigation of Supersonic Wing-Tip Vortices. AIAA Journal 34(6), S. 1203–1208, 1996.

weiteres Vorgehen:

Aufbauend auf die qualitative Visualisierung des Interaktionsgebietes im Rahmen der Parameterstudie soll mit Hilfe der Particle Image Velocimetry die Geschwindigkeitsverteilung innerhalb des Aufplatzgebietes quantitativ vermessen werden, um damit die Reorganisation der Wirbelstruktur beim Durchtreten durch den Verdichtungsstoß zu erfassen. Darüber hinaus sollen die experimentellen Ergebnisse mit vorliegenden numerischen Ergebnissen verglichen werden.

Neben der Wechselwirkung zwischen Längswirbeln und schrägen Verdichtungsstößen soll ebenfalls die Interaktion mit senkrechten Stößen untersucht werden.

Datum: 28.02.2005 **STAB**

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
Deutschland

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:
Behavior of supersonic overexpanded jets impinging on plates

Ausgangssituation:

Behaviors of supersonic jets impinging on plates have wide applications, for example, in rocket launching systems, lunar landing modules, V/STOL aircraft and others. At the Institute of Aerodynamics and Flow Technology of DLR this problem is of interest in connection with the development of the method of cold gas-dynamic spray deposition. In this a deposition of coatings on substrates is achieved by high-velocity impacts of solid particles. Powder particles are accelerated by means of a supersonic free jet. In order to obtain adherence of particles their impact velocity needs to exceed a threshold. Therefore, the quality of coatings depends on many process parameters, in particular, on particle trajectories and velocities prior to the impact on the plate (substrate) [1]. In the shock layer ahead of the substrate incoming particles can strongly be decelerated thus changing the conditions of covering. At certain operation conditions a separation bubble can be present in the shock layer. In this case the flow ahead of the plate as well as shape and position of the bow shock typically oscillate strongly in time [2]. Then, a prediction of particle behavior ahead of the substrate is difficult.

In addition to numerical computations the complexity of a mathematical description of the flow field in impingement zone requires experimental measurements covering a wide range of parameters. In particular, studying of the behavior of shock wave structures produced by jets impinging on obstacles is important for an interpretation of relevant processes.

Ziel:

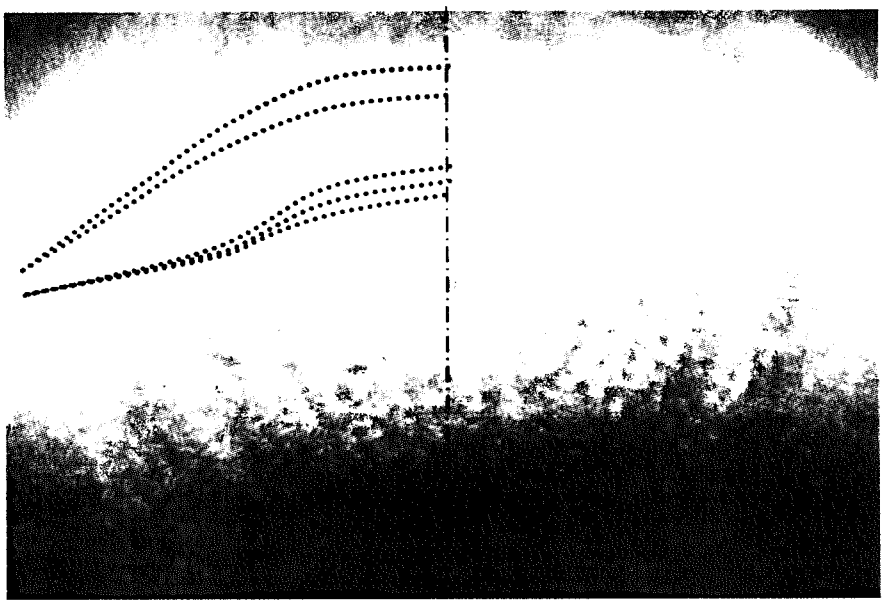
Obtaining an understanding of supersonic jet-plate interactions by using a combined optical-acoustical diagnostics method

Lösungsweg:

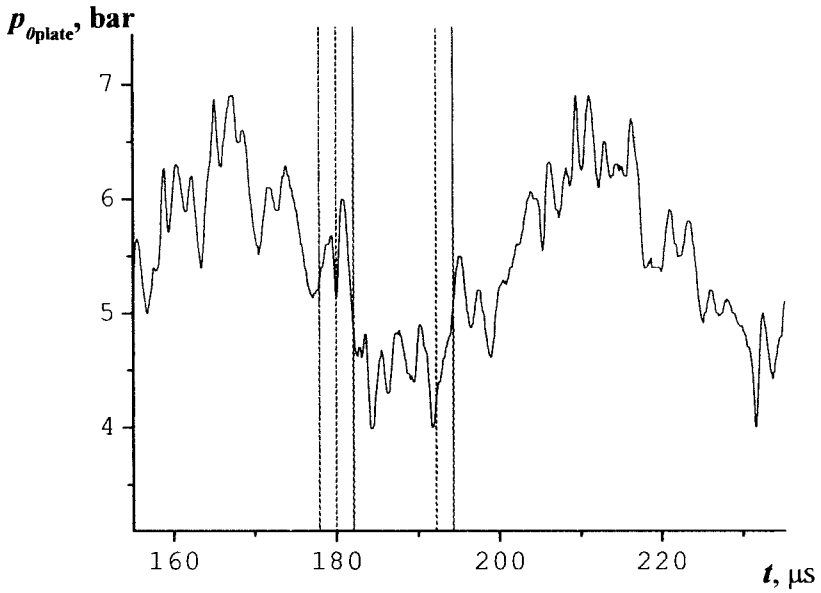
Steady state computations of the flow field performed with the DLR-Tau-Code have shown that there exist characteristic operation conditions of the cold spray process in which a separation bubble occurs. Experimentally, we have observed that separation bubbles are typically connected with flow oscillations. Therefore we have developed a combined optical-acoustical diagnostic system for investigating unsteady jet-plate interactions. Part of the optical diagnostics was described at the STAB-Workshop 2003. Its main features are: high-speed multi-exposure shadowgraphy; semiconductor laser as a light source, impulse length 20 ns – 10 ms, interval between pulses 20 ns – 10 ms, series of light pulses modulated arbitrarily; high-frequency pressure fluctuation measurements on the plate. Main parameters of the supersonic axisymmetric jet flow are: flow Mach number $M = 2.6\text{-}2.8$, stagnation temperature $T_0 = 20\ C°$, degree of underexpansion: 0.3-1.2.

Ergebnis:

The behavior of supersonic jets impinging on plates was studied for different degrees of underexpansion and nozzle-plate distances. The dynamics of the bow shock ahead of the obstacle was observed (cf. figures).



Five-exposure shadowgraph of the unsteady bow shock ahead of the plate. Length of light pulses 100 ns, intervals between pulses 2 – 10 μs.



Pressure fluctuations on the plate (at the axis of jet). Dashed lines show times of exposition in the corresponding shadowgraph.

Literatur:

[1] Gilmore, D. L.; Dykhuizen, R. C.; Neiser, R. A.; Roemer, T. J. and Smith, M. F. Particle velocity and deposition efficiency in the cold spray process. // Journal of Thermal Spray Technology. 1999; 8(4):576-582;

[2] Kalghatgi, G. T. and Hunt, B. L. The occurrence of stagnation bubbles in supersonic jet impingement flows. // Aeronautical Quarterly. 1976; 27:169-186;

weiteres Vorgehen:

Detailed investigations of the behavior of particles within the unsteady shock layer ahead of the substrate.

Datum: **STAB**

21.06.04

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Thorsten Lutz

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/6853406
Telefax: 0711/6853438
e-mail: lutz@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: EU-Projekt SIROCCO: ECN, NLR, GAMESA, NOI, CTC

Thema: Aeroakustische Auslegung von Profilen

Ausgangssituation:
Die Minimierung der Schallemission ist ein wichtiger Gesichtspunkt beim Entwurf künftiger Windturbinen. Bei modernen Anlagen stellt der von den Blättern abgestrahlte Hinterkantenlärm eine dominante Schallquelle dar. Diese Schallabstrahlung wird ursächlich von den turbulenten Fluktuationen innerhalb der Grenzschicht und den damit verbundenen Druckschwankungen auf der Oberfläche verursacht und durch Interaktion mit der Hinterkante verstärkt.

Ziel:
Das Ziel der vorliegenden Untersuchungen war, durch geeignete Gestaltung der Profile die Entwicklung der turbulenten Grenzschicht entlang des Blattes derart zu beeinflussen, dass der Gesamtpegel des abgestrahlten Hinterkantenlärms minimiert wird. Gleichzeitig sollten die aerodynamische Leistung nicht negativ beeinflusst und die Stall-Eigenschaften beibehalten werden. Diese Arbeiten werden von der EU im Rahmen des Projektes SIROCCO gefördert.

Lösungsweg:
Im aeroakustischen Entwurf von Profilen liegen im Gegensatz zur aerodynamischen Auslegung vergleichsweise wenige Erfahrungen vor. Zudem waren die Auslegungen im Rahmen des vorliegenden Projektes starken geometrischen und aerodynamischen Beschränkungen unterworfen, um eine Umrüstung existierender Windturbinen zu ermöglichen. Um unter diesen Randbedingungen gute Ausgangslösungen für teilinverse Entwurfsarbeiten zu gewinnen, wurden zunächst hochdimensionale numerische Optimierungen durchgeführt. Hierzu wurde die am IAG entwickelte Optimierungsumgebung POEM [1], [2] durch Ankoppelung des hocheffizienten Panel-Grenzschichtverfahrens XFOIL [3] erweitert. Die XFOIL-Ergebnisse dienten zur Ermittlung des Hinterkantenlärms mit einem von TNO-TPD im Rahmen des EU-Projektes DRAW entwickelten Fernfeldmodells [4]. Bei dem ursprünglichen Ansatz werden dabei die für akustische Berechnungen benötigten Turbulenzgrößen, wie die Verteilung der turbulenten Fluktuationen und der integralen Längenskale, unter Anwendung eines Mischungswegansatzes bestimmt. Durch umfangreiche Vergleichsrechnungen zu detaillierten Grenzschichtmessungen im Laminarwindkanal (LWT) des IAG [5] zeigte sich, daß dieser lokale Ansatz nicht hinreichend zur Erfassung von History- und Anisotropie-Effekten ist. Als Folge ergaben sich Inkonsistenzen hinsichtlich der relativen Unterschiede der für verschiedene Profil-Druckverteilungstypen berechneten Schallspektren. Dies konnte durch Vergleich mit Akustikmessungen im LWT unter Anwendung der CPV-Methode [6] belegt werden.

Aus diesem Grunde wurde das Finite-Differenzen Grenzschichtverfahren EDDYBL von Wilcox [7] eingekoppelt, das bei Verwendung des stress-ω Turbulenzmodells eine direkte Berechnung der relevanten Turbulenzgrößen ermöglicht sowie eine zuverlässigere Erfassung von Anisotropie- und History-Effekten verspricht. Dennoch erwies sich eine semi-empirische Skalierung der berechneten Längenskale für eine zuverlässige Berechnung der Schallspektren als notwendig.

Ergebnis:
Die erweiterte Berechnungsmethode wurde hinsichtlich der Vorhersage der Grenzschichtentwicklung mit RANS-Simulationen sowie hinsichtlich der Berechnung relevanter Turbulenzgrößen mit detaillierten Hitzdrahtmessungen im LWK validiert. Die anschließend durchgeführten Vergleiche zwischen berechneten und gemessenen Schallspektren zeigten für die betrachteten Profile eine sehr gute Übereinstimmung hinsichtlich Form und Lage des Maximums. Die relativen Unterschiede zwischen verschiedenen Profilen konnte klar nachvollzogen werden, was eine Grundlage zur Durchführung sinnvoller akustischer Profilauslegungen darstellt. Nach Abschluß der Validierung wurden neue, leisere Profile für den Tipbereich spezifischer Windturbinen entworfen. Die vorhergesagte Lärmreduktion konnte durch Akustikmessungen im LWT und im AWB nachgewiesen werden. Aerodynamische Windkanalmessungen zeigten keine Leistungseinbußen gegenüber den Referenzprofilen.

Literatur:

[1] Th. Lutz, A. Sommerer, S. Wagner: *Parallel Numerical Optimisation of Adaptive Transonic Airfoils.* IUTAM Symposium Transsonicum IV, Fluid mechanics and its applications, Volume 73, Kluwer Academic Publishers, ISBN 1-4020-1608-5, 2003.

[2] B. König, M. Kutzbach, Th. Lutz: *Extensions of the Optimisation Environment POEM with Respect to Aeroelastic Effects.* 14th DGLR Symposium of STAB, Bremen, November 16-18, 2004.

[3] M. Drela: *XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils.* Proc. Low Reynolds Number Aerodynamics, June 1989, University of Notre Dame, USA.

[4] R. Parchen: Progress report DRAW: *A prediction scheme for trailing-edge noise based on detailed boundary-layer characteristics.* TNO Report HAG-RPT-980023, TNO Institute of Applied Physics, The Netherlands, 1998.

[5] A. Herrig: *Grenzschichtmessungen und aeroakustische Untersuchungen an einem Profil mit variabler Kontur.* Diploma thesis, University of Stuttgart, 2003.

[6] W. Würz, S. Guidati, A. Herrig, Th. Lutz, S. Wagner: *Measurement of trailing edge noise by a coherent particle velocity method.* Proc. ICMAR 2004, Novosibirsk, June 28 – July 2, 2004.

[7] D.C. Wilcox: *Turbulence Modeling for CFD.* DCW Industries Inc., 2nd edition, ISBN 0-9636051-5-1, 1998.

weiteres Vorgehen:
Für mindestens eine der Referenz-Turbinen werden Blätter mit den neu entwickelten Profilen im äußeren Blattbereich gebaut. Die Leistung sowie die Schallemission der modifizierten Anlage wird anschließend in Freifeldtests vermessen und den Ergebnissen für die Referenzturbine gegenübergestellt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

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

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/685 -3443
Telefax: 0711/685-3438
e-mail: olaf.marxen@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Prof. Dr. D. Henningson,
Department of Mechanics, KTH Stockholm, Sweden

Thema: Stationäre Streaks und ihr optimales Wachstum in einer laminaren Ablöseblase

Ausgangssituation:

Im laminaren Teil einer druckinduzierten Ablöseblase auf einer ebenen Platte sind im Laufe des Transitionsprozesses stationäre, dreidimensionale Verformungen zu beobachten. Im vorliegenden Strömungsfall wurden solche Störungen experimentell in einem Laminarwasserkanal durch regelmässig angeordnete Rauhigkeiten getriggert. Mit Hilfe begleitender DNS konnte der Ursprung der stationären Störungen auf eine nicht-lineare Generierung zuruckgeführt werden [1]. Allerdings ist eine theoretische Erklärung für das zu beobachtende Wachstum dieser Störungen bisher nicht bekannt. Lokale Theorien sind auf Grund der starken Nicht-Parallelität der Strömung nicht unmittelbar anwendbar.

Ziel:

Die Berechnung des optimalen Wachstums dreidimensionaler, stationärer Störungen basierend auf den linearisierten Grenzschichtgleichungen und ein Vergleich mit experimentellen sowie DNS-Resultaten soll Auskunft über die physikalische Natur der beschriebenen Störungen in der Ablöseblase geben. Gleichzeitig kann die Anwendbarkeit der zugrundeliegenden Optimierungsmethode für die Transitionsvorhersage bei Grenzschichtprofilen mit Rückströmung überprüft werden.

Lösungsweg:

Die Optimierung erfolgt durch sukzessive Stromab-Integration der linearisierten Grenzschichtgleichungen mit aus der DNS erhaltener Grundströmung und Stromauf-Integration der zugehörigen adjungierten Gleichungen. Dabei wird ein Algorithmus verwendet, wie er für die Untersuchung von „Transient Growth" bei der „Bypass"-Transition eingesetzt wird [2]. Die theoretisch vorhergesagte Störungsanfachung wird dann mit numerischen und experimentellen Ergebnissen verglichen, um einen tieferen Einblick in das Störungswachstum zu erhalten. Weiterhin können durch den Vergleich Bereiche identifiziert werden, in denen die Theorie - zum Beispiel zur Transitionsvorhersage - anwendbar ist und wie die zu erwartende Güte einer entsprechenden Vorhersage ausfällt.

Ergebnis:

Im Experiment wurde der Druckgradient durch einen über der ebenen Platte aufgebrachten Verdrängungskörper mit dreieckigem Querschnitt erzeugt. Entsprechend ergibt sich eine zuerst beschleunigte und dann wieder verzögerte Grenzschicht. In der DNS wurde dieselbe

Strömung durch Vorgabe der Geschwindigkeit in Hautpströmungsrichtung am oberen Rand und einer dem Experiment angepasster Störeingabe erzielt [1]. Die spannweitige Wirbelstärke dieser Grundströmung ist in Abb. 1 dargestellt. Die Reynoldszahl basierend auf der Impulsverlustdicke beträgt 300 an der Ablösestelle.

In Abb. 2 sind Amplitudenverläufe aus Theorie, DNS und Experiment dargestellt. In den theoretischen Untersuchungen wurde dabei der Beginn des Integrationsintervalles variiert (x_0=-0.6,-0.45,-0.3,-0.15,0). Bei entsprechender Wahl dieses Integrationsintervalles ist eine gute Übereinstimmung von Theorie, DNS und Experiment zu beobachten. Dies gilt ebenso für wandnormale Amplitudenfunktionen (Abb. 3). Trotz Rückströmung ist eine Integration basierend auf den Grenzschichtgleichungen möglich, allerdings werden tiefer in der Ablöseblase systematische Abweichungen zwischen DNS und Experiment auf der einen und Theorie auf der anderen Seite sichtbar. Diese Abweichungen erscheinen jedoch so gering, das eine Vorhersage des Wachstums stationärer Störungen für Ingenieuraufgaben immer noch gerechtfertigt bleibt.

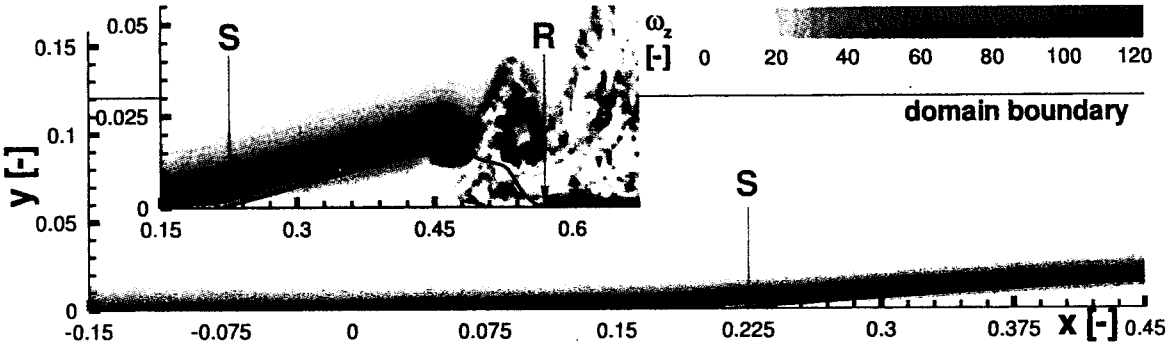


Abbildung 1 Gundströmung aus der DNS (siehe [1]). Der Ursprung des Koordinatensystems ist an die Stelle des engsten Querschnittes im Experiment gelegt und entspricht ungefähr dem Druckminimum in x.

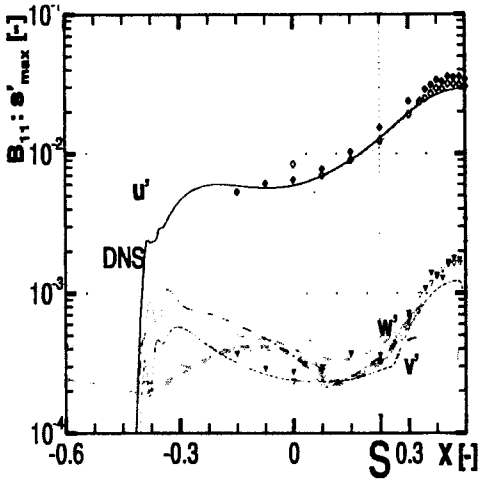


Abbildung 3 Amplitudenverlauf der stationären Störung. Dunkle Linien: DNS, helle Linien: opt. theoretisches Wachstum, Symbole: Experiment.

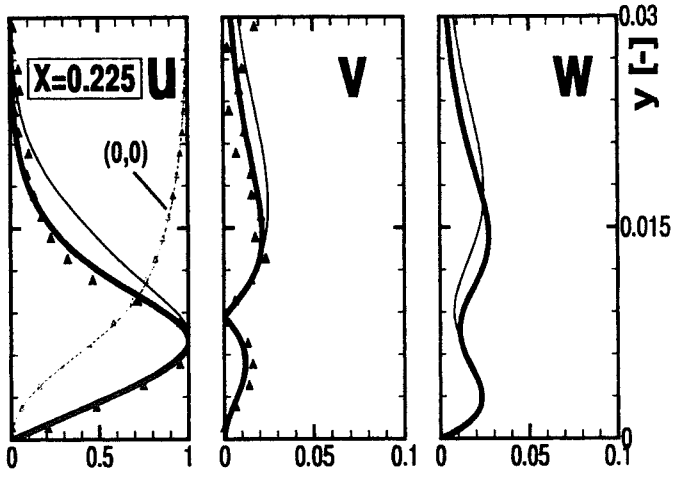


Abbildung 2 Wandnormale Amplitudenfunktionen der stationären Störung an der Ablösestelle. Dicke Linien: DNS, dünne Linien: theoretisches Wachstum, Symbole: Experiment.

Literatur:

[1] Marxen, O., Rist, U., Wagner, S. 2004 Effect of Spanwise-Modulated Disturbances on Transition in a Separated Boundary Layer. *AIAA Journal* **42** (5), 937-944.

[2] Levin, O., Henningson, D. 2003 Exponential vs Algebraic Growth and Transition Prediction in Boundary Layer Flow. *Flow, Turbulence and Combustion* **70**, 183-210.

weiteres Vorgehen:

Verbesserung der theoretischen Methode, damit Ergebnisse auch tiefer in der Ablöseblase erzielt werden können, da das bisher verwendete Verfahren dort nicht mehr konvergiert.

Datum: 25.6.04 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Ş. Šarić, M.Sc., Dr.-Ing.habil. S. Jakirlić, Prof. Dr. C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik, Technische Universität Darmstadt

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

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

Thema: Turbulent Flow Separation Control by Boundary/Shear Layer Forcing: A Computational Study

Ausgangssituation:

Active flow separation control is of great concern in numerous engineering applications. The phenomena of flow separation and reattachment are accompanied by large energy loses, influencing the performance of fluid machinery and imposing severe limitations to the operation and the design of many fluid flow devices. Recent studies have shown that periodic perturbation can delay separation (e.g. Seifert and Pack, 1999 and 2000, studied flow configuration at high Reynolds numbers relevant to aircraft aerodynamics: flow over an airfoil and flow over an upper-airfoil-surface-mounted hump) and provide reattachment control (flow over a backward-facing step: Chung and Sung, 1995; Jin et al., 2001; Yoshioka et al., 2001) more effectively then the steady blowing or suction. The flow over a wall-mounted hump and backward-facing step flow are well-known test cases for studying the influence of the local streamline curvature. The flow separates at the hump/step edge, forming a curved shear layer which bifurcates at the reattachment region; one branch flowing back creates a separation bubble behind the hump/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 purpose of the present work is the computational study of the effects of the boundary layer, i.e. shear layer forcing on the mean flow and turbulence using various methods for unsteady flow computations: LES (Large Eddy Simulation), DES (Dettached Eddy Simulations) and T-RANS (Transient Reynolds-Averaged Navier-Stokes) aiming also at mutual comparison of their features and performances in such a complex flow situation.

Lösungsweg:

Turbulent flow over an upper-airfoil-surface-mounted hump (Glauert-Goldschmied type body) at high Reynolds number ($\mathrm{Re}_c = U_\infty C/\nu \approx 1 Mio.$, where C and U_∞ represent the cord length of the hump and the free-stream velocity respectively, Fig. 1) and flow over a backward-facing step perturbed periodically by an alternate blowing of a jet through a thin slit situated at the step edge (Fig. 2) were investigated using all three afore-mentioned computational methods. The flow over a hump served as a test case for the computational methods and turbulence models validation at the recent NASA Langley Research Center Workshop (Rumsey, 2004). The shortening of the recirculation bubble was accomplished by suction through an opening at the hump edge. The suction velocity corresponds to the mass flow rate $\dot{m} = 0.01518 kg/s$. The oncoming flow is related to the flow in zero-pressure gradient boundary layer. The flow over a backward-facing step considered ($\mathrm{Re}_H = U_C H/\nu = 3700$, H being the step height) 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 ($V_e = 0.3U_C$) 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 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 (e.g. 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-ω SST* model (Menter, 1994) were examined. 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 *CFL* number, representing the time step chosen, was less then unity in the largest portion of the solution domain for both flow configurations. The only exception is the narrow region around the thin slot (*1 mm* width) at the hump/step edge. The solution domain for the hump geometry (dimensions: *6.14Cx0.909Cx0.2C*; the length of *2.14C* was taken prior the hump) is meshed with almost *4 Mio.* (*426x145x64*) grid cells. The size of solution domain adopted behind the step was *30Hx3Hx4H*. The channel length before expansion was taken to be *H/2*. The inlet data corresponding to a fully developed channel flow were generated computationally. Different grids were employed with the final one comprising *590.000* (*220x82x32*) grid cells.

Ergebnis:

Figs. 1 and 2 show some selected results obtained by the LES method. The effect of the suction on the flow pattern over the hump geometry is clearly visible in Fig. 1. The position of both the separation and reattachment points for the flow configurations without (no flow control) and with suction (flow control) are in good agreement with experimental results. Fig. 2 displays the iso-surfaces of the kinetic energy of turbulence behind the step 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.

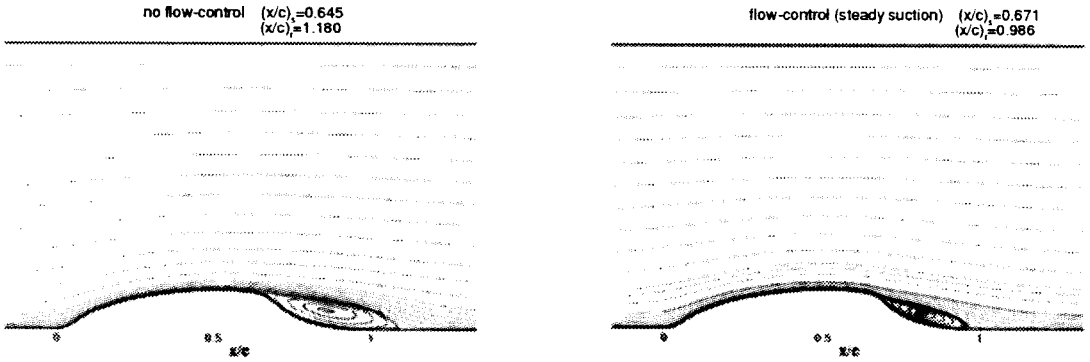


Figure 1: Streamline patterns obtained by LES

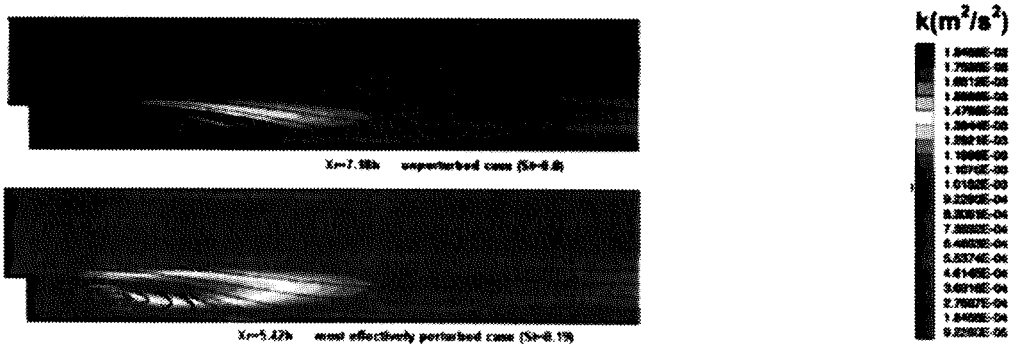


Figure 2: Contours of kinetic energy of turbulence and streamlines obtained by LES

Weiteres Vorgehen:

Computations with several algebraic and differential Reynolds-stress models and the in-depth analysis of their performance are planned for the future.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsmessung und Strömungsbeeinflussung

Ansprechpartner: P. Scholz, J. Ortmanns, C.J. Kähler und R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531-391-2987
Telefax: 0531-391-5952
e-mail: P.Scholz@tu-bs.de

weitere Partner: **Lufo III / IHK Verbundvorhaben HICON**
TU Berlin – Institut für Luft- und Raumfahrttechnik
Universität Stuttgart – Institut für Aero- und Gasdynamik
DLR Braunschweig – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Thema: **Beeinflussung der Durchmischung einer turbulenten Grenzschicht durch dynamisches Ausblasen**

Ausgangssituation:

Die Manipulation einer turbulenten Grenzschicht durch dynamisches Ausblasen ist eine bewährte Methode der Strömungsbeeinflussung [1]. Maßgeblicher Effekt ist die Anregung von Wirbeln, die impulsreiches Fluid aus den oberen Regionen der Grenzschicht in wandnahe Bereiche transportieren und so den durch die Reibung hervorgerufenen Impulsverlust mindern und Ablösungen verhindern. Zwar ist der Effekt grundsätzlich bekannt und bereits mehrfach erfolgreich in Experimenten nachgewiesen worden [2,3], systematische Untersuchungen zur Wechselwirkung des Freistrahls mit der turbulenten Grenzschicht in Abhängigkeit von prinzipiell möglichen Aktuatorgeometrien liegen jedoch nicht vor und erschweren daher eine Optimierung der Aktuatoranordnung.

Ziel:

Ziel ist es, durch Variation von Geometrie und Orientierung der Austrittsöffnung, ein effizientes und wirksames Aktuatorkonzept zur Kontrolle der Strömungsablösung an einem Hochauftriebsflügel zu finden.

Lösungsweg:

Es wurden phasenstarre Stereo-PIV-Messungen an einer längsangeströmten, ebenen Platte durchgeführt, die mit einem Aktuator ausgerüstet war, der seinerseits durch ein kommerzielles Schnellschaltventil dynamisch angesprochen wurde. Das Verhalten des Aktuators bei unterschiedlichen Betriebsparametern (Anregefrequenz, Vordruck, Leitungslänge, Vorkammervolumen, Öffnungszeit) wurde in Vorversuchen ermittelt und in den hier beschriebenen Messungen konstant gehalten – variiert wurde nur die Geometrie und Orientierung der Austrittsöffnung. Die Wirkung des Aktuators auf das Strömungsfeld wurde für dreizehn verschiedene Varianten bei acht verschiedenen Phasenlagen (wobei f = 100 Hz, T = 0,01 s) und an vier Positionen hinter der Austrittsöffnung vermessen. Um eine Ablösung erfolgreich zu verhindern, muss der Aktuator in der Lage sein, die Geschwindigkeit und damit den Impuls der Grenzschicht in Wandnähe zu vergrößern, die gemessenen Strömungsfelder wurden daher insbesondere hinsichtlich dieses Effektes analysiert.

STAB

Ergebnis:

Die Untersuchungen zeigen, dass die Aktuatoren nur dann im Sinne einer Ablösekontrolle leistungsfähig sind, wenn die Strahlachse unsymmetrisch zur Hauptströmungsrichtung ausgerichtet ist [2]. Nur in diesem Fall wird eine starke Sekundärbewegung (Längswirbel) erzeugt, die impulsreiches Fluid in die wandnahen Regionen der Grenzschicht transportieren kann. Ferner zeigt sich, dass es unwirtschaftlich ist, die Achse des Aktuatorstrahls in Hauptströmungsrichtung auszurichten, da hierdurch einerseits nur eine schwache Sekundärströmung angeregt wird, andererseits aber der Impuls des Aktuatorstrahls kaum ausreicht um die Strömung maßgeblich zu beschleunigen.
In Bezug auf Mehrfachaktuatoren konnte gezeigt werden, dass eine starke Steigerung der Leistungsfähigkeit durch Nutzung der Interaktion zweier Aktuatoren möglich ist, wobei gerade bei diesen Mehrfachaktuatoren der Vorteil einer *dynamischen* Anregung besonders auffällig ist.

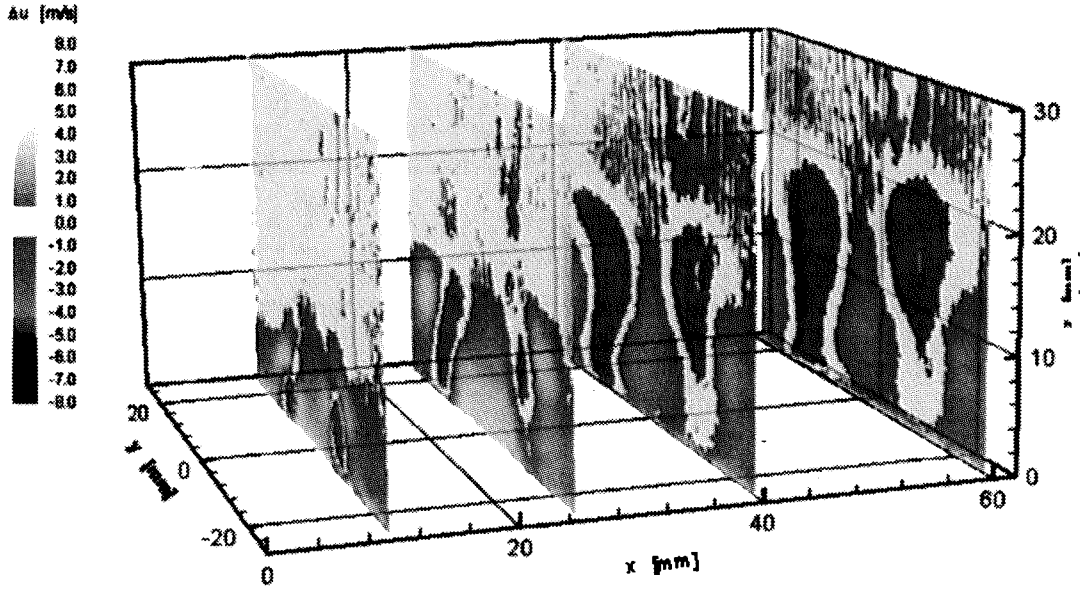


Abbildung: Einfluss eines dynamischen Aktuators auf das Strömungsfeld;
Änderung der Geschwindigkeitskomponente Δu (in Hauptströmungsrichtung) gegenüber einer ungestörten, turbulenten Grenzschicht für einen Zweilochaktuator

Literatur:

[1] Tinapp, F.: *Aktive Kontrolle der Strömungsablösung an einer Hochauftriebskonfiguration* Dissertation, Institut für Luft- und Raumfahrt, Technische Universität Berlin, 2001

[2] Johari, H., Rixon, G.S.: *Effects of Pulsing on a Vortex Generator Jet* AIAA Journal, Vol. 41, No. 12, AIAA, 2003

[3] Magill, J.C.; McManus, K.R.: *Exploring the Feasibility of Pulsed Jet Separation Control for Aircraft Configurations* Journal of Aircraft, Vol. 38, No.1, AIAA, 2001

weiteres Vorgehen:

Der Einfluss von Mehrfachaktuatoren wird weiter untersucht werden, wobei der ebenen Platte im Windkanal ein Druckgradient aufgeprägt wird, so dass Messungen an einer Grenzschicht mit Ablösung möglich werden. Dann werden die Einfach- oder Mehrfachaktuatoren zu Arrays angeordnet und ebenfalls an einer Grenzschicht mit Druckanstieg eingesetzt, wobei die Ablösung sicher, aber mit möglichst geringem Energieaufwand verhindert werden soll.

Datum: 16.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsmessung und Strömungsbeeinflussung

Ansprechpartner: P. Scholz, J. Ortmanns, C.J. Kähler und R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531-391-2987
Telefax: 0531-391-5952
e-mail: P.Scholz@tu-bs.de

weitere Partner: **Lufo III / IHK Verbundvorhaben HICON**
TU Berlin – Institut für Luft- und Raumfahrttechnik
Universität Stuttgart – Institut für Aero- und Gasdynamik
DLR Braunschweig – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Thema: **Pulsed Jet Actuator Arrays for Active Flow Control**

Ausgangssituation:

The manipulation of turbulent boundary layers by the means of pulsed jet actuators is a proven method to prevent separation on lifting surfaces. Most references concentrate on the optimisation of a single jet, but the area that can be influenced by a single actuator is limited. Therefore arrays of jets have to be used to assure separation prevention over larger parts of a wing. The interactions in arrays of actuators have rarely been studied with regard to an optimisation for stall control.

Ziel:

The overall goal is to investigate the dependence of the performance of actuator-arrays on different arrangements, different operational parameters and additional influences, such as phase-shifts between neighbouring actuators.

Lösungsweg:

The pulsation was realized with electro-magnetical fast-switching-valves which were controlled by a custom build microprocessor-controlled signal-generator with 16 independent channels. The resulting flow-field was explored using a commercial 3C2D-Stereo-PIV System. In order to measure phase-locked at a pre-selected phase angle the whole PIV-System was triggered by the main signal generator. See [1] for a detailed description of the experimental set-up. The previously measured local velocity of the undisturbed boundary layer was subtracted from the data to highlight the changes Δu, Δv and Δw due to the actuation.

Ergebnis:

Individual actuators have been tested in a variety of configurations [1,2] with the result, that a single, isolated actuator could control an area of probably a couple of centimeters width, but no more. This leads to the question how a multiplicity of actuators would have to be arranged to maximize the impact. First-order influence will be given by the spacing between two actuators, but different orientations of neighbouring actuators will have influence on the sense of rotation of the induced flow structures and therefore be a powerful parameter to increase efficiency.

The experiments showed that two actuators, which are inducing two vortex pairs with the same sense of rotation, do not perform very beneficial. Very closed to the actuator exit there will be two pairs, but whether these vortices combine and only a single weak vortex pair remains or they are too far apart to influence each other advantageously.

Very promising on the other hand is the use of two actuators, which are inducing two counter rotating vortex pairs with different senses of rotation. Typically the vorticity ω_x of the two innermost vortices is increased distinctly. The main advantage is the fact that the downwash areas of the two vortex pairs are being combined, but not the vortices themselves. This downwash produces a large accelerated area between the two actuators. Additionally, due to the mutual induced downwind of the vortices, the whole system moves closer to the wall, thus moving closer to the area of desired impact.

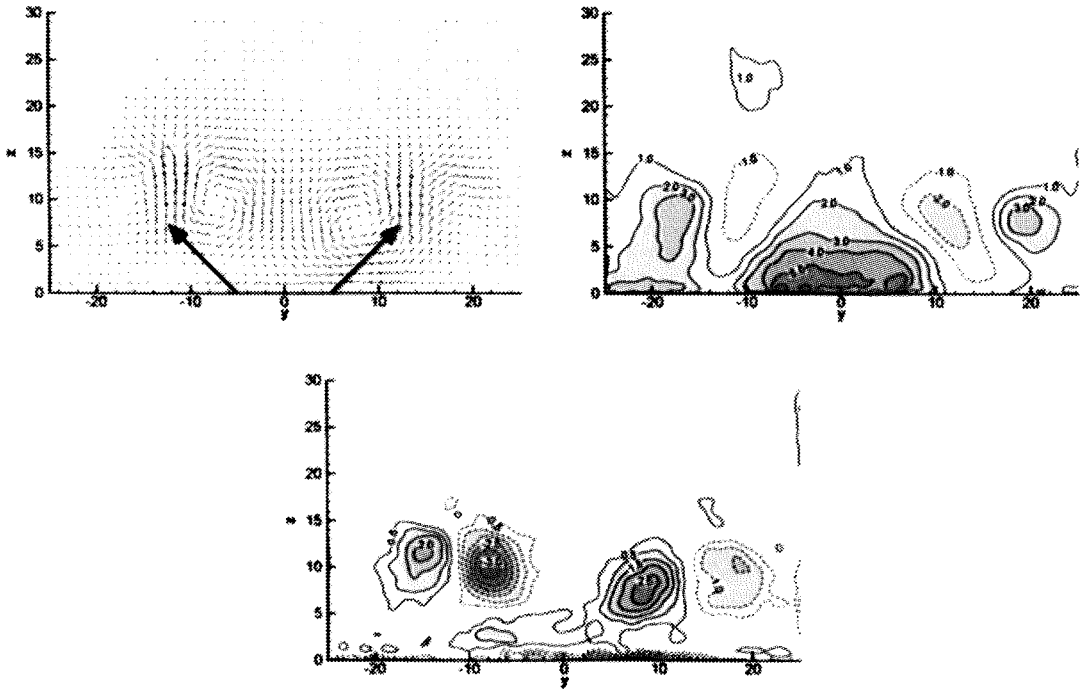


Figure : Change in crossflow velocity components Δv and Δw (upper left), change in streamwise velocity Δu (upper right) and resulting vorticity ω_x for an array of two diverging actuators at α=45° and β=90°, measured 25mm behind the actuator's exit, phasing: φ=180° (dashed: negative values)

Literatur:

[1] Ortmanns, J.; Kähler, C.J.: *Investigation of Pulsed Actuators for Active Flow Control Using Phase Locked Stereoscopic Particle Image Velocimetry*, presented on 12th Intl. Symposium for Application of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, 2004

[2] P. Scholz, J. Ortmanns, C.J. Kähler and R. Radespiel.: *Influencing the Mixing Process in a Turbulent Boundary Layer by Pulsed Jet Actuators,* to be published in "Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design"

weiteres Vorgehen:

The interactions in arrays of actuators will be studied in flat plate boundary layers with and without impressed pressure gradient. Later on, a high-lift airfoil equipped with dynamical actuators will be tested to give insight into the obtainable additional lift.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Andreas Schröder, U. Dierksheide*, J. Wolf*, M. Herr°, J. Kompenhans
Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen, Braunschweig°
LaVision, Göttingen*

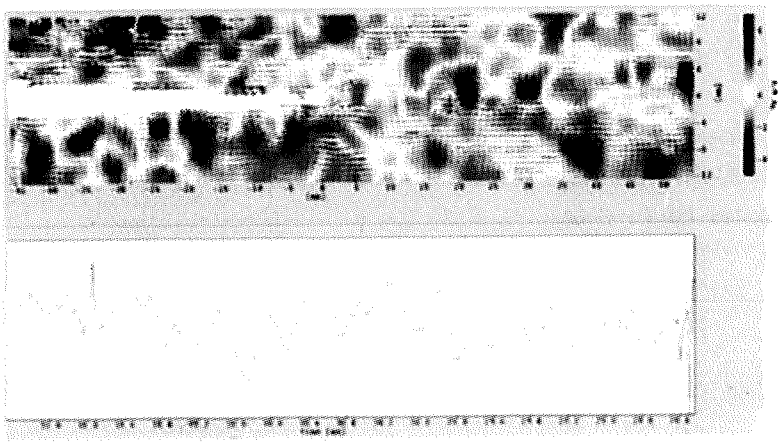
Adresse: DLR AS-EV **Telefon: +49 551-709 2190** **Telefax: +49 551-709 2830** **e-mail: andreas.schroeder@dlr.de** **juergen.kompenhans@dlr.de**

Thema: Untersuchung von Hinterkantenlärmquellen mit Hilfe von High-Speed- Particle Image Velocimetry (HS-PIV)

Ausgangssituation: Die Lärmerzeugung durch turbulente Strömungen über Oberflächen und um Kanten von Flugzeugen und Automobilen ist ein generelles Designproblem und seine Bedeutung wächst in Zeiten zunehmenden Verkehrs. Turbulente Grenzschichten erzeugen beim Umströmen einer Hinterkante ein breitbandiges Rauschen. Die Lärmemission hängt dabei wesentlich von den Radialkomponenten der Geschwindigkeitsfluktuationen in Bezug auf die Hinterkante ab. Die Umströmung einer leicht konvergenten Hinterkante einer ebenen Platte (mit und ohne Bürstenaufsatz zur Lärmdämpfung) im Akustischen Windkanal des DLR in Braunschweig (AWB) dient dabei als Gegenstand der Untersuchung [1].

Ziel: Bestimmung von zeitlich aufgelösten, momentanen Geschwindigkeitsfeldern in der Umgebung der Hinterkante mit Hilfe von HS-PIV zum Zwecke der Korrelation mit dem Zeitschrieb eines gleichzeitig aufgenommen Richtmikrofonsignals

Lösungsweg: Mittels eines HS-PIV Systems wurden mit einer Rate von 4 kHz momentane Geschwindigkeitsvektorfelder in einer Ebene, die in Strömungsrichtung und senkrecht zur Plattenebene aufgespannt ist, an der Hinterkante der mit 40 und 50 m/s angeströmten ebenen Platte im AWB aufgenommen. Gleichzeitig wurde mit Hilfe eines Richtmikrofons das Schalldrucksignal des von der Hinterkantenumgebung in 90° Streurichtung emittierten Lärms aufgezeichnet. In einer ersten Annäherung an dieses komplexe Phänomen der Schallentstehung sollen nun die beiden Datensätze korreliert und mit Hilfe verschiedener Datenanalysemethoden, wie Raum-Zeit-Korrelationen der Geschwindigkeitsfluktuationen und der Vorticity oder der Berechnung von Mittelwert- und RMS-Feldern, verglichen werden.



Ergebnis: Momentanes mittelwertbereinigtes Geschwindigkeitsvektorfeld aus einer 4 kHZ-Reihe mit entsprechendem laufzeitverzögertem, zeitgespiegelten Mikrofonsignal

Literatur:

[1] *Experimental Investigations in Low Noise Trailing Edge Design,* M. Herr und W. Dobrzynski, 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 10-12 May 2004, Manchester, UK

Datum: Juni 2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügler Technologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Heinrich Vollmers, Feng Bao

Institution: DLR-AS-EV

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen **Telefon:** 0551-709 2289
Telefax: 0551-709 2830
e-mail: Heinrich.Vollmers@dlr.de
Feng.Bao@dlr.de

Thema:
Untersuchungen zur Abschwächung der Wirbel im Nachlauf von Flugzeugen

Ausgangssituation:
Mit der Einführung schwererer Flugzeuge wird das Problem der Auswirkungen der Wirbel des Nachlaufs auf nachfolgende Fluggeräte wieder dringender. Die Abschwächung dieser Auswirkungen ist das Ziel vielfältiger Untersuchungen [siehe Literatur].
Untersuchungen zeigten folgende Ergebnisse:

- Einzelne Wirbel können sehr lange bestehen
- Die Störung einzelner Wirbel ist ineffizient
- Die Störung von Wirbelpaaren führt auch zu spät zu Ergebnissen
- Wirbelsysteme können instabil werden

Daraus wurde eine Strategie entwickelt:

- Erzeugung eines Systems von ausgebildeten Wirbeln
  - für die Wechselwirkungen nach ca. 30 Spannweiten
  - zum beschleunigten Zerfall
- Durch Setzen der Anfangsbedingungen um Wirbel der entsprechenden Stärke und Lage zu erzeugen.

In Abb1. aus Ref. 4 ist eine Möglichkeit skizziert.
Da die meisten Modelle moderner Flugzeuge einen komplexen Nachlauf erzeugen wurden die Untersuchungen an einem Prinzip-Modell in Abb. 2 durchgeführt.

Ziel:
Setzen der Anfangsbedingen für ein sich selbstzerstörendes Wirbelsystem

Lösungsweg:
Die verschiedenen Höhenleitwerke des Modell erzeugen abhängig der Streckung und dem Einstellwinkel Wirbel verschiederner Stärke an verschiedenen Orten. Durch Varation dieser Parameter ist es möglich, den Parameterbereich für eine grosse Zahl von Einstellungen. Abb. 3 zeigt viele der Realisierungen. Der Kreis zeigt die vielversprechen-dsten Verhältnisse. Eine Visualisierung des Ablaufs einer Wechselwirkung wird in Abb. 4 dargestellt.

Ergebnis:

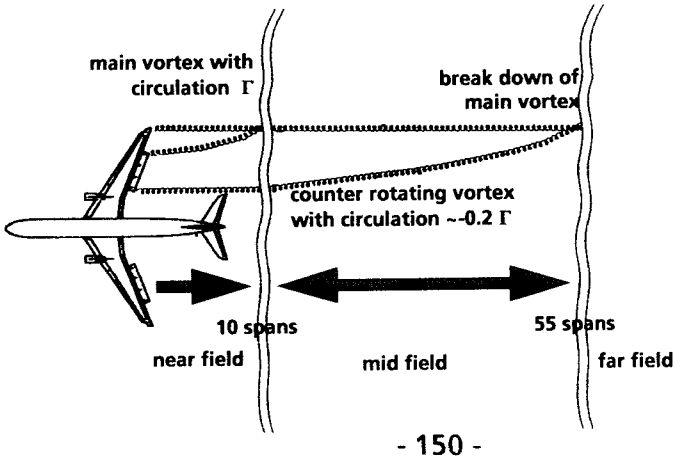
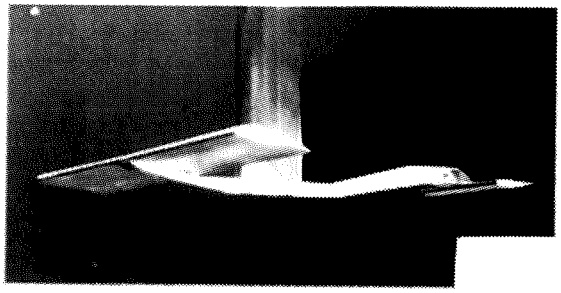


Abb. 1: Prinzip einer Wechselwirkung und der angestrebten Abminderung der Wirbelstärke.



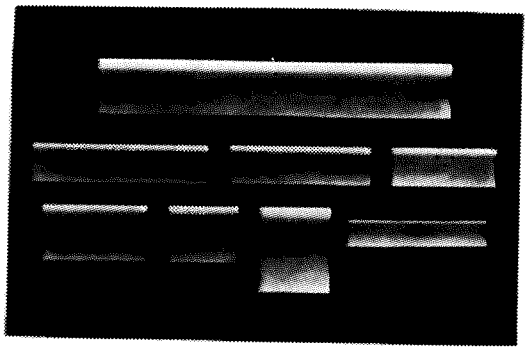
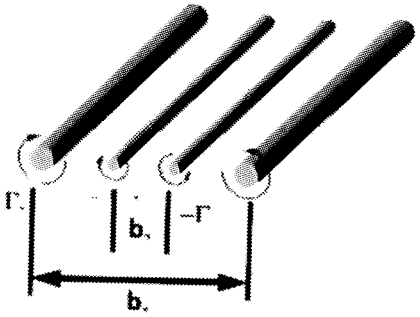


Abb. 2: Teile des Prinzipmodells



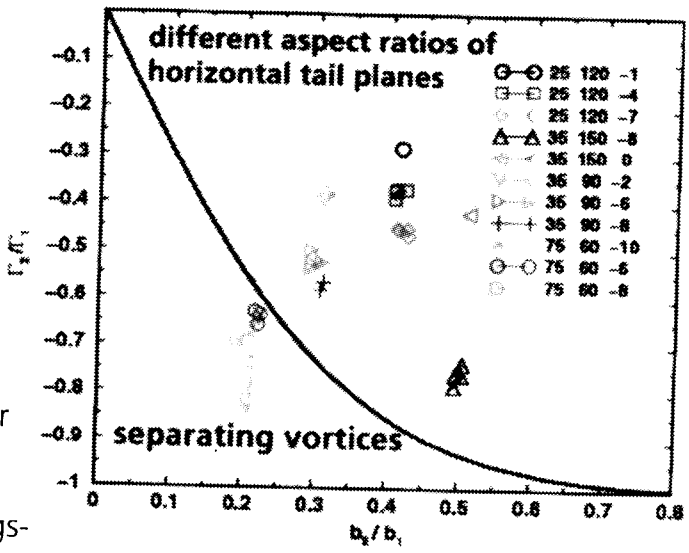
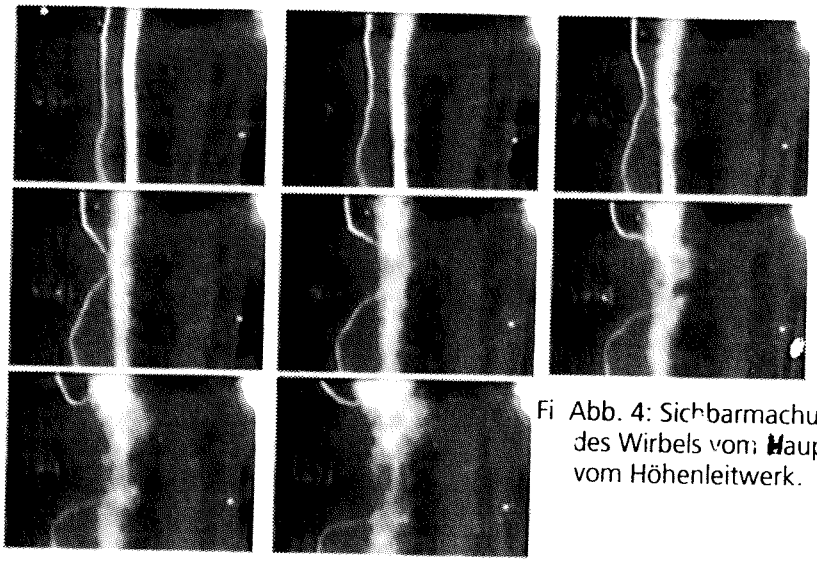


Abb 3: Abhängigkeiten des Verhältnisses der Zirkulation über dem Verhältsnis der Abstände der Wirbel für Variationen der Einstellwinkel und Streckungsverhälnisse der Höhenleitwerke.



Fi Abb. 4: Sichtbarmachung der Wechselwikung des Wirbels vom Hauptflügel und des Wirbels vom Höhenleitwerk.

Literatur:

[1] Bao, F., Vollmers, H., Mattner, H.
Experimental study on controlling wake vortex in water towing tanks.
Proceedings of the ICIASF 03 congress, August 25-29, 2003, Göttingen, Germany, pp. 214-223

[2] Donald A. Durston, Stephen M. Walker, David M. Driver, Stephen C. Smith
Wake Vortex Alleviation Flow Field Studies
AIAA Paper AIAA 2004-1073

[3] Stuff, R.
The Near-Far Field Relationship of Vorticity Shed from Transport Aircraft.
AIAA paper 2001-2429, 2001

[4] Stuff, R., Vollmers, H.
Alleviation of Aircraft Vortex Hazard Through Passive Aerodynamic Measures
AIAA paper 2003-1108, 2003

[5] Stuff, R., Vollmers, H. Aircraft with means for dissipating wing vortices. German patent No. DE 199 50 403 C 2, February 2002. U.K-Patent No.2355444, September, 2002 US-Patent No.: US 6,422,518 B1, July 23, 2002

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

weiteres Vorgehen:

Erfassung der 3 komponenten der Geschwindigkeitfelder mit Stereo-PIV sollen einen tieferen Einblick in den Ablauf der Wichselwirkung geben. Die Ausmessung der resultierenden Zirkulation ist hier von besonderem Interesse. Die möglich Anfachung von Instabilitäten nach Rayleigh-Ludwig wird überprüft.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Physikalische Grundlagen	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. W. Würz, Dipl.-Ing. A. Herrig, Prof. Dr.-Ing. E. Krämer	
Institution	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart	
Adresse	Paffenwaldring 21 70550 Stuttgart	**Telefon:** (0711) 6853424 **Telefax:** (0711) 6853470
weitere Partner		

Thema Messung von Hinterkantenlärm an Tragflügelprofilen mit einer "Coherent Particle Velocity" -Methode

Ausgangssituation
Hinterkantenlärm, abgestrahlt von Profilen, ist eine dominante Fernfeld Schallquelle bei subsonischen Tragflügeln und Rotorblättern, z.B. von Windkraftanlagen. Die quantitative Messung wird üblicherweise in einem schalltechnisch optimierten, akustischen Windkanal durchgeführt, wobei Richtmikrofone oder Mikrofon-Arrays zum Einsatz kommen. Diese Windkanäle verfügen über Freistrahl-Messstrecken, wobei sich ein nicht unerheblicher Einfluss auf die Druckverteilung am Profil ergibt, der eine Vergleichbarkeit mit einem Profil in freier Anströmung erschwert.

Ziel
Zielsetzung ist die Entwicklung eines neuen Verfahrens zur Messung der Schallabstrahlung von Profilhinterkanten in aerodynamischen, schalltechnisch *nicht* optimierten Windkanälen. Hauptprobleme sind dabei die Trennung des Messsignals von einer Vielzahl von Störquellen, hauptsächlich hervorgerufen durch Reflektionen an schallharten Messstreckenwänden, und ein erheblich höherer Hintergrundgeräuschpegel.

Lösungsweg
Im Laminarwindkanal des IAG ($Tu \leq 0.02\%$) wurde ein Verfahren entwickelt mit dem die Schallschnelle in der Nähe der Profilhinterkante mit einer speziellen Hitzdrahtanordnung gemessen werden kann. Durch zwei Sensoren, symmetrisch zur Hinterkante angeordnet, kann der Dipol-Charakter der Schallabstrahlung ausgenutzt werden um das Nutzsignal von Störsignalen zu trennen. Hutcheson und Brooks /1/ ("**C***oherent* **O***utput* **P***ower*"-Methode) benutzten dazu Mikrofone, die allerdings eine omnidirektionale Richtcharakteristik aufweisen und den lokalen Schalldruck messen. Bei der Verwendung von Hitzdrähten kann die starke, cosinusförmige Richtcharakteristik ausgenutzt werden um das Signal-Rauschverhältnis schon am Sensor erheblich zu steigern. Messgröße ist dabei die Schallschnelle ("**C***oherent* **P***article* **V***elocity*"-Methode). Die weitere Auswertung erfolgt durch Kreuzkorrelation der Fourier-transformierten Zeitsignale, wobei Signale mit zufälliger Phasenbeziehung durch Mittelung unterdrückt werden.

Ergebnisse
Erste Messungen wurden an einem sehr dünnen, symmetrischen Profil (WW02FL42, 4.2% Dicke) mit $t = 0.5$ m Profiltiefe und 0° Anstellwinkel durchgeführt. Zwei 45

STAB

Grad schräge Hitzdrähte (Dantec P12) wurden mit 75mm Abstand zur Profilhinterkante platziert (Abb. 1). Die Signale der Dantec 55M10 CTA-Brücken wurden über low-noise AMI-321A Verstärker mit Faktoren bis 10000 verstärkt und mit einem 24 Bit Audio-System (RME-Hammerfall DSP) mit 44.1 kHz digitalisiert und daraus die Kreuzkorrelationsfunktion berechnet. Abb. 2 zeigt exemplarisch den resultierenden Phasenteil. Oberhalb von 1500 Hz ist die erwartete 180° Phasenlage zu erkennen. Für niedrigere Frequenzen dominiert der Hintergrundlärm des Windkanals, während für Frequenzen oberhalb von 8 kHz das elektronische Rauschen den nutzbaren Frequenzbereich beschränkt.
Für die Ermittlung quantitativer Daten wurde eine komplette Simulation der Schall-abstrahlung der Profilhinterkante, Linienquelle, sowie der Richtungsempfindlichkeit der Hitzdrahtanordnung durchgeführt. Dabei wurde ein retardiertes Koordinatensystem (Abb. 3) sowie die Nahfeldbeziehungen für die Schallschnelle berücksichtigt /2/. Abb. 4 zeigt die somit bestimmten 1/3 Oktav Spektren für das untersuchte Profil, einmal mit freier Transition (0.38 x/t) und fixierter Transition (0.05 x/t). Da dieses Profil praktisch einer ebenen Platte entspricht, weist es einen sehr kleinen Schallpegel auf und kann als besonderer Testfall betrachtet werden

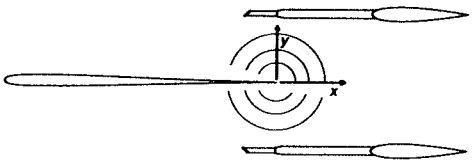


Abb 1.: Skizze des Versuchsaufbaus

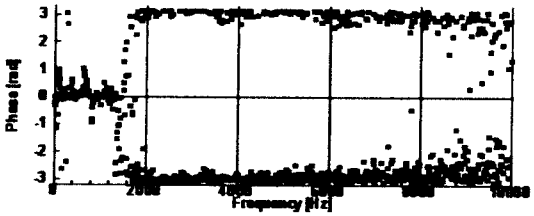


Abb 2.: Phasenverlauf über der Frequenz

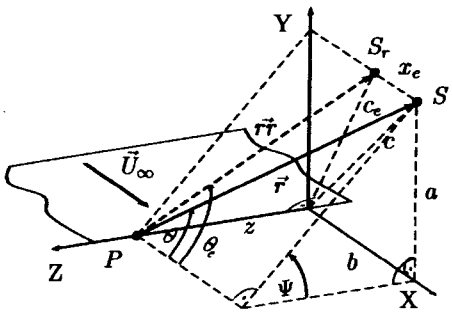


Abb 3.: Retardiertes Koordinatensystem

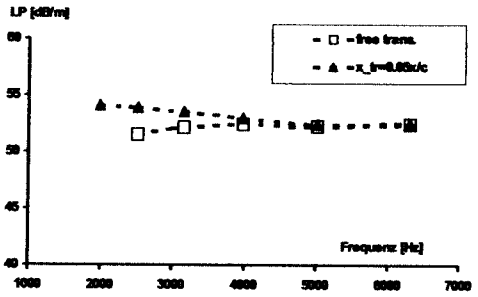


Abb 4.: 1/3 Oktave-Spektren, U_∞=60m/s

Literatur

/1/ Hutcheson F.V. and Brooks T.F.: *Measurement of Trailing Edge Noise using Directional Array and Coherent Output Power Methods*, AIAA-paper 2002-2472, 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Colorado

/2/ Würz W., Guidati S., Herrig A., Lutz Th., Wagner S.: *Measurement of Trailing Edge Noise by a Coherent Particle Velocity Method*, ICMAR 2004, 28.6.-2.7.2004, Novosibirsk

Weiteres Vorgehen

Im nächsten Schritt sollen detaillierte Untersuchungen im Nahfeld der Profilhinterkante durchgeführt werden, mit dem Ziel die notwendigen Annahmen zur Bestimmung quantitativer Schalldrücke zu überprüfen bzw. zu verbessern. Insbesondere sind dazu Messungen an drei NACA 0012 Profilen mit unterschiedlicher Profiltiefe vorgesehen.

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis	Large Eddy Simulation	
Ansprechpartner	Master Engineer Nouri Alkishriwi	
Institution	Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen	
Adresse	Wüllner Straße zw. 5 u. 7 52062 Aachen	**Telefon** (0241)-8095435 **Telefax** (0241)-809 2257 **Email** nouri@aia.rwth.aachen.de
Weitere Partner:		
Thema:	Application of Preconditioning and Multigrid for Large Eddy Simulation of Low Mach Number Flow Problems	

Ausgangssituation:
Large eddy simulation (LES) has become one of the major tools to investigate the physics of turbulent flow fields by using compressible and incompressible flow equations. At low mach numbers the performance (accuracy and convergence) of compressible codes degrades due to the presence of two different timescales associated with acoustic and convective waves. In explicit time-marching codes, the acoustic waves set the maximum time step while the convective waves determine the total number of iterations so that the overall effort becomes large for small mach numbers. In many compressible turbulent flow regions of low mach numbers exist, which require large integration time until a fully developed flow is established. In such cases, the efficiency of compressible codes can be improved considerably by the application of low mach number preconditioning methods.

Ziel:
For the large eddy simulation of turbulent compressible flows including low mach regions an efficient solution method is developed. After implementation, the performance is tested for a different validation cases.

Lösungsweg:
An implicit time accurate approach combined with multigrid and preconditioning is used. The Navier-Stokes equations are integrated with a dual time stepping scheme. To accelerate the convergence in artificial time a multigrid method is used. The physical time dervative is discretized with a backward difference formula of second order accuracy.

Ergebnisse:
To validate the solution method, different unsteady laminar and turbulent flows are studied. A laminar flow over a cylinder at $Re = 200$ and $Ma = 0.01$ is analyzed. Fig. 1 shows the work units required for the single and multigrid solution per time step and the time history of the lift coefficient using different physical time steps compared with a reference case. A large eddy simulation of turbulent channel flows at $Re_\tau = 590$ and different Mach numbers ranging between Ma =0.01 to Ma =0.1 are computed as the second case. The mean velocity profile and turbulence intensities are shown in Fig. 2. The results show

good agreement with the DNS data of Kim et al. (1999)[2]. In Fig. 3 the turbulent wake of the cylinder is visulised by λ_2 criterion for a flow at Re = 3900 and Ma =0.05.

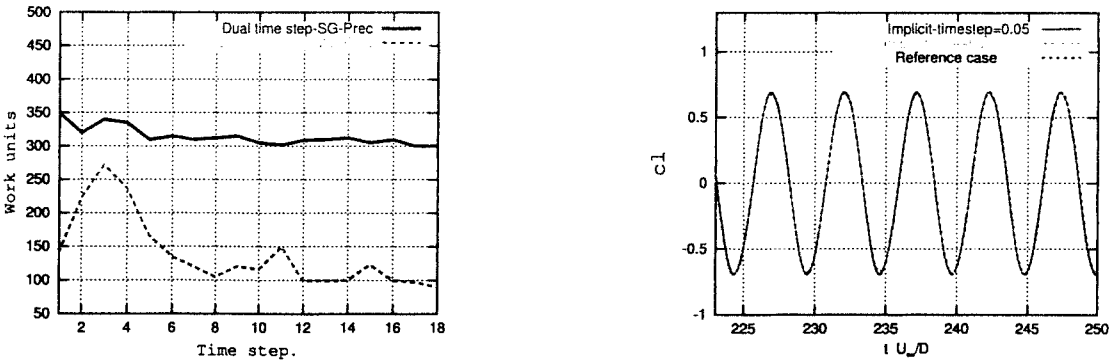


Figure 1 Work units for the single and multigrid solution per time step (left); Time history of the lift coefficient of laminar flow over a cylinder at Re = 200 and Ma = 0.01 (right)

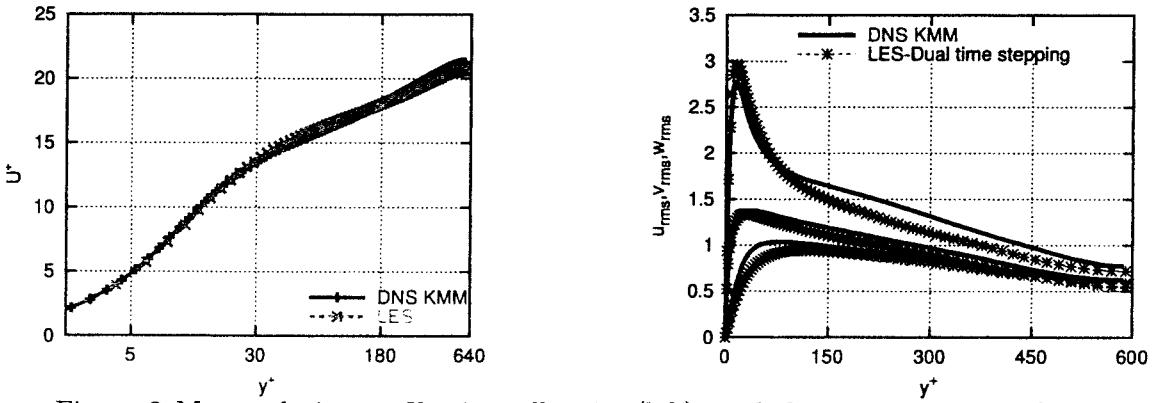


Figure 2 Mean velocity profiles in wall units (left); turbulence intensities LES of turbulent channel flow at Re_τ = 590 and Ma =0.1 (right)

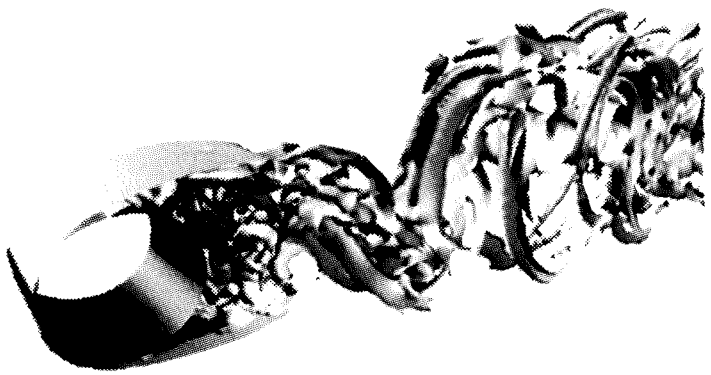


Figure 3 LES turbulent flow around a circular cylinder ar Re = 3900 and Ma = 0.05. Visualization of turbulent vortex structures with λ_2-criterion

References

[1] Turkel, E. (1999) " Preconditioning techniques in computational fluid dynamics," Annu. Rev. Fluid mech. 31,385-41

[2] Moser D.; J. Kim; N. Mansour (1999) "Direct numerical simulation of turbulent channel flow up to Re_τ = 590," Physics of fluids, volume 11, number 4

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Thanh Phong Bui

Institution: Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen

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

Telefon: (0241)-80 94 820
Telefax: (0241)-80 92 257
e-mail : phong@aia.rwth-aachen.de

weitere Partner: Forschergruppe „Verbrennungslärm“
DFG FO 486

Thema: Numerische Simulation von Verbrennungslärm bei offenen Flammen unter Verwendung der APE Gleichungen

Ausgangssituation:
Die Notwendigkeit der Entwicklung technischer Maßnahmen zur Lärmminderung erfordern bereits in der Entwurfs- und Auslegungsphase von Triebwerken bzw. deren Brennkammern numerische Methoden zur Simulierung der auftretenden Lärmbelastung durch den Verbrennungsprozess. Verbrennungsgeräusche in Brennkammern werden durch eine Vielzahl thermoakustischer Quellen verursacht. Beispielhaft können instationäre Verbrennung, Wärme- und Stoffdiffusion sowie turbulente Strömungen als Quellen identifiziert werden [1, 2]. Prinzipiell können quantitative Formulierungen der Quellen im Rahmen der Lighthill'schen akustischen Analogie gewonnen werden. Neben der turbulenzbedingten Quadrupolquellen ergibt sich eine zusätzliche Monopolquelle aufgrund der Wärmefreisetzung pro Volumeneinheit, ein Term der Refraktionseffekte aufgrund der variablen Schallgeschwindigkeit und von Dichteinhomogenitäten beschreibt sowie ein Dipolterm, der die Impulsänderung von Dichteinhomogenitäten berücksichtigt.

Ziel:
Das Ziel des Aerodynamischen Instituts im Rahmen der Forschungsinitiative „Verbrennungslärm“ ist die Entwicklung eines Verfahrens, mit dem Verbrennungsgeräusche im Nahfeld von Vormisch- und Diffusionsflammen effizient simuliert werden können.

Lösungsweg:
Im Rahmen der DFG Forschergruppe „Verbrennungslärm“ wird am Aerodynamischen Institut der RWTH Aachen die Lärmabstrahlung von offenen Flammen numerisch untersucht. Dabei werden die dreidimensionalen akustischen Störgleichungen (APE – Acoustic Perturbation Equations) [3] gelöst. Das APE-2 System von Ewert et al. [3] wird dabei mit Hilfe der Energiegleichung für reaktive Strömungen so umformuliert, dass auf der rechten Seite der Druck-Dichte Beziehung der charakteristische Monopol Quellterm für Verbrennungsprozesse [5] (Wärmefreisetzung pro Einheitsvolumen) erkennbar ist. Ein hybrider Ansatz wird verwendet, in dem das strömungsmechanische und das akustische Feld separat voneinander berechnet werden, um die unterschiedlichen charakteristischen Längenskalen in der Gitterauflösung berücksichtigen zu können. Zur Simulierung des Schallfeldes einer offenen Flamme werden in einem solchen hybriden Ansatz zunächst die LES Daten des Strömungsfeldes von der TU Darmstadt geliefert, die die instationären Quellinformationen enthalten. Ausgehend von diesen Daten werden die benötigten Quellterme auf dem strömungsmechanischen Gitter berechnet und anschließend auf das Akustikgitter interpoliert.

STAB

Bei der numersichen Lösung des APE Systems wird das DRP- Schema [4] zur räumlichen Diskretisierung und das LDDRK [4] Verfahren zur Zeitintegration verwendet. Zur Vermeidung unphysikalischer numerischer Reflektionen an den Rändern des Rechengebietes, werden nicht-reflektierende Randbedingungen wie z.B. die „Radiation Boundary Condition" benutzt [4].

Ergebnis:

Als Quellterm der Druck-Dichte Beziehung im APE-2 System werden die Dichtefluktuationen, d.h. die substantielle Zeitableitung der Dichte (Abb. 2) verwendet, die neben der Wärmefreisetzung pro Einheitsvolumen zusätzliche Quellmechanismen beinhalten. Diese Mechanismen spielen jedoch im Vergleich zum Einfluss der Wärmefreisetzung auf die Schallabstrahlung nur eine geringe Rolle [5].
Bei den folgenden Ergebnissen wurde der Quelltermbereich beschränkt auf die ersten 40% des Flammengebietes (0< x <20) ausgehend vom Düsenaustritt, da in diesem Gebiet der größte Anteil der Wärmefreisetzung zu erwarten ist. In Abb. 1 ist ein 2D Schnitt einer

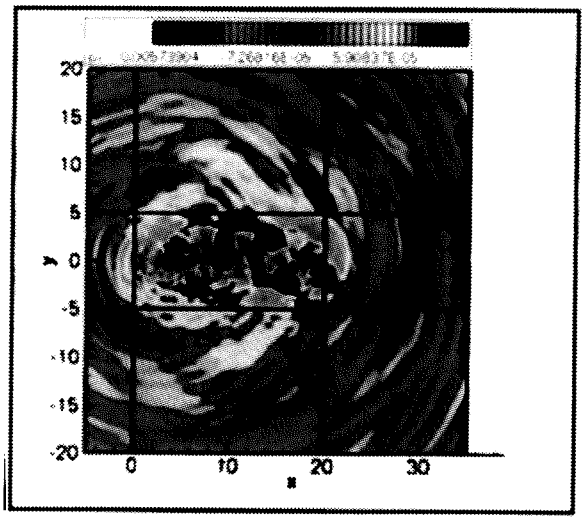


Abb. 1: 2D Schnitt des akustischen Druckfeldes für t=300

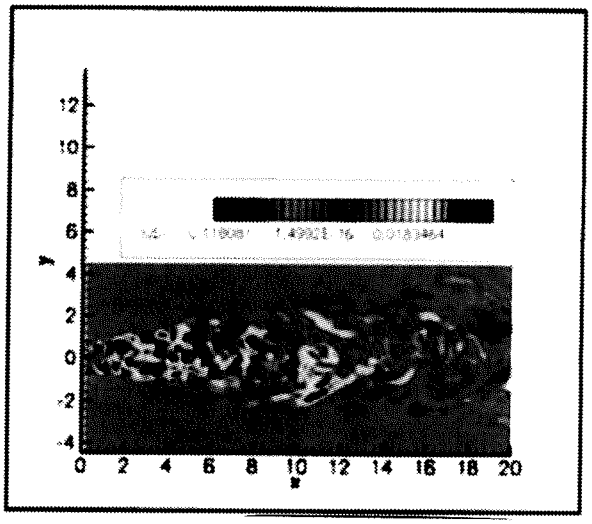


Abb. 2: Dichtefluktuation als Quellterm für t=300

Momentaufnahme des dimensionslosen akustischen Druckfeldes dargestellt, das durch Dichtefluktuationen im Quellgebiet verursacht wird, wobei der innere Block die Quellterme beinhaltet. Dabei stellen die schwarzen Linien in Abb. 1 Blockränder dar. Abb. 2 zeigt entsprechend die Quelltermverteilung zur dimensionslosen Zeit t=300.

Literatur:

[1] W.C. Strahle, On Combustion generated noise, J. Fluid Mech., 49:399-414, 1971
[2] W.C. Strahle, A Review of combustion generated noise, AIAA paper 73-1023, 1973
[3] R. Ewert, W. Schröder, Acoustic perturbation equations based on flow decomposition via source filtering. J. Comp. Phys. 188 (2003) 365-398
[4] C. K.W. Tam and J. C. Webb, Dispersion-Relation-Preserving Finite Difference Schemes for Computational Acoustics, J. Comp. Physics 107, 262-181 (1993)
[5] D.G. Crighton, A.P. Dowling, J.E. Ffowcs Williams, M. Heckl and F.G. Leppington, Modern Methods in Analytical Acoustics, Springer Verlag 1996

weiteres Vorgehen:

Im nächsten Schritt wird zum einen ein Vergleich der Rechnung mit experimentellen Daten durchgeführt und zum anderen werden verschiedene Quellterm-Formulierungen bei der Berechnung der Wärmefreisetzung pro Einheitsvolumen untersucht.

Datum: 18.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr. Frédéric Le Chuiton

Institution: DLR

Adresse: Postfach 3267
38022 Braunschweig

Telefon: 0531/295 3308
Telefax: 0531/295 2914
email: frederic.lechuiton@dlr.de

weitere Partner: ONERA, IAG-Uni. Stuttgart, Eurocopter Deutschland, Eurocopter

Thema: Simulation of The Complete Helicopter With Actuator Discs

Ausgangssituation:
The German aerospace centre DLR is involved in the French-German cooperative project Complete Helicopter AdvaNced Computational Environment (CHANCE), which aims at providing the French-German rotary wing industry with simulation tools able to simulate the flow around a fully equipped helicopter.
In the frame of CHANCE activities, and among other work packages, DLR is committed since several years in the development of the actuator disc (AD) option in its proprietary flow solver FLOWer. A first study resulted in the selection of an appropriate numerical implementation of this feature, which was validated with the ONERA Dauphin configuration, see [1]. Second, the Chimera approach to computing fuselage/main rotor as actuator disc has been validated and presented in [2].

Ziel:
This paper presents the extension of the configuration to fuselage with two actuator discs for the main and tail rotors.

Lösungsweg:
So as to reduce mesh generation efforts, it has been thought fruitful to make use of the Chimera overlapping grid technique. In essence, a mesh is generated around the isolated fuselage with no account for rotors, then the main and tail actuator discs are gridded separately and finally superimposed to the fuselage grid system. This allows for easy positioning and orientation of discs and saves remeshing costs of the background mesh, in this case also body fitted around the fuselage.

Ergebnis:
The Eurocopter EC145 configuration has been previously presented in [2], where the numerical solution of the flow around the isolated fuselage has been shown to match satisfactorily with experimental data. In addition, the main rotor of the EC145 has been modelled by a non-uniform actuator disc. The loads to be applied have been derived from a former FLOWer computation of the isolated EC145 rotor in forward flight.

The present work adds the tail rotor as a constant actuator disc to the former configuration, i.e. a uniform pressure jump is retained for the sake of simplicity of this new type of application. Basically, it is indeed possible to get a force distribution for the tail rotor in the wake of the main rotor, but this would require another FLOWer computation and has not been done so far.

STAB

The complete configuration along with force source terms for the actuator discs has been depicted in figure 1: force distribution for the main rotor and constant pressure jump for the tail rotor. Areas of high local thrust in the rear and front parts of the disc are to be noted, and also zones of negative thrust in the blade tip region of the advancing side and in the recirculation spot in the retreating blade side. In figure 2 are displayed in the middle plane total pressure gains in the main rotor wake, and losses in the fuselage wake. Block boundaries have been added to make the application of the Chimera feature clearer. A number of stream ribbons can be seen in figure 3, especially bringing into light the flow separation in the boot region and the rolling up of vortices along the tail boom. Finally, in figure 4 is shown a slice through the grid system of the tail actuator disc with pressure flooded contours. Particularly conspicuous are the marginal vortices and the overpressure wake area.

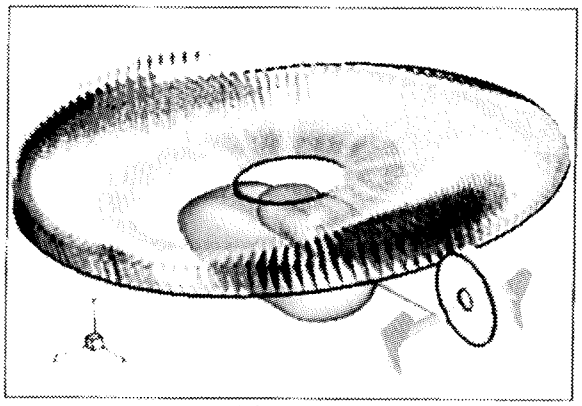


Figure 1

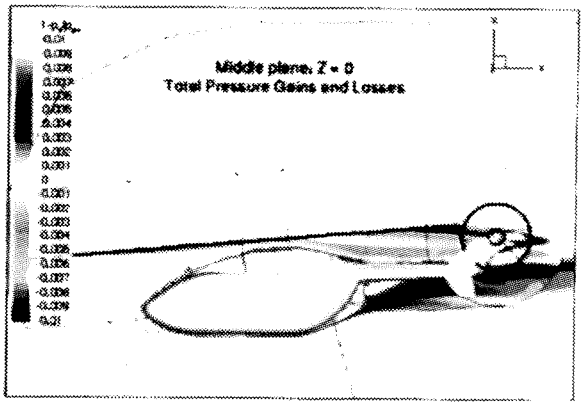


Figure 2

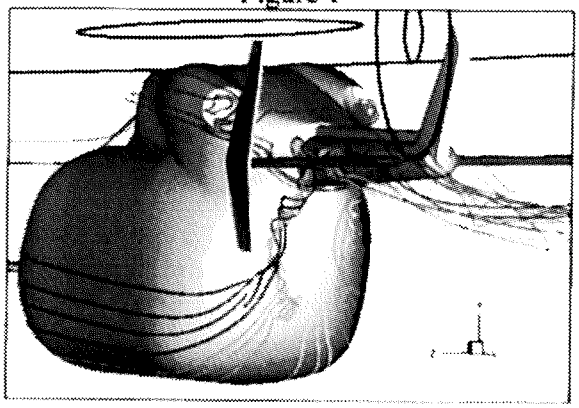


Figure 3

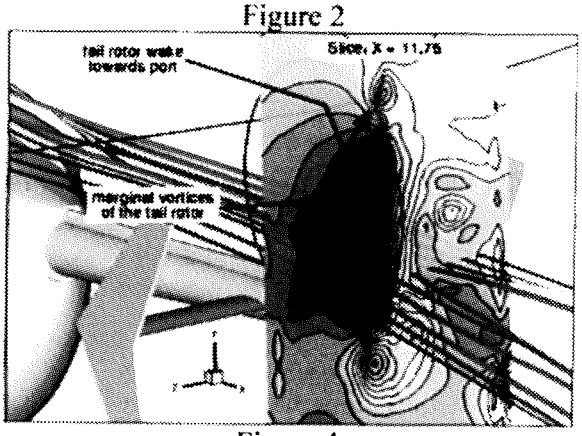


Figure 4

Literatur:

[1] F. Le Chuiton, "Actuator Disc Modelling for Helicopter Rotors", AST Journal, Volume 8, Issue 4, pp. 285-297, 2004

[2] A. D'Alascio, A. Berthe, F. Le Chuiton, "Application of CFD to The Fuselage Aerodynamics of The EC145 Helicopter. Prediction of Unsteady Phenomena of The Time Averaged Influence of The Main Rotor.", Proceedings of the 29th European Rotorcraft Forum, Friedrichshafen, Germany, September 2003

weiteres Vorgehen:

As a final step to this type of quasi-steady simulation, engine boundary conditions for helicopter turbines will be implemented and tested with input data provided from our industrial partner.

Datum: 20. Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Bernhard Eisfeld

Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-3305
Telefax: 0531/295-2320
e-mail : bernhard.eisfeld@dlr.de

weitere Partner: EADS-M

Thema: Numerische Simulation aerodynamischer Probleme mit Reynolds-Spannungsmodellen

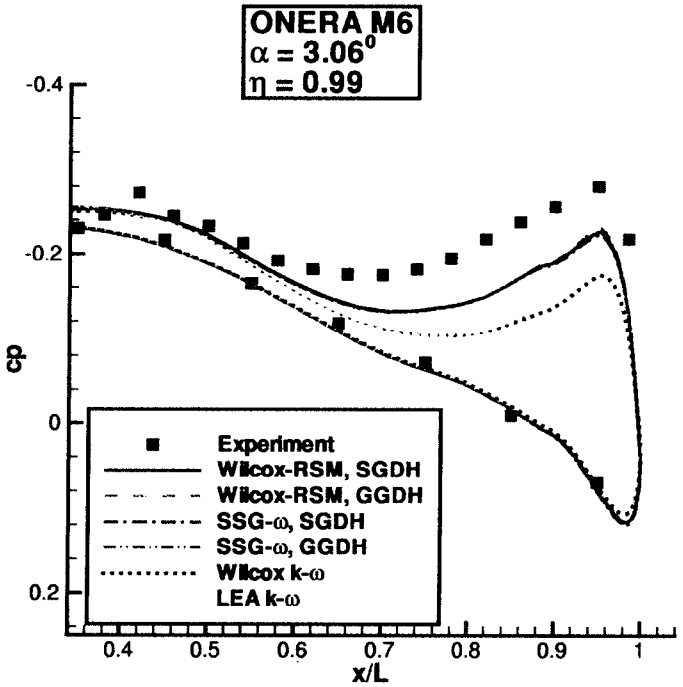
Ausgangssituation:
In der Flugzeugaerodynamik sind die untersuchten Strömungen in der Regel turbulent. Der Turbulenzmodellierung kommt daher eine hohe Bedeutung für die genaue Vorhersage insbesondere von Stoßlagen, Ablösegebieten oder freien Wirbeln zu.
Bislang werden zu diesem Zweck vor allem Modelle verwendet, die auf der Annahme einer sog. Wirbelviskosität beruhen, welche auf die molekulare Viskosität addiert wird. Zu deren Bestimmung werden je nach Modell algebraische Beziehungen oder zusätzliche Transportgleichungen gelöst, was seit längerem numerisch beherrscht wird.
Allerdings bringt die zu Grunde liegende Vereinfachung auch Nachteile mit sich. Zum einen lässt sich damit die Anisotropie der turbulenten Normalspannungen in Wandnähe nicht richtig wiedergeben. Zum anderen werden druck- oder stoßinduzierte Ablösungen nicht korrekt vorhergesagt.
Gewisse Verbesserungen lassen sich durch nichtlineare Modelle, wie die sog. Expliziten Algebraischen Reynolds-Spannungsmodelle, sowie Korrekturen für Effekte von Stromlinienkrümmung und Rotation des Geschwindigkeitsfeldes erzielen. Doch auch diesen Ansätzen sind durch die zu Grunde liegenden Wirbelviskositätsmodelle Grenzen gesetzt. Diese sind im Rahmen des RANS-Ansatzes nur mit kompletten Reynolds-Spannungsmodellen zu überwinden, bei denen auf die Annahme einer Wirbelviskosität verzichtet und stattdessen für jede einzelne Komponente des turbulenten Reynolds-Spannungstensors eine individuelle, Transportgleichung gelöst wird sowie eine weitere Gleichung für ein sog. turbulentes Längenmaß. Solche Modelle wurden bislang vor allem im universitären Bereich zu Forschungszwecken verwendet, standen der Luftfahrtindustrie aber kaum für aerodynamische Untersuchungen zur Verfügung.

Ziel:
Im EU-Projekt FLOMANIA wurde neben der Verbesserung herkömmlicher Wirbelviskositätsmodelle angestrebt, die Lücke zwischen akademischer und angewandter Forschung zu schließen. Zu diesem Zweck sollten bekannte Reynolds-Spannungsmodelle in Codes der Luftfahrtindustrie implementiert und für den Einsatz in der Flugzeugaerodynamik einsatzfähig gemacht werden. An dieser Aufgabe beteiligte sich das DLR als Software-Lieferant von EADS-M mit dem FLOWer-Code.

Lösungsweg:
Innerhalb des EU-Projektes FLOMANIA wurden das Wilcox stress-ω-Modell [1] sowie das SSG-Modell [2] in FLOWer implementiert. Diese Modelle für den sog. Umverteilungsterm sind kombinierbar mit zwei verschiedenen Modellen für die turbulente Diffusion sowie mit verschiedenen Längenmaßgleichungen.

Zur Lösung von Robustheitsproblemen, die man allgemein auf die geänderte Kopplung mit den Hauptströmungsgleichungen zurückführt, wurde eine Stabilitätsanalyse des kompetten Systems aus RANS-, Reynolds-Spannungs- und Längenmaßgleichung durchgeführt [3]. Daraus resultierten sowohl neue maximale Eigenwerte für die Bestimmung des expliziten Zeitschritts als auch detaillierte Quelltermableitungen für die Linearisierung der Turbulenzgleichungen. Zur weiteren Stabilisierung wurde das bereits vorhandene implizite Verfahren zur Lösung der Turbulenzgleichungen [4] auf Reynolds-Spannungsmodelle erweitert.

Ergebnis:
Die Implementierung der Reynolds-Spannungsmodelle wurde anhand der Lösung für die ebene Platte validiert. Weitere Tests wurden in FLOMANIA anhand einer Diffusorströmung mit druckinduzierter Ablösung durchgeführt.
Die Anwendbarkeit auf aerodynamische Probleme wurde anhand der Berechnung von Profilumströmungen im transonischen Bereich (RAE 2822, Case 9 und 10) und im Hochauftrieb (Aérospatiale A) nachgewiesen. Als 3D-Anwendung wurde die transonische Strömung um den ONERA M6-Flügel mit einem Lambda-Stoß berechnet. In keinem dieser Fälle traten Robustheitsprobleme auf, und die Konvergenz war ähnlich der mit einfacheren Zweigleichungs-Wirbelviskositätsmodellen. Die Ergebnisse waren dabei stets in guter Übereinstimmung mit Meßdaten, was für die einfacheren Modelle nur teilweise gilt.



Verbesserte Vorhersage der Druckverteilung an der Flügelspitze des M6

Literatur:

1. Wilcox, D.C., *Turbulence Modeling for CFD*, DCW Industries, La Cañada, 2nd Ed. 1998
2. Speziale, C.G., Sarkar, S. Gatski, T.B., Modeling the Pressure-Strain Correlation of Turbulence, *Journal of Fluid Mechanics*, **227** (1991) 245-272
3. Eisfeld, B., *Die Eigenwerte des Systems aus RANS und Reynolds-Spannungsgleichungen*, DLR-IB 124-2003/1
4. Faßbender, J., Improved Robustness for Numerical Simulation of Turbulent Flows around Civil Transport Aircraft at Flight Reynolds Numbers, DLR-FB 2003-09, in Vorbereitung

weiteres Vorgehen:
Es ist geplant, die Anwendbarkeit der Reynolds-Spannungsmodelle auf komplexere Konfigurationen zu untersuchen. Außerdem sollen im EU-Projekt EUROLIFT-II Rechnungen mit Reynolds-Spannungsmodellen für Hochauftriebsströmungendurchgeführt werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Arne Grote

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

weitere Partner: Rolf Radespiel

Thema: **Untersuchung des Leitwerksüberziehens einer generischen Transportflugzeugskonfiguration im Windkanal**

Ausgangssituation: Für den aerodynamischen Höhenleitwerksentwurf bei Transportflugzeugen sind gesicherte Vorhersagen der komplexen Strömungsverhältnisse am Heck, der Ruderwirksamkeit und der Grenzen zum Leitwerksüberziehen erforderlich. Einfache Analyseverfahren basierend auf der Potentialtheorie können dies aufgrund der komplexen viskosen Wechselwirkungen, die bei zunehmender aerodynamischer Belastung zu einem nichtlinearen Verlauf der Wirksamkeit von Höhenleitwerksflosse und -ruder führen, nicht leisten. Höherwertige numerische Simulationsverfahren wären hierzu in der Lage, können aber bislang aufgrund fehlender Validierungsdaten nicht in den Designprozess eingebunden werden.

Ziel: Mit Hilfe des Windkanalmodells einer generischen Transportflugzeugskonfiguration mit Höhenleitwerk sollen hochwertige, experimentelle Validierungsdatensätze für die Leitwerksumströmung nahe der Überziehgrenze unter Langsamflug-Bedingungen bereitgestellt werden. Anhand ausgewählter Testfälle soll mit diesen Datensätzen das Verfahren zur Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen TAU des DLR [1] verifiziert und validiert werden. Desweiteren lassen sich aus diesen Ergebnissen wesentliche aerodynamische Entwurfssensitivitäten des Leitwerksüberziehens identifizieren und analysieren, um bei zukünftigen Entwürfen Berücksichtigung zu finden.

Lösungsweg: Der Entwurf des Windkanalmodells wurde durch die Forderungen nach einer möglichst großen Reynoldszahl am Höhenleitwerk bestimmt. Mit der Wahl einer Höhenleitwerksspannweite von b_H=880mm lassen sich an einer typischen Leitwerksgeometrie (Λ_H=4.5 und λ_H=0.42) bei einer mittleren Flügeltiefe von $l_{\mu,H}$=200mm im Modellunterschallwindkanal des Instituts (MUB, Messstreckenquerschnitt 1300x1300mm²) Reynoldszahlen von bis zu $Re=1.0\cdot10^6$ erzielen, wobei die Leitwerksenden noch einen ausreichenden Abstand zu den Grenzschichten der Seitenwände behalten.
Einige industrielle Messungen bei Reynoldszahlen von etwa $Re=3.5\cdot10^6$ zeigen ein Strömungsverhalten, bei dem das Fluid im Außenbereich des Höhenleitwerks mit zunehmend negativem Anstellwinkel sehr plötzlich über der gesamten Profiltiefe ablöst. Um trotz der reduzierten Reynoldszahl im MUB vergleichbare Strömungsphänomene beobachten zu können, ist der Entwurf eines neuen Höhenleitwerksprofils erforderlich, das sich bzgl. $c_{a,max}$ und c_p-Verteilung im Profilnasenbereich ähnlich einem industriellen Profil verhält, dies allerdings bei reduzierter Reynoldszahl.
Die weiteren Abmessungen des Modells sind in Anlehnung an einen Airbus A319 gewählt, die Geometrie des Rumpfes wurde dabei stark vereinfacht. Die Abmessungen der Messtrecke machen es dabei erforderlich, den Tragflügel aerodynamisch neu zu entwerfen, um trotz verringerter Spannweite auf 1300mm und unter Berücksichtigung der Windkanaleinflüsse auf die Umströmung ein vergleichbares Abwindfeld am Ort des Höhenleitwerks zu erhalten. Bei einer Gesamtlänge des Modells von l_R=2050mm und einem Rumpfdurchmesser von d_R=280mm führt diese Geometrieauswahl zu einer Versperrung im Windkanal von etwa 20%. Dieser hohe Wert kann jedoch akzeptiert werden, da für die numerischen Vergleichsrechnungen der Windkanal in die Modellierung mit einbezogen wird. Durch diese Vorgehensweise lassen sich Leitwerkskonfigurationen bei Reynoldszahlen untersuchen, die bei herkömmlichem Vorgehen einen mindestens doppelt so großen Windkanal erfordern würden.

Ergebnis: Der Entwurf des Windkanalmodells erfolgt in mehreren Schritten. Zunächst wird mit einer in das kombinierte Panel-Grenzschichtverfahren XFOIL [2] integrierten inversen Entwurfsroutine das Forschungsprofil HGR-02 (Höhenleitwerksprofil-Grote-Radespiel) entworfen [3]. Es besitzt bei reduzierter Reynoldszahl ($1.0\cdot10^6$ anstelle $3.5\cdot10^6$) einen Maximalauftrieb in der Größenordnung des industriellen Vergleichsprofils. Auch das Profilverhalten, charakterisiert durch das Verlagerung der Ablöse- und Anlegepunkte der Strömung mit dem Anstellwinkel, konnte auf das neue Profil übertragen werden. Nur die Ausdehnung der laminare Ablösung an der Profilvorderkante fällt aufgrund der geringeren Reynoldszahl größer aus.
Für den aerodynamischen Entwurf des Tragflügels in der geschlossenen Messstrecke des Windkanals wurde

ein klassisches Wirbelleiterverfahren um das Spiegelungsprinzip erweitert, so dass die kinemetische Strömungsbedingung nicht nur im Aufpunkt sondern auch an den Wänden des Kanals erfüllt wird. Durch Variation der Verwindung gelingt es, mit diesem Verfahren einen Rechteckflügel so zu entwerfen, dass sein im Windkanal erzeugtes Abwindfeld am Ort des Höhenleitwerks vom Verlauf längs Spannweite dem eines Vergleichsflügels in Startkonfiguration unter Freiflug-Bedingungen entspricht. Lediglich die Stärke des Abwindes erreicht das geforderte Niveau nicht ganz, was sich allerdings durch den Einfluss der Spiegelungen der tragenden Wirbel erklären lässt.

Das Windkanalmodell [4] lässt sich in zwei Bereiche unterteilen (vgl. Bild 1): Der vordere Bereich, bestehend aus Bug, mittlerem Rumpfsegment und Tragflügel, über den das Modell an den Seitenscheiben in der Messstrecke aufgehängt ist, hat ausschliesslich die Aufgabe, am Leitwerk realistische Strömungsverhältnisse zu erzeugen. Der hintere Bereich, bestehend aus der konischen Heckröhre und den Höhenleitwerksflächen, ist mit dem vorderen Bereich nur über eine 6-Komponenten DMS-Waage verbunden. Auf diese Weise lassen sich die am Heck angreifenden aerodynamischen Lasten bestimmen. Desweiteren verfügt das Modell über insg. 100 Druckmessbohrungen in zwei Schnitten des Höhenleitwerks, die durch ihre gezielte Verteilung eine Auflösung der Druckanstiege im Bereich der Flügelvorderkante bei hohen Anstellwinkeln ermöglichen.

Parallel zum Bau des Modells erfolgen numerische Berechnungen mit dem DLR TAU-Code, die das Strömungsverhalten des Modells im Windkanal simulieren. Unter Verwendung des Spalart-Allmaras Turbulenzmodells und der Annahme einer vollständig turbulenten Grenzschicht werden hierbei zunächst die Einflüsse der Parameter Anstellwinkel und Trimmwinkel sowie Ruderausschlag auf die Leitwerksumströmung und die Druckverteilung untersucht. Die Ergebnisse (vgl. Bild 2,3) zeigen zum Flügelaußenbereich hin eine Entpfeilung der Isobaren, die zu einem erhöhten Druckgradienten an der Profilvorderkante führen. Dort kommt es - ähnlich laminaren Vorderkantenablösungen - zur Ausbildung hoher Unterdrücke, die unter Berücksichtigung eines laminar-turbulenten Umschlags zu einem Ablösen der Strömung von der Vorderkante führen könnten.

Der Vortrag auf dem STAB-Symposium wird datailliert auf die bei den Entwürfen des Windkanalmodells gewählte Methodik eingehen und eine Übersicht über die numerischen Berechnungen im Bereich $c_{A,max}$ am Höhenleitwerk, die Strömungsverläufe an der Grenze zum Überziehen und die zu erwartende Leitwerkswirksamkeit geben.

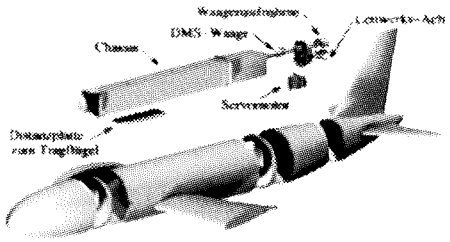


Bild 1: Explosionsdarstellung des Windkanalmodells

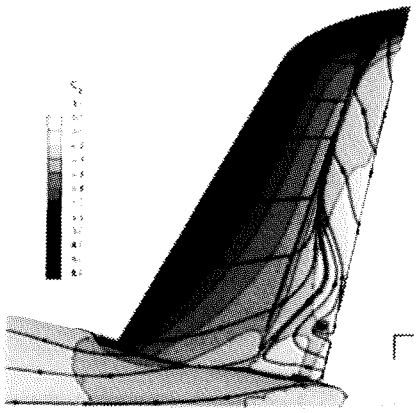


Bild 2: Berechnete Druckverteilung und Wandstromlinien auf der Saugseite des Höhenleitwerks bei einem Trimmwinkel (i_H=-11°) und Ruderausschlag (η_K=-10°)

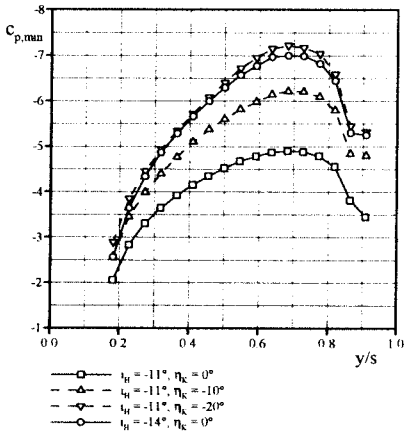


Bild 3: Veränderung des Druckminimum in verschiedenen Schnitten des Höhenleiwerks

Literatur:

[1] **DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik:** *TAU-Code User Guide. Revision: 1.24.* Release 2004.1.0, April 5, 2004.

[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. und Radespiel, R.:** Aerodynamische Untersuchungen an Leitwerken für Transportflugzeuge. Institutsbericht 2003/7, Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, 2003.

[4] **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: Nach der Fertigstellung des Modells im 3. Quartal 2004 folgen umfangreiche Untersuchungen im Windkanal MUB. Diese umfassen neben Messungen mit den in das Modell integrierten Verfahren auch Ölanstrichbilder und PIV-Untersuchungen, diese insbesondere in den Bereichen Flügelvorderkante und Ruderknie. Die numerischen Untersuchungen sollen neben einer Bearbeitung des erwähnten Parameterraums auch Vergleichsrechnungen an einer Konfiguration unter Freiflugbedingungen umfassen, um damit den Entwurf des Tragflügels zu überprüfen und die Einflüsse der geschlossenen Messstrecke auf das Modell abzuschätzen.

Datum: Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Rümpfe/Numerische Simulation

Ansprechpartner: G. Günther, J . Pennecot, J. Bosbach, C. Wagner

Institution: DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik , Abteilung Technische Strömungen

Adresse: Bunsenstr. 10
37037 Göttingen

Telefon: 0551/7092123
Telefax: 0551/7092404
e-mail: Gero.Guenther@dlr.de

weitere Partner: Airbus Deutschland GmbH

Thema: Numerische und Experimentelle Untersuchungen von turbulenten Konvektionsströmungen mit Ablösung in Flugzeugkabinen

Ausgangssituation:

Turbulente Konvektionsströmungen mit Ablösung spielen für die Klimatisierung von Transportflugzeugen und dem thermischen Komfort von Besatzung und Passagieren eine große Rolle. Dies gilt insbesondere für Großraumflugzeuge mit ihrer besonders hohen Passergierdichte. Die Passagierkabinen und Kojen von Flugzeugen werden oft wand-/deckenparallel belüftet um Zug zu vermeiden. Dies geschieht in der Regel im Bereich der Gepäckfächer der Passagierkabine oder der Kojendecke. Löst die Strömung dort zu früh ab, können die Passagiere im Kühlfall unbeabsichtigt von einem Kaltluftstrahl getroffen werden. Dies wirkt sich dann negativ auf den thermischen Komfort aus. Strömungsablösung kann auch zu einer großskaligen Strömungsumkehr führen, so dass die vorgesehene Klimatisierung nicht mehr gewährleistet ist. Hierbei können u.U. stickige Bereichen und eine unerwünschte Temperaturverteilung entstehen. Die Vorhersage dieser Vorgänge gelingt mit den in der Industrie häufig eingesetzen High-Reynolds-Number Turbulenzmodellen nicht immer [1,2,3].

Ziel:

Daher soll eine bessere quantitative Vorhersagbarkeit von turbulenten Konvektionsströmungen mit Ablösung in Flugzeugkabinen mittels CFD erzielt werden. Darüber hinaus soll das Verständnis der relevanten physikalischen Mechanismen verbessert werden. Langfristig sollen damit Simulationsmethoden entwickelt werden, die genauere numerische Vorhersagen des thermischen Komfort ermöglichen.

Lösungsweg:

Zu diesem Zweck wurden für zwei Kabinentypen moderner Großraumflugzeuge, die Passagierkabine und die Schlafkabine, generische Konfiguration numerisch durch Lösen der Reynolds-averaged Navier-Stokes Gleichungen (RANS) und experimentell mit Hilfe der Particle Image Velocimetry (PIV) and Thermografie untersucht. Für die CFD Simulationen wurden neben standard High-Reynolds-Number Turbulenzmodellen auch höherwertige Low-Reynolds–Number Turbulenzmodelle verwendet, die eine bessere Wiedergabe der Ablösung und des Wirbeltransports in turbulenter Konvektion erlauben. Die Ergebnisse der RANS Simulationen mit Hilfe von verschiedenen Turbulenzmodellen wurden untereinander und mit den experimentellen Resultaten verglichen.

Ergebnis:

Die Passagierkabine wurde auf das Gebiet im Bereich des Gepäckraums reduziert, da dort die Frischluft eingeblasen wird. Von den Schlafquartieren wurde nur eine Einzelkoje betrachtet. Abbildung 1 zeigt im Zentrum den Querschnitt eines modernen Großraumflugzeugs mit Passgierkabinen auf zwei Ebenen und Schlafkabinen in der untersten Ebene des Frachtraums. Auf der linken Seite ist die CAD Repräsentation einer idealisierten Schlafkabine und ihr mock up (unten) zu sehen. Abbildung 1 rechts zeigt die idealisierte Passagierkabine im Bereich des Gepäckraums. Die in CFD-Berechnungen gewonnenen Geschwingigkeitsbeträge sind in Abbildung 1 rechts, oben dargestellt. In Abbildung 2 ist ein Vergleich der Geschwindigkeitsbeträge aus CFD und PIV-Messungen in der Mittelebene der Schlafkabine dargestellt. Der Vergleich von Rechnungen und Messungen ergab, dass höherwertige Low-Reynolds-Number Turbulenzmodelle am besten geeignet sind, um die komplexe 3D Strömungen mit Ablösung in Kabinen vorherzusagen.

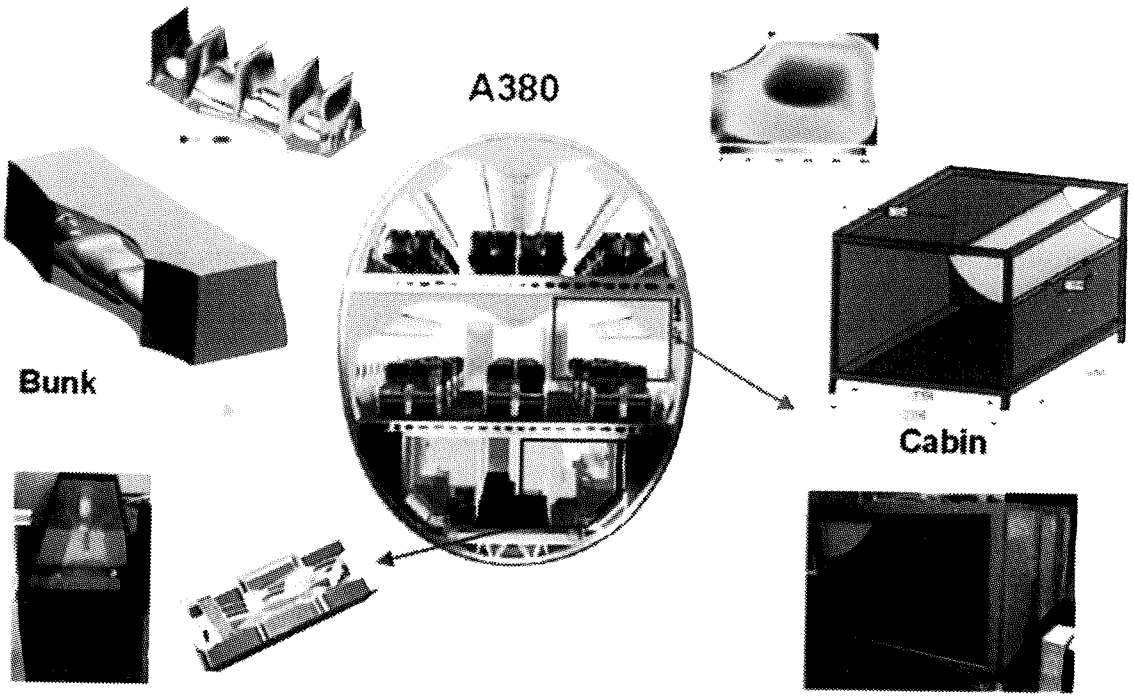


Bild 1: Zwei Modellkonfigurationen (Schlafkabine und Passagierkabine) für numerische und experimentelle Strömungsuntersuchungen in Flugzeugkabinen.

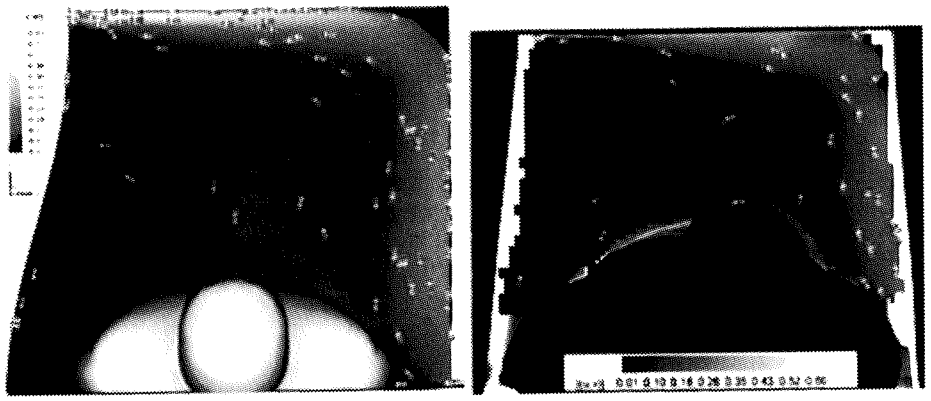


Bild 2: Geschwindigkeitsbetrag der mittleren Strömung in einer Mittelschnittebene der Schlafkabine erzeugt in CFD-Simulationen (links) und in PIV-Messungen (rechts).

Literatur:

[1] J.J. Costa, L.A. Oliveira, D. Blay: Test of several versions for the k-ε type turbulence modelling of internal mixed convection flows, *Int. Jour. Heat and Mass Transfer* **42** (1999)

[2] D. Blay, S. Mergui, C. Niculae: Confined Turbulent Mixed Convection in the Presence of a Horizontal Buoyant Wall Jet, *Fundamentals of Mixed Convection* **213** (1992) 62.4391.

[3] S.L. Sinha: Behaviour of inclined jet on room cooling, *Building and Environment* **36** (2001) 569.

[4] T. Mizuno, M. Warfield: Development of Three-Dimensional Thermal Air Flow Analysis Computer Program and Verification Tests, *ASHRAE Trans.* **98** (1992) 329

[5] A. Singh, M.H. Hosni, R.H. Horstman: Numerical Simulation of Airflow in an Aircraft Cabin Section, *Proceedings of the ASHRAE winter meeting* (2002).

[6] J . Pennecot, J. Bosbach, C. Wagner, M. Raffel, T. Lerche, S. Repp: A *Comparison Between Numerical Simulations and Particle Image Velocimetry Measurements,* Roomvent 2004 Slovenien, 2004

weiteres Vorgehen:

Es sind noch weitere Validierungsexperimente und CFD Rechnungen geplant.

Datum: 24.6.04

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: **Numerische Simulation**

Ansprechpartner: **Ralf Heinrich**

Institution: **DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik**

Adresse: **Lilienthalplatz 7**
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/2952833
Telefax: 0531/2952914
e-mail
ralf.heinrich@dlr.de

Thema: **Implementierung und Nutzung strukturierter Algorithmen in einem hybriden CFD-Code**

Ausgangssituation: Unstrukturierte Verfahren zeichnen sich durch ein hohes Maß an Flexibilität aus. Selbst Strömungen um komplexeste Geometrien sind simulierbar. Jedoch sind in der Regel die Konvergenzeigenschaften im Vergleich zu strukturierten Verfahren insbesondere bei viskosen Strömungen schlechter. Dies ist ein Grund dafür, dass für viele Applikationen mit moderater Komplexität nach wie vor strukturierte Verfahren verwendet werden. CFD Anwender nutzen daher sowohl strukturierte als auch unstrukturierte Verfahren in ihren Prozessen. Entsprechend sind für beide Verfahren Schulungen durchzuführen, Prozessketten zu entwickeln und zu pflegen. Auf der anderen Seite entwickelt das DLR sowohl strukturierte als auch unstrukturierte Verfahren. Auch hier müssen viele Dinge wie Support, Implementierung von physikalischen Modellen, Verifikation und Validierung doppelt gemacht werden.

Ziel: Wünschenswert wäre ein CFD-Code der den drei folgenden Anforderungen genügt:

1. Nutzung aller Vorteile unstrukturierter Verfahren auf hybriden Netzen.
2. Auf block-strukturierten Netzen soll der Code eine mit rein strukturierten Verfahren vergleichbare Effizienz erreichen.
3. Auf gemischt strukturiert-unstrukturierten Netzen sollen im strukturierten Bereich des Netzes die Vorteile strukturierter Verfahren genutzt werden.

Wenn diese Anforderungen erreicht werden, müsste der Software-Supplier nur noch ein Programm-System weiterentwickeln, validieren und pflegen. Ein Anwender muss sich nur in ein Programm-System hineindenken. Er kann abhängig vom Testfall selbst entscheiden, welche Strategie er verfolgt, ohne das Simulations-Werkzeug wechseln zu müssen. Dies würde sowohl auf Entwickler, wie auch auf Anwenderseite zu einer deutlichen Kostenreduktion führen.

Lösungsweg: Eine Möglichkeit obengenannte Schwächen zu umgehen und die genannten Ziele zu erreichen, wäre die Implementierung strukturierter Algorithmen in einem unstrukturierten Code. Auf der Basis der Algorithmmik und der Datenstrukturen des DLR TAU-Codes [1] ist ein Prototyp entwickelt worden, mit dem die Möglichkeiten gemischt strukturierter / unstrukturierter Algorithmen untersucht werden sollen. Der Prototyp beschränkt sich zunächst nur auf reibungsfreie Strömungen. In diesem Code ist beispielsweise das implizite Residuenglätten mit konstanten und variablen Koeffizienten, wie es im strukturierten FLOWer Code [1] verwendet wird, implementiert worden. In Bild 1 werden erste Ergebnisse dargestellt. Um ein symmetrisches Profil wurden zwei vergleichbare Gitter

generiert. Der Bereich direkt um das Profil ist für beide Gitter identisch (224 x 16 Zellen). Gitter a) ist ein rein blockstrukturiertes Gitter, bei dem das Kerngitter strukturiert mit dem Fernfeld verbunden wurde. Bei Gitter b) wurde das Kerngitter mit einem triangulierten Netz mit dem Fernfeld verbunden, wodurch die Gesamtzahl der Elemente gegenüber Gitter a) um 33 % reduziert worden ist. Im unteren Bereich des Bildes sind Konvergenzhistorien der L2-Norm des Dichteresiduums dargestellt. Die Kurve mit den quadratischen Symbolen zeigt die Konvergenz des Prototypen auf dem rein strukturierten Netz, wobei das Verfahren im „unstrukturierten Modus" arbeitet (Vorteile strukturierter Algorithmen werden nicht genutzt). Wird der Prototyp im strukturierten Modus verwendet (Dreiecke, nach oben weisend), ergibt sich eine deutliche Verbesserung des Konvergenzverhaltens. Eine weitere Verbesserung ergibt sich bei Verwendung des gemischt strukturiert / unstrukturierten Netzes, bei Verwendung strukturierter Algorithmen im Kernbereich des Gitters (Kreis-Symbole). Dies liegt darin begründet, dass in diesem Gitter die Zellen mit sehr hohem Zell-Seitenverhältnis in der Nähe des Fernfeldrandes vermieden werden, die sich negativ auf das Konvergenzverhalten auswirken. Bei Nutzung des Prototypen im „unstrukturierten Modus" ergibt sich keine Verbesserung der Konvergenz (Dreiecke, nach unten weisend)

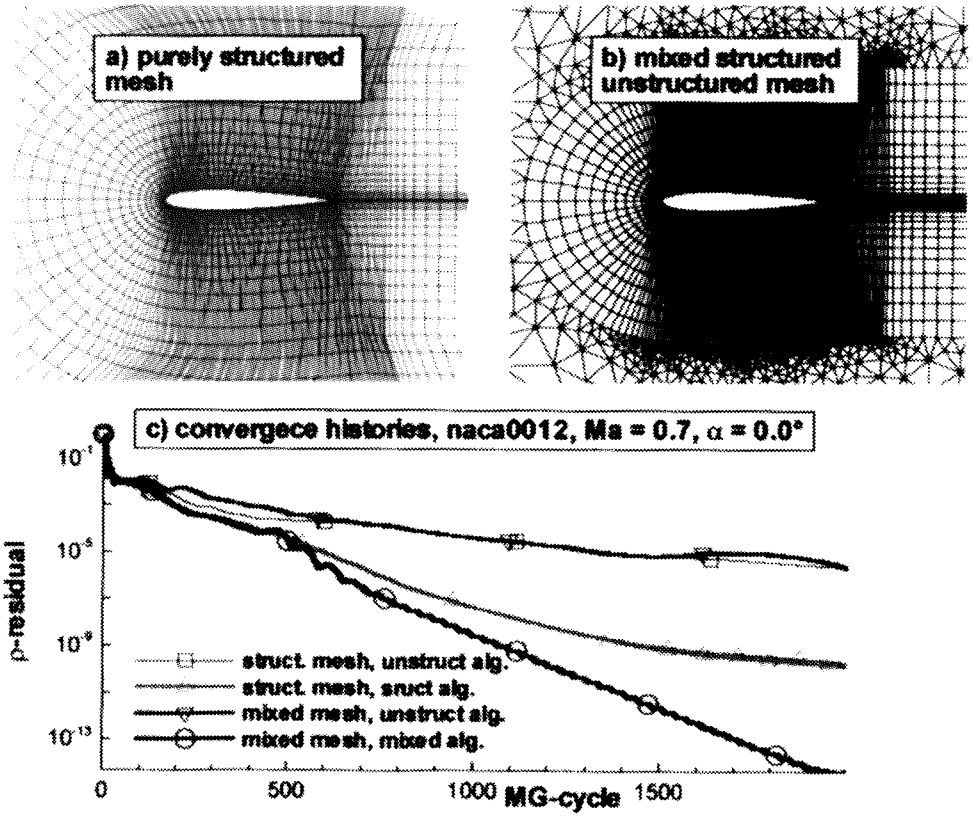


Bild 1: a): Rein blockstrukturiertes Netz. b) Gemischt strukturiertes / unstrukturiertes Netz. c) Konvergenzhistorien für

Weiteres Vorgehen: Die Erfahrungen mit dem Prototypen haben das Potential gemischt strukturierter / unstrukturierter Verfahren gezeigt. Daher ist geplant, die entwickelten Techniken in den DLR TAU-Code zu übertragen, um weiterer Erfahrungen bei viskosen Strömungen zu sammeln.

Literatur:

[1] Kroll, N., Rossow, C.-C., Schwamborn, D., Becker, D., Heller, G.: MEGAFLOW – A Numerical Flow Simulation Tool For Transport Aircraft Design. ICAS Congress 2002, Toronto, 09.-13.09.2002, ICAS, CD-Rom, S. 1.105.1-1.105.20

5. Juni 2002-06-07 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis **Numerische Simulation**

Ansprechpartner Dr. Anke Kovar, Dr. Erich Schülein

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 **Numerische Modellierung von Querschubstrahlen an einer ebenen Platte**

Ausgangssituation

Querschubstrahlen sind ein effektives und sehr schnelles Werkzeug zur Steuerung von z.B. Flugkörpern. Die Steuerung offeriert hier mehrere Vorteile: sie ist einsetzbar bis in die hohe Atmosphäre, wo konventionelle Steuerflächen aufgrund des niedrigen Staudrucks ineffizient werden. Die Steuerfähigkeit ist so lange gegeben, wie Treibgas vorhanden ist, wohingegen konventionelle Steuerfläche aufgrund der starken thermischen Belastung abbrennen und damit wirkungslos werden. Die Reaktionszeit liegt im Millisekundenbereich und ist damit extrem kurz, was der Agilität des Flugkörpers zugute kommt. Die Wechselwirkung zwischen Strahl, der Rumpfgrenzschicht und der ankommenden Strömung resultieren in einem komplexen Strömungsfeld und einer starken Ablösezone, die jedoch nur eine unsichere Vorhersage der Strahlwirkung erlauben.

Im Rahmen des DLR-internen Projekts HaFK wurde eine Untersuchung begonnen, die zum Ziel hat, diese Wechselwirkung zu erfassen, durch geeignete Strömungskontrollmaßnahmen zu stabilisieren und Gesetzmäßigkeiten abzuleiten. Ein Schwerpunkt innerhalb des Projekts besteht in der numerischen Modellierung der Querschubstrahlen mit dem DLR-internen RANS-Verfahren TAU [1, 2], welches anhand von Windkanalexperimenten validiert wird.

Ziel

Durch geeignete Strömungskontrollmaßnahmen soll die Lage und Größe der Ablösezone beeinflusst werden, welches eine bessere Vorhersage der Strahlwirkung ermöglichen soll. Das Ziel besteht in der Verbesserung der Steuerfähigkeit und einer Minimierung des Treibgasverbrauchs, um die Effizienz zu erhöhen. Die numerische Simulation einiger Testfälle soll hierfür ein Verfahren liefern, Flugkörperkonfigurationen für verschiedene Mach- und Reynoldszahlen sowie unterschiedlicher Anstellung sicher berechnen zu können.

Lösungsweg

Das DLR-interne RANS-Verfahren TAU wurde um eine neue Randbedingung erweitert, die das Einblasen einer Strömung durch eine beliebige Fläche ermöglicht. Mit dieser Randbedingung ist es möglich, einen Strahl unter Windkanalbedingungen, d.h. mit fest vorgegebenen Druck, Temperatur und Machzahl auszublasen ohne dass komplizierte Geometrien wie z.B. Zulauf, Ventil und Düse mit abgebildet werden müssen. Um das Rechenverfahren validieren zu können, werden sowohl die Experimente im Rohrwindkanal (RWG) als auch die numerischen Rechnungen an zunehmend komplexeren Geometrien durchgeführt. Begonnen wurde mit einer einfachen Konfiguration an einer ebenen Platte, in deren Zentrum ein Stift (Durchmesser ϕ 6mm) mit einer Machzahl von Ma=5.0 angeströmt wurde [3]. Weitere Konfigurationen sehen die Wechselwirkung eines Hauptstrahls mit einem zweiten vorgeschalteten Strahl vor, als auch mehrere hinter- sowie nebeneinander angeordnete Strahlen. Hauptgrößen, die für einen Vergleich zwischen Numerik und Experiment herangezogen werden, sind der Oberflächendruck, Größe und Lage der Ablöseregion sowie der Wärmeübergang.

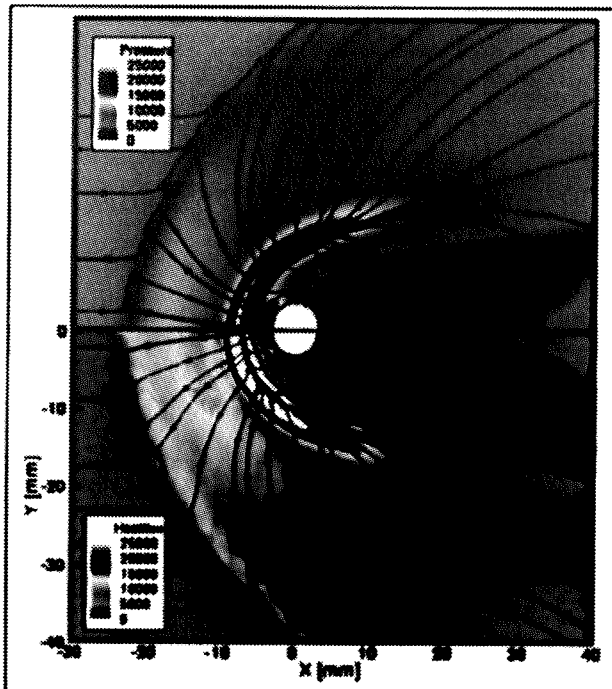


Abb. 1: Darstellung des Wanddruckes sowie des Wärmeübergangs mit Stromlinien für 1 Jet (Durchmesser ϕ 6mm) bei Anströmung mit Ma=5.

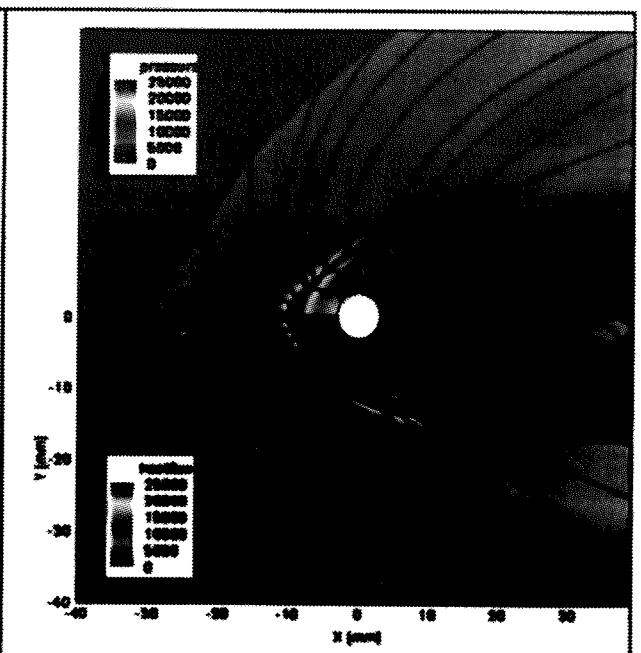


Abb. 2: Darstellung des Wanddruckes sowie des Wärmeübergangs mit Stromlinien für einen Jet (Durchmesser ϕ 6mm) mit einem zweiten Jet im Vorlauf (ϕ = 0.6mm).

Ergebnis

Auf **Abb. 1** ist die numerische Simulation des Wärmeübergangs zusammen mit dem Wanddruck und den Wandstromlinien dargestellt, wie sie sich durch die Ausblasung eines Strahls mit einem Druckverhältnis von $p_{0j}/ p_\infty = 100$ einstellen. **Abb. 2** zeigt zum Vergleich dieselben Größen, nur wird hier der Strahl durch einen zweiten Strahl mit gleichem Druckverhältnis im Vorlauf beeinflusst. Die Konvergenzlinien zeigen auf beiden Abbildungen die Ablösezone an und man sieht deutlich, dass der zweite Stahl im Vorlauf des Ersten in der Lage ist, die Ablösezone des Hauptstrahls seitlich etwas einzuschnüren. Dies ist vor allem wichtig für Flugkörperkonfigurationen, bei denen die Ablösezone den gesamten Körper umschlingen und damit die Querschubsteuerung ineffizienter machen kann. Durchgeführte Vergleiche zwischen Messungen und Simulationen zeigen eine sehr gute Übereinstimmung der Wanddrücke, die es rechtfertigen, mit der Untersuchung voran zu gehen.

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

[3] A. Kovar und E. Schülein, 2003: „Experimentelle und numerische Untersuchung der aerodynamischen Wechselwirkungen der Querschubsteuerung", STAB, Arbeitsgemeinschaft „Strömungen mit Ablösung", Jahresbericht 2003

Weiteres Vorgehen

Als nächstes wird ein weiteres Experiment zur Validierung herangezogen, bei dem versucht wurde, die Ablöseblase mittels einer Nadel im Vorlauf des Strahls zu beeinflussen. Die numerische Simulation endet mit Projektende Ende 2004 mit der Berechnung eines generischen Flugkörpers, für das die Gittergenerierung ansteht.

Datum: 21.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution: DLR – Insitut 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:

Navier-Stokes Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU code – A Sensitivity Study

The DLR TAU code coupled to the DLR transition prediction module[1-6] was very successfully applied to the NLF(1)-0416[7] single-element test case (M = 0.3, Re = 4 10^6, N_T = 11[8]) at a low and a high angle of attack, α = 2.03° and α = 12.21° automatically taking into account the transition locations which were predicted by an e^N-database method[9] for Tollmien-Schlichting waves or which were based on laminar separation points determined by a laminar-boundary code[10] or by the TAU code itself[6] during the ongoing RANS computation. The experimentally measured transition locations could be determined with very high accuracy.
A sensitivity study of the parameters of the coupling structure[6] was performed in order to investigate the behaviour of the coupled system consisting of the TAU code and the transition prediction module with respect to accuracy and robustness issues of the iteration procedure for the transition locations, Fig. 1.
It will be shown 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. 2-3. 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[11] led to large separated regions in the direct vicinity downstream of the transition point, Fig. 4. 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. 5.
In the presentation and in the paper, the transition prediction coupling structure between the TAU code and the transition prediction module and the underlying algorithm are described. The functionality of a number of coupling parameters, their testing and their impact on the transition location iteration and the on the overall convergence of the RANS simulation are described and documented.

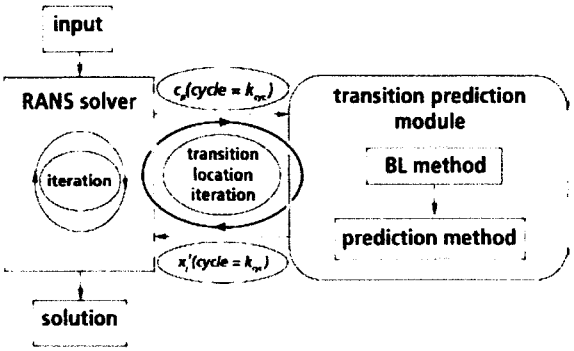


Figure 1. structure of the RANS solver and the transition prediction module.

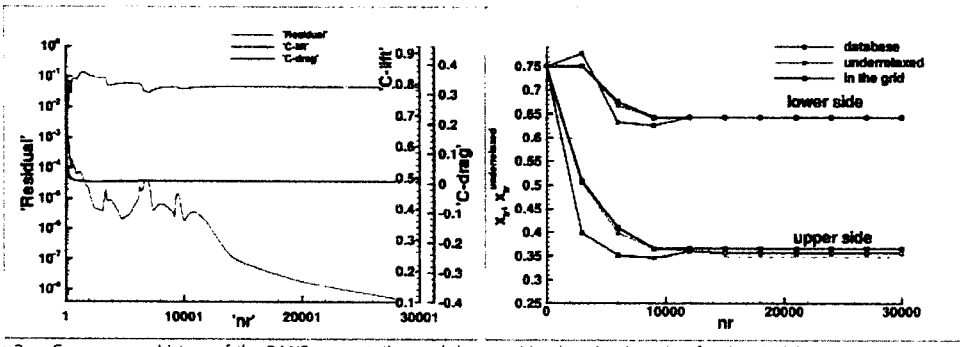


Figure 2. Convergence history of the RANS computation and the transition location iteration for the NLF(1)-0416 at α = 2.03°, NO laminar separation, NO transition lengths.

STAB

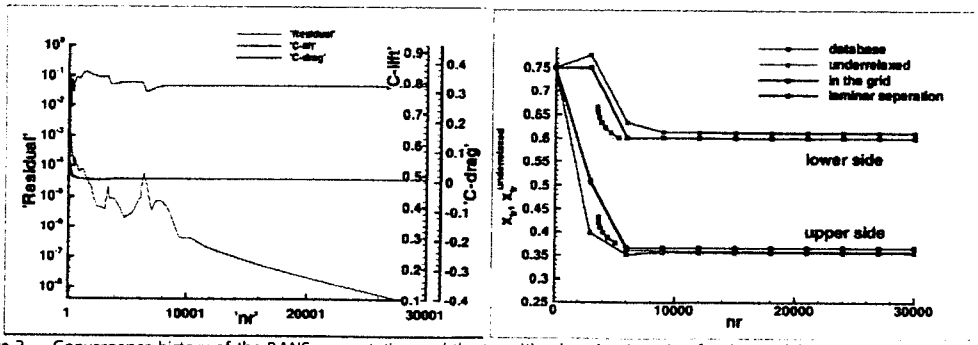


Figure 3. Convergence history of the RANS computation and the transition location iteration for the NLF(1)-0416 at α = 2.03°, with laminar separation, NO transition lengths.

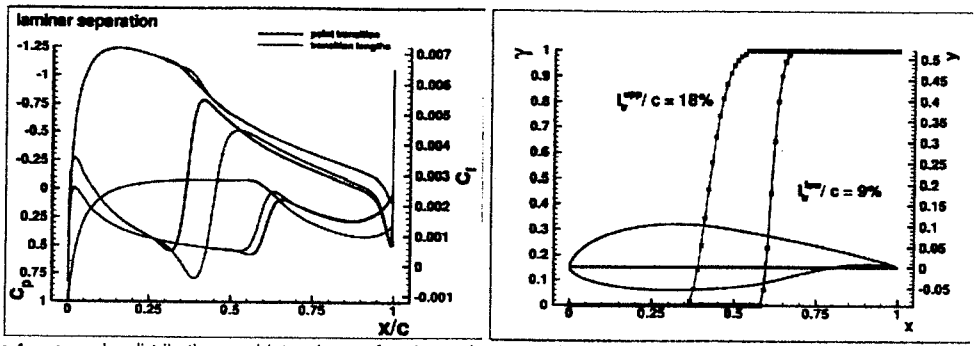


Figure 4. c_p- and c_f-distributions and intermittency function and transition lengths for the NLF(1)-0416 at α = 2.03°, with laminar separation, with transition lengths.

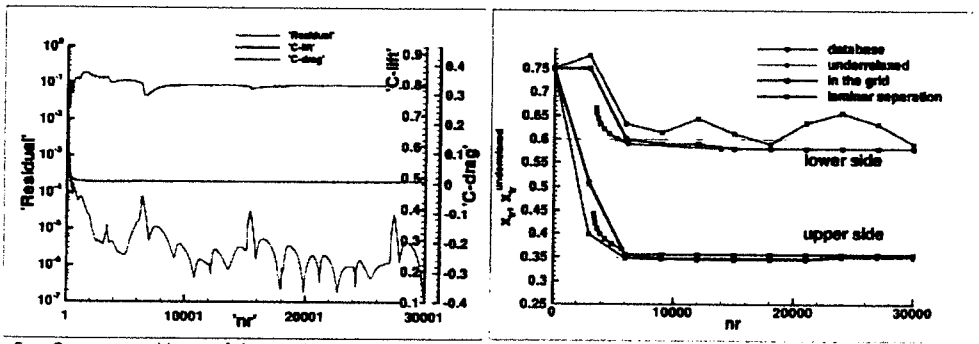


Figure 5. Convergence history of the RANS computation and the transition location iteration for the NLF(1)-0416 at α = 2.03°, with laminar separation, with transition lengths.

References

1. 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
2. Krumbein, A., "Coupling of the DLR Navier-Stokes Solver FLOWer with an e^N-Database Method for laminar-turbulent Transition Prediction on Airfoils", *Notes on Numerical Fluid Mechanics Volume77*, pp. 92-99, Germany 2000, Springer Verlag, 2002
3. Krumbein, A., "Transitional Flow Modeling and Application to High-Lift Multi-Element Airfoil Configurations", *Journal of Aircraft*, Vol. 40, 2003, pp. 786-794
4. 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
5. Nebel, C., "Transitionsberechnung an einem 3D Rumpfkörper – Abschlußbericht", Institutsbericht 2003/1, Institut für Strömungsmechanik, Technische Universität Braunschweig, 2003
6. Krumbein, A. et al., HiAer Deliverable D3.1-2: "Implementation of transition/turbulence models", Technical Report, April 2004
7. 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
8. Stock, H. W., "Airfoil Validation Using Coupled Navier-Stokes and e^N Transition Prediction Methods", *Journal of Aircraft*, Vol.39, No. 1, 2002, pp.51-58
9. Stock, H. W., Degenhardt, E., "A simplified e^N method for transition prediction in two-dimensional, incompressible boundary layers", *Zeitung für Flugwissenschaft und Weltraumforschung*, Vol.13, 1989, pp.16-30
10. 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
11. Stock, H. W., Haase, W., "Navier-Stokes Airfoil Computations with e^N Transition Prediction Including Transitional Flow Regions", *AIAA Journal*, Vol.38, no. 11, 2000, pp. 2059-2066

Datum: 17 May 2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Martin Kuntz, Dr.-Ing. Florian R. Menter

Institution: ANSYS Germany GmbH

Adresse: Staudenfeldweg 12, 83624 Otterfing

Telefon:08024/905429
Telefax: 08024/905433
e-mail :
Martin.Kuntz@ansys.com

weitere Partner:

Thema: Strömungssimulation mit bewegten Netzen

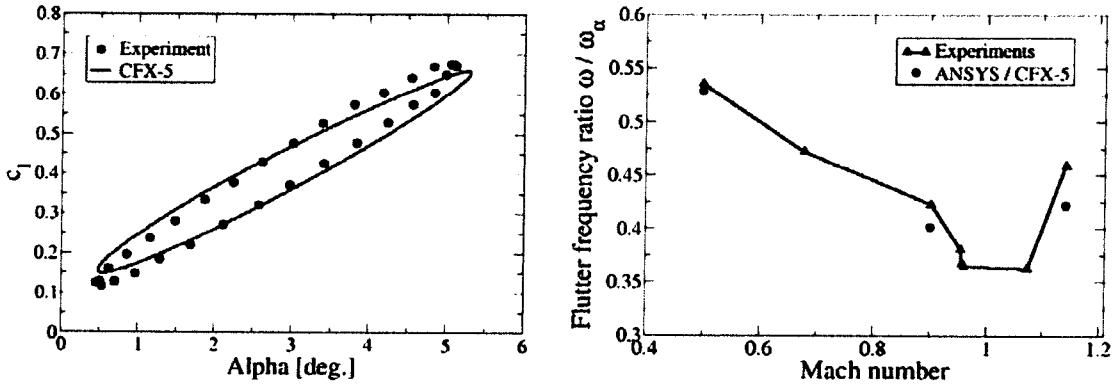
Ausgangssituation:
Die Vielzahl von numerischen Strömungssimulation beschränkt sich auf stationäre Geometrien, wobei sich abhängig von der Art der Strömung stationäre oder transiente Strömungslösungen im Relativsystem des Körpers ergeben. Diese Simulationen gehen von unbeweglichen und nicht deformierbaren Geometrien und Berechnungsnetzen aus.

Ziel:
Bei Simulation um Geometrien mit flexiblen oder beweglichen Wänden muss die Bewegung der Grenzen des Berechnungsgebietes und die zeitliche Veränderung des Berechnungsnetzes berücksichtigt werden. Dabei kann zum einen die Randverschiebung durch die Strömung verursacht sein (Fluid-Struktur-Interaktion) oder als bekannte Bewegung vorgegeben sein. Das Ziel ist die Berechnung von Strömungen für verschiedene Anwendungen um Körper mit zeitlich veränderlicher Form oder Lage.

Lösungsweg:
Das Lösungsverfahren zur Strömungssimulation wird durch zusätzliche Terme in den Grundgleichungen erweitert, um die Bewegung der Netzknoten und die zeitlich veränderlichen Zellvolumina zu berücksichtigen. Im allgemeinen wird nur die Verschiebung des Randnetzes vorgegeben. Die Berechnung der Verschiebung der Knoten im Inneren des Berechnungsgebietes ergibt sich durch Lösung einer Diffusionsgleichung für die Netzverschiebung. Alle Berechnungen werden mit dem Stömungssimulationprogramm CFX-5 von ANSYS ausgeführt.

STAB

Ergebnis:
Das Lösungsverfahren wird für verschiedene Problemstellungen angewendet. Zum einen wird die transiente Strömung um ein oszillierendes NACA0012-Profil berechnet [1]. Das Bild unten links zeigt der Auftriebsbeiwert als Funktion des Anstellwinkels für ein Periode.
Als weiterer Fall wurde die Flutter-Bewegung des AGARD 445.6 Flügels mit einer gekoppelten Simulation von ANSYS und CFX-5 berechnet [2]. Für verschiedene Mach-Zahlen zeigt das Bild unten rechts das Verhältnis der Flutter-Frequenz zur Eigenfrequenz.



Links: NACA0012 oszillierender Tragflügel, Auftrieb als Funktion des Anstellwinkels
Rechts: AGARD 445.6 Testfall, Flutter-Frequenz als Funktion der Mach-Zahl.

Literatur:

[1] R.H. Landon. *NACA0012 Oscillatory and Transient Pitching, Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements, Data Set 3.* AGARD Report R-702, Aug. 1982.

[2] E.C. Yates. *AGARD Standard Aeroelastic Configuration for Dynamic Response, I – Wing 445.6.* AGARD-R-765, 1988.

weiteres Vorgehen:
Die Technik der bewegten Netze ist auch für die Manöversimulation anwendbar, bei denen die Bewegung des Flugzeugs entweder vorgegeben wird oder sich als Funktion der resultierende Kräfte ergibt.

Datum: 21. Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Matthias Orlt, Thomas Alrutz, Thomas Gerhold

Institution: DLR Göttingen
Institutitut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Numerische Verfahren

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551–709 2497
Telefax: 0551–709 2416
e–mail: Matthias.Orlt@dlr.de

weitere Partner:

Thema: The DLR TAU–code: towards a complete parallel CFD package

Ausgangssituation:

Considerable progress has been made during the last two decades in the development and validation of numerical methods for aerodynamic design applications in aerospace industry. Today, CFD has matured to a point where it is widely accepted as an essential tool to complement wind tunnel experiments and flight tests. Complex Navier–Stokes methods have paved the way from specialized research techniques to practical engineering tools for a vast number of industrial problems.

With increasing geometrical complexity of the industrial problems investigated with CFD methods, the need to shorten and automate the grid generation process led to strong development efforts towards unstructured hybrid grid CFD technologies. Unstructured RANS solvers, like the TAU–code, are today successfully and routinely used in industry for a wide class of applications.

Until recently these computations were performed on small to moderate parallel machines. Recently this situation has started to change and computer clusters with hundred and more processors are now available. Problem sizes have also increased rapidly. Mesh sizes of 20 * 10^6 grid points are no longer special cases in today industrial environment. When extrapolating computing environment to the (very) near future we can expect configurations of 100 million grid points processed on massive parallel computers (let us expect 100 up to 500 processors). This scenario requires more than just highly efficient parallel flow solvers: all components of the CFD loop from CAD to pstprocessing need to be parallel and for distributed memory machines. This is needed not only for the reduction of CPU–time, but also to avoid the limitation of problem size by the available memory of a single CPU (or node).

Ziel:

It is envisaged to extend the TAU–code to a complete parallel CFD package in which all components are distributed over the available processes without the need of intermediate file–IO for data redistribution and exchange, allowing for high performance massive parallel computations with automatic parallel data management hidden from the user.

Lösungsweg:

The innovation for the TAU–code is to have grid partitioning and adaptation ready in parallel. Grid re– and de–refinement can be done dynamically during the parallel computation without intermediate file–IO between sequential and parallel components. This allows the measurement of parallel speed up of the complete package, and the analysis of the shares of CPU–time of the different code modules in order to see if the shares change with increasing number of partitions due to different scalability of the involved algorithms. A good scalability of all the different modules is essential for the use of the code in future applications on real massive parallel computers with hundreds of processors.

Ergebnis:

Since some extensions required to build a complete parallel package are still missing (e.g. parallel post processing), we restrict the content of this paper to describe the parallel concept of the code and to demonstrate the loop over dynamic grid–partitioning and re–partitioning, preprocessing, flow–solver and grid adaptation with a parallel unsteady computation for a predefined manoeuvre of an aircraft. This is considered to be a significant step in routine overnight calculations of unsteady aerodynamics.

Literatur:

Kroll, N., Gerhold, T., Melber, S., Heinrich, R., Schwarz, T., et al.:
Parallel Large Scale Computations for Aerodynamic Aircraft Design
with the German CFD System MEGAFLOW.
Parallel Computational Fluid Dynamics – Practice and Theory, 1, S. 227–236,
Elsevier Science B.V., (2002)

Alrutz, T.: Erzeugnung von unstrukturierten Netzen und deren Verfeinerung
anhand des Adaptationsmoduls des DLR TAU–Codes.
Unviversität Göttingen, 2002, DLR–IB 224–2002 A 10

Kessler, R.: Strömungssimulation mit dem DLR TAU–Code. VW–DLR Workshop,
Braunschweig, 15. März 2000, DLR Braunschweig, (2000)

Schwamborn, D., Gerhold, T., Kessler, R.:
DLR–TAU Code – an Overview.
1st ONERA/DLR Aerospace Symposium, Paris, 21.–24. Juni 1999,
ONERA, S. S4–2–S4–10, (1999)

Galle, M., Gerhold, T., Evans, J.:
Parallel Computation of Turbulent Flows around Complex Geometries on Hybrid Grids
with the DLR–Tau Code.
Proceedings of the 11th Parallel CFD Conference, 23–26 May 1999 in Williamsburg, VA
Verlag "North Holland", Editors Ecer, A. and Emerson, D.R.

Datum: 21. 6. 2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation
Ansprechpartner: Ortmann, Judith
Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefon: 0531-295-2289
Telefax: 0531-295-2320
e-mail: judith.ortmann@dlr.de

Thema: Effect of Noise Reducing Modification of the Slat on Aerodynamic Properties of the High-Lift System

Ausgangssituation: Während des Landeanfluges ist die Slat-Hinterkante von Verkehrsflugzeugen eine wesentliche Lärmquelle. Experimente haben gezeigt, dass Bürsten an den Seitenkanten von Slat und Flap den Lärm reduzieren [5]. Eine Idee ist nun, solche Bürsten an der gesamten Slat-Hinterkante zu befestigen, mit dem Ziel, den Hinterkantenlärm am Slat signifikant zu reduzieren. Experimentelle akustische Untersuchungen einer solchen Bürstenkonfiguration sind bereits an der Hinterkante einer ebenen Platte [2] durchgeführt worden. Es gibt für Modifikationen zur Lärmminderung an Slat-Hinterkanten von Verkehrsflugzeugen bereits ein Patent von Mau und Dobrzynski [4]. Ungeklärt ist bisher, inwieweit diese Modifikationen die Aerodynamik von Hochauftriebsystemen beeinflussen.

Ziel: Diese Studie untersucht die aerodynamischen Auswirkungen von Hinterkanten-Modifikationen am Slat mittels numerischer Strömungsberechnungen.

Lösungsweg: Ausgangsgeometrie ist ein schmales Flügelstück eines schiebenden Flügels unendlicher Spannweite, dessen Geometrie der Hochauftriebskonfiguration eines modernen Verkehrsflugzeugflügels mit Slat und Flap entnommen ist. Zur Simulation der unendlichen Spannweite wurden für das Flügelstück periodische Ränder definiert.
Um die Bürsten an der Slat-Hinterkante anzubringen, wurde der Referenzflügel um die Länge der Bürsten gekürzt und dann an diese (dickere) Hinterkante Zylinder als Modellierung steifer Bürstenhaare installiert, die parallel zur Anströmung angeordnet sind.
Mit MegaCads [1] wurden strukturierte Netze von ca. 2,5 Mio. Punkten generiert.
Mit dem DLR-FLOWer-Code [3] wurde die reibungsbehaftete Strömung für diese Konfigurationen simuliert. Es wurde voll turbulent mit dem Spalart-Allmaras-Turbulenzmodell [6] und drei Multigrid-Leveln gerechnet.
Da sehr kleine Änderungen in Auftrieb, Widerstand und Nickmoment zu erwarten waren, wurden für beide Konfigurationen Netzkonvergenzstudien durchgeführt. So konnten numerische Fehler durch die Netzabhängigkeit bestimmt werden. Die auf unendlich feine Netze extrapolierten Ergebnisse können nun verglichen werden.

Ergebnis: Es wurden Rechnungen für die Anstellwinkel α=16°,13°,10° durchgeführt. Die geringen Unterschiede in den aerodynamischen Beiwerten der Referenz- und der modifizierten Geometrie lassen darauf schließen, dass die für die Akustik günstigen Modifikationen keinen zu negativen Einfluss auf die Aerodynamik des Hochauftriebsystems haben.
In den Abbildungen 1b) und 1c) sind Isobarenverläufe für den Slat des Referenzflügels und den modifizierten Slat zu sehen, welche in Abbildung 2) noch einmal im Schnitt für alle drei

STAB

Elemente dargestellt sind. Auf einer Bürste in Abbildung 1c) wurden Stromlinien aufgetragen. Ablöselinien an den Seiten der Bürste und die Anlegelinie auf der Oberseite zeigen, dass die Umströmung der Bürstenhaare stark dreidimensional ist.

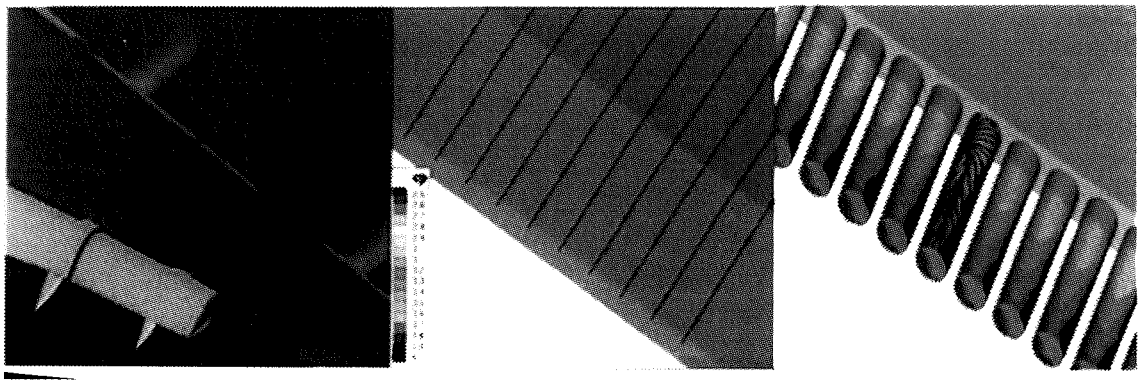


Abb.1a) Schnitt parallel zur Anströmung, b) Slat des Referenzflügels mit stumpfer Hinterkante, c) modifizierte Hinterkante mit Bürstenhaaren.

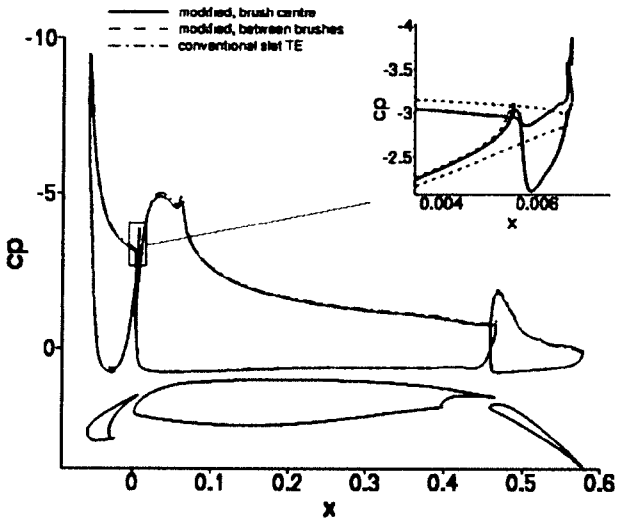


Abb.2) Druckverteilungsvergleich zwischen Referenzflügel und modifiziertem Flügel.

Literatur: [1] Brodersen, O. et al.: The parametric grid generation system MegaCads. 5th International Conference on Numerical Grid Generation in Computational Field Simulations, pp.353-362, Mississippi, 1996, NFS, B.K.;
[2] Herr, M. und Dobrzynski, W.: Experimental Investigation in Low Noise Trailing Edge Design. AIAA-2004-2804, 2004;
[3] Kroll, N.; Radespiel, R. und Rossow, C.C.:Structured Grid Solvers I: Accurate and Efficient Flow Solvers for 3D Applications on Structured Meshes.AGARD Report 807, 1995;
[4] Mau, K. und Dobrzynski, W.: Anordnung zur Minderung des aerodynamischen Lärms an einem Vorflügel eines Verkehrsflugzeuges. Europäisches Patent 101 57 849.0;
[5] Phelan, M.: Airbus combs airflow in quest for quieter aircraft. Flight International 25 Febr.-3.March 2003, p.24, 2003;
[6] Spalart, P.R. und Allmaras, S.R.: One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flow. AIAA-92-439, Reno, NV., 1992

weiteres Vorgehen: Bisher wurden Rechnungen bei drei Anstellwinkel durchgeführt. Vorgesehen ist das C_{Lmax} für den modifizierten Flügel zu bestimmen.
Außerdem sollen die Bürsten noch hinsichtlich ihrer akustischen und aerodynamischen Auswirkungen auf das Hochauftriebsystem optimiert werden.

Datum: 21.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fachgebiet Strömungsmechanik

Ansprechpartner: Dipl-Ing. Nikolaus Peller; Dr.-Ing. Michael Manhart

Institution: Technische Universität München

Adresse: 85748 Garching bei München
Boltzmannstraße 15

Telefon: +49-(0)89-289-16132
Telefax: +49-(0)89-289-161 39
e-mail : npeller@gmx.de

weitere Partner: Dr.-Ing. Michael Manhart
michael@flm.mw.tu-muenchen.de
+49-(0)89-289-16142

Thema: DNS einer Kanalströmung mit periodisch angeordneten Hügeln

Ausgangssituation:

Eine Schwachstelle von Large Eddy Simulationen (LES) ist die Tatsache, dass in Wandnähe sehr hohe Auflösungen benötigt werden, um das Strömungsverhalten vorherzusagen. Wandmodelle, die auch bei geringeren Auflösungen die korrekte Wandschubspannung vorhersagen sollen Abhilfe schaffen. Besonders schwierig sind dabei Strömungungen mit Ablösung und Rezirkulation. Im Rahmen der „DFG-CNRS" Forschergruppe „LES of complex flows" beschäftigt sich das Projekt „Wall layer models for LES" damit Wandmodelle für LES in komplexen Strömungen zu testen bzw. zu verbessern oder neue Formulierungen zu finden. Dafür wurden generische Testfälle definiert. Einer der dafür definierten Testfälle stellt eine Kanalströmung mit periodisch angeordneten Hügeln dar.

Ziel:

Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Analyse einer direkten numerischen Simulation (DNS) der Kanalströmung mit periodisch angeordneten Hügeln. Sie soll später als Referenzdatenbasis für die Validierung der zuvor genannten Wandmodelle dienen. Diese Datenbasis wurde bereits für eine Reynoldszahl von 2808 erstellt. Sie ermöglicht es, grundlegende physikalische Strömungsphänomene wie das Wandverhalten oder kleinskalige Prozesse zu betrachten. Das Gitter ist dabei nach den Kriterien Wandschubspannung und dem Kolmogorov Längenmaß ausgelegt worden.

Lösungsweg:

Die Simulation wurde mittels eines Finite Volumen Codes für die inkompressiblen Navier Stokes Gleichung berechnet. Das numerische Gitter ist kartesisch und nicht äquidistant mit einer versetzten Anordnung der Variablen. Die zeitliche Diskretisierung wurde mit einem Leapfrog Zeitschrittverfahren verwirklicht. Für die Lösung der Poissongleichung wird die „Stone Implicit Procedure" (SIP) verwendet.
Für die Repräsentation des Hügelkörpers im kartesischen Gitter wurde eine „Immersed Boundary" Technik entwickelt, die durch eine Interpolation höherer Ordnung an der Körperoberfläche einen glatten Verlauf der Geschwindigkeiten ermöglicht. Für die direkte numerische Simulation wurde eine Interpolation nach dem Verfahren der kleinsten Fehlerquadrate verwendet. Die Methode der kleinsten Fehlerquadrate vermeidet Instabilitäten, die bei Lagrange Polynomen höhrer Ordnung auftreten können.

Der Testfall der Kanalströmung hat die Dimensionen 9.0h in Strömungsrichtung, 4.5h in spannweitiger Richtung und die Kanalhöhe beträgt 3.035h basierend auf der Höhe h der in periodischen Abständen angeordneten Hügeln. Das numerische Gitter wurde in Wandnähe verveinert. Die Gitterfeinheit wurde wie oben angedeutet in einer Grobgitter DNS ermittelt.

Ergebnis:

Die Ablösung der turbulenten Grenzschicht von der glatt-konturierten Hügeloberfläche findet bereits nahe an der Hügelspitze statt. Der Ablösepunkt ist dabei nicht zeitlich konstant und beinflußt dadurch auch den Wiederanlegepunkt, der stark fluktuiert. Eine große Rezirkulationszone entwickelt sich unter der freien Scherschicht und kleine instantane Rezirkulationsblasen werden stromab konvektiert bis sie an der Seite des nächsten Hügels verschwinden. Bild (1) zeigt einen Schnappschuss des momentanen Geschwindigkeitsfeldes (Betrag der Geschwindigkeit in Strömungsrichtung). Wirbelstrukturen an der Rückseite des zweiten Hügels werden auf Grund hoher Gradienten gestreckt, wenn das Fluid den Hügel hinauf beschleunigt wird. Dementsprechend findet sich ein Maximum der Wandschubspannung an dieser Stelle. Der Fokus der Untersuchungen liegt bei der Untersuchung des wandnahen Strömungsverhaltens und momentaner Strömungsprofile und deren Korrelationen mit der momentaner Wandschubspannug.



Bild (1)

Literatur:

{1} G.P. Almeida, Durnao, D.F.G., Heitor, M.V., 1993.
Wake flows behind two-dimensional model hills.
Experim. Therm. Fluid Sci., 7,87-101.

{2} L. Temmerman, M.A. Leschziner, C.P. Mellen, J. Fröhlich.
Investigation of wall-function approximations and subgrid -scale models in large eddy simulation of separated flow in a channel with streamwise periodic constrictions.
Intern. Journal of Heat and Fluid Flow, Science Direct, 2003, 24,157-180.

{3} F. Tremblay, M. Manhart, R. Friedrich.
LES of flow around a circular cylinder at a high subcritical Reynolds number.
Direct and Large-Eddy Simulation IV, Kluwer Academic Publishers, Dodrecht, 2001.

weiteres Vorgehen:

Nachdem die Referenzdaten für die Reynoldszahl 2808 erstellt worden sind sind weitere Referenzdaten für Reynoldszahl 5600 geplant. Die Untersuchungen sollen insbesondere die Rolle des momentanen Druckgradienten für das wandnahe Verhalten der Strömungsprofile klären.

Datum: 24.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Axel. Raichle

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531/295-3340
Telefax: 0531/295-2320
e-mail: axel.raichle@dlr.de

weitere Partner: keine

Thema: Erweiterung des unstrukturierten Verfahrens TAU für rotierende Strömungen

Ausgangssituation:

Die Berechnung der Umströmung von Hubschrauberrotoren stellt ganz besondere Anforderungen an die Genauigkeit von numerischen Verfahren und die Netzgenerierung. Die durch eine lineare radiale Geschwindigkeitsverteilung bedingten starken Blattspitzenwirbel beeinflussen maßgeblich das gesamte Strömungsfeld, da sonst nur relativ kleine induzierte Geschwindigkeiten und Anströmgeschwindigkeiten vorkommen. Dabei kommt der Wirbelinteraktion mit anderen Komponenten wie Heckrotor oder Leitwerksauslegern eine besondere Bedeutung zu. Unstrukturierte Verfahren bieten die Möglichkeit der automatischen Netzgenerierung für komplexe Geometrien und der automatischen Netzadaption. Sie haben dadurch ein hohes Potential, gerade für industrielle Anwendungen die Vorhersagegenauigkeit wesentlich zu verbessern und damit Kosten und Entwicklungszeiten zu reduzieren. Im Gegensatz zu Starrflüglern werden unstrukturierte Verfahren für die Berechnung der Umströmung von Rotoren jedoch kaum eingesetzt. Ein Grund ist die hohe Rechenzeit unstrukturierter Verfahren für instationäre Strömungen, zum anderen sind diese noch nicht so lange im industriellen Einsatz.
Schnell rotierende Gitter erfordern eine besondere numerische Behandlung der Gitterbewegung, was von strukturierten Verfahren her bereits bekannt ist. Eine wesentliche Forderung ist dabei die Konsistenz mit der freien Anströmung. Für beliebige Starrkörperbewegungen muß das Verfahren konstante Lösungen exakt bis auf Maschinengenauigkeit wiedergeben.

Ziel:

Im DLR wurde der hybride Strömungslöser TAU entwickelt, der sich bereits in der industriellen Anwendung befindet und wesentliche Eigenschaften eines modernen Verfahrens besitzt. Er arbeitet mit vergleichsweise hoher Genauigkeit, ist parallelisiert, nutzt Mehrgittertechniken für die Konvergenzbeschleunigung, Chimaerentechnik für relativ bewegte Gitter und besitzt die Möglichkeit der automatischen Adaption. Ziel war, die Konsistenz mit der freien Anströmung für beliebige Starrkörperbewegungen zu erreichen, die apriori nicht gegeben war, und so den Anwendungsbereich auf Rotoren und Hubschrauber zu erweitern. Dabei sollte auf die Methoden strukturierter Verfahren zurückgegriffen werden. Ferner sollte durch eine Rechnung eines isolierten Rotors im Schwebeflug gezeigt werden, dass der Code damit in der Lage war, qualitativ und quantitativ vergleichbare Ergebnisse sowohl mit dem Experiment als auch mit den Ergebnissen strukturierter Verfahren zu liefern.

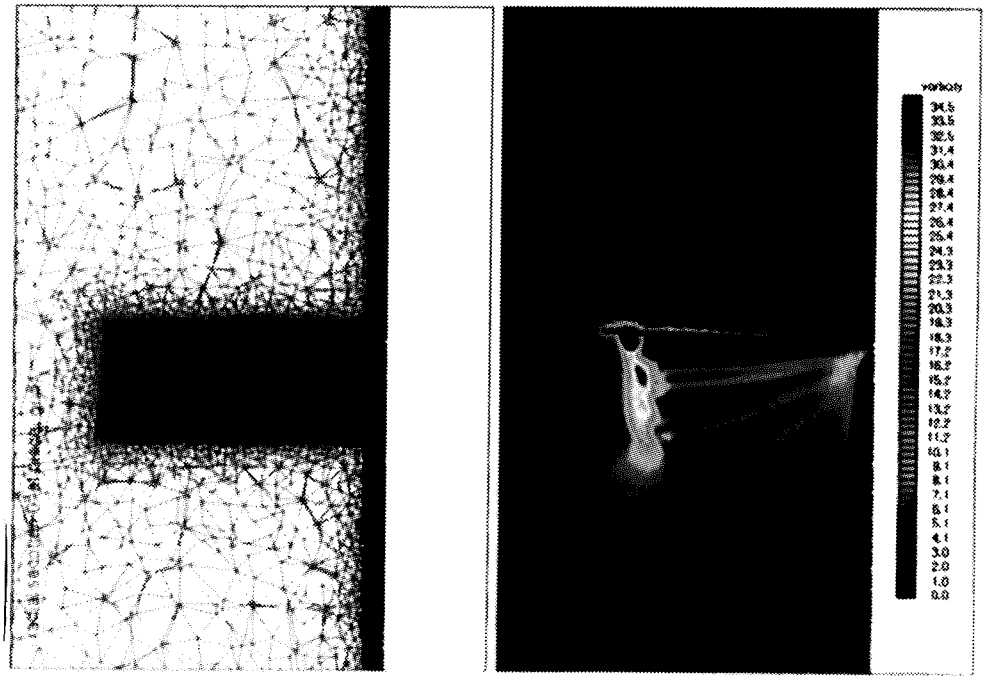
STAB

Lösungsweg:

Für die Lösung des Problems wurde zunächst versucht, die Methoden strukturierter Verfahren weitgehend zu übernehmen und and die Datenstrukturen eines ustrukturierten Verfahrens anzupassen. Es zeigte sich jedoch, daß dies zwar prinzipiell möglich, aber im Hinblick auf eine industrielle Anwendung nicht praktikabel erschien. Nachbarschaftsbeziehungen, die auf strukturierten Gittern implizit gegeben waren, hätten explizit eingeführt werden müssen. Jede Nachbarschaftsbeziehung hätte zusätzliche Daten von der Dimension der Netzpunktzahl erfordert. Dies hätte den Speicheraufwand gesprengt, die Parallelisierung zerstört, und nicht mit einer Reduktion der Daten auf gröberen Gittern skaliert. Es mußte nach einer neuen Lösung gesucht werden, die der kantenbasierten Struktur des Strömungslösers TAU gerecht wurde.

Ergebnis:

Es wurde eine Lösung gefunden, bei der pro Kante lediglich ein zusätzlicher Vektor der Dimension drei berechnet werden mußte. Damit konnten alle Forderungen hinsichtlich der Kompatibilität mit der kantenbasierten Datenstruktur, des Speicheraufwands, der Parallelisierung und der Skalierbarkeit mit gröberen Gittern erfüllt werden. Diese Lösung wurde implementiert, wofür die periodischen Randbediungungen stukturell geändert werden mußten und eine parallele Navier-Stokes Rechnung des isolierten Rotors im Schwebeflug durchgeführt. Die Ergebnisse wurden mit dem Experiment und den Ergebnissen des strukturierten FLOWER Codes verglichen, wobei sich eine sehr gute Übereinstimmung zeigte.



Gitter in Blattebene und Blattspitzenwirbel eines Rotors im Schwebeflug

Literatur:

[1] Klausdieter Pahlke: *Berechnung von Strömungsfeldern um Hubschrauberrotoren im Vorwärtsflug durch die Lösung der Eulergleichungen.* DLR-FB 1999-22

weiteres Vorgehen:
Nutzung der Adaption für die Wirbelauflösung
Leistungspolare des Rotors im Schwebeflug
Berechnung eines isolierten Rotors im Vorwärtsflug

Datum: 18.06.04 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Numerische Simulation

Ansprechpartner:
Thomas Röber
Institution:
DLR Institut für Antriebstechnik
Adresse:
Linder Höhe
51147 Köln
Telefon: (02203) 601 2201
Telefax: (02203) 64395
e-mail thomas.roeber@dlr.de
weitere Partner:
Dragan Kožulović, Edmund Kügeler, Dirk Nürnberger

Thema:
Praktische Anwendungen eines Zweigleichungs-Turbulenzmodells im Simulationsprogramm TRACE

Ausgangssituation:
Numerische Verfahren zur Lösung der RANS-Gleichungen haben sich mittlerweile als Standardverfahren beim industriellen Entwurf von Turbomaschinenkomponenten etabliert. Hierbei ist der Einsatz von Turbulenzmodellen unverzichtbar, eine Alternative hierzu (wie LES oder DNS) ist zumindest mittelfristig nicht in Sicht.
Die Strömung in Turbomaschinenkomponenten stellt für gängige Turbulenzmodelle nach wie vor eine besondere Herausforderung dar. Insgesamt sind neben einer Vielzahl unterschiedlicher physikalischer Phänomene, z.B. dem laminar/turbulenten Umschlag, Kompressibilitätseffekten wie Druckdilatation oder Druckdiffusion, Rauhigkeitseinflüssen oder Effekten von Rotation und Stromlinienkrümmung, auch verschiedene numerische Aspekte, insbesondere bei der Formulierung der Transportterme und der Randbedingungen des Turbulenzmodells, von Bedeutung.
Diese Effekte sind zur korrekten Simulation der periodisch instationären Strömung in Turbomaschinen von großer Bedeutung, werden jedoch in Standardformulierungen von gängigen Zweigleichungs-Turbulenzmodellen wie dem kω-Modell von Wilcox (1988) nicht ausreichend erfasst.

Ziel:
Durch Erweiterungen am vorhandenen kω-Modell soll eine Verbesserung der Vorhersage von Strömungen mit dem am DLR entwickelten instationären RANS-Verfahren TRACE erzielt werden.

Lösungsweg:
Zur Modellierung von Transition wird das Transitionskriterium von Abu-Ghannam und Shaw in einer Formulierung von Drela (1995) benutzt.
Die Modellierung kompressibler Effekte teilt sich in die Modellierung von Druckdilatation und Druckdiffusion nach Sarkar (1992) und eine modifizierte Modellierung der kompressiblen turbulenten Trennungsschicht nach Wilcox (1992). Zur Erfassung der Auswirkungen von Rotation auf die Abklingrate der Turbulenzgrößen wird eine Formulierung von Bardina et al. (1985) für homogene Turbulenz herangezogen.
Der Einfluß von Wandrauhigkeit auf die turbulente Strömung wird über die Randbedingungen des Turbulenzmodells nach Wilcox (1998) abgebildet.
Durch eine Steigerung der Genauigkeit bei der Formulierung des konvektiven Transports turbulenter Stoffeigenschaften und einer Formulierung des turbulenten Diffusionsterms unter Berücksichtigung der gemischten Ableitungen kann die Qualität der Vorhersage weiter verbessert werden.

STAB

Ergebnis:

Durch Modellierung der kompressiblen Mechanismen sowie der Rotationseffekte konnte insbesondere für Rechnungen abseits des Auslegungspunkts eine Erhöhung der numerischen Stabilität und eine Verbesserung der Modellierungsgüte erreicht werden. Abb. 1 zeigt beispielhaft das Ergebnis der Turbulenzmodellierung anhand einer transsonischen Verdichterstufe.



Abb. 1: Machzahlverteilung in der S1-Ebene

Literatur:

Bardina, J.; Ferziger, J.H.; Rogallo, R.S., Effect of Rotation on Isotropic Turbulence: Computation and Modelling, J Fl Mech, Vol. 154, 1985

Drela, M., MISES Implementation of Modified Abu-Ghannam/Shaw Transition Criterion (Revision), MIT Aero-Astro, 1995

Wilcox, D.C., Reassessment of the Scale-Determining Equation for Advanced Turbulence Models, AIAA J. Vol. 26, No. 11, 1988

Wilcox, D.C., Dilatation-Dissipation Corrections for Advanced Turbulence Models, AIAA J, Vol. 30, No. 11, 1992

Wilcox, D.C., Turbulence Modeling for CFD, 2nd edition, DCW Industries, La Canada, USA, 1998

weiteres Vorgehen:

Auch mit diesen Erweiterungen ist die Modellierung von Turbomaschinenströmungen eine anspruchsvolle Aufgabe für RANS-Modelle. Insbesondere bei Strömungen mit Druckanstieg in Strömungsrichtung oder Wärmeübergang besteht noch Verbesserungspotential. Weitere Arbeiten in diesem Bereich der Turbulenzmodellierung werden sich mit diesen Gebieten beschäftigen.

Datum: 21.6.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Mathematische Grundlagen/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Cord-C. Rossow

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon:0531-2952400
Telefax:0531-2952320
e-mail :
cord.rossow@dlr.de

weitere Partner:

Thema:
Toward efficient solution of the compressible Navier-Stokes equations

Ausgangssituation:
The solution of the Navier-Stokes equations still poses a formidable challenge. The main difficulty in computing viscous flow is tied to the fact that for economic resolution of steep gradients in boundary layers, highly stretched meshes are required, resulting in very high cell aspect ratios. These high cell aspect ratios lead to severe stiffness in the discrete system of equations, thus significantly reducing the efficiency of existing numerical algorithms.
One of the most promising solution methods is multigrid. Combined with explicit relaxation such as Runge-Kutta schemes it proved to be well suited for inviscid flow problems, and also allowed for successful solution of the Navier-Stokes equations. However, solving for viscous, turbulent flows, due to geometrical stiffness convergence rates deteriorated to 0.98-0.99, from rates in the order of 0.9-0.95 typically observed for inviscid flow. To address the stiffness problem on highly stretched meshes, implicit relaxation is better suited than explicit relaxation. However, implicit schemes gained not widespread acceptance due to the excessive storage requirements of the flux Jacobians.

Ziel:
A fully implicit relaxation operator with symmetric Gauss-Seidel iteration will be constructed to alleviate geometrical stiffness and significantly increase the admissible time step. The major challenge to be met in such an approach is the reduction of computational memory for storage of the Jacobians, which can be achieved by computing these values at every smoothing step. The fully implicit operator shall lead to increased convergence, and in combination with multigrid, convergence rates of the new relaxation scheme for turbulent, viscous flows are expected to become similar or better than achieved today for inviscid flow.

Lösungsweg:
The proposed method is based on a fully implicit operator for implicit smoothing of residuals in the framework of Runge-Kutta time stepping. To avoid the memory overhead usually required for storage of the flux Jacobians, the components of the Jacobians are continuously recomputed during iteration. Efficient evaluation of the corresponding terms is achieved by exploiting a Mach number expansion of the flux Jacobians as outlined in Ref.[1]. Transforming all terms to primitive variables leads to relatively simple expressions, and only three variables per cell face need to be stored, compared to 32 variables in 2D or 50 in 3D for a straightforward implementation. To solve the implicit equation, symmetric Gauss-Seidel iteration with three sweeps through the computational domain is employed, and in combination with Runge-Kutta time stepping CFL numbers in the order of 100 are used.

STAB

Ergebnis:
The present method was applied for solving different cases of compressible, turbulent airfoil flow around the RAE 2822 airfoil, and convergence rates ranging from 0.8 to 0.87 were achieved. Figure 1 shows convergence rates achieved for the standard test Case 9 with the new algorithm (rk5-i, rk3-i) compared to a well tuned common multigrid method following Ref.[2] (rk5-s).The present method achieves residual reduction by 13 orders of magnitude in about 180 multigrid cycles. Convergence improved by about one order of magnitude compared to the standard method, and CPU time is reduced by almost a factor of 2. Figure 2 shows convergence for the same case using Full Multigrid, where engineering accuracy is achieved in about 20 multigrid cycles on the finest mesh.

Skizze/Diagramm/Bild

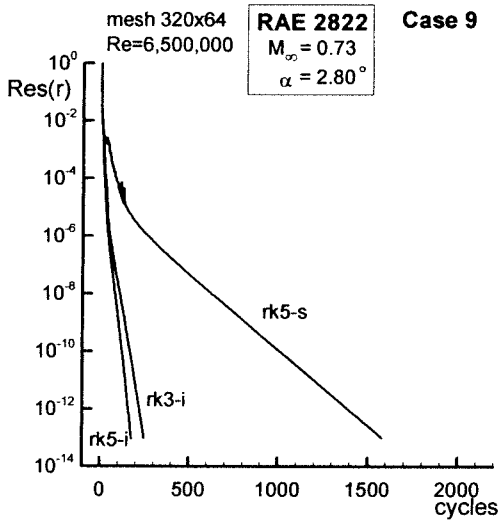


Figure 1

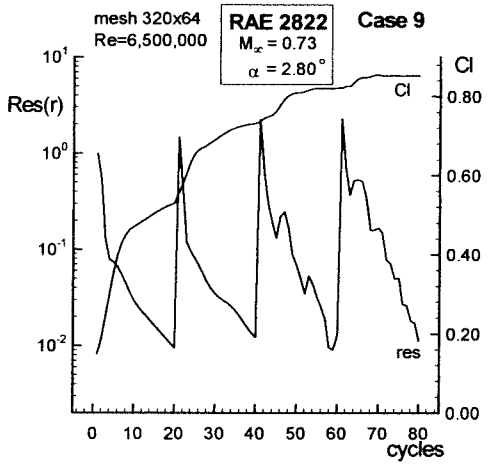


Figure 2

Literatur:

[1]Rossow, C.-C., "A Flux Splitting Scheme for Compressible and Incompressible Flows", *J. Comput. Phys.*, Vol. 164, 2000, pp.104-122.

[2]Radespiel, R., Rossow, C.-C., and Swanson, R.C., "An Efficient Cell-Vertex Multigrid Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Equations", *AIAA J.*, Vol. 28, No.8, 1998, pp.423-459.

weiteres Vorgehen:
In contrast to commonly employed implicit smoothing techniques, the method proposed in this study is not restricted to structured meshes, since the fully implicit operator does not rely on information obtained from curvilinear coordinates. Therefore, implementation into an unstructured code may be envisaged. Another topic is to test the sensitivity of the method to cell stretching, i.e. testing the convergence properties on meshes for different Reynolds numbers.

Datum:
18.6.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dipl. Ing. A. Schütte Tel. 0531/295-2892 Andreas.Schuette@dlr.de

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

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

Weitere Partner: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Göttingen
Institut für Flugsystemtechnik, DLR Braunschweig
Institut für Aeroelastik, DLR Göttingen
Hauptabteilung SISTEC, DLR Köln
EADS-Militärflugzeuge, Ottobrunn

Thema: Numerische Simulation manövrierender Kampfflugzeuge.

Ausgangssituation:

Das Verhalten von Flugzeugen bei transsonischer Zuströmung ist charakterisiert durch ein nichtlineares Strömungsfeld, welches verursacht wird aufgrund von Stößen, Grenzschichteffekten wie Strömungsablösung und deren Interaktionen mit der Hauptströmung. Die meisten heutigen und vermutlich auch zukünftigen Kampfflugzeuge sind Deltaflügelkonfigurationen, deren aerodynamisches Verhalten bereits bei kleinen Anstellwinkeln durch die Ablösung der Strömung an Flügeln und Rumpf und die Entstehung von Wirbeln geprägt ist. Schon kleine Änderungen im Strömungsfeld können zu erheblichen Änderungen in der Lastverteilung über dem Flügel führen. Gründe für diese Änderungen sind z.B. Böenwinde, Turbulenzen in der Zuströmung, sowie Wirbelaufplatzen im hohen Anstellwinkelbereich.

Aus aerodynamischer Sicht ist es deshalb notwendig numerische Werkzeuge zur Verfügung zu stellen, mit denen es möglich ist, das instationäre Strömungsfeld während eines Flugmanövers zu simulieren und damit das dynamische Verhalten des Flugzeugs im Manöverfall vorhersagen zu können. Aus diesem Grund wurden im DLR die Projekte AeroSUM [1][2][3] und das Nachfolge-Projekt SikMa iniziiert, um die für die numerische Simulation notwendigen Werkzeuge zur Verfügung zu stellen und innerhalb einer Simulationsumgebung nutzbar zu machen.

Ziel:

Im DLR-Projekt SikMa – **Si**mulation **k**omplexer **Ma**növer – soll eine interaktive Simulationsumgebung zur Simulation eines frei fliegenden, vollkonfigurierten, elastischen Kampfflugzeugs entwickelt werden. Zur Realisierung der Simulation sollen die aerodynamischen, flugmechanischen und aeroelastischen Gleichungssysteme zeitgenau gekoppelt werden.

Lösungsweg:

Zur Realisierung der Manöversimulation müssen die numerischen Verfahren zur Berechnung der Aerodynamik, Flugmechanik und Aeroelastik zeigenau mitteinander gekoppelt werden. Die aerodynamische Berechnung wird mit dem DLR-Tau-Code durchgeführt, die Lösung der flugmechanischen Gleichungen erfolgt mit Hilfe der Flugmechanik-Bibliothek SIMULA [4], und die Deformationen der Struktur werden mit Hilfe eines im Projekt entwickelten FEM-Verfahrens zur Verfügung gestellt. Die Kopplung der Rechenverfahren geschieht über ein eigens entwickeltes Kopplungverfahren. Dieser gesamte Kopplungsprozess wird in der Simulationsumgebung TENT [5] abgebildet. TENT organisiert die Kommunikation zwischen den Modulen und regelt den Datentransfer zwischen unterschiedlichen Platformen, auf denen die Verfahren ihre Berechnungen durchführen.

Ergebnis:

In der vorliegenden Mitteilung soll über die Entwicklung der Simulationsumgebung und deren Elemente im Projekt SikMa berichtet werden. Der Schwerpunkt liegt in der Berichterstattung über die Arbeiten zur Validierung des DLR-Tau-Codes für instationär geführte und flugmechanisch gekoppelte Rechungen. In den **Bildern 1** und **2** sind zwei Ergebnisse dargestellt. Bild 1 zeigt das Ergebnis

einer instationär berechneten Nickbewegung des VFE-Deltaflügels. Verglichen wird die instationäre Tau-Rechnung mit dem Experiment [6] und einer Rechnungen aus [7] mit dem FLOWER-Code. Bild 2 zeigt das Ergebnis einer gekoppelten zeitgenauen Rechnung zwischen dem Tau-Code und der Flugmechanik mit dem AeroSUM-Modell. Das Modell wurde zum Zeitpunkt null und einem Anstellwinkel von $\alpha = 9°$ losgelassen und die Querruder danach gegensinnig um $\pm 5°$ ausgeschlagen. Es stellt sich daraufhin eine Rollbewegung ein, die in eine Rotation mit konstanter Rollgeschwindigkeit mündet.

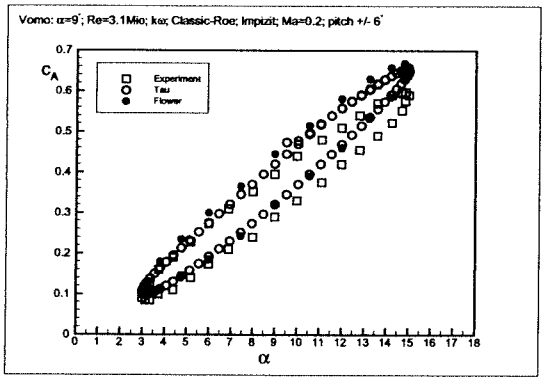


Bild 1: Nickmanöver Vomo-Konfiguration: Auftriebsbeiwert über dem Anstellwinkel.

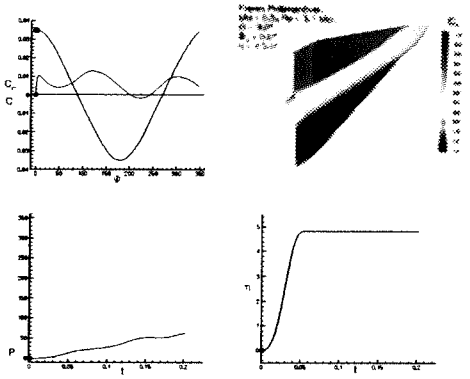


Bild 2: Gekopplete Rechnung DLR-Tau-Code-Flugmechanik. Rollmanöver um die Längsachse aufgrund eines gegensinnigen Querruderausschlages.

Literatur:

1 *Seidler, G.; Burggraf, U.; Mönnich, W.:* Numerische Simulation manövrierender Kampfflugzeuge. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongreß Berlin, DGLR Jahrestagung, 1999.

2 *Schütte, A.; Einarsson, G.; Schöning, B.; Mönnich, W.:* Numerical Simulation of Maneuvering Aircraft by Coupling of CFD and Computational Mechanics. CEAS Conference on Multidisciplinary Aircraft Design and Optimization Juni 2001, Köln.

3 *Schütte, A.; Einarsson, G.; Schöning, B.; Madrane, A.; Mönnich, W., Krüger, W.:* Numerical simulation of manoeuvring aircraft by aerodynamic and flight mechanic coupling. RTO AVT-Symposium Paris, 22.-25. April 2002.

4 *Mönnich, W., Buchholz, J.J.:* SIMULA - Ein Programmpaket für die Simulation dynamischer Systeme - Dokumentation und Benutzeranleitung - Version 2. DFVLR Institutsbericht IB 111-91/28, 1991.

5 *Schreiber, A.:* TENT A Problem Solving Environment for Engineering Applications. ANL-MCS Seminar, Argonne, USA, 30.07.2001.

6 *Löser, T.:* Dynamic force and pressure measurements on an oscillating delta wing at low speeds. DLR-Institutsbericht, Institut für Entwurfsaerodynamik, IB 129-96/9, 1996.

7 *Fritz, W.:* Unsteady Navier–Stokes calculations for a delta wing oscillating in pitch. ICAS982.4.1, 1998.

weiteres Vorgehen:

Das Ziel im Projekt SikMa ist neben der Aerodynamik-Flugmechanik-Kopplung, auch die zeitgenaue Kopplung mit der Aeroelastik zu realisieren. Weiterhin besteht das Ziel, eine vollkonfigurierte X-31 im Manöverflug zu simulieren. Hierzu wird in Windkanalversuchen eine Validierungsdatenbasis mit einer X-31 Modellkonfiguration vermessen. Nach der Integration sämtlicher Verfahren in TENT und deren Verknüpfung soll diese Simulationsumgebung mit Hilfe der Windkanalergebnisse validiert werden.

Datum: 16. Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis Mathematische Grundlagen

Ansprechpartner A. Shishkin, C. Wagner

Institution DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse Bunsenstr.10
37073 Göttingen

Telefon 0551 / 709-2633
Telefax 0551 / 709-2404
e-mail Andrei.Shishkin@dlr.de

weitere Partner S. Sherwin
Department of Aeronautics, Imperial College, London

Thema
Direct numerical simulation of turbulent flow using a spectral/hp method.

Ausgangssituation
Spectral/hp element methods allow to conduct highly accurate flow simulation on hybrid structured/unstructured grids. In principal spectral/hp element methods can be applied to simulate transitional and turbulent flows in complex domains with errors which decay exponentially with increasing order of modes. The main drawback is the higher computational cost with respect to memory usage and CPU time.

Ziel
This work aims at a comparison of the perfomance and other computational aspects of spectral/hp element and finite volume methods with respect to turbulent flow simulations.

Lösungsweg
We use $\mathcal{N}\varepsilon\kappa\mathcal{T}\alpha r$ code implementation of spectral/hp element method which was developed by G.E. Karniadakis and co-workers. The code exploits structured and unstructured meshes or a combination of both. The field data is presented in terms of polynomial expansions closely connected to the orthogonal Jacobi polynomial serieses. The $\mathcal{N}\varepsilon\kappa\mathcal{T}\alpha r$ code can use either direct or iterative (preconditioned conjugated gradient) solver and is based on a splitting scheme as proposed in [2]. Detailed description of the algorithm can be found in [2,3].
We take a pipe turbulent flow as a test case. The pipe has the diameter D and the length $L = 5D$. The Reynolds number, based on friction velocity, pipe diameter and kinematic viscosity, $Re = 360$. The governing equations are the incompressible Navier-Stokes equations. The initial condition for the high-order simulations was obtained from previous low-order computations [1].

Ergebnis
We compare our DNS results with the DNS results by C.Wagner and R.Friedrich [1]. A comparison of some computational parameters are summarized in Table 1. The $\mathcal{N}\varepsilon\kappa\mathcal{T}\alpha r$ code needs more than 10 times the memory of the finite volume code used in [1].

	Spectral/hp	**Finite volume**
Mesh	79860 prisms with 75 modes/cell	structured grid with 7998135 cells
Number of processors	10	1
Used memory	803 Mbyte/processor or 103 Kbyte/cell	60 byte/cell

Table 1

In Fig. 1 an instantaneous axial velocity field produced with the spectral/hp simulation is presented. The comparison (Fig.2) of the mean axial velocity field reveals a good agreement of the results obtained in spectral/hp element and finite volume simulations. More results of higher order moments will be presented at the symposium.

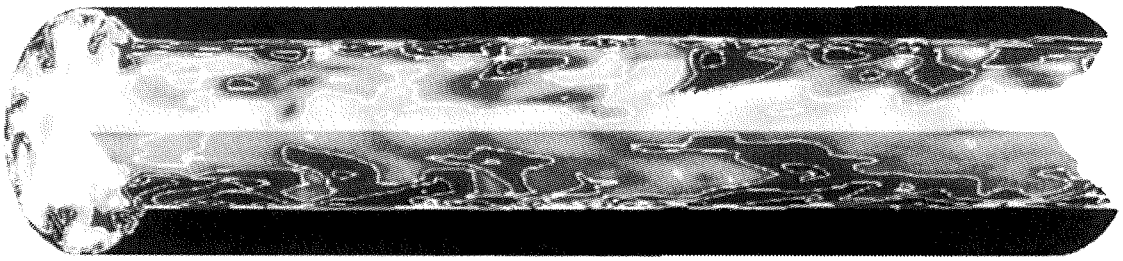


Figure 1. Contours of streamwise velocity field u generated with spectral/hp method

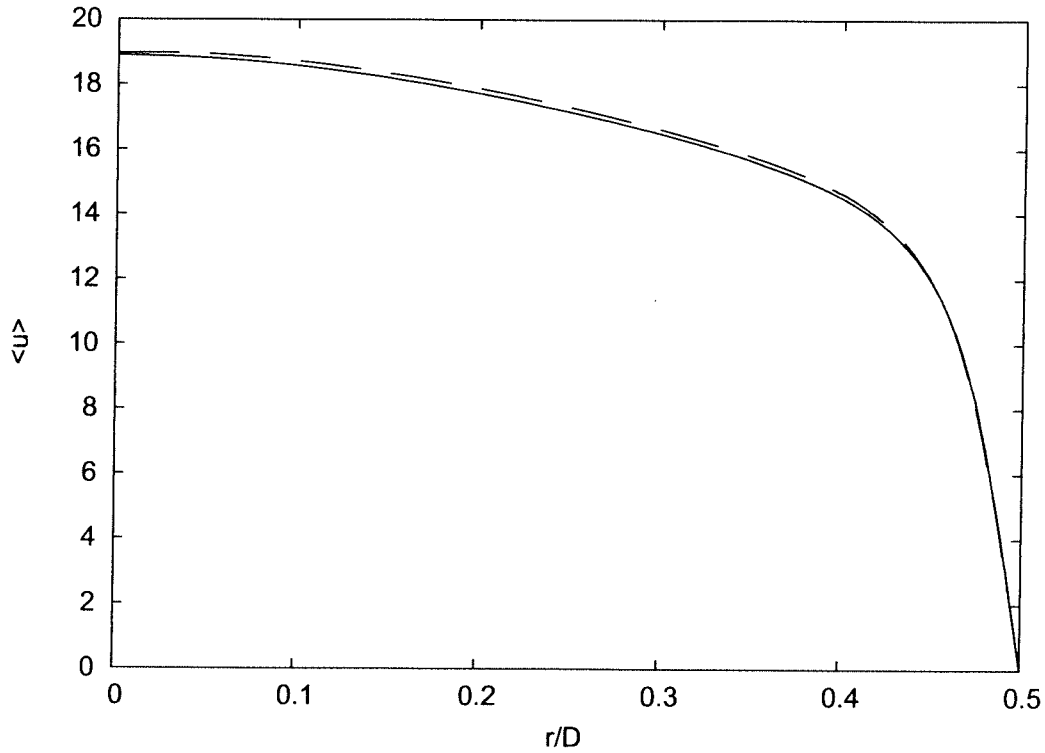


Figure 2. Statistically averaged streamwise velocity field $< u >$ obtained in DNS of turbulent pipe flow using spectral/hp method (solid line) and finite volume method (dashed line)

Literatur

1. C. Wagner, R. Friedrich, *On the turbulence structure in solid and permeable pipes*, International Journal of Heat and Fluid Flow, **19**(1998), 459-469.

2. G.E. Karniadakis and S.J. Sherwin, *Spectral/hp Element Method for CFD.* Oxford University Press, 1999.

3. T. Warburton, *Spectral/hp methods on polymorphic multi-domain: Algorithms and applications*, Ph.D. thesis, Division of Applied Mathematics, Brown University, 1999.

Weiteres Vorgehen

Although the considered problem covers a relatively small area of turbulent flow problems we expect to get recommendations for the practical use of high-order spectral/hp element methods in complex computational domains. Futher, it is planned to reduce the memory requirements of $\mathcal{N}\varepsilon\kappa\mathcal{T}\alpha r$.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen – Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Christian Stemmer; Prof. Dr.-Ing. Nikolaus Adams

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Dresden; Institut für Aerodynamik, TU München

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 Finte-Differenzen Verfahren untersucht. 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. Die Bestandteile der Luft (O_2, O, NO, N_2, N) werden mit einem 5-Elemente Modell berechnet (Park, 89). Resultate können mit linearer Stabilitätstheorie verglichen werden.

Ergebnis: Bei dem untersuchten Flugzustand (Atmosphärenbedingungen bei Ma=20 und einer Höhe von 50 Km) ergeben sich für den idealen Gas Fall Temperaturen in der Grenzschicht von ~4800 K. Unter Berücksichtigung der Nichtgleichgewichtschemie sinkt die maximale Temperatur in der Grenzschicht auf 2100K [4].

STAB

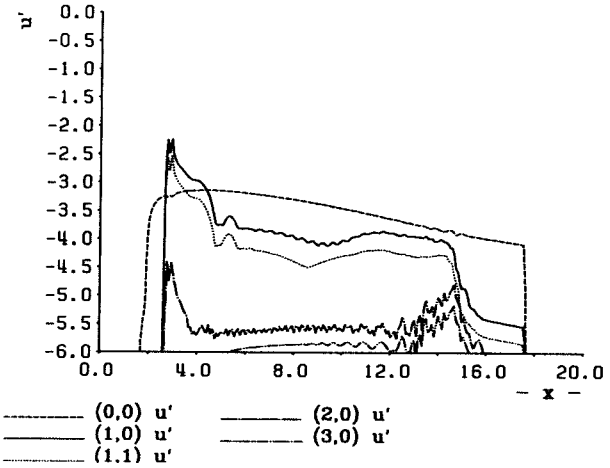


Fig. 1: Störungsentwicklung für den idealen Gas Fall mit 2D und 3D Störung bei F=3,46 10^{-5}.

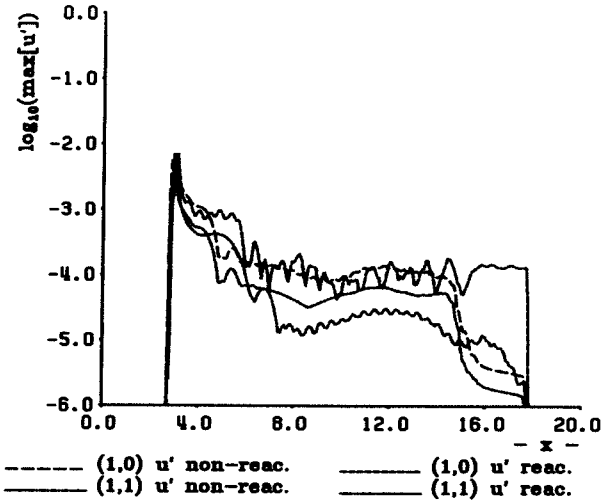


Fig.2: Störungsentwicklung für den idealen Gas Fall und den Fall mit chemischem Ungleichgewicht bei 2D und 3D Störung bei F=3,46 10^{-5}.

Dabei verändern sich die zweidimensionalen Störungen (Fig. 2) nur geringfügig während die dreidimensionalen Störung stärker vom Nichtgleichgewicht beeinflusst wird und geringere Amplituden zeigt. Dabei wird das Amplitudenniveau der dreidimensionalen Störungen um den Faktor 2-3 verringert. Für die zweidimensionale lineare Störung ergibt sich keine nennenswerte Verringerung der Amplitude. Allerdings wird der Amplitudenverlauf in Stromabrichtung nicht mehr so glatt wie im Fall für ideales Gas.

Literatur: [1] Stemmer, C., Adams, N.A., „Investigation of supersonic boundary layers by DNS", Invited presentation at ECCOMAS 2004. Proceedings, Vol. II, 2004.

[2] Stemmer, C., "Hypersonic transition in flat-plate boundary layers with chemical and thermal non-equilibrium", In: Proceedings of the Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, Köln, 8.-11. November 2004.

[3] Stemmer, C., "Transition investigations on hypersonic flat-plate boundary layers flows with chemical and thermal non-equilibrium", In: Laminar-turbulent Transition. IUTAM-Symposium, 13.-18. Dez. 2004, Bangalore, India, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, 2004.

[4] STAB-Mitteilung 2004.

[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 verwendet 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.

Datum: 17. März 2005 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflüglertechnologie / Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Henning Strüber, Roland Wilhelm

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig
Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig **Telefon:** 0531-295-2831
Telefax: 0531-295-2320
E-mail: henning.strueber@dlr.de
roland.wilhelm@dlr.de

Thema: Entwurf an einer Nurflügel-Konfiguration mit einem inversen Verfahren

Ausgangssituation: Das prognostizierte Wachstum des Luftverkehrs in den nächsten Jahrzehnten erfordert neue Technologien hinsichtlich der Effizienz und Umweltfreundlichkeit von Verkehrsflugzeugen. Für die nächste Generation von Transportflugzeugen, die in 20-30 Jahren in Dienst gestellt werden soll, wird zur Zeit in Europa im EU-Projekt VELA das vielversprechende Konzept des Nurflügels auf sein Leistungspotential hin untersucht. Die Transportaufgabe sieht vor, dass mindestens 700 Passagiere bei einer Reisegeschwindigkeit im hohen Unterschallbereich über große Strecken transportiert werden sollen. Um die notwendige Effizienz zu erzielen, ist der Einsatz von numerischen Methoden zum Entwurf und zur Optimierung zwingend notwendig.
Bei dem Entwurf der VELA Nurflügel-Konfiguration sind zunächst klassische Optimierungsmethoden eingesetzt worden, um den Grundriss der Konfiguration festzulegen. Im Anschluss soll nun ein inverses Verfahren verwendet werden, um die Konfiguration hinsichtlich ihrer aerodynamischen Leistung zu verbessern.
Bei inversen Verfahren wird das zu erreichende verbesserte Strömungsfeld z.B. in Form einer Zieldruckverteilung auf der zu entwerfenden Kontur vorgegeben. In einem Entwurfskreislauf wird das Entwurfsverfahren mit einem Strömungslöser gekoppelt, um so in einem iterativen Ansatz zu versuchen, die Zieldruckverteilung zu erreichen. Das zugrunde liegende inverse Verfahren wurde bereits zum Entwurf von Flügeln und Triebwerksgondeln unter Einbeziehung aller aerodynamischen Effekte an komplexen Konfigurationen eingesetzt [1]. In dieser Arbeit soll zunächst der Nachentwurf einer Nurflügel-Konfiguration demonstriert werden.

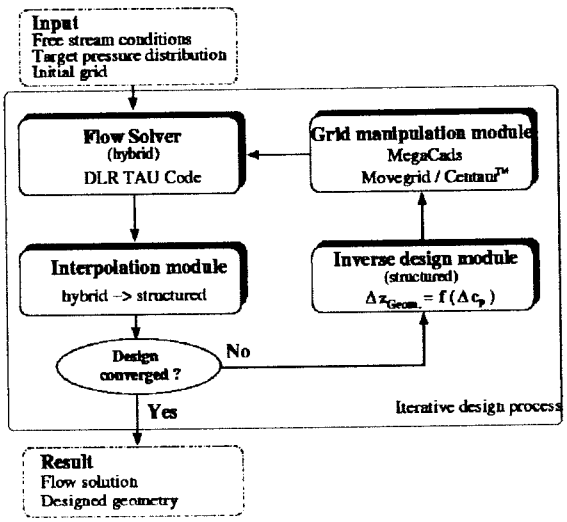


Bild 1: Ablaufdiagramm des modularen Entwurfsverfahrens unter Verwendung unstrukturierter Nachrechengitter

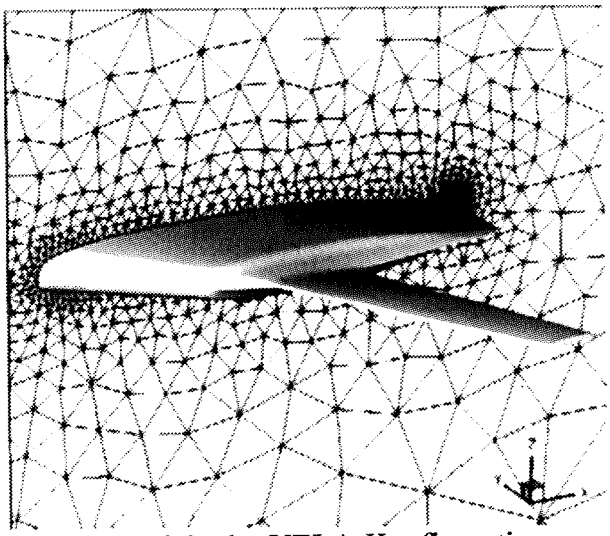


Bild 2: Ansicht der VELA-Konfiguration sowie des unstrukturierten Gitters zur Strömungsberechnung in der Symmetrieebene

Ziel: Das in Bild 1 gezeigte inverse Verfahren soll zum Nachentwurf einer Nurflügel-Konfiguration eingesetzt werden. Dabei ist es das Ziel, ausgehend von einer modifizierten Ausgangskonfiguration die ursprüngliche Konfiguration zu entwerfen. Ein Nachentwurf verhindert, dass eine sogenannte „ill-posed" Zieldruckverteilung vorgegeben wird, zu der keine physikalische Lösung existiert.

Lösungsweg: Bei der für diesen Nachentwurf verwendeten Konfiguration handelt es sich um die VELA Nurflügel-Konfiguration, siehe Bild [2]. Sie ist entworfen für eine Reiseflugmachzahl von $Ma_\infty = 0.85$. Die für den Nachentwurf vorgegebene Startkonfiguration besitzt den selben Grundriss wie die VELA-Konfiguration, ist jedoch in allen Definitionsschnitten aus NACA0012 Profilen aufgebaut. Als Zieldruckverteilung wird die Druckverteilung der VELA-Konfiguration vorgegeben.

Ergebnis: Das Ergebnis des Nachentwurfs ist in Bild 3 zu sehen. Dargestellt sind Oberflächendruckverteilungen und Profile der Nurflügel-Konfiguration in drei Schnitten in Spannweitenrichtung bei $\eta = 0.00$, 0.13 und 0.31. Die Druckverteilungen zeigen jeweils die Ausgangs- und Zieldruckverteilung sowie die Druckverteilung des Nachentwurfs. Die Profile zeigen die Ausgangs- und die entworfene Geometrie sowie die zu erreichende Zielkontur. Wie zu sehen ist, wird die Zieldruckverteilung in allen drei Schnitten erreicht, wobei die größte Abweichung der entworfenen Kontur von der Zielkontur im Schnitt $\eta = 0.13$ auftritt.

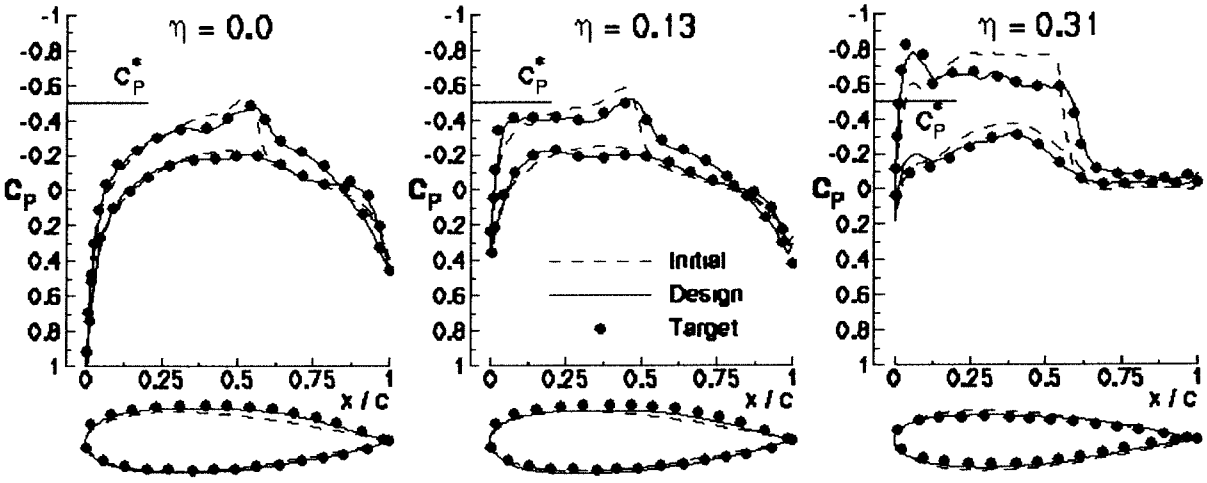


Bild 3: Nachentwurf einer Nurflügel-Konfiguration bei $Ma_\infty = 0.85$: Druckverteilungen und Profile in drei Schnitten in Spannweitenrichtung

Literatur:

[1] Wilhelm, R.: *An Inverse Design Method for Engine Nacelles and Wings*. ICAS2004-2.7.2, 2004

Weiteres Vorgehen: Bei zukünftigen Anwendungen soll der aus der globalen Optimierung stammende Entwurf aerodynamisch verbessert werden. Hierzu zählt z.B. die Beseitigung von Stößen auf der Kontur, um den Wellenwiderstand zu reduzieren. Weiterhin soll beim Entwurf der aerodynamische Einfluss der Triebwerksgondeln im Heckbereich der Nurflügel-Konfiguration mitberücksichtigt werden. Dabei gilt es, auftretende aerodynamische Effekte aus der Triebwerksintegration zu minimieren.

Datum: 18. Juni 2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: Arne Stürmer

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295 2853
Telefax: 0531 295 2320
e-mail: arne.stuermer@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Validierung der Chimera-Technik im DLR TAU-code für die Simulation instationärer Propellerströmungen

Ausgangssituation:
Die wachsenden Anforderungen an Transportflugzeuge bezüglich ihrer Wirtschaftlichkeit und Umweltverträglichkeit machen moderne Turboprop-Triebwerke mit ihren hohen Vortriebswirkungsgraden für bestimmte Transportaufgaben sehr attraktiv. Die Integration von Antrieb und Flugzeugzelle ist für die typische Flügel-Anordung besonders komplex, da starke aerodynamische Wechselwirkungen zwischen Propellerstrahl und Flügel auftreten. Eine optimale Auslegung erfordert eine detaillierte Kenntnis dieser komplizierten Strömungsphänomene.
Neu implementierte Erweiterungen des DLR TAU Strömungslösers ermöglichen zeitgenaue Simulationen unter Verwendung überlappender und relativ zueinander bewegter Netzblöcke (die sogenannte Chimera-Technik), die eine Simulation der komplizierten Aerodynamik von Propellerströmungen ermöglichen.

Ziel:
Die Erweiterungen des DLR TAU-codes zur zeitgenauen Simulation unter Verwendung von Chimera-Netzen in Relativbewegung wird auf seine Anwendbarkeit und die erzielbare Ergebnisqualität untersucht. In einer Reihe von Windkanalversuchen in den 80er und 90er Jahren wurden vier verschiedene generische Propeller-Gondel-Flügel-Konfigurationen im Rahmen eines AGARD-Berichtes untersucht. Durch einen Vergleich der Ergebnisse aus Rechnungen mit dem TAU-code mit den experimentellen Daten aus diesen Versuchen wird eine Validierung des Rechenverfahrens für die Anwendung auf Propellerströmungen durchgeführt.

Lösungsweg:
Eine erste Euler-Rechnung für eine isolierte Propeller-Gondel-Konfiguration wurde für einen typischen Langsamflugzustand bei einer Machzahl von Ma=0.15 und einem Fortschrittsgrad von J=0.7 bei einem Blatteinstellwinkel von β=29° durchgeführt.
Für die numerische Simulation ist eine getrennte Vernetzung des rotierenden Propellers und der stationären Gondel notwendig. Dabei ist darauf zu achten, dass zwischen den beiden Netzblöcken eine ausreichende Netzüberlappung gewährleistet ist, die bei der Berechnung der Strömung zum Informationsaustausch durch Interpolation der Strömungsgrößen notwendig ist. Für die isolierte Propeller-Gondel Konfiguration aus den AGARD-Versuchen ist das resultierende Chimera-Netz in Bild 1 dargestellt.
In einem ersten Schritt der Strömungslöung wird eine stationäre Rechnung durchgeführt, bei der sowohl Propeller als auch die rotationssymmetrische Gondel mit derselben Winkelgeschwindigkeit rotieren. Auf Basis der erhaltenen Lösung wird dann die zeitgenaue Simualtion begonnen, bei der nur noch der Propeller relativ zur stationären Gondel dreht.

Ergebnis:
Bild 2 zeigt zum Vergleich der numerischen und der experimentellen Ergebnisse die Axialgeschwindigkeiten im Propellernachlauf in einer Ebene 1.73 Propellerradien hinter der Einstellachse des Propellers. Im Vergleich zu den als schwarze Symbole dargestellten experimentellen Daten für einen radialen Strahl ausgehend von der Gondeloberfläche in dieser Ebene, zeigen die farblich gekennzeichneten Linien die numerischen Erbenisse auf Strahlen an fünf verschiedenen Azimuthwinkeln in dieser Ebene. Man erkennt deutlich starke Schwankungen der berechneten Axialgeschwindigkeiten im Nachlauf in Abhängigkeit der Position. Dies erklärt sich durch den Einfluß insbesondere der Blattspitzenwirbel und der Blattnachläufe. Da die Messungen mit Fünflochsonden durchgeführt wurden ermöglichen sie prinzipiell nur eine zeitgemittelte Vermessung der Nachlaufströmung. Die Mittelung der errechneten Geschwindigkeitsprofile, dargestellt als die durchgezogene schwarze Linie in dem Diagramm, zeigt eine gute Übereinstimmung mit den gemessenen Werten.

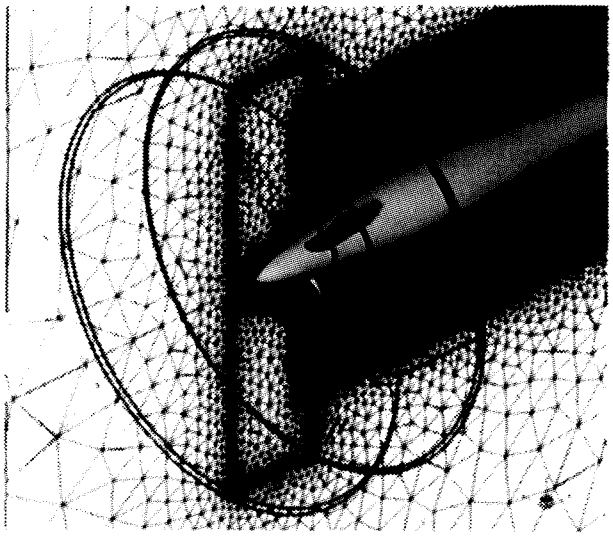


Bild 1: Zwei-Block Chimera Netz für eine isolierte Propeller-Gondel-Konfiguration

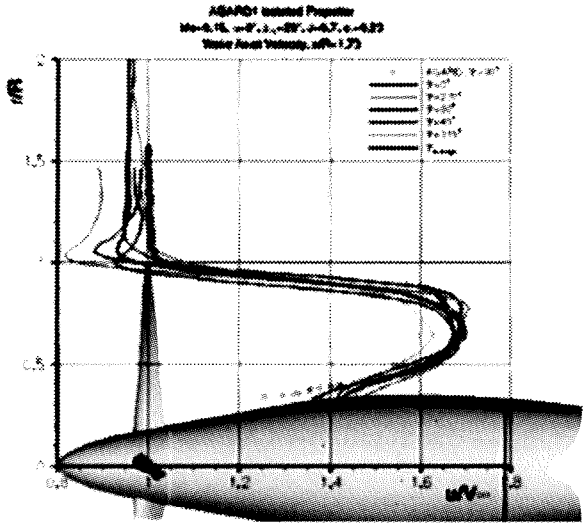


Bild 2: Vergleich der berechneten und der gemessenen Axialgeschwindigkeiten im Propellernachlauf

Literatur:

A. Madrane, A. Raichle and A. Stuermer, " Parallel Implementation of a Dynamic Unstructured Chimera Method in the DLR Finite Volume TAU-Code ", 12th Annual Conference of the CFD Society of CANADA, Ottawa, Ontario, pp. 524-534, mai 9-11, 2004.

Samuelsson, I., "Experimental Investigation of Low Speed Model Propeller Slipstream Aerodynamic Charcteristics Including Flow Field Surveys and Nacelle/Wing Static Pressure Measurements', ICAS-90-3.13, Stockholm, 1990.

weiteres Vorgehen:
Neben der isolierten Propeller-Gondelkonfiguration werden auch für eine weitere Konfguration mit einem Flügelsegment weitere Euler-Rechnungen durchgeführt werden. Weiterhin sind erste Navier-Stokes Rechnungen der beiden Konfiguration geplant. Neben der Validierung des TAU codes können anhand der Rechnungen dann detaillierte Analysen der komplexen Wechselwirkungen zwischen der Propeller- und der Flügelströmung gemacht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Jochen Wild

Institution: **DLR Braunschweig**
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Adresse: **Lilienthalplatz 7** **Telefon:0531/2953336**
38108 Braunschweig **Telefax:0531/2952320**
e-mail: jochen.wild@dlr.de

weitere Partner: Oliver Schmidt, TU Berlin

Thema: Vorhersage von Anlegelinientransition an einem Hochauftriebsflügel mittels zweidimensionaler Strömungsberechnungen mit RANS-Verfahren

Ausgangssituation:
Bei der Messung des ProHMS Hochauftriebsmodells im Kryo-Kanal Köln (KKK) des DNW wurde mit zunehmender Reynoldszahl eine Abnahme des maximal erreichbaren Auftriebsbeiwertes festgestellt [1]. Dieses Phänomen wird mit dem Auftreten von Anlegelinientransition am Vorflügel des gepfeilten Hochauftriebssystems in Verbindung gebracht. Da eine Messung der Transition im Windkanal nicht stattfand, wird der Versuch unternommen das Auftreten der Anlegelinientransition numerisch nachzuweisen

Ziel:
Mit der durchgeführten Studie soll gezeigt werden, dass es möglich ist durch zweidimensionale Berechnung der Umströmung des Hochauftriebsflügels normal zur Vorderkante das Auftreten von Anlegelinientransition vorherzusagen.

Lösungsweg:
Für das Auftreten von Anlegelinientransition existiert ein einfaches empirisches Kriterium nach Pfenninger [2]auf der Basis einer Reynoldszahl der Grenzschicht der Anlegelinie, gebildet aus der Querströmgeschwindigkeit am Außenrand der Grenzschicht w und der Impulsverlustdicke der Anlegelinie nach Sears [3]

$$Re_{\Theta_{a.l.}} = 0.405 \frac{w}{\sqrt{\nu \frac{\partial u_e}{\partial s}}}.$$

Aus umfangreichen experimentellen Untersuchungen ist die kritische Reynoldszahl, ab der turbulente Strömung entlang der Anlegelinie auftritt, zu $\mathbf{Re}_{\Theta_{a.l.krit}} = \mathbf{100...133}$ bestimmt worden (u.a. Poll [4]). Nachdem die Querströmgeschwindigkeit am Außenrand der Anlegelinie für einen unendlich schiebenden Flügel nur vom Schiebewinkel und der Anströmung abhängt, verbleibt für das Kriterium nur die Beschleunigung der Strömung senkrecht zur Vorderkante. Diese Größe lässt sich aber nun mit zweidimensionaler Berechnung ermitteln.
Zur Ermittlung der Grenzschicht-Reynoldszahlen am ProHMS Hochauftriebsmodell wurden zweidimensionale Strömungsberechnungen an drei Flügelschnitten durchgeführt. Als Berechnungsverfahren wurde der FLOWer-Code des DLR verwendet [5], ein strukturiertes Mehrblock Finite-Volumen Verfahren. Bei der Berechnung werden die instationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen über die Zeit integriert bis die zeitliche Änderung verschwindend gering ist und somit der stationäre Zustand erreicht ist. Zur Turbulenzmodellierung findet das Turbulenzmodell nach Spalart und Allmaras mit der Modifikation nach Edwards und Chandra Anwendung [6][7].

In Bild 1 ist exemplarisch die Korrelation der zweidimensional berechneten Auftriebsbeiwerte und $Re_{\Theta a.l.}$–Werte an einem Schnitt des ProHMS Hochauftriebsflügels mit den gemessenen Auftriebsbeiwerten des dreidimensionalen Modells über der Reynoldszahl dargestellt. Hierbei ist zuerst zu beachten dass die zweidimensionalen Berechnungen sowohl voll turbulent als auch mit fixierter Transition an der Vorflügelnase berechnet wurden. die ermittelten Werte für $Re_{\Theta a.l.}$ unterscheiden sich für diese beiden Berechnungsmethoden nur unwesentlich, wohl aber die zughörigen Auftriebsbeiwerte. Im Diagramm ist zu erkennen, dass der Abfall im Auftriebsbeiwert in der Messung bei der Reynoldszahl einsetzt, bei der für diesen Schnitt der obere Wert des Kriteriums überschritten wird. In diesem Moment müsste als für die Berechnung von der Methode mit fixierter Transition (obere Kurve) auf die voll turbulente Rechnung (untere Kurve) gewechselt werden, was zu einem ähnlich starken Rückgang im Auftriebsbeiwert führt.

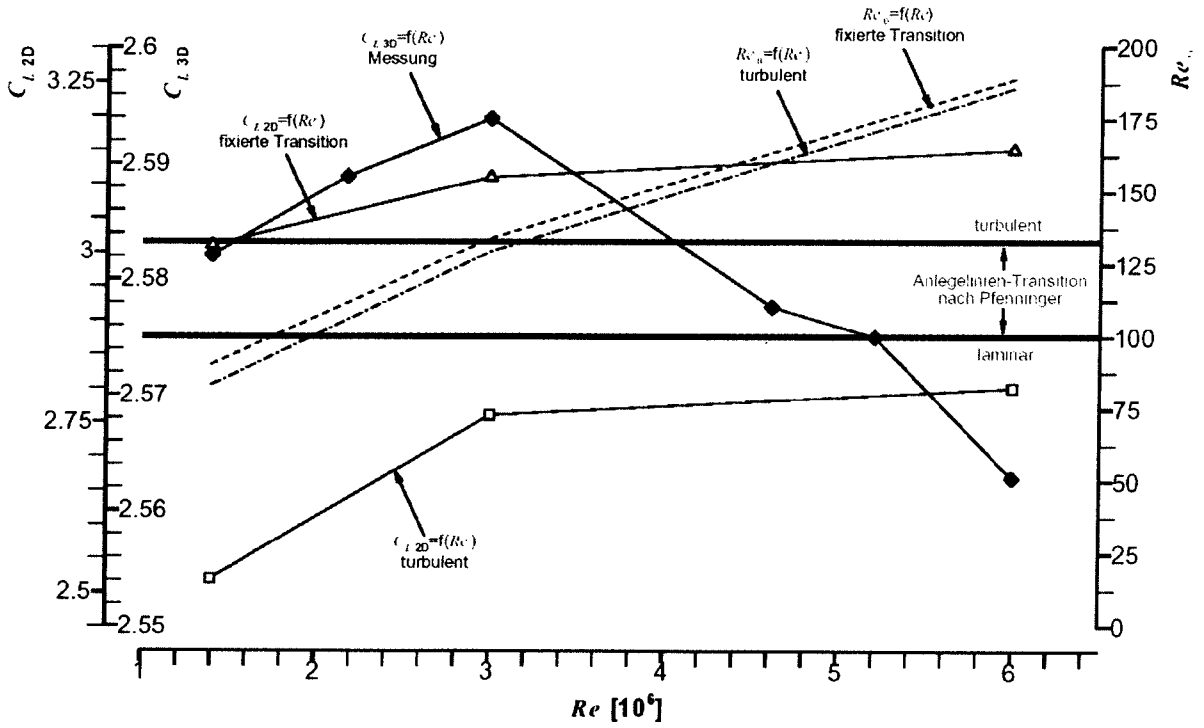


Bild 1: Korrelation der mittels zweidimensionaler Berechnung ermittelten Werte für die Grenzschicht-Reynoldszahl der Anlegelinie und der dazugehörigen Auftriebsbeiwerte mit der experimentell ermittelten Abhängigkeit des Auftriebsbeiwerts des ProHMS Hochauftriebsmodells von der Reynoldszahl

Literatur:

[1] Wild, J., Puffert-Meissner, W., Sitzmann M. und Lekemark L.: „Messung des FNG Hochauftriebs-Modells bei hohen Reynoldszahlen im Kryogenischen Windkanal Köln", DLR IB 124-2003/37 (2003).

[2] Pfenninger, W.: "Flow Phenomena at the Leading Edge of Swept Wings", AGARDograph 97, Part IV (1965).

[3] Sears, W.R.: "The Boundary Layer of Yawed Cylinders", Journal of Aeronautical Sciences Vol. 15 (1) (1948), pp. 49-52.

[4] Poll, D.I.A.: "Some Observations of the Transition Process on the Windward Face of a Long Yawed Cylinder", Journal of Fluid Mechanics Vol. 150 (1985), pp. 329-356.

[5] Kroll, N., C.-C. Rossow, K. Becker und F. Thiele: *„MEGAFLOW – A Numerical Flow Simulation System"*. Aerospace Science Technology, Vol. 4 (2000), pp. 223-237.

[6] Spalart, P. und Allmaras, S.: "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows", AIAA Paper 92-0439, AIAA (1992).

[7] Edwards, J. und Chandra, S.: "Comparison of eddy viscosity-transport turbulence models for three-dimensional, shock-separated flow fields", Journal of Aircraft Vol.34 (4) (1996), pp. 756--763.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis Numerische Simulation
Ansprechpartner Dipl.-Ing. Qinyin Zhang
Institution Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen
Adresse Wüllnerstraße zw. 5 u. 7 **Telefon** (0241)-809 5435
52062 Aachen **Telefax** (0241)-809 2257
Email zhang@aia.rwth-aachen.de
Weitere Partner: **SWING+ Projekt**

Thema: Grobstruktursimulation anliegender Profilumströmungen bei hohen Reynolds Zahlen

Ausgangssituation:
Infolge verschärfter Vorschriften für die erlaubte Lärmabstrahlung der Verkehrsflugzeuge sollen die Mechanismen des Lärmerzeugungsvorgangs durch Flugzeugzelle sowohl experimentell als auch numerisch näher untersucht werden. Im Bereich der numerischen Analyse bietet sich die Grobstruktursimulation (LES) als ein geeignetes Mittel an, um die in einem turbulenten Strömungsfeld enthaltenen akustischen Quellterme aufzulösen, so dass anschließend akustische Untersuchungen durchgeführt werden können. Aus diesem Grund wurde am Aerodynamischen Institut Aachen eine LES an einer im Rahmen des SWING+ Projekts definierten Profilgeometrie mit ausgefahrenen Landeklappe bei einer Reynolds Zahl von 10^6, einer Mach Zahl von 0,12 und einem Anstellwinkel von 0° durchgeführt.

Ziel:
Wegen der Reynolds Zahl abhängigen Aufweitung des Turbulenzspektrums ist bei Grobstruktursimulationen eine feine Gitterauflösung für die Erfassung der wandnahen turbulenten Strukturen erforderlich, was zu einem hohen Rechenaufwand führt. Aus diesem Grund stellen Grobstruktursimulationen im Reynolds Zahl Bereich von $O(10^6)$ heutzutage noch immer eine große Herausforderung hinsichtlich des numerischen Verfahrens dar [1]. Das Ziel der vorliegenden numerischen Simulation ist die richtige Wiedergabe des turbulenten Strömungsfeldes um die SWING+ Profilgeometrien. Zur Beurteilung der numerischen Ergebnisse werden Geschwindigkeits- und Turbulenzintensitätsprofile an unterschiedlichen Stellen und der Verlauf des Druckkoeffizienten entlang der Profiloberfläche dargestellt und mit experimentellen Werten [3] verglichen.

Lösungsweg:
Das Gitternetz, das unter Berücksichtigung der für eine LES erforderlichen Auflösungsanforderungen erstellt wurde, besitzt folgende Gitterschrittweiten $\Delta x^+ \approx 200\sim300$, $\Delta y^+_{min} \approx 2$ und $\Delta z^+ \approx 20\sim25$. Das Rechengitter besteht aus 17 Ebenen in Spannweitenrichtung und die gesamte Anzahl der Gitterpunkte beträgt 4,1 Millionen. Das Lösungsverfahren basiert auf einem modifizierten AUSM-Verfahren, das in [2] näher beschrieben wird.

Ergebnisse:
Die Momentanaufnahme des Strömungsfelds in Abb. 1 zeigt die aufgelösten Wirbelstrukturen. Die sogenannten kohärenten Strukturen bestimmen den turbulenten Impulsaustausch in der Wandnähe, weshalb deren Auflösung für die korrekte Erfassung des Strömungsfeldes von entscheidender Bedeutung ist. Der Verlauf des zeitlich und in Spannweitenrichtung gemittelten Druckkoeffizienten wird in Abb. 2.a mit den experimentellen Daten verglichen.

Es zeigt sich eine sehr gute Übereinstimmung. Das Plateau im $Cp(x)$-Verlauf in der Nähe der Klappenhinterkante deutet daraufhin, dass die turbulente Ablösestelle und die Größe der Ablöseblase durch die numerische Simulation richtig wiedergegeben werden. Abb. 2b zeigt die Gegenüberstellung der gemittelten numerischen und experimentellen Geschwindigkeitsprofile. Eine zufriedenstellende qualitative Übereinstimmung wurde erreicht. Hinsichtlich der experimentellen Ergebnisse ist zu bemerken, dass die Messungen mit einer Eindrahtsonde durchgeführt wurden, weshalb die Rückströmung in der vierten Position nicht erfasst werden konnte.

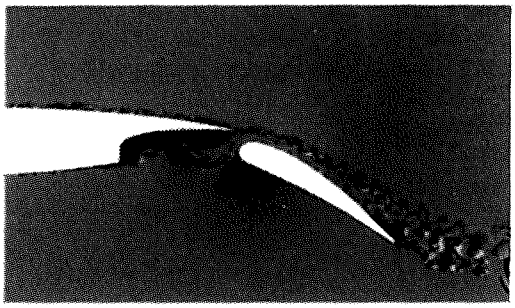


Abb.1 Die aufgelösten Wirbelstrukturen im Strömungsfeld.

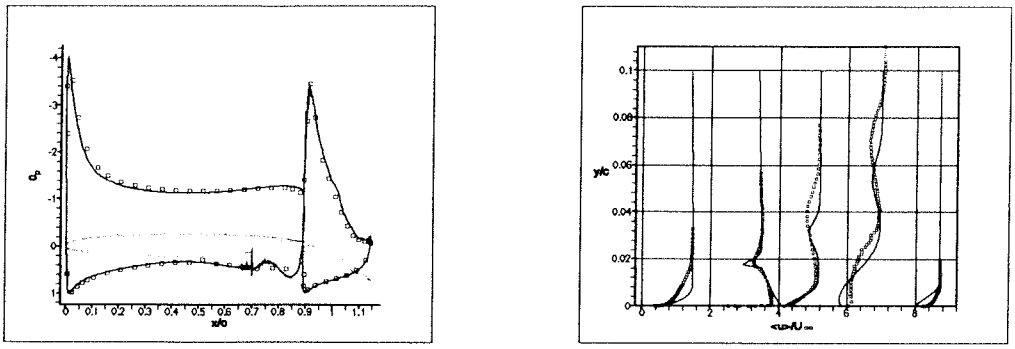


Abb.2 Verlauf des Druckkoeffizienten Cp (a) und Geschwindigkeitsprofile (b).

Literatur:

[1] C.P. Mellen, J. Fröhlich, and W. Rodi: Lessons from the European LESFOIL project on LES of flow around an airfoil. *AIAA Pap.* 2002-0111, 2002

[2] M. Meinke, W. Schröder, E. Krause and Th. Rister: A comparison of second- and sixth-order methods for Large-Eddy Simulation. *Computers and Fluids*, 31:695-718, 2002.

[3] W. Würz, S. Guidati, and S. Herr: Aerodynamische Messungen im Laminarwindkanal im Rahmen des DFG-Forschungsprojektes SWING+ Testfall 2. Inst. Für Aerodynamik und Gasdynamik, Univ. Stuttgart, 2002.

[4] W.A. El-Askary, W. Schröder and M. Meinke: LES of compressible wall-bounded flows. *AIAA Pap.* 2003-3554, 2003.

Weiteres Vorgehen:

Die Erfahrungen der LES für die Profilumströmungen bei Re = $O(10^6)$ haben gezeigt, dass ein konventioneller LES-Löser und eine strikte Einhaltung der hohen Auflösungsanforderungen schnell zu einem nicht vertretbaren Rechenaufwand führen können. Um eine weitere Effizienzsteigerung zu erreichen, wird ein zonaler RANS/LES-Hybridlöser in Anlehnung an [4] weiterentwickelt und erste Ergebnisse erzielt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Ansprechpartner: Feng BAO, Heinrich Vollmers

Institution: DLR-AS-EV

Adresse: Bunsenstr. 10, 37079 Göttingen

Telefon: 0551-709 2289
Telefax: 0551-709 2830
e-mail: feng.bao@dlr.de
heinrich.vollmers@dlr.de

weitere Partner:

Thema:
Experimentelle Untersuchungen an Wirbelschleppen im Hinblick auf den Endeffekt in einem Wasserschleppkanal.

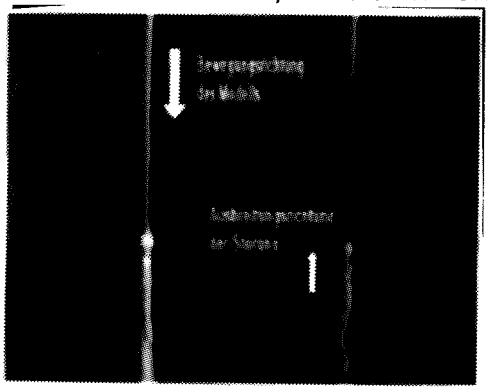
Ausgangssituation:
Zur Reduktion des Abstandes zwischen landenden Flugzeugen an Flughäfen ist es notwendig die Wirkung der Wirbelschleppe abzuschwächen. Zur Untersuchung des Verhaltens der Wirbelschleppe im Fernfeld werden im Wesentlichen Wasserschleppkanäle und Katapulte eingesetzt. Das zeitliche Verhalten 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 sie in „kurzen" Kanälen den Effekt der seitlichen Begrenzungen häufig dominieren.

Ziel:
Abminderung des Endeffektes bei der Untersuchung von Wirbelschleppen.

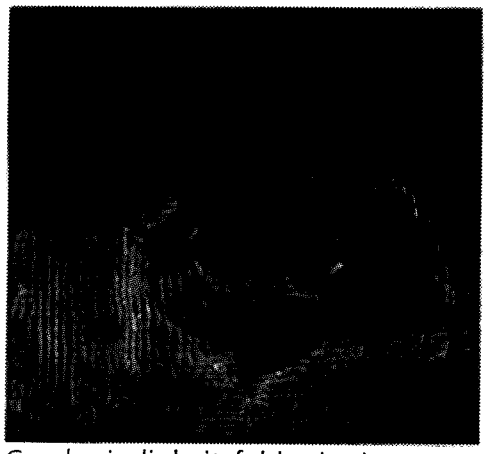
Lösungsweg:
Im Wasserschleppkanal des DLR in Göttingen (WSG) wurden Nachlaufesströmungen eines Prinzipmodells sichtbar gemacht und die Geschwindigkeitsfelder mit Stereo- PIV gemessen. Durch Variation verschiedene Höhenleitwerke und dessen Anstellwinkel wurden die Parameters der zusätzlichen Wirbel verändert. Anhand der Stereo PIV Messungen wurden die zeitliche Veränderung des Wirbelsystems analysiert. Dadurch wurden günstige Anfangsbedingungen ausrangiert.
Durch Variation der Abstände für Beschleunigung und Abbremsen zum Messgebiet und der Geschwindigkeit des Modells konnten die Störungen aufgrund des Endeffektes simuliert werden. Die Wirbel im Nachlauf des Modells wurden sichtbar gemacht, mit einer Videokamera dokumentiert und analysiert.

Ergebnis:
Die im WSG durchgeführte Sichtbarmachung erlaubt eine genaue Bestimmung der Phasengeschwindigkeit der axialen Störung im Wirbel. Die Messungen zeigen, dass die im WSG durchge-

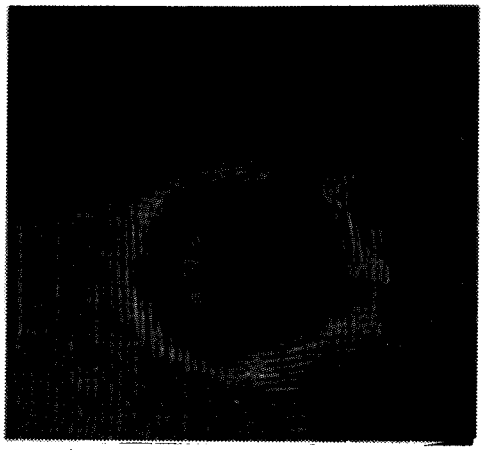
führten Untersuchungen zur Wirbelschleppe nicht vom Endeffekt dominiert werden. Es wird über Methoden berichtet, um die Wirkung des Endeffekts in kurzen Kanälen abzumindern.



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



Geschwindigkeitsfeld mit einer von der Verzögerung des Modells verursachten Störung. (3.2 sec nach dem Stoppen)



Geschwindigkeitsfeld zum gleichen Zeitpunkt ohne Störung.

Literatur:

Bao F., Vollmers H., Schröder A., 2004 "Experimental Study on the Alleviation of Wake Vortices", Workshop on Application of PIV in the Naval Field, May 2004, Rom, Italy

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

Laporte, F., 2002 "Influence of the limited axial dimension of experimental facilities on the dynamics of wake vortices", Onera????

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

weiteres Vorgehen:

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

o Einfluss des Triebwerkstrahles

o Überprüfung der Begrenzungseffekte in einem größeren Schleppkanal in HSVA

Datum: **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik

Ansprechpartner: Konstantin Christou , Andre Heider, Andreas Schröder

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Göttingen
Abteilung Experimentelle Verfahren

Adresse: DLR AS-EV

Telefon: +49 551-709 2190
Telefax: +49 551-709 2830
e-mail: andreas.schroeder@dlr.de
konstantin.christou@dlr.de
andre.heider@dlr.de

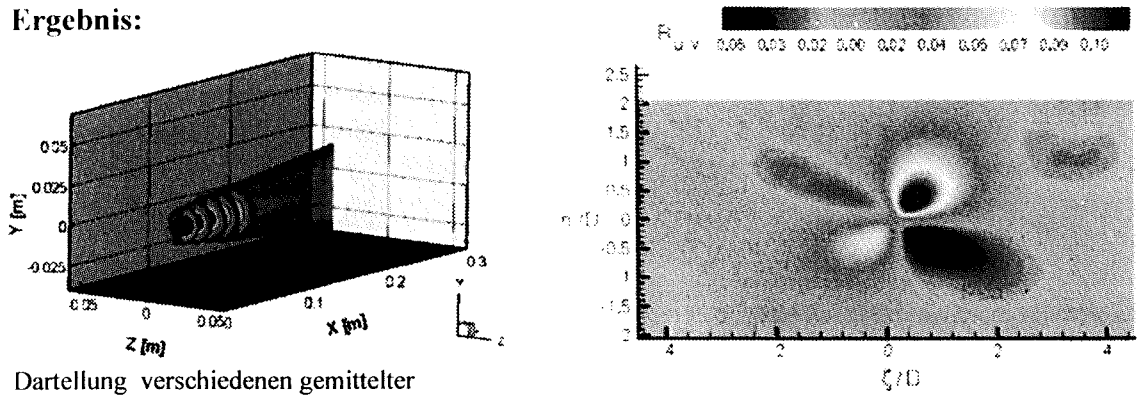
Thema: Rekonstruktion der Schallabstrahlung am turbulenten Düsenfreistrahl mittels Mehrebenen-Stereo-PIV

Ausgangssituation: Strömungsakustische Probleme werden in der Zukunft weiter an Bedeutung gewinnen. Neben der Lärmerzeugung an Fahrzeugen und Flugzeugen sind vor allem die Strömungen von Strahltriebwerken von großem Interesse. In Anlehnung an die Lighthillsche „Akustischen Analogie" können die Quellterme der Strömung eines turbulenten Düsenfreistrahls durch die klassischen akustischen Multipole beschrieben werden. Das Problem des aerodynamisch erzeugten Lärms kann somit auf die Lösung der klassischen Wellengleichung mit Quellen reduziert werden. Mit Hilfe der Raum-Zeit-Korrelationen ist eine Erfassung des Lighthillschen Tensors möglich, der die Information des durch die fluktuierenden Geschwindigkeitskomponenten des Strömungsfeldes verursachten Lärms beinhaltet.

Ziel: Bestimmung der Raum-Zeit-Korrelationen vierter Ordnung, die zur Berechnung der Schallabstrahlung ins Fernfeld benötigt werden.

Lösungsweg: Mittels eines Mehrebenen Stereo Particle Image Velocimetry Systems werden räumlich und zeitlich getrennte Ebenen senkrecht und parallel zur Hautpströmungsrichtung aufgenommen. Sie dienen zur Bestimmung der drei Geschwindigkeitskomponenten in diesen Ebenen. Die mittelwertfreien Geschwindigkeitsvektorfelder werden punktweise miteinander kreuzkorreliert und der Verlauf der Korrelationsebenen für variierende Zeitabstände betrachtet.

Ergebnis:



Dartellung verschiedenen gemittelter Messebenen (oben), Auftragun der Korrelationskoeffizienten für einen Zeitversatz von 0µs in der Ebene x-y an der Stelle x/D = 12 und y/D = 1,3

Literatur:

[1] M.J. Lightill, On sound generated aerodynamically, Proc. Roy. Soc., Series A, Vol. 211 (part 1) 1952 and Vol. 222 (part 2) 1954.
[2] 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
[3] J. Bridges, M. Wernet, Measurements of the Aeroacoustic Sound Source in Hot Jets, AIAA 2003-3130, February 2004.

Datum: Juni 2004

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: M. Dreyer, T.J. Möller, R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531 391 2991
Telefax:0531 391 5952
e-mail: t.moeller@tu-bs.de

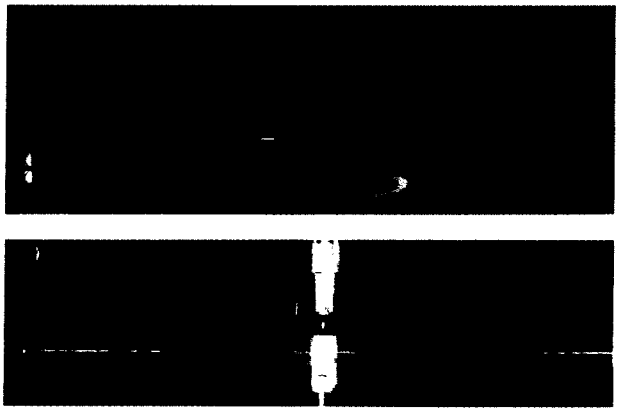
weitere Partner: M. Körner, Volkswagen AG

Thema: Experimentelle Untersuchung der Strömung über einer rotierenden, beheizten und querangeströmten Scheibe

Ausgangssituation:
Im Rahmen eines gemeinsamen Vorhabens mit der Volkswagen AG soll ein numerisches Berechnungsverfahren auf Basis des Gitter-Boltzmann-Verfahrens entwickelt und validiert werden, mit dessen Hilfe sich Berechnungen des dreidimensionalen Strömungsfeldes und des Wärmeübergangs im Vorderwagenbereich (Bremsen, Motorraum) durchführen lassen.

Ziel:
In einem ersten Schritt sollen Geschwindigkeits- und Temperaturmessungen an einer beheizbaren, rotierenden Scheibe durchgeführt werden. Die Scheibe wird senkrecht zur Drehachse einseitig turbulent angeströmt, um die Strömungsverhältnisse im Radkasten näherungsweise zu simulieren. Anhand dieser Daten soll das Berechnungsverfahren zunächst für diese vereinfachte Geometrie validiert und verifiziert werden. Alle Experimente werden in der geschlossenen Messtrecke des Modell-Unterschallwindkanals (MUB) am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig durchgeführt.

Lösungsweg:
Die rechte Abbildung zeigt das verwendete generisches Modell einer Bremsscheibe, das für die Windkanaluntersuchungen konstruiert wurde. Die beheizbare, rotierende Scheibe setzt sich aus einer Trägerplatte, einer Isolationsschicht aus Keramikpapier, einer Hochtemperaturheizfolie sowie der als Wärmesenke dienenden Deckplatte zusammen. Mit Hilfe der Heizfolie lassen sich abhängig von der Anströmungsgeschwindigkeit Oberflächentemperaturen von bis zu 350°C erreichen. Zur Vermessung der Geschwindigkeitsfelder wurde die Particle Image Velocimetry (PIV) verwendet. Dabei wurde zum einen eine Ebene parallel zu rotierenden Scheibe (Abstand y=1mm) für verschiedene Strömungsfälle untersucht. Zum anderen wurden auf zwei Radien die Grenzschichtprofile für den Fall der Rotation ohne Anströmung vermessen, um in Abhängigkeit von der Drehzahl die jeweilige Grenzschichtdicke und den Strömungszustand bestimmen zu können.



Des weiteren wurde mit einem Infrarotkamerasystem die Temperaturverteilung auf der Platte für verschiedene Versuchsrandbedingungen ermittelt. Durch gleichzeitige Messung der benötigten Heizleistung wurden Kennfelder erstellt, die einen Zusammenhang zwischen mittlerer Scheibentemperatur und dazugehöriger Heizleistung liefern. Die Kennfelder werden zur Validierung des mit Hilfe des Gitter-Boltzmann-Verfahrens berechneten Wärmeübergangs auf der Scheibe eingesetzt.

Ergebnis:
In der Abbildung 1 sind die mit PIV vermessenen Grenzschichtprofile der azimutale Geschwindigkeitskomponente auf den Radien r=123,4 und r=147,4 für die rotierende Scheibe ohne Anströmung dargestellt. Es zeigt sich, dass die Profile unabhängig von Drehzahl und Radius eine große Ähnlichkeit aufweisen. Lediglich bei der höchsten Drehzahl von 1741 1/min (max. $Re=2{,}64\times10^5$) ergibt

sich ein abweichendes Geschwindigkeitsprofil mit turbulentem Charakter (Grenzschichtdicke 4,3mm). Die beginnende Turbulenz im Randbereich der Platte wird durch die zunehmende turbulente kinetische Energie in diesem Bereich bestätigt. Es ergibt sich somit eine gute Übereinstimmung mit Versuchen von [1], bei denen die kritische Reynoldszahl mit $\geq 2{,}4 \times 10^5$ angegeben wurde. Bei allen anderen Messpunkten ist die Strömung auf der rotierenden Scheibe vollständig laminar, die Grenzschichtdicke liegt zwischen 1,9 und 3,7mm. Die Messungen der Geschwindigkeitsfelder parallel zur Scheibe für den Fall der rotierenden Scheibe mit turbulenter Anströmung zeigen, dass der Einfluss der Rotation auf die Translationsströmung in einem Abstand von 1mm zur Scheibe gering ist. Wie in Abbildung 2a anhand der Stromlinien zu erkennen ist, wird die Translationsströmung durch die Rotation der Scheibe kaum abgelenkt. Auf der rechten Seite der Kreisscheibe ist ein leichtes Absinken der mittleren Geschwindigkeit zu verzeichnen, da die Geschwindigkeiten der Anströmung und des durch die Rotation mitgerissenen Fluids in diesem Bereich entgegengerichtet sind. Des weiteren lässt sich in diesem Gebiet eine Zunahme der turbulenten kinetischen Energie verzeichnen.
In Abbildung 2b ist beispielhaft ein Infrarotbild für den Fall der Translationsströmung ohne Rotation dargestellt (mittlere Temperatur ca. 250°C). Es zeigt sich, dass sich auf der Scheibe ein Temperaturgefälle von fast 90°C ausbildet. Der schlechtere Wärmeübergang in Strömungsrichtung wird hauptsächlich durch die zunehmende Aufheizung der Luft hervorgerufen. Bei gleichzeitiger Rotation der Scheibe wird die Temperaturverteilung rotationssymmetrisch, das Temperaturgefälle sinkt auf ca. 60°C ab. Aus den erstellten Temperatur-Heizleistung-Kennfeldern geht hervor, dass durch die zusätzliche Rotation der Scheibe - im Vergleich zur reinen Translationsströmung - nur eine minimale Steigerung der Kühlwirkung erzielt wird.

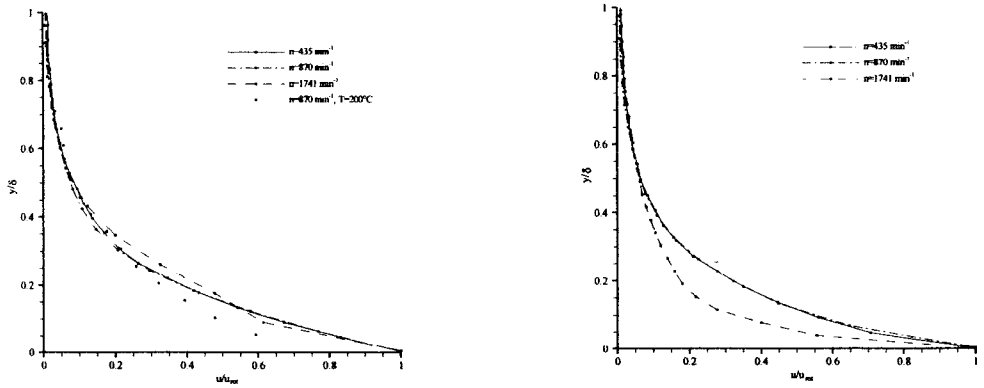


Abbildung 1: PIV results, a) r= 123,4mm; b) r=147,4mm

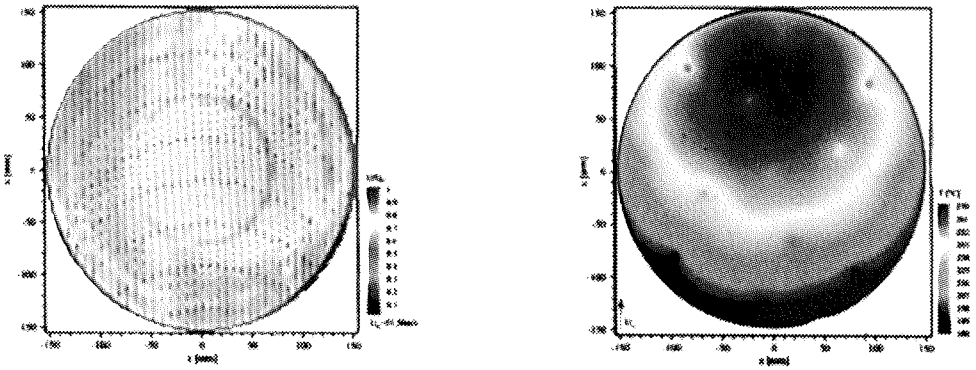


Abbildung 2: a) PIV results, y=1mm, U_∞=14m/s and n=1741min^{-1} ; b) IR: U_∞=27m/s, n=0, T=250°C

weiteres Vorgehen:
In den folgenden Messungen sollen mit der stereoskopischen Particle Image Velocimetry detaillierte Grenzschichtuntersuchungen - insbesondere für den Fall der rotierenden Scheibe mit turbulenter Anströmung - durchgeführt werden. Mit Hilfe dieses Messverfahrens lassen sich alle 3 Geschwindigkeitskomponenten in einer Ebene erfassen, so dass genauere Erkenntnisse über den, durch die Rotation hervorgerufenen, dreidimensionalen Charakter der Grenzschicht gewonnen werden können.

Literatur
[1] „Heat transfer from a rotating disk"; E.C.Cobb, O.A.Saunders; Proc. R. Soc. Lond. A236, 1955

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Zanoun El-Sayed

Institution: LAS, BTU-Cottbus
Adresse: Fakultätgebäude 3
Postfach 10 13 44
Siemens-Halske-Ring

Telefon: 0355-69 50 18
Telefax: 0355-69 48 91
e-mail : zanoun@tu-cottbus.de

weitere Partner: Egbers, C., Jehring, L,.Döring, C.

Thema: New Approach for Wall Shear Stress Measurements

Ausgangssituation: The present research is triggered by recent publications by Durst et al. [2001] and Durst and Zanoun [2002] clarifying the physical behaviour of hot-wire in the wall vicinity. It is motivated as well by different techniques which were developed in the past to measure the wall shear stress. For instance, an early direct measurements of skin friction applying force balance concept was carried out by Schoenherr [1932] and more recently utilizing the oil film interferometry by Fernholz [1996]. However, difficulties in situations like flows under transient conditions and need for instantaneous local measurements have stimulated considerable effort to develop measuring techniques such as thermal probes to obtain the wall skin friction. Therefore, in the present study, a suggestion for in situ calibration proposed by Durst et al. [2001] is applied utilizing the hot-film anemometry simultaneously with a mini Laser Dopper anemometry.

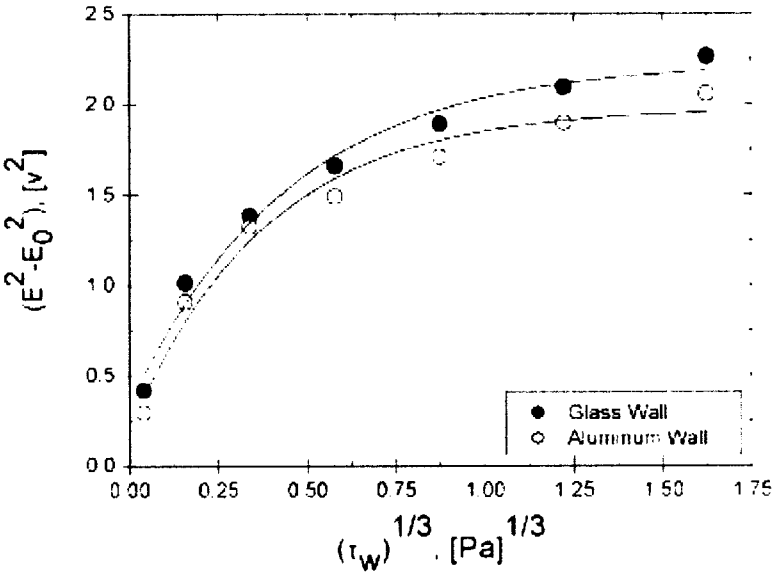
Ziel: Obtaining the wall skin friction by introducing a concept for a new measuring approach to determine wall shear stress in simple and complex flow geometries: The proposed approach is based on a thermal anemometry in parallel with an optical measuring technique. Hence, it is the main aim of the present study to obtain instantaneous and local measurements of the wall skin friction utilizing an array of hot film anemometry.

Lösungsweg: In the first phase of the present work, flat plate boundary layer experimental studies are carried out with particular attention being given to the wall shear stress. Hence, measurements are conducted to explore the issue of the skin frictional law and to provide further information at different flow conditions with and without pressure gradients. Experiments are carried out in a medium wind tunnel test facility, Göttingen type, at the department of Fluid Mechanics and Aerodynamics (LAS), Brandenburg University of Technology (BTU), Cottbus. Measurements are carried out within the range $10^3 < Re_\theta < 10^4$ where Re_θ is the Reynolds number based on the momentum thickness. Experimental investigations have been also carried out to study the wall material effect onto heat losses from the hot film. In addition, oil film interferometry will be used to calibrate the hot film sensor in the next phase of the work.

Ergebnis: To physically understand the effect of wall material on hot film readings, experiments were carried out utilizing the hot film over heat-conducting and heat-insulating

walls. The results are shown in the following figure for measurements above aluminium and glass plates for a common overheat ratio. For the same wall shear stress, the data clearly indicate the effect of the wall conductivity on wall shear stress.

Under zero-flow condition, the output of the hot film denoted by A in the well-known calibration equation, $E^2 = A + B\tau^{1/3}$, is equal to $E^2_{U=0}$. Hence, the net rate of heat transfer, $E^2 - E^2_{U=0}$, is proportional to the cube root of the wall shear stress, see figure below. As it might be expected, in the absence of flow the output of the hot film, i.e. $E^2_{U=0}$, above the aluminium plate was found to be higher than in the case of the glass plate. This explains why the experimental measurements above the heat-conducting wall material, i.e. aluminium, are lying under the heat-insulating walls, i.e. glass, for the same shear stress. This confirms finding by Durst and Zanoun [2002] that diffusivity plays a major role on heat loss from thermal anemometer in the wall vicinity. More details are going to be presented in the complete version of the manuscript.



Hot film shear stress measurements over highly heat-conducting (aluminium) and heat-insulating (glass) walls.

Literatur:

1. Durst, F., Zanoun, E. S., Pashtrapanska, M., 2001 "In situ calibration of hot wires close to highly heat-conducting walls," Exp. Fluids 31, pp. 103-110.
2. Durst, F., and Zanoun, E.S., 2002 "Experimental investigation of near-wall effects on hot-wire measurements," Exp. Fluids 33, pp. 210-218.
3. Schoenherr, K.E., 1932 "Resistance of flat surfaces moving through a fluid," Trans. Soc. nav. Archit mar Engrs. NY 40, pp. 279-313.
4. Fernholz, H. H., Janke, G., Schober, M., Wagner, P. M., Warnack, D., 1996 "New developments and applications of skin-friction measuring technique," Meas. Sci. Tech. 77, pp. 1396-1409.

weiteres Vorgehen: A vacuum cavity will be produced underneath the substrate in the next phase of the work to reduce heat transfer to the wall. The size of the mini LDA control volume will be minimized further as well to get a better spatial resolution in the wall layer.

Datum: 21.06.04 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:
Messtechnik

Ansprechpartner:
R.H. Engler, U. Henne, Chr. Klein, W.E. Sachs, A. Wiedemann

Unmittelbarer Kontaktpartner für diesen Versuch:
Dr. U. Henne
Telefon:0551/7092584, Telefax:0551/7092830
E-Mail: Ulrich.Henne@dlr.de

Institution:
DLR-Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Thema:
Anwendung der PSP-Technik im Niedergeschwindigkeitsbereich.

Ausgangssituation:
Wie bekannt, kann der Absolutdruck auf Modelloberfächen im Windkanal mittels der PSP-Technik vermessen werden. Eine besondere Genauigkeitsanforderung hinsichtlich kleiner Druckdifferenzen ergibt sich für den Niedergeschwindigkeitsbereich. Nach Abschluss des Projektes „Niedergeschwindigkeits-PSP" durch einen Versuch am A400m Airbus-Halbmodell im LSWT Bremen, liegen nun die neusten Ergebnisse aus diesem Anwendungsgebiet vor.

Ziel:
Einsatz des DLR-PSP-Systems im Niedergeschwindigkeits-Windkanal LSWT in Bremen am A400m Modell mit und ohne Propeller. Nachweis der Eignung des DLR-PSP-Systems zur Bestimmung des Schubes der gegenläufigen Propeller im Vergleich zu demontierten Propellern.

Lösungsweg:
Die vom DLR-Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (GÖTTINGEN) entwickelte flächige Druckmesstechnik PSP (Pressure Sensitive Paint) ist für den aufwendigen Einsatz von PSP-Messungen mit und ohne Propellern am A400m-Modell zum Einsatz gekommen. Herausforderung war hier der Temperatureinfluss, bedingt durch die warme und kalte Treibluft der Propeller. Die Zu- und Abströmkanäle befinden sich direkt im Flügel und mit ca. +40°C Zuströmtemperatur und bis -10°C dekomprimierte Abströmtemperatur. Um den Temperatureinfluss auf das PSP-Druckresultat berücksichtigen zu können, erfolgte eine Parallelmessung mit Hilfe einer IR-Kamera. Später wurden dann beide Bilder pixelweise hinsichtlich des Temperatureinflusses korrigiert, um eine präzise Druckverteilung zu erhalten. Unterschiedliche Kameras, Beleuchtungen und Strömungskonfigurationen wurden untersucht und schließlich optimiert. Nachdem die Druckverteilung über dem Modell durch PSP aufgenommen vorlag, erfolgte zunächst der Vergleich mit konventioneller PSI-Druckbohrungsmesstechnik. Derzeit wird versucht, Kräfte und Momente von Einzelbauteilen zu untersuchen, um eine Aussage über notwendige Genauigkeitsanforderungen an zukünftige PSP-System für Niedergeschwindigkeits-Anwendungen zu erhalten.

Ergebnis:
Ein typisches PSP-Ergebnis der aus Bild 1 ersichtlichen Anwendung ist in Bild 2/3 dargestellt.

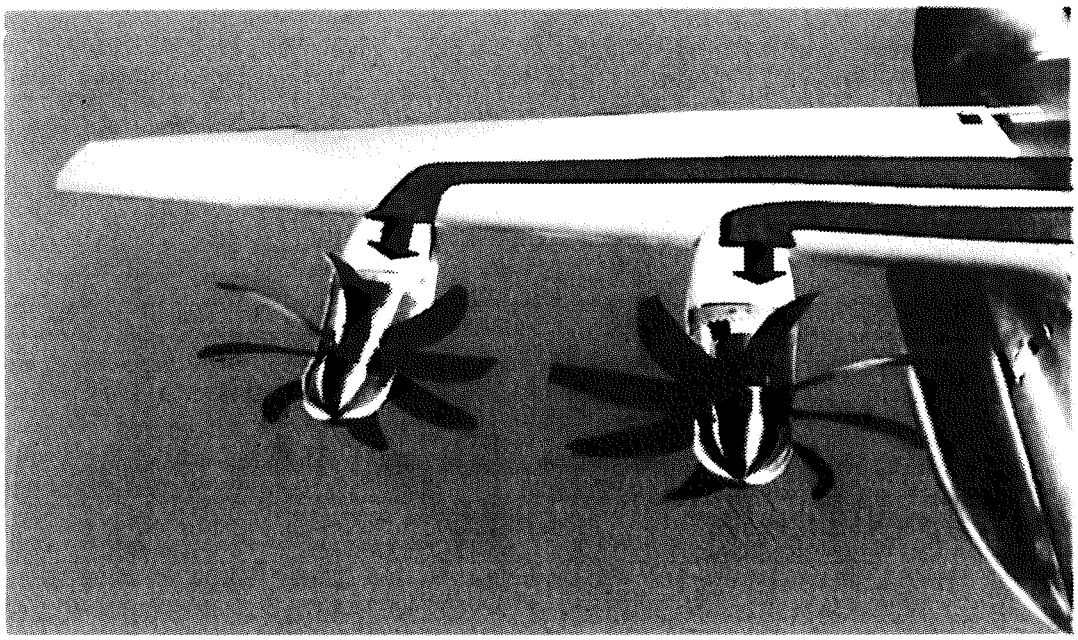


Bild1 PSP-Messung im LSWT Bremen bei Anströmung mit laufenden Propellern

Um eindeutige Aussagen über die Druckverteilung zu erhalten, war eine IR-Aufnahme zwecks nachfolgender Temperaturkorrektur notwendig.

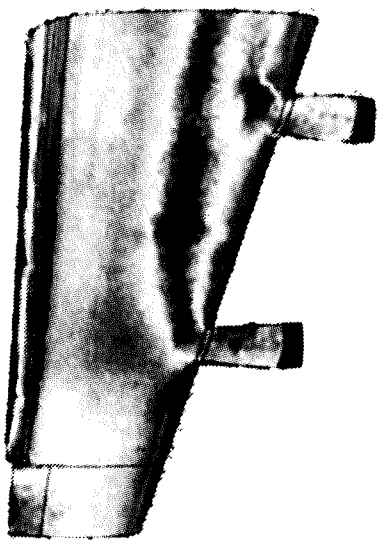


Bild 2 PSP-Ergebnis ohne T-Korrektur

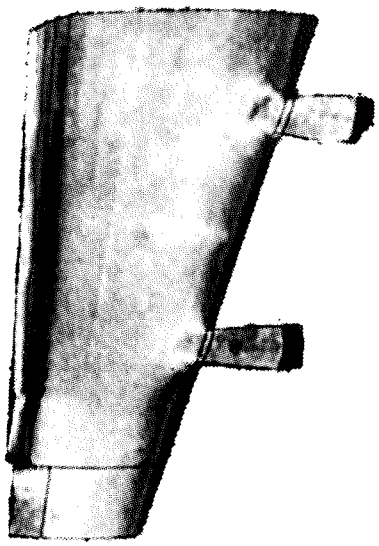


Bild 3 PSP-Ergebnis nach T-Korrektur

Weiteres Vorgehen:
Optimierung der PSP-Messtechnik zur Bestimmung kleiner Druckdifferenzen, Anwendungen für kryogene und instationäre Strömungen.

Datum: 21.06.2004 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Meßtechnik

Ansprechpartner: Alexander Hirner, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/3853406 bzw. 3416
Telefax: 0711/6853438
e-mail: hirner@iag.uni-stuttgart.de
lutz@iag.uni-stuttgart.de
kraemer@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: AirChain-Projekt: ISD, ITLR, IFR, ILA, DLR

Thema: Bestimmung der aerodynamischen Beiwerte eines mehrsegmentigen Luftschiffes

Ausgangssituation:
Bei der Entwicklung von autonomen LTA-Stratosphärenplattformen können die Leitwerke normalerweise nicht so groß ausgelegt werden, wie es zur Erzielung von statischer Flugstabilität notwendig wäre, weshalb die Stabilisierung über eine geeignete Regelung erfolgen muß. Die hierfür nötigen aerodynamischen Beiwerte können entweder in Windkanal-versuchen oder durch numerische Simulationen ermittelt werden. Luftschiffumströmungen sind dabei generell gekennzeichnet durch instationäre Strömungsphänomene und bei merklicher Anstellung durch dreidimensionale Wirbelschichtablösungen im Heckbereich. Dies gilt insbesondere für die hier betrachtete mehrsegmentige Referenzkonfiguration der Stratosphärenplattform „Luftwurm", die für Telekommunikationszwecke in einer Flughöhe von ungefähr 20 km über Ballungsräumen positioniert werden soll. Der mehrsegmentige Aufbau des Luftschiffs wurde aus Gewichtsgründen gewählt, da die Hüllenmasse bei einem Längen-Durchmesser-Verhältnis von Eins (Kugel) am geringsten ausfällt. Durch die Kopplung von mehreren quasikugelförmigen Segmenten ergibt sich somit ein widerstandsgünstiges und gleichzeitig leichtes Konzept. Durch die lose Außenkopplung der einzelnen Segmente entsteht jedoch eine zusätzliche Forminstabilität.

Ziel:
Im Rahmen des von der Landesstiftung Baden-Württemberg finanzierten AirChain-Projekts sollten sowohl die stationären als auch instationären aerodynamischen Beiwerte einer solch mehrfach geknickten Luftschiffkonfiguration in Windkanalversuchen ermittelt werden, da hierfür in der Literatur noch keine Meßergebnisse verfügbar sind. Diese dienen zum einen dem Aufbau einer Datenbasis zur Validierung bestehender CFD-Codes und der Auswahl geeigneter Turbulenzmodelle als auch der Auslegung der Regelkette sowie der Durchführung von Flugsimulationen für den „Luftwurm".

Lösungsweg:
Zur Durchführung der Messungen im Böenwindkanal des IAG wurde ein 4m langes Modell (siehe Abb. 1) der fünfsegmentigen Luftschiffkonfiguration erstellt, wobei die Segmentübergänge durch jeweils passende Schürzen verkleidet sind. Das Modell enthält eine stabile innere Tragekonstruktion, an der sich die gewünschten Segmentauslenkungen einstellen lassen. Die äußere Kontur wird durch aus CNC-gefrästen Negativformen in Faserverbundbauweise erstellten Halbschalen gebildet.

Die Bestimmung der Gesamtkräfte erfolgt mittels einer seilgestützten Modellaufhängung, bei der das Modell statisch bestimmt an sechs mit einem Kraftaufnehmer ausgestatteten Tragseilen an der Windkanaldecke aufgehängt ist und zur Vermeidung von einzelnen Seilentlastungen ausreichend ballastiert sein muß.
Die Bestimmung der aerodynamischen Lasten anhand der Kraftaufnehmersignale erfolgte durch direkte Bestimmung der einzelnen Seilvektoren mit Hilfe eines photogrammetrischen Ansatzes. Hierbei wurden um jedes Tragseil drei reflektierende Marker geklebt und danach die Seilkonfiguration aus zwei unterschiedlichen Perspektiven mit einer Digitalkamera abfotografiert und so die einzelnen Punktkoordinaten der Marker im zugrundegelegten Koordinatensystem und damit letztendlich die Seilvektoren bestimmt (siehe Abb. 2).
Die Ermittlung der Einzelsegmentlasten erfolgt durch eine Integration der Druckverteilung auf der Modelloberfläche. Hierzu sind in den fünf Segmentschalen entlang eines Meridians Druckbohrungen angebracht, die mit einer PSI-Anlage verbunden sind. Die Umfangsdruckverteilung ergibt sich durch Rotation der Schalen um deren Längsachse.

Ergebnis:
Trotz fehlender Komponententrennung des seilgestützten Waagensystems und des notwendigen hohen Ballastgewichts ist das Auflösungsvermögen der Waage in Zusammenspiel mit den photogrammetrisch bestimmten Seilvektoren für die im Verhältnis zum Modellgewicht geringen aerodynamischen Lasten ausgezeichnet. Zum anderen konnte durch entsprechende Wahl der Seilbefestigungspunkte am Modell und an der Kanaldecke eine sehr schwingungsarme Aufhängung des Modells bei geringstmöglichem Ballast erreicht werden. Bislang wurden erste Kraft- und Druckmessungen für verschiedene Segmentkonfigurationen durchgeführt.

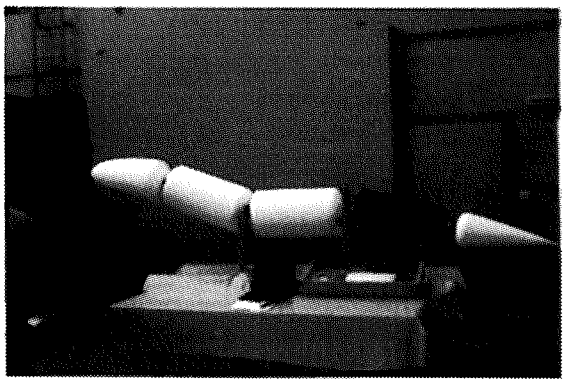


Abb. 1: Windkanalmodell des "Luftwurm"



Abb. 2: Modell im Böenwindkanal

Literatur: [1] M. Hagel, A.Hirner, Th. Lutz: *Konstruktion des mehrsegmentigen Airworm Windkanalmodells*, DGLR Workshop VII, 25./26.06.2004 Aeronauticum Nordholz

[2] A. Hirner, Th. Lutz, S. Wagner: *Bereitstellung der Meßtechnik zur Durchführung von Windkanalversuchen am Airworm-Modell*, DGLR Workshop VII, 25./26.06.2004 Aeronauticum Nordholz

weiteres Vorgehen:
Im weiteren wird das mit den Projektpartnern vereinbarte Meßprogramm hinsichtlich der aerodynamischen Beiwerte und Bestimmung der Einzelsegmentlasten aus der Druckverteilung bezüglich verschiedener Segmentkonfigurationen und Anströmbedingungen durchgeführt und für einige interessante Fälle auch Anstrichbilder gemacht. Im Anschluß daran erfolgt die Validierung der erhaltenen Ergebnisse mit zur Verfügung stehenden CFD-Verfahren.

Datum: 28.2.2005 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: J. Ortmanns, C.J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: 38106 Braunschweig
Bienroder Weg 3

Telefon: 0531-391-2987
Telefax: 0531-391-5952
e-mail: j.ortmanns@tu-bs.de

weitere Partner: keine

Thema: **Untersuchungen zur direkten Bestimmung der Wandschubspannung mit der Particle Image Velocimetry**

Ausgangssituation: Die Bestimmung der Wandschubspannung τ_w spielt bei Grenzschichtuntersuchungen eine zentrale Rolle. Leider lassen sich bei technischen Strömungen die etablierten Messmethoden zur Bestimmung dieser Größe oft nicht einsetzen und auch indirekte Verfahren, die z.B. aus dem Verlauf des mittleren Geschwindigkeitsprofils im logarithmischen Bereich einer turbulenten Grenzschicht den Wert von τ_w ableiten, sind nicht anwendbar. Aus diesem Grund wurde untersucht, ob die Particle Image Velocimetry eine geeignete Messmethode für die direkte Bestimmung von τ_w aus dem Geschwindigkeitsprofil in der viskosen Unterschicht ist.

Ziel: Bestimmung von τ_w mit PIV aus dem Geschwindigkeitsprofil in der viskosen Unterschicht für verschiedene Reynoldszahlen.

Lösungsweg: Die Messungen wurden im Leisen Niedergeschwindigkeitswindkanal Braunschweig (LNB) durchgeführt. Dieser Eiffel-Kanal verfügt über eine 400 x 600 x 1500 mm^3 große Messtrecke und eine Börger-Düse mit einem Kontraktionsverhältnis von 16:1. Der Turbulenzgrad kann für $U = 15$ m/s mit Tu < 0.1 % angegeben werden. Die turbulente Grenzschicht wird an einer ebenen Platte mit den Abmaßen 400 x 10 x 1000 mm^3 und einer elliptischen Vorderkante mit einem Achsenverhältnis von 6:1 durch Aufbringen eines Stolperdrahtes von $d = 1.5$ mm und einem Rauigkeitsband mit 60er Körnung 30 mm hinter der Vorderkante erzeugt. In die Aluminiumkonstruktion ist eine Glasplatte eben mit der Oberfläche eingelassen, durch die hindurch der Lichtschnitt, erzeugt durch ein Nd:YAG Doppelpulssystem, von unten in die Messebene eingebracht werden kann. Das gestreute Licht (Ölnebel) wurde von einer CCD-Kamera (*Flowmaster 3S*) mit einem *TAMRON* 180/3.5 Makro Objektiv in einem Abstand von $z_K = 470$ mm aufgenommen. Der Skalierungsfaktor für die Aufnahme der laminaren Unterschicht betrug SF = 1/148.86 mm/px. Die Auswertung der wandnächsten Strömungsschichten wurde mit Hilfe der Auswertesoftware *PIVView3C* durchgeführt, die eine Anpassung der Auswertefenster an das Strömungsproblem zulässt. Es wurde mit rechteckigen Auswertefenstern der Größe $[X,Y] = [128, 4]$ px^2 und einem Overlap von 50 % ausgewertet, was zu einer minimalen räumlichen Auflösung von $[x,y] = [0.43, 0.0134]$ mm^2 führt. Anschließend wurde der Mittelwert über $N = 500$ Bilder berechnet.

STAB

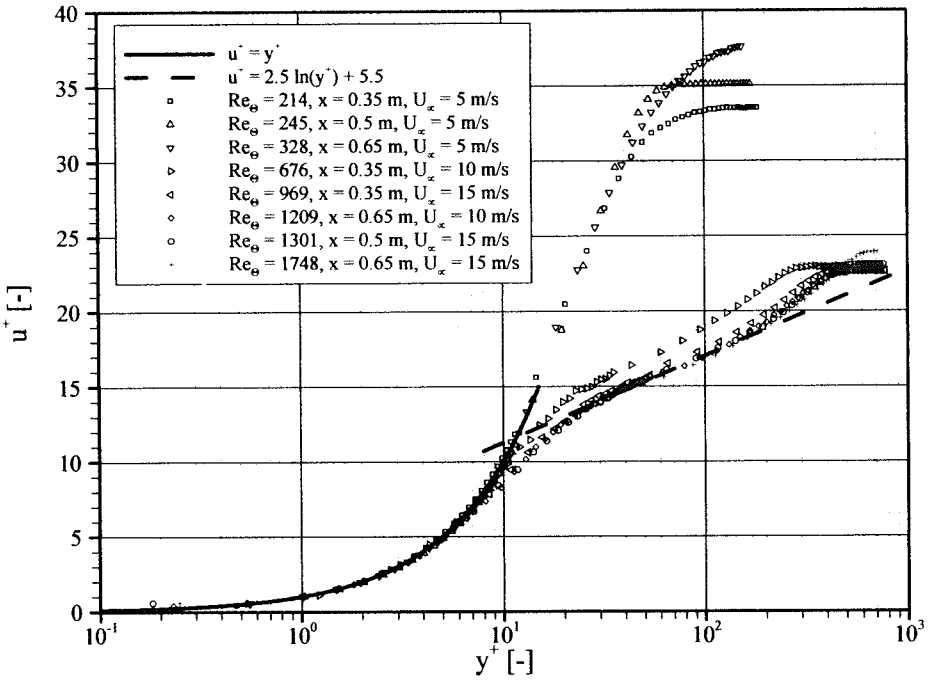


Abbildung 1: Mittlere Geschwindigkeitsprofile einer 2D Grenzschicht ohne Druckgradient in dimensionslosen Einheiten für verschiedene Reynoldszahlen. Theoretischer Verlauf nach [1].

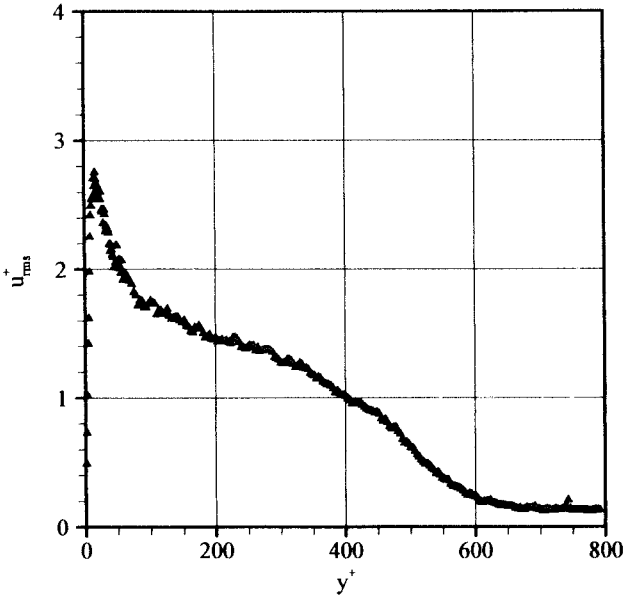


Abbildung 2: Verteilung der normierten Schwankungskomponente in Hauptströmungsrichtung für $Re_\Theta = 1301$.

Ergebnis: Es wurden Messungen für unterschiedliche Reynoldszahlen durchgeführt, indem die Kanalgeschwindigkeit und die Messposition auf der ebenen Platte verändert wurden. Die Ergebnisse, die in Abbildung 1 zusammengefasst sind, zeigen, dass die Geschwindigkeitsverteilung unter diesen Aufnahmebedingungen sehr gut bis in die viskose Unterschicht hinein bestimmt werden kann. Ferner ist in Abbildung 2 exemplarisch die Verteilung einer Schwankungskomponente dargestellt. Die Messgenauigkeit für dieses Experiment beträgt derzeit 1,62 %.

Literatur: [1] *H. Schlichting, K. Gersten*: Grenzschichttheorie. Springer-Verlag, Berlin,1997.

weiteres Vorgehen: Zur weiteren Steigerung der Messgenauigkeit und räumlichen Auflösung soll in Zukunft ein Fernmikroskop vom Typ *Infinity* zum Einsatz kommen.

Datum: 25.02.2005 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: Apl. Prof. 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. Dr. rer. nat. Thomas Ertl
Institut für Visualisierung und Interaktive Systeme (VIS), Universität Stuttgart
Universitätsstraße 38, 70569 Stuttgart

- DFG-Schwerpunktprogramm „Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse"

Thema: Analyse und Visualisierung von Strukturen in digitalen Strömungsfeldern

Ausgangssituation: Neue Messtechniken erlauben es, Strömungsfelder zunehmend feiner in Raum und Zeit aufzulösen. Die Annahme, dass man damit automatisch kompliziertere Strömungsvorgänge besser beschreiben und verstehen könne, trifft jedoch zunächst nicht zu, da die Strömungsphysik erst einmal in den dabei produzierten großen Datenmengen eher versteckt als evident ist.

Ziel:
Im vorliegenden Teilprojekt sollen daher Algorithmen untersucht, entwickelt und erprobt werden, die dazu beitragen, von der Strömungsmechanik definierte Phänomene in den Messdaten zu identifizieren, diese aussagekräftig und in ihrer zeitlichen Entwicklung zu visualisieren, und sie somit einer quantitativen Auswertung auf einem höheren Abstraktionsniveau zuzuführen. Grundidee dieses Vorhabens ist es, die umfangreichen Erfahrungen der Kooperationspartner im Bereich der Gewinnung charakteristischer Merkmale aus Daten der numerischen Strömungssimulation und im Bereich der interaktiven Analyse und Visualisierung von regulären Volumendaten zusammenzuführen und für den Einsatz bei Strömungsmessdaten weiterzuentwickeln. Auf Basis der vielfältigen Vorarbeiten können die Algorithmen schon in einer frühen Projektphase anhand vorhandener DNS- und phasengemittelter PIV-Daten für instationäre Strömungen überprüft werden. Die Verfahren sollen dabei so „robust" gemacht werden, dass sie auf reale Messdaten anderer Projektpartner angewendet werden können, sobald solche vorliegen

Lösungsweg:
Zunächst wurde ein Wirbelextraktionsverfahren basierend auf der λ_2-Methode von Jeong & Hussein, 1995 implementiert und auf einen Datensatz mit laminar-turbulenter Transition angewandt, um die Eignung des Verfahrens für ein komplexes Problem zu testen, bei dem die Anzahl und Komplexität der detektierten Wirbel in Strömungsrichtung (entsprechend dem Übergang von der laminaren zur turbulenten Strömung) zunimmt. Anhand von 3-D, 3-Komponenten-Daten aus phasengemittelten Stereo-PIV-Messungen des Wiederanlegebereichs einer laminaren Ablöseblase wurden Algorithmen zur möglichst glatten Datenrekonstruktion getestet. Der Kooperationspartner VIS hat die λ_2-Methode auf einer programmierbaren Grafikkarte implementiert und damit die Antwortzeiten so weit reduziert, dass eine interaktive Anwendung auf einem Standard-PC direkt am Arbeitsplatz möglich ist.

STAB

Ergebnis:
Die Möglichkeit, die extrahierten Wirbel anhand ihres minimalen λ_2-Wertes selektiv zu visualisieren hat sich als sehr brauchbar erwiesen. Für Schwellwerte nahe Null erhält man jedoch sehr viele Wirbel, die sich nicht voneinander trennen lassen, weil sie miteinander „verwachsen" sind. Erniedrigt man den Schwellwert, so zerfallen die verschmolzenen Gebiete zwar zunehmend in Einzelwirbel, andererseits erhält man aber für niedrige Schwellwerte nur noch die intensivsten Wirbel. Nachdem der Grad des „Verschmelzens" der Wirbel im vorliegenden Datensatz von der Stromabrichtung abhängt, wurde überlegt, eine ortsabhängige Anpassung des Schwellwerts einzuführen. Dies ist jedoch sehr empirisch und daher nicht einfach auf andere Anwendungen übertragbar. Stattdessen konnte dann in dem Ansatz, Wirbel auf ihre Achsen zu reduzieren, eine gute Lösung gefunden werden, vergl. Abbildung 1. Unsere Ad-hoc-Entscheidung, Minimallinien des Skalars λ_2 zu verwenden, hat sich in diesen Arbeiten als äußerst glücklich erwiesen. Es hat sich gezeigt, dass diese sehr gut mit dem Wirbelstärkemaximum und gut mit dem Druckminimum der Wirbel zusammenfällt. Daraus folgt eine überraschend gute Übereinstimmung der extrahierten Wirbelachsen mit Wirbellinien des zugehörigen Strömungsfelds, so dass sich die Methode im Nachhinein als physikalisch äußerst korrekt erwiesen hat, vergl. Abb. 2.

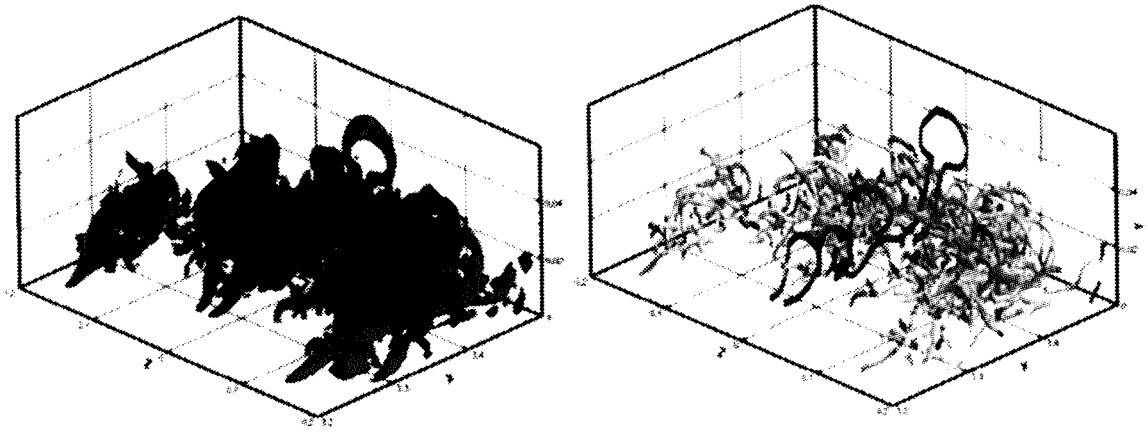


Abbildung 1: Wirbelvisualisierung im Ausschnitt eines turbulenten Strömungsfelds. Vergleich der ursprünglichen λ_2-Methode (links) mit der Extraktion von Wirbelachsen (rechts), einzelne Wirbel können hervorgehoben werden.

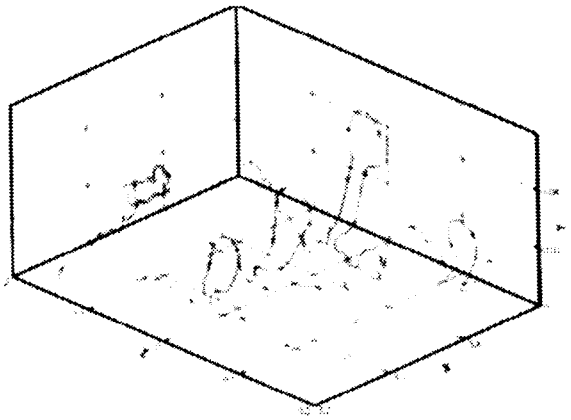


Abbildung 2: Vergleich extrahierter Wirbelachsen (erweiterte λ_2-Methode) mit Wirbellinien (Integration des Wirbelstärkefelds)

Literatur:

1. J. Jeong, F. Hussain: On the identification of a vortex, J. Fluid Mech. **285**, 69-94, 1995.
2. M. Linnick, U. Rist: Detection and Visualization of Structures in Transitional Fluid Flows, Publikations-Manuskript Physics of Fluids, 2004

weiteres Vorgehen:
Der Wirbelachsen-Extraktionsalgorithmus soll weiter verbessert und auf andere Skalarfelder (Druck, Wirbelstärke, Geschwindigkeit) angewandt werden. Ein Algorithmus zur Scherschichtextraktion und Visualisierung soll entwickelt werden. Strömungsfeldstrukturen sollen in der Zeit verfolgt werden.

Datum: 04.02.2005 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Starrflügler Technologien einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Heinrich Vollmers

Institution: DLR-AS-EV

Adresse: Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551-709 2289
Telefax: 0551-709 2830
e-mail: Heinrich.Vollmers@dlr.de

weitere Partner:

Thema:
Analyse von PIV-Messungen der 3 Komponenten eines Geschwindigkeitsfeldes hinter einem Halbmodell mit einer Turbine mit hohem Nebenstromverhältnis.

Ausgangssituation:
Die 3 Komponenten des Geschwindigkeitfeldes im Nachlauf des DLR-Modells ALVAST mit und ohne dem Triebwerkssimulator CRUF 1 wurde mit einem PIV-System in Stereo vermessen. Die Einzelheiten des Modells, des Windkanals, der Turbine und des Stereo-Systems sind in Ref. 1 beschrieben.

Ziel:
Diese Untersuchungen werden im Hinblick auf die Wirbel im Nachlauf durchgeführt. Die Turbine bzw. Der Antrieb eines Flugzeuges ändert die Anfangsbedingungen für den Nachlauf. Die mögliche Wirkung auf Maßnahmen zur Abminderung der Wirbel ist im Wesentlichen unbekannt. Die Robustheit der Maßnahmen muss nachgewiesen bzw. Abgeschätz werden können.

Lösungsweg:
Die 3-komponentigen Geschwindigkeitsfelder wurden hinter der inneren und der äaußeren Kante der äußeren Klappe gemessen. Zwei Bespiele von gemittelten Geschwindigkeitsfelden aus etwa 100 Realisierungen werden in den Abbildungen 1 und 2 gezeigt. Die unvollständigkeit einiger Datensätze wurde durch starke Reflexionen des Laser-Lachtes an der Oberfläche des Modells verursacht. Für grössere Schubstärken als $N_{Cruf} > 11050$ produzierte der expandierende Strahl derartig tiefe Temperaturen, dass Feuchtigkeit kondensierte und die Kameras keine Teilchen mehr sahen.
In Abb.1 wurde der Schub des Simulators variiert. Das linke Feld wurde ohne Simulator vermessen. In Abb. 2 wurde der Anstellwinkel variiert. Beide Abbildungen zeigen eine starke Abhängigkeit des Ortes der Wirbel von diesen Parametern.

Ergebnis:
Diese Daten sollen weitergehend untersucht werden. Hierbei stehen die Änderungen der Topologie und die Stärke der Wirbel im Vordergrund. Hierzu werden die Stromlinien im gemessenen Schnitten verglichen und die Wirbel numerisch mit bekannten 2D und 3C Modellen approximiert. Die Anwendbarkeit derartigen Approximationen wird ebenfalls untersucht.
Die detailierte Analyse wird den Einfluss auf die Zirkulation, den Radius, den Ort und den Geschwindigkeit der Wirbel.

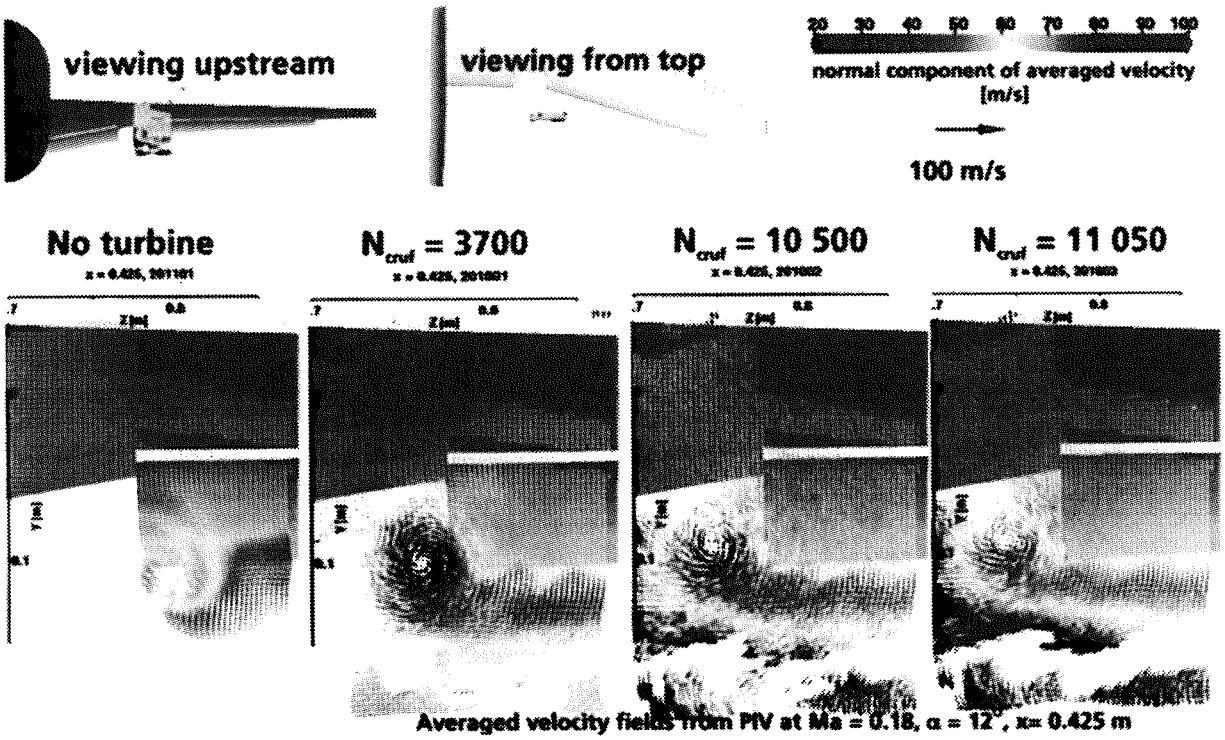


Abbildung 1: Abhängigkeit des Ortes des Wirbel an der inneren Kante der Klappe vom Schub der Turbine.

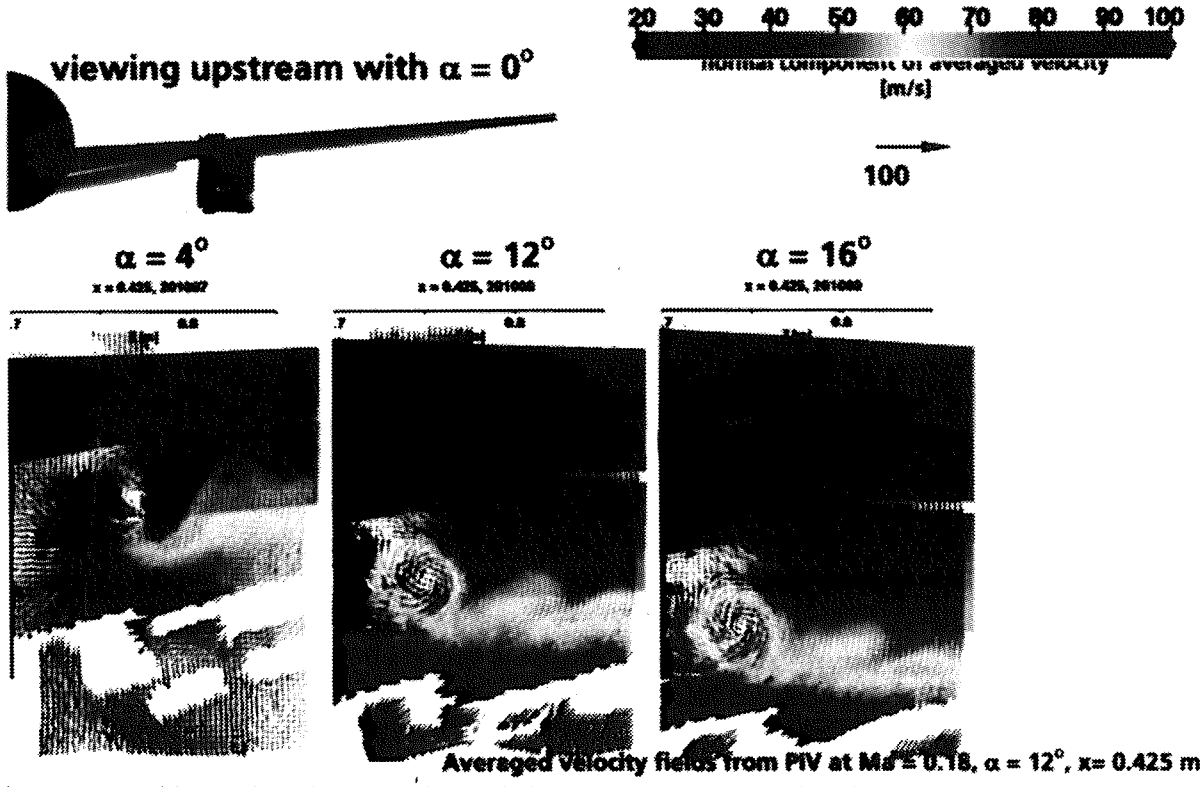


Abbildung 2: Abhängigkeit des Ortes des Wirbel an der inneren Kante der Klappe vom Anstellwinkel.

Literatur:

[1] H. Vollmers, W. Puffert-Meissner, M. Raffel, H.Richard, A. Schröder
Test Report of Force and Flow Field Measurements on the ALVAST Half-Model in High-Lift Configuration in the DNW-NWB Wind Tunnel Phase III
DLR IB 129-01, 2001

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

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

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: 0711/6853431
Telefax: 0711/6853438
e-mail: uwe.gaisbauer@iag.uni-stuttgart.de

weitere Partner: Dr. N.N. Fedorova, Y.V. Kharlamova,
Institute of Theoretical and Applied Mechanics (ITAM), Novosibirsk

Thema:
Experimentelle und numerische Untersuchungen zur Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung an einer Doppelrampe bei turbulenter Zuströmung

Ausgangssituation:
Für zukünftige, wiederverwendbare Raumtransportsysteme mit einem luftatmenden Antriebssystem stellt die Scramjet-Technologie eine Antriebsmöglichkeit für den Flug im hohen Über- und Hyperschallbereich dar. Hierbei erfolgt die externe Vorkompression durch lokal konzentrierte und in hohem Maße integrierte Verdichtungsrampen umittelbar vor dem Triebwerkseinlauf. Bei den angestrebten Flugzuständen ist eine Abschälung der ankommenden Vorkörpergrenzschicht nicht möglich. Dies führt an den Verdichtungsrampen zu Fragestellungen der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung mit einer ankommenden turbulenter Grenzschicht.

Ziel:
Es werden grundlegende Phänomene der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung an einer zweidimensionalen Doppelrampe, Abb. 1, mit variabler Rampenlänge D auf der ersten Rampe bei Anströmung mit einer turbulenter Plattengrenzschicht unter verschiedenen Randbedingungen untersucht. Die entsprechenden Rampenwinkel wurden so gewählt, dass der Stirnquerschnitt der Doppelrampe klein und somit der Beitrag zum Gesamtwiderstand gering bleibt.

Lösungsweg:
Bei der Untersuchung von Phänomenen der Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung, insbesondere bei der Interaktion eines sich aus der speziellen Geometrie ergebenden gekoppelten Stoßsystems mit der ankommenden voll-turbulenten Plattengrenzschicht, ist es in einem ersten Schritt sowohl für die experimentelle als auch die numersiche Behandlung des Problems außerordentlich wichtig, die Zuströmrandbedingungen genau zu bestimmen. Hierzu werden neben der Lage der Transition, zur Charakterisierung der Grenzschicht, die Druck- und Geschwindigkeitsprofile sowie die Grenzschichtparameter δ, T_W und c_f experimentell bestimmt. Entsprechend der Theorie der freien Wechselwirkungen [1] erfolgt dies am Ort der ersten Rampe jedoch ohne Rampenmodell, also in der ungestörten Zuströmung.
Die Untersuchungen zur Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung selbst erfolgen an einem auf einer ebene Platte aufgesetzten Doppelrampenmodell, bei dem die obere Rampe auf der unteren verschiebbar ist, um den aus der Doppelrampengeometrie abgeleiteten und neu eingeführten Rampenabstandsparameter $d=D/\delta_0$ variieren zu können. Um den Beitrag dieses Parameters zu den in der Theorie der freien Wechselwirkungen beschriebenen Abhängigkeiten zwischen $Re_{\delta 0}$, M_∞ und den Geometriegrößen α_1, α_2 bestimmen zu können, werden neben optischen Untersuchungen vor allem Messungen der statischen Druckverteilung **STAB**
auf den Rampen durchgeführt.

Ergebnis:

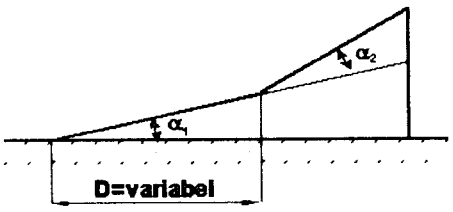


Abb. 1: Prinzipskizze

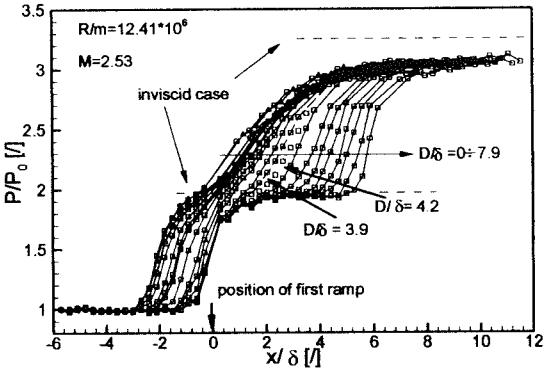


Abb. 2: Bezogene statische Druckverlaufe

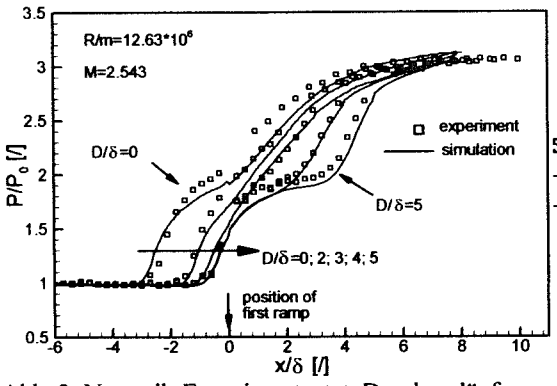


Abb. 3: Numerik-Experiment: stat. Druckverläufe

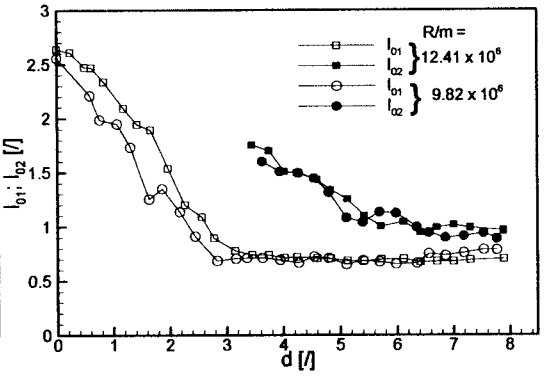


Abb. 4: Verlauf von l_0 in Abhängigkeit von d

Nach der exakten messtechnischen Erfassung der Zuströmrandbedingungen zeigt sich bereits bei der Analyse der statischen Druckverläufe, dass sich Reynoldszahl-abhängig, ausgehend von einem Kompressionsfächer ab einem bestimmten Rampenabstandsparameter d der zweite Stoß unabhängig vom ersten zu bilden beginnt, so dass zwei eigenständige, gekoppelte Schrägstöße entstehen, Abb. 2. Unter Verwendung der gemessenen Randbedingungen ist es ferner möglich, mit Hilfe des entsprechend angepassten numerischen Verfahrens [2][3] eine sehr gute Übereinstimmung zwischen numerischer Simulation und den experimentellen Daten zu erreichen, Abb. 3, womit zusätzlich noch eine Validierung des Verfahrens erreicht werden konnte. Zur Beurteilung des Einflusses von d auf die Theorie der freien Wechselwirkungen wurde das Verhalten der dimensionslosen Stromauf-Wechselwirkungslänge l_0 untersucht. Die von der Theorie vorhergesagten Abhängigkeiten bezüglich M, $Re_{\delta 0}$ bleiben auch nach Einführung von d erhalten, so dass bei den hier untersuchten Fällen von einer Erweiterung der Theorie um einen weiteren Parameter, der zusammen mit den Rampenwinkeln die Doppelrampe geometrisch charakterisiert, gesprochen werden kann, Abb. 4.

Literatur:

[1] Delery, J; Marvin, J.: *Shock-Wave Boundary-Layer Interactions*, AGARDograph 280, 1986.

[2] Borisov, A.V.; Fedorova, N.N.: *Numerical Simulation of Turbulent Flows Near the Forward-Facing Steps*, Thermophysics and Aeromechanics, Vol. 4, No. 1, 1996.

[3] Fedorova, N.N.; Kharlamova, Y.V.; Gaisbauer, U.; Knauss, H.; Wagner, S.: *Numerical and Experimental Investigation of Shock Wave/Turbulent Boundary-Layer Interaction on a Double Ramp Configuration*, PAMM, 2002.

weiteres Vorgehen:

- gekoppelte Variation der Geometrieparameter α_i, d, mit $Re_{\delta 0}$ und M.
- Erweiterung auf eine 3D-Fall: elliptischer Vorkörper mit 2D-Doppelrampe
- Untersuchung der Stoßoszillation an Einfach- und Doppelrampe

Datum: 18.06.2004 **STAB**

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren:

Adams 190
Adeli 94
Alkishriwi 154
Allen 158
Alrutz 174
Auweter-Kurtz 100

Bao 150, 200
Bellastrada 26
Bieler 120, 121, 122
Borodulin 88
Bosbach 164
Bozic 96, 98
Breitsamter 26, 60, 70, 110
Brunn 72
Bui Thanh Phong 156

Christou 202
Le Chuiton 158

Dierksheide 149
Dreyer 203

Eisfeld 160
El-Sayed 205
Emunds 122
Engler 207
Erdi-Betchi 137

Fertig 100
Fischer 122
Friedrich 92
Furman 60

Gaisbauer 217
Gallhauser 76
Gerhold 174
von Geyr 28, 30
Giese 96
Göcksel 62, 124
Gölling 64, 126
Gröschel 127
Grote 162
Günther 164

Hanjalic 131
Hansen 44
Havermann 74
Heider 202
Hein 129
Heinrich 166
Henne 207
Herr 149
Herrig 152
Herrmann 66
Hetsch 82
Hippe 118
Hirner 209
Hoefener 84
Hübner 32
Huppertz 34

Iatrou 58, 110

Jakirlic 131, 143

Kachanov 88
Kähler 133, 145, 147, 211
Kauertz 36
Klaas 135
Klein 207
Klinkov 137
Knauss 217
Kompenhans 149
König 112
Kovar 168
Krämer 78, 152, 209,
Kreplin 37a
Krumbein 170
Kuntz 172
Kutzbach 112

Laschka 58, 110
Löhle 100
Longo 96
Lüdeke 102
Lutz 78, 139, 209

Mack 104
Manhardt 178
Martin 84
Marxen 141
Melber-Wilkending 30, 38, 41
Menter 172
Möller 203
Mundt 108

Nastase 68
Nitsche 42, 72, 84, 86
Noeding 106

Olschewski 76
Orlt 174
Ortmann 176
Ortmanns 145, 147, 211
Otto 98

Pechloff 58
Peller 178
Peltzer 86
Pennecot 164
Petz 42
Puffert-Meißner 28, 30

Radespiel 145, 147, 203
Raichle 180
Rakowitz 41
Rechenberg 62, 124
Reckzeh 44
Rein 46, 137
Rist 82, 141, 213
Röber 182
Rosemann 46
Rossow 184

Sachs 207
Saric 143
Sartorius 88
Schäfer 104
Schatz 42
Schmid, A. 70
Schmid, S. 78
Scholz 145, 147
Schröder 149, 202
Schülein 46, 168
Schütte 186
Seiler 74, 80
Seitz 90
Sesterhenn 92
Shishkin 188
Soda 114
Srulijes 80
Steimle 48
Stemmer 190
Stern 76
Streit 50
Strüber 192
Stürmer 194

Thiele 42, 84
Thorwald 108
Tropea 131, 143

Vollmers 56, 150, 200, 215
Voß 116, 118

Wagner, C. 129, 164, 188
Wagner, S. 88, 217
Wiedemann 207
Wild 52, 196
Wilhelm 192
Wokoeck 54
Wolf 149
Würz 88, 152

Zhang 199
Zurheide 34