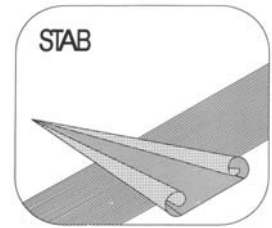


STAB



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

2007

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle	5
Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation	7
Gremien	10
Schwerpunktthemen, Förderungsschwerpunkte	13
Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht	14
Bericht über den 16. STAB-Workshop 2007	15
16. DGLR-STAB-Symposium 2008, Aachen: „Call for Paper“	16
Die „Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt – Lilienthal-Oberth e.V. (DGLR)“	17
Statistik zu den „Mitteilungen“	18
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen" über laufende Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen	19
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	160

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Für diesen STAB-Jahresbericht sind 68 "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 19 bis 23), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträge 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 1,5 % (!) auf die Industrie, 56 % auf die Hochschulen, 40 % auf das DLR und 3 % auf das ISL. Auf Seite 160 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Seite 18 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Daraus geht hervor, dass die Anzahl der Mitteilungen 2007 deutlich unter dem langjährigen Durchschnitt liegen.

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 2008, 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 175 Exemplaren. Einige Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

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

Göttingen, im April 2008

auch über e-mail: hp.kreplin@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresbericht 2008"

Name:

Geschäftsstelle der STAB
c/o D L R
Dr. H.-P. Kreplin
Bunsenstraße 10

Organisation:

Anschrift:

D - 37073 Göttingen

Telefon:
e-mail :

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation

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

Sie entstand aus "dem gemeinschaftlichen Bestreben, die Strömungsforschung in Deutschland generell zu fördern und durch Konzentration auf ein wirtschaftlich und forschungspolitisch zukunftsträchtiges Teilgebiet zu vertiefen" (Auszug aus der Preamble der Verfahrensordnung der STAB).

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

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
- 15. DGLR-Fach-Symposium Darmstadt, 29.11. - 01.12.2006
- 16. DGLR-Fach-Symposium Aachen, 03. - 04.11.2008
- 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 |
| - 12. STAB-Workshop | Göttingen, 08.-09.11.2005 |
| - 13. STAB-Workshop | Göttingen, 14.-15.11.2007 |

Kurs über "Application of Particle Image Velocimetry, PIV":

findet seit 1993 regelmäßig im DLR-Göttingen statt,
 letztmalig am

25.-29.02.2008

STAB-Symposiums-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. 92; Ed.: H. J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2006
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96; Ed.: C. Tropea, S. Jakirlic, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007

Vorschau:

- | | |
|------------------------------------|---|
| - 16. DGLR-Fach-Symposium der STAB | Aachen, 03. - 04.11.2008 |
| | (aktuelle Informationen dazu werden
regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite
gestellt) |
| - 17. Kurs "PIV" (voraussichtlich) | Göttingen, Febr./März 2009 |

Im Jahr 2006 hat sich STAB eine neue Struktur gegeben:

Programm-Leitung

Dipl.-Ing. Behr roland.behr@space.eads.net	(Astrium-Space, München) Tel.: 089 / 607-25171; Fax: 089 / 607-28629
Dr. Breitsamter Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de	(Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139
Prof. Dr. Dillmann (<u>Sprecher</u>) 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
Prof. Henke henke@ilr.rwth-aachen.de	(RWTH Aachen) Tel.: 0241 / 80 96800; Fax: 0241 / 80 92233
Prof. Dr. Krämer kraemer@iag.uni-stuttgart.de	(Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-63401; Fax: 0711 / 685-63438
Dr. Hennig paul.hennig@lfk.eads.net	(LFK, Unterschleißheim) Tel.: 089 / 3179-8138; Fax: 089 / 3179-8904
Dr. Heller (<u>Sprecher</u>) gerd.heller@airbus.com	(Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2649; Fax: 0421 / 538-4714
Prof. Dr. Tichy lorenz.tichy@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862
N.N.	(EADS Militärflugzeuge, München)

Prof. Dr. Nitsche (<u>Sprecher</u>) 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:

Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration	Prof. Dr. Horstmann (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2430; Fax: 0531 / 295-2320 K.H.Horstmann@dlr.de
Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen	Dr. Hepperle (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-3337; Fax: 0531 / 295-2320 e-mail: martin.hepperle@dlr.de und Dipl.-Ing. Reckzeh (Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2136; Fax: 0421 / 538-2267 daniel.reckzeh@airbus.com

Turbulenzforschung/ -modellierung	Prof. Dr. Schröder (RWTH, Aachen) Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257 office@aia.rwth-aachen.de und Prof. Dr. Adams (Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16120; Fax: 089 / 289-16139 e-mail: Nikolaus.Adams@tum.de
Hyperschall- aerothermodynamik	Dr. J. Longo (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2643; Fax: 0531 / 295-2320 e-mail: jose.longo@dlr.de
Flow Control, Transition und Laminarhaltung	Dr. Schrauf (Airbus Deutschland, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3232; Fax: 0421 / 538-2910 e-mail: g.schrauf@airbus.com
Hochagile Konfigurationen	Dr. Höld (EADS Militärflugzeuge, München) Tel.: 089 / 607-29364; Fax: 089 / 607-29766 e-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de
Drehflügler-aerodynamik	DI Richter (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2631; Fax: 0551 / 709-2811 e-mail: kai.richter@dlr.de
Technische Strömungen	Dr. Raffel (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2817; Fax: 0551 / 709-2404 e-mail: markus.raffel@dlr.de

Fachkreise:

siehe hierzu die

„Teilssystem- und Technologieorientierten Fachbereiche (T)“ der DGLR unter www.dglr.de:

Strömungsakustik/Fluglärm T 2.3	Prof. Dr. Delfs (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2170; Fax: 0531 / 295-2320 e-mail: jan.delfs@dlr.de
Aeroelastik und Struktur-dynamik T 1.2	DI Schweiger (EADS Deutschland) Tel.: 089 / 607-23124; Fax: 089 / 607-28524 e-mail: johannes.schweiger@eads.com
Fluid- und Thermodynamik T 2	NN
Numerische Aerodynamik T 2.1	Prof. Dr. Kroll (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2440; Fax: 0531 / 295-2914 e-mail: norbert.kroll@dlr.de
Experimentelle Aerodynamik T 2.2	Dr. Breitsamter (Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139 Email: Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de
Versuchsanlagen T 2.4	Dr. Eitelberg (DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582 e-mail: dnw@nlr.nl

**Wissenschaftlicher
Koordinator**

Dr. Kreplin (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2259; Fax: 0551 / 709-2135
e-mail: hp.kreplin@dlr.de

vormalige Fachkreise der STAB:

Physikalische Grundlagen

Prof. 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

Koordinierte Programme zur Strömungsmechanik der Deutschen Forschungsgemeinschaft (DFG)

Schwerpunktprogramme

Bildgebende Messverfahren für die Strömungsanalyse	Prof. Nitsche	TU Berlin
Nano- und Mikrofluidik: Von der molekularen Bewegung zur kontinuierlichen Strömung	Prof. Jacobs Prof. Kuhlmann	Uni Saarland TU Wien
Strömungsbeeinflussung in der Natur und Technik	Prof. Bleckmann Prof. Tropea	Uni Bonn TU Darmstadt
Skalenübergreifende Modellierung in der Strömungsmechanik und Meteorologie	Prof. Klein	FU Berlin

Forschergruppen

Fluid-Struktur-Wechselwirkung: Modellierung, Simulation, Optimierung	Prof. Schäfer Prof. Bungartz	TU Darmstadt TU München
Large Eddy Simulation (LES) of complex flows	Prof. Manhart Prof. Bontoux Prof. Schröder	TU München Uni Marseille RWTH Aachen
Noise Generation in Turbulent Flows	Prof. Munz Prof. Bontoux Prof. Schröder	Uni Stuttgart Uni Marseille RWTH Aachen

Sonderforschungsbereiche

Strömungsbeeinflussung und Strömungs-Struktur-Wechselwirkung an Tragflügeln	Prof. Schröder	RWTH Aachen
Beeinflussung komplexer turbulenter Scherströmungen	Prof. King	TU Berlin
Elektromagnetische Strömungsbeeinflussung in Metallurgie, Kristallzüchtung und Elektrochemie	Prof. Odenbach	TU Dresden

Graduiertenkolleg

Aero-thermodynamische Auslegung eines Scramjet-Antriebssystems für zukünftige Raumtransportsysteme	Prof. Weigand	Uni Stuttgart
--	---------------	---------------

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 2008.

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 - 2259
Fax : 0551 / 709 - 2135
e-mail: [hp.kreplin @dlr.de](mailto:hp.kreplin@dlr.de)

Mit freundlichen Grüßen
Ihre Projektgruppenleiter / Ihre Fachkreisleiter / Ihre Geschäftsstelle

13. STAB-Workshop in Göttingen

Seit mehr als 25 Jahren führt die „Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“ die "Strömungsmechanik" insbesondere der Luft- und Raumfahrt in Deutschland zusammen. Ziel ist es, die Ressourcen aus Universitäten, dem Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt, DLR, und der Industrie zu bündeln, Forschungsbedarfe zu erkennen und daraus miteinander Forschungsprojekte abgestimmt zu formulieren, um so die Ressourcen optimal einzusetzen. Diese werden je nach Aufgabentyp aus öffentlichen Geldern von EU, Bund und Ländern gefördert, und/oder auch aus der Industrie bereitgestellt.

Alle zwei Jahre findet im DLR in Göttingen ein Workshop statt, bei dem aus laufenden Arbeiten berichtet wird. Der 13. STAB-Workshop fand vom 14.-15.11.2007 statt. Bei dieser Gelegenheit wird insbesondere dem wissenschaftlichen Nachwuchs die Möglichkeit gegeben, seine Themen einem größeren Fachpublikum vorzustellen und darüber zu diskutieren. Mit 63 Vorträgen und ca. 90 Teilnehmern hatte diese Veranstaltung wieder den erwarteten Zuspruch.

Der Workshop begann mit einem Übersichtsvortrag von G. Heller, Airbus Bremen, mit dem Titel „Herausforderungen für die Aerodynamik bei der Entwicklung des größten Passagierflugzeugs der Welt – der A380“. Die in bis zu drei Parallelsitzungen vorgestellten Fachbeiträge waren in Anlehnung an die Struktur der STAB unterteilt in: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration, Hyperschallaerothermodynamik, Flow Control, Transition und Laminarhaltung, Hochagile Konfigurationen, Drehflügler-aerodynamik, Technische Strömungen, Strömungsakustik/ Fluglärm, Numerische Verfahren/ Aerodynamik.

Als positiv bleibt festzuhalten, dass viele junge Vortragende den Workshop aktiv mit gestaltet haben. Äußerst dürftig war die Beteiligung der Industrie mit nur zwei Vorträgen. 35 Vorträge kamen aus den Hochschulen und 26 aus Forschungseinrichtungen (DLR und ISL).

Der nächste (14.) Workshop wird voraussichtlich im November 2009 wieder in Göttingen abgehalten. In diesem Jahr findet turnusgemäß das 16. DGLR-Fach-Symposium der Stab vom 3.-4.11.2008 in Aachen statt.

Weitere Informationen zu STAB findet man unter: www.dlr.de/agstab

Dr. Hans-Peter Kreplin
- Wissenschaftlicher Koordinator der STAB –



Der Vortragende, Dr. Heller, (rechts) und das Auditorium (links) während des Übersichtsvortrags

CALL FOR PAPERS

16. DGLR-Fach-Symposium der STAB



vom 3. – 4. November 2008
RWTH Aachen

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

- Aeroakustik
- Drehflügler-aerodynamik
- Experimentelle Analyse und Messverfahren
- Fahrzeugaerodynamik
- Flow Control
- Gebäudeaerodynamik
- Hyperschallaerothermodynamik
- Laminarhaltung und Transition
- Multidisziplinäre Optimierung
- Numerische Simulation
- Strömungsmaschinen
- Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration
- Turbulenzforschung
- Vermischungsvorgänge

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

30. Juni 2008

an:

Prof. Dr.-Ing. Wolfgang Schröder / Dr.-Ing. Michael Klaas
Lehrstuhl für Strömungslehre und Aerodynamisches Institut, RWTH Aachen
Wüllnerstr. 5a, D-52062 Aachen
Tel.: 0241/80-95410, Fax: 0241/80-92257
e-mail: stab2008@aia.rwth-aachen.de

Siehe auch:

<http://www.aia.rwth-aachen.de/stab2008.htm>

und

<http://www.dlr.de/agstab>

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

*) Geschäftsstelle der STAB, c/o DLR, Bunsenstraße 10, D - 37073 Göttingen,
Tel.: +49 / 551/709-2259; Fax.: -2135, E-mail: hp.kreplin@dlr.de

Unsere Bitte an alle,

die in der Luft- und

Raumfahrt tätig sind

oder sich in der Aus-

bildung für einen Be-

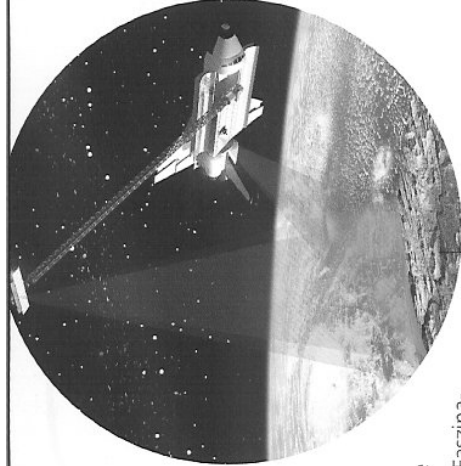
ruf in diesem Bereich

befinden, sowie an alle

Menschen, die unsere Faszina-

tion für die Luft- und Raum-

fahrt teilen:



*X-SAR/SRTM – erfolg-
reiches Programm
zur Erdbeobachtung.*

Nehmen Sie aktiv am

Geschehen der Luft- und

Raumfahrt teil – werden

Sie Mitglied der DGLR!

7

Und so geht's: Senden Sie den

ausgefüllten beiliegenden Auf-

nahmeantrag 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:

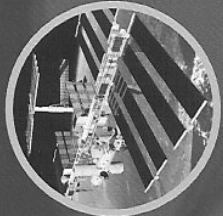
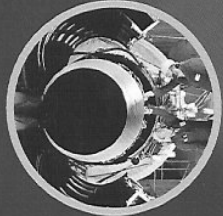
<http://www.dglr.de>

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 „Aero-space 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

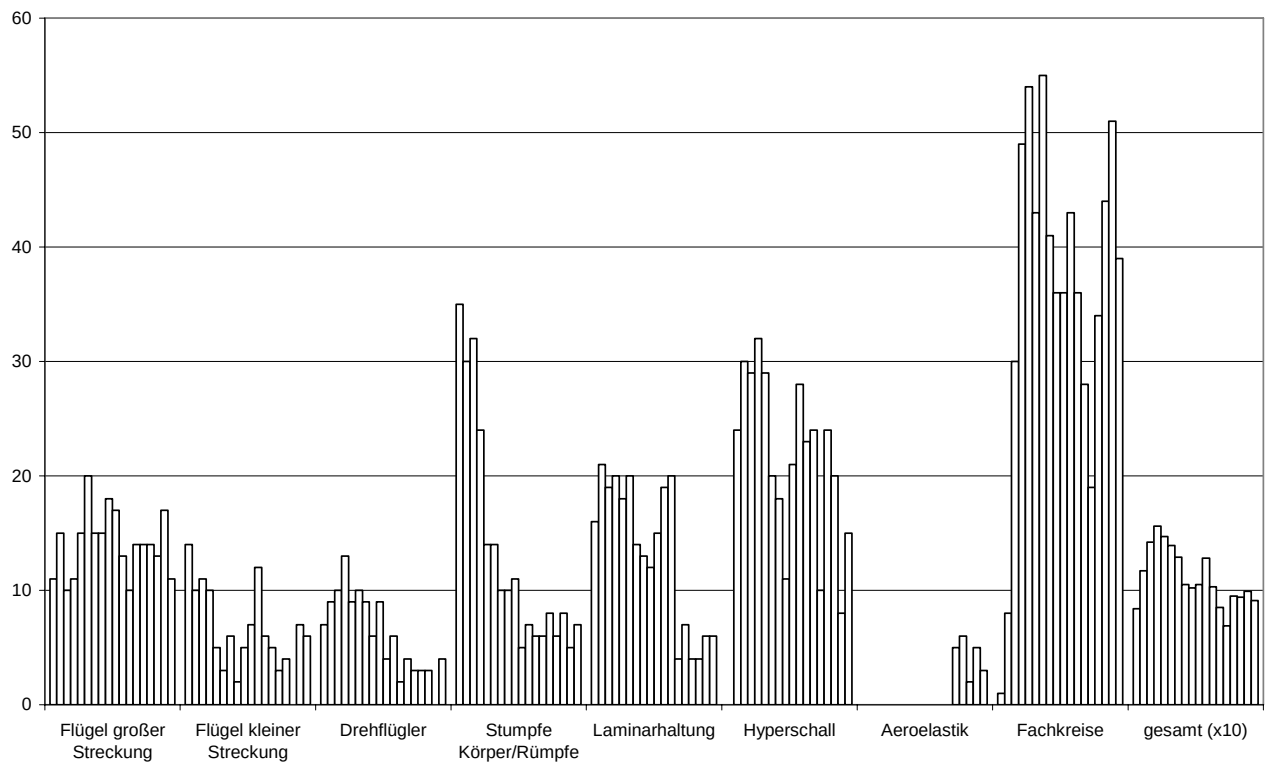
Druck
Thierbach GmbH
Mülheim an der Ruhr

Gestaltung
ziller design, Mülheim an der Ruhr

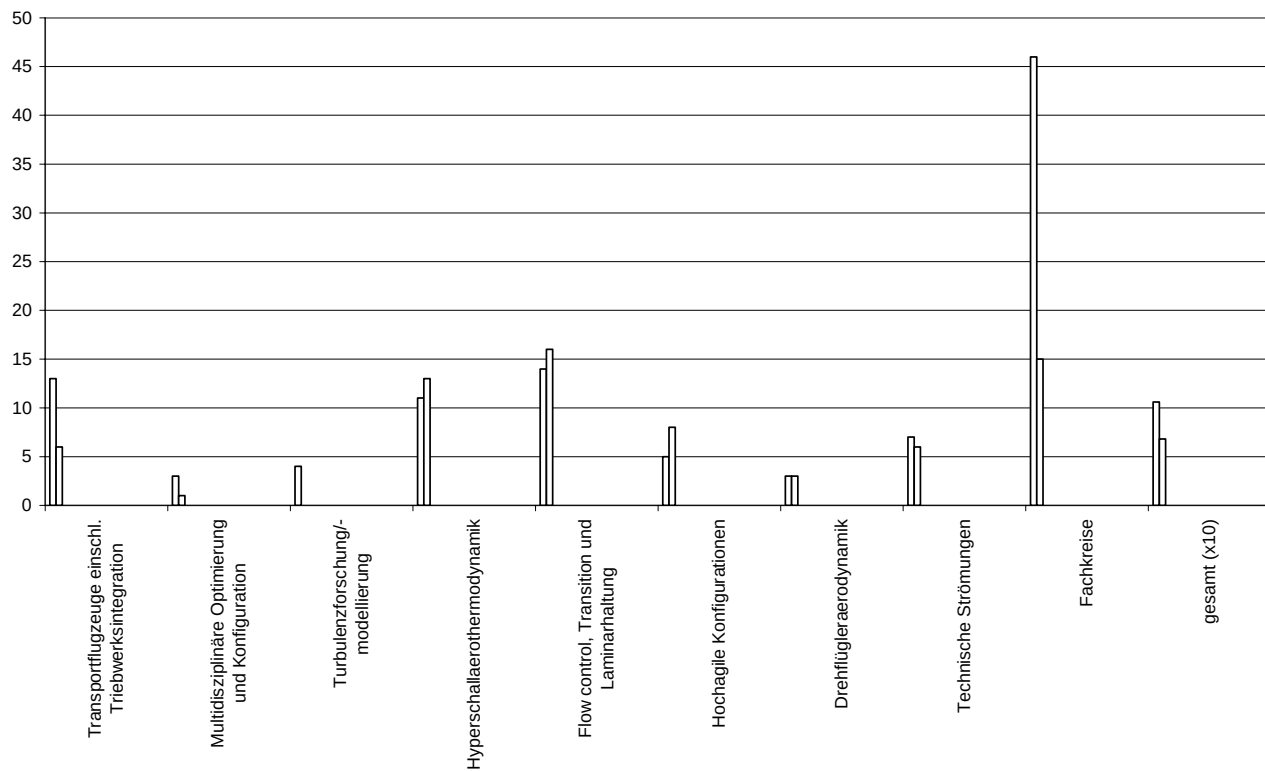
Deutsche Gesellschaft
für Luft- und Raumfahrt –
Lilienthal-Oberth e.V.
(DGLR)

**Treffpunkt
für Luft- und
Raumfahrt**

Mitteilungen 1988 – 2005



Mitteilungen ab 2006 (neue STAB-Struktur)



Stand: April 2008

1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“		Seite
Jung, Breitsamter, Adams	Experimentelle Untersuchung des Einflusses der Triebwerksgondelgeometrie auf die Aerodynamik einer Verkehrsflugzeugkonfiguration	24
König, Lutz, Krämer	Numerische und experimentelle Validierung der Wirkung von 3D SCBs zur Stossabschwächung	26
Kruse	Fernmikroskopische μ -PIV Untersuchungen einer laminaren Ablöseblase am Höhenleitwerk eines Windkanalmodells	28
Schade, Acisu	Numerische und experimentelle Untersuchungen zur Simulation von Lastabsetzvorgängen	30
Thouault, Breitsamter, Adams	Experimental Investigations on Generic Fan-in-Wing Configurations	32
von Geyr	Design Studie zum vorwärts gepfeilten, transsonischen Tragflügel	34
2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“		
Hirner, Lutz, Krämer	Steigerung des Vortriebswirkungsgrades durch Ausnutzung der Interferenzeffekte bei Luftschiffen mit Heckantrieb	36
3. Projektgruppe „Hyperschallaerothermodynamik“		
Banuti	Entwurf von Vorkörpermodifikationen und Einfluss auf das Drucknahfeld eines Hyperschalltransportflugzeuges	38
Barth	Gekoppelte thermodynamische Berechnungen zu SHEFEX I	40
Calvo	Simulation of the Cooling Channels of a Regeneratively Cooled Rocket Engine	42
Dittrich, Longo	Multidisziplinärer Vorentwurf einer Mach 6-Hyperschalltransport-Konfiguration mit Hilfe eines Optimierungsverfahren	44
Edelmann, Kloker, Rist	Numerical investigation of wall temperature effects on laminar shock/boundary layer interactions	46
Eggers	Design of hypersonic vehicles based on direct coupling of aerodynamics and flight mechanics	48
Estorf	Optische Wärmeübergangsmessungen an teiltransparenten Materialien	50
Estorf, Radespiel	Oberflächendruck-Messungen der zweiten Instabilitätsmode in Hyperschallgrenzschichten	52

Heitmann, Kähler, Radespiel	Messung der dominanten Frequenzen bei der Transition im Hyperschall	54
Karl,	Numerische Untersuchung der HyShot-II-Scramjet-Konfiguration	56
Korfanty, Longo	Numerische Simulation der Steuerbarkeit von Hyperschallvehikeln im allgemeinen Manöverflug	58
Reimann, Hannemann	Stoß-Stoß und Stoß-Grenzschicht- Wechselwirkung	60
Stemmer Adams	Untersuchung einer Rampenströmung bei $M=5$	62

4. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“

Bauer, Zander, Petz, Nitsche	Entwicklung und Optimierung eines massenstromneutralen Schlitz-Aktuators zur aktiven Kontrolle von Strömungsablösungen	64
Baysal, Rist	Analyse von dreidimensionalen Wirbelstrukturen am Beispiel der Autogeneration eines Haarnadelwirbels	66
Carnarius, Thiele	Numerische Untersuchung zur Optimierung aktiver Strömungskontrolle	68
Grund, Pätzold, Peltzer, Nitsche	Untersuchungen zur aktiven Dämpfung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten im Flugversuch	70
Grundmann, Quadros, Kriegseis, Tropea	Experimentelle Transitionsverzögerung mit gepulsten und ungepulsten Plasma Aktuatoren	72
Günther, Hylla, Thiele	Numerische Untersuchung einer Hochauftriebskonfiguration mit aktiver Strömungskontrolle	74
Haucke, Peltzer, Nitsche	Aktive Strömungskontrolle an der Hinterkantenklappe einer Slatlosen Hochauftriebskonfiguration	76
Hein, Schüle	Preparation and analysis of an RWG experiment on laminar flow control by suction at Mach 2 within SUPERTRAC.	78
Hein	Laminar flow control by micron-sized roughness elements at supersonic Mach numbers within SUPERTRAC.	80
Jensch, Pfungsten, Radespiel	Aerodynamische Untersuchungen der Auftriebserhöhung durch Ausblasen an Hinterkantenklappe und Profilnase	82

Kriegseis, Grundmann, Quadros, Tropea	Bewegungsmuster im Nahfeld eines Plasma Aktuators bei ruhender Luft	84
Quadros, Kriegseis, Grundmann, Tropea	Tollmien-Schlichting waves control using plasma actuators	86
Rashad, Rist	Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulation of Jet and Vortex Actuators (JaVA) in the Vortex Mode	88
Selent, Rist	Direkte Numerische Simulation von Aktuatoren zur Grenzschichtbeeinflussung	90
Würz, Sartorius, Kloker, Wagner, Smorodsky, Borodulin, Kachanov	Weakly nonlinear stages of transition in an airfoil boundary layer. A combined experimental, numerical and theoretical investigation	92
Zander, Hecklau, Nitsche	Untersuchung der dynamischen Strahlstruktur eines rotationssymmetrischen Piezo-Aktuators mit Hilfe der Time Resolved Particle Image Velocimetry	94

5. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“

Furman Breitsamter	Grenzschichtanalyse an einer Deltaflügel-Konfiguration mit scharfer und runder Vorderkante	96
Höld	Industrieller Einsatz von CFD-Simulationen bei der Entwicklung von Lenkflugkörpern	98
Klar, Breitsamter, Adams	Experimentelle Untersuchung von Wirbelschleppen bei hochmanövrierfähigen Flugzeugen	100
Kovar	Validation of computational fluid dynamics simulation methods for turbulent subsonic and transonic flows about missile configurations (GARTEUR AG 42)	102
Nastase	The weak interaction aerodynamic/ structure and the multidisciplinary aerodynamical optimal design of the shapes of flying configurations	104
Schülein	Untersuchungen zur Reduzierung des Bugwiderstands von hochagilen Flugkörpern im Rahmen des DLR-Projekts FFT	106
Seiler	Untersuchungen zur Aerodynamik des GSP Projektils des ISL	108
Srulijes, Seiler	Erwärmung an der Nase eines Flugkörpers beim Flug in der Atmosphäre	110

6. Projektgruppe „Drehflügler-aerodynamik“

Imiela	Aerodynamische Optimierung von Rotoren unter Berücksichtigung der Fluid-Struktur-Wechselwirkung	112
Schneider	Rotorkopf-Aerodynamik	114
Vogel, Breitsamter, Adams	Aerodynamische Analysen an einer Hubschrauberzellen-Konfiguration	116

7. Projektgruppe „Technische Strömungen“

Haff	Experimentelle Untersuchung der Widerstandsreduzierung von Lastkraftwagen mit Hilfe von Baseflaps in Kombination mit aktiver Strömungskontrolle	118
Janetzke, Nitsche	Untersuchungen zum Einfluss pulsierender Prallstrahlen auf die Kühleffektivität einer Prallkühlkonfiguration	120
Konstantinov, Wagner	Wechselwirkung zwischen Düseninnenströmung und Strahlzerstäubung bei der transienten Dieseleinspritzung	122
Schmidt, Gotzig	Numerische Simulation von Kavitation und Hydraulic Flip in Mikroeinspritzbohrungen von Raketentriebwerken	124
Westhoff, Bosbach, Wagner	Strukturbildung und Wärmetransport turbulent gemischter Konvektion in Abhängigkeit von Archimedeszahl und Druck	126
Winkler, Pernpeitner, Adams	Methoden zur Widerstandsverminderung eines Rennbobs	128

8. Fachkreis „Strömungsakustik/ Fluglärm“

Babucke, Kloker, Rist	DNS einer gezackten Hinterkante zur Reduzierung von Strahlärm	130
Bertsch, Dobrzynski, Guérin	Low-Noise Design im Flugzeugvorentwurf	132
Herrig, Würz, Krämer	Hitzdraht-basierte Messungen von Hinterkantenlärm an NACA-0012 Profilen	134
Siefert, Ewert	Sweeping in einem stochastischen Modell für die Vorhersage von turbulenzbedingten Schall	136

9. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“

Send	Die Erhaltungsgröße Wirbeldichte bei CFD-Verfahren, Numerische Verfahren im Vergleich	138
------	---	-----

10. Fachkreis „Numerische Verfahren/ Aerodynamik“

Hartmann	Entwicklung von Discontinuous Galerkin Verfahren höherer Ordnung auf unstrukturierten, adaptiv verfeinerten Gittern inklusive Fehlerschätzung	140
Knopp	Eine neue Erweiterung für das k- ω Turbulenzmodell zur Berücksichtigung von Wandrauhigkeit.	142
Krumbein	Automatic Transition Prediction in the DLR <i>TAU</i> Code - Current Status of Development and Validation	144
Togiti, Lüdeke	Detached Eddy Simulation of Supersonic Flow over a Three-Dimensional Cavity	146
Zhang	LES for high Reynolds number flows using the DLR THETA code	148

11. Fachkreis „Physikalische Grundlagen“

Rival, Tropea	Auftriebsverstärkung durch Vorderkantenwirbel bei hintereinander angeordneten Profilen	150
Seling, Eisfeld	Vereisung in der Luftfahrt: Berechnung des Wärmeübergangs an der Wand	152
Weismüller, Tropea	Freiflug- und vergleichende Windkanalexperimente zum Einfluss atmosphärischer Turbulenz auf Laminarprofile	154

12. Fachkreis „Mess- und Versuchstechnik“

de Groot, Meyer, Hempel, Weddig	Erste Ergebnisse zur Entwicklung einer instationären Infrarot-Thermografie in Windkanal- und Flugversuchen	156
Möller, Zhang, Büsing	Experimentelle Studie zur Verschmutzung von Bodenfahrzeugen	158

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration / Experimentelle Strömungsmechanik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Ulrich Jung; PD Dr.-Ing. habil. Christian Breitsamter;
Prof. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16130
Telefax: 089/289-16139
e-mail: ulrich.jung@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: Airbus Deutschland GmbH

Thema: Experimentelle Untersuchung des Einflusses der Triebwerksgondelgeometrie auf die Aerodynamik einer Verkehrsflugzeugkonfiguration

Ausgangssituation:

Das steigende Luftverkehrsaufkommen macht höhere Anforderungen an Treibstoffverbrauch und Lärmemissionen unabdingbar. Ein wichtiges Instrument ist dabei die Steigerung des Nebenstromverhältnisses der Triebwerke. Dies hat ein höheres Störpotential der Umströmung der Tragfläche durch die Triebwerksgondel zur Folge. Die Untersuchung ist in das Verbundvorhaben QICE („Quiet Innovative Commuter“) eingebunden.

Ziel:

Um den Einfluss der Triebwerksgondelgeometrie auf die Strömungstopologie um eine Transportflugzeugkonfiguration zu analysieren, werden experimentelle Strömungsfeldmessungen durchgeführt.

Lösungsweg:

Es werden Windkanalmessungen an einem Halbmodell eines zweistrahligen Verkehrsflugzeugs für Kurz-/Mittelstrecken vorgenommen. Die Einstellung von Vorflügel, Fowlerklappe und Querruder entspricht dabei den Einstellungen, die für den Landeanflug Verwendung finden. Drei Durchflussgondeln von unterschiedlichem Durchmesser und Nebenstromverhältnissen von $\mu \approx 6, 8$ und 11 werden für die Untersuchungen nacheinander montiert und hierzu Kraftmessungen vorgenommen. Mittels Hitzdrahtanemometrie wird jeweils die Strömung im

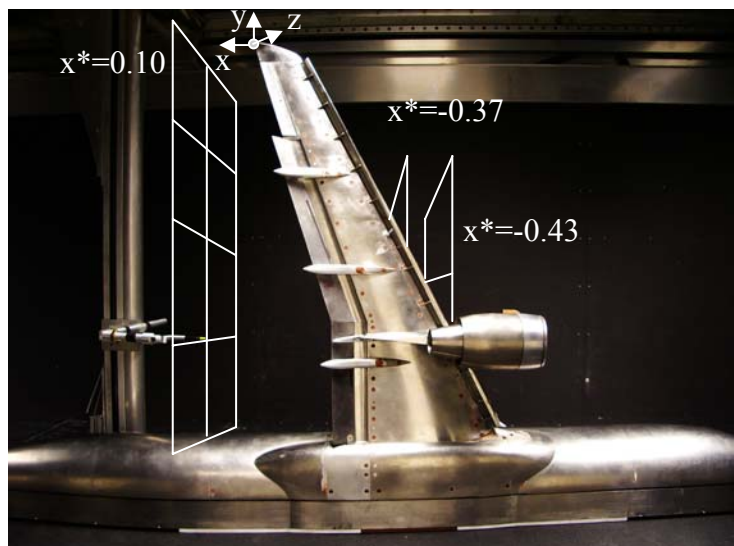


Abbildung 1: Modell und Traversierung mit Hitzdrahtsonde im Windkanal – Darstellung der vermessenen Ebenen

unmittelbaren Nachlauf und oberhalb des Flügels in Querströmungsebenen vermessen. Die verwendete Dreidrahtsonde ermöglicht sowohl die Erfassung der drei mittleren Geschwindigkeitskomponenten, wie auch der turbulenten Schwankungsgrößen und deren Korrelationen. Alle Strömungsfeldmessungen finden bei geschlossener Messstrecke im Niedergeschwindigkeits-Windkanal C des Lehrstuhls für Aerodynamik der TU München statt. Eine Fotografie des Modells im Windkanal, sowie des SONDENSUPPORTS sind in Abbildung 1 zu sehen. Zusätzlich sind dort die vermessenen Ebenen dargestellt.

Ergebnis:

Dem hier gezeigten Ergebnis liegt mit $\alpha = 8.3^\circ$ ein repräsentativer Anstellwinkel des linearen Auftriebsbereichs zugrunde. Für die Ebene im unmittelbaren Nachlauf ist die dimensionslose axiale Tubulenzintensität Tu_x für zwei der drei untersuchten Gondel-Konfigurationen in Abbildung 2 gegenübergestellt. Die Größe Tu_x wird dabei in Falschfarben für Werte $Tu_x > 0.02$ dargestellt.

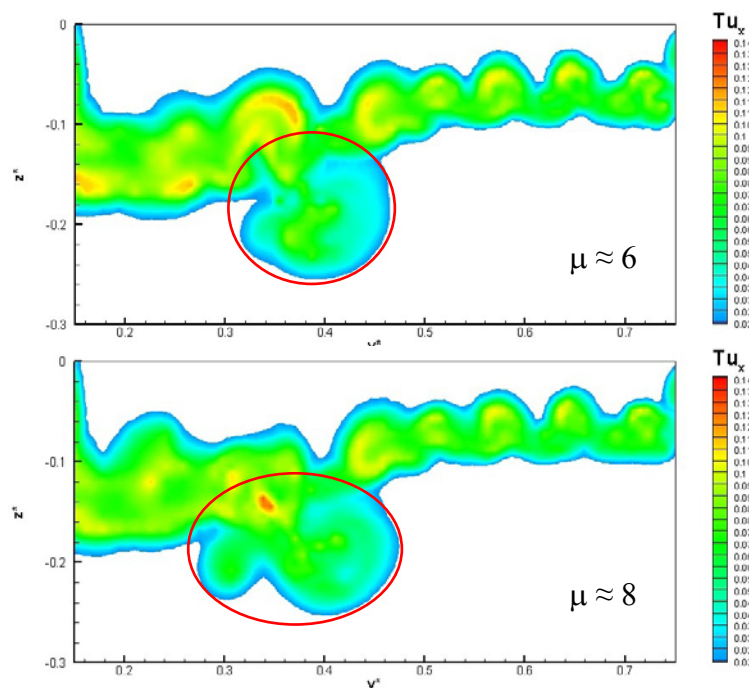


Abbildung 2: Darstellung der axialen Turbulenzintensität des unmittelbaren Nachlaufs der zwei getesteten Gondeln – Hervorhebung des turbulenten Bereichs im unmittelbaren Nachlauf der Gondeln.

Aus den Abbildungen wird deutlich, dass die turbulente Strömung im Bereich des Gondelnachlaufs erheblich von der Größe der Gondel beeinflusst wird. In Abbildung 2 ist die Ausdehnung des Bereichs mit $Tu_x > 0.02$ im unmittelbaren Nachlauf der Gondeln hervorgehoben.

Weiteres Vorgehen:

Um den Einfluss der Triebwerksgondel auf die Umströmung noch detaillierter zu untersuchen, werden weitere Ebenen quer und längs zur Anströmung oberhalb und unterhalb der Tragfläche mit der verwendeten Hitzdrahtmesstechnik vermessen.

Datum: 27.02.08

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Benedikt König, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21,
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-63408

Telefax: (0711) 685-63438

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

weitere Partner: Henning Rosemann, Martin Rein und Kai Richter, DLR Göttingen
Heiko Uhlemann, DNW-TWG

Thema: Numerische und experimentelle Validierung der Wirkung von 3D SCBs zur Stossabschwächung

Ausgangssituation:

Das Potenzial lokaler Modifikationen der Profilkontur zur Reduktion des Wellenwiderstands an Transportflugzeugen in transsonischer Strömung, sogenannter Shock Control Bumps (SCBs), wurde bereits in mehreren Untersuchungen gezeigt [1,2]. Bei diesen Bumps handelte es sich in der Regel um 'zweidimensionale' Bumps in dem Sinne, dass die spannweiteige Ausdehnung weitaus grösser als die Tiefe des Bumps war. Randeffekte am endlichen SCB waren dabei vernachlässigbar. Erst in jüngerer Zeit wurden vermehrt auch 'dreidimensionale' Bumps mit geringer spannweitiger Ausdehnung, bis hin zu hügelartigen Bumps (mit Breite/Länge < 1), untersucht [2,3]. Bei solchen 3D-SCBs spielen dreidimensionale spannweiteige Effekte zwischen den einzelnen Bumps eine wichtige Rolle.

Zur Validierung der CFD-Untersuchungen zu diesen Effekten wurde im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) ein Profil mit einer Reihe speziell dafür ausgelegter 3D-SCBs vermessen. Die mit freier Anströmung berechnete Reduktion des Wellenwiderstands konnte im Experiment verifiziert werden. Der Fokus der vorliegenden Arbeit liegt in der CFD-Modellierung der Windkanal Umgebung zur genaueren Reproduktion der TWG-Ergebnisse. Die CFD-Simulationen des Windkanals wurden dabei in Kooperation und mit Unterstützung von Kai Richter, DLR Göttingen, durchgeführt.

Ziel:

Die experimentellen Daten dienen zur Validierung der eingesetzten numerischen Verfahren im Hinblick auf die Vorhersagegenauigkeit der Strömungseffekte am SCB und die Verifizierung der berechneten Reduktion des Wellenwiderstands. Um eine bestmögliche Übereinstimmung zwischen Numerik und Experiment erreichen zu können, wird der Windkanal in der Berechnung mit simuliert. Dabei soll unter Berücksichtigung des numerischen Aufwands eine möglichst einfache Modellierung der wesentlichen im Windkanal auftretenden Effekte verwendet werden.

Lösungsweg:

Aus den Messungen im TWG stehen neben Druckmessungen am Profil und im Nachlauf auch Druckmessungen entlang der Windkanalwände sowie die Einstellungen der adaptiven Messstrecke des TWG zur Verfügung. Um den Rechenaufwand in einem vertretbaren Rahmen zu halten wird zunächst anhand des Profils ohne SCB untersucht, welcher Grad der numerischen Modellierung des Kanals notwendig ist um eine gute Übereinstimmung von Experiment und CFD zu erhalten. Betrachtet werden dabei die Einflüsse durch die oberen und unteren adaptiven Wände sowie durch die Seitenwände, die Grenzschicht entlang der Wände sowie der Verdrängungseffekt der Wandgrenzschichten und der Kanaleinbauten. Die Simulationen werden mit dem CFD RANS-Code FLOWer des DLR unter Verwendung des SST Turbulenzmodells durchgeführt. Block-strukturierte Gitter mit voller Auflösung der Wandgrenzschichten für Vorkammer, Düse und adaptive Messstrecke inklusive Modell werden skriptbasiert generiert. Dabei werden automatisch die Ein- und Ausström-Bedingungen sowie die Einstellungen der adaptiven Messstrecke für den jeweiligen Messpunkt verwendet und die Kanalgeometrie entsprechend modelliert.

Ergebnis:

CFD-Rechnungen mit Kanal-Modellierungen unterschiedlicher Genauigkeit wurden durchgeführt. Durch eine zweidimensionale Simulation unter Berücksichtigung der adaptiven oberen und unteren Kanalwand konnte bereits eine bessere Übereinstimmung der Profildruckverteilung als bei freier Anströmung erreicht werden.

Durch die weitere vollständige Modellierung der dreidimensionalen Messstrecke inklusive der Seitenwände und ihrer Grenzschichten konnte dann auch deren Verdrängungseffekt auf die Kanalströmung berücksichtigt werden. Dabei hat insbesondere das starke Aufdicken der Grenzschicht hinter dem Profil mit Verdichtungsstoss einen entscheidenden Einfluss auf die Stosslage und die gesamte Profilmströmung. Zusätzlich konnte durch eine Modellierung des Verdrängungseffekts des Nachlaufrechens im Kanal ein annähernd konstantes mittleres Druckniveau über der Messstrecke erreicht werden, das mit dem gemessenen Verlauf korreliert (Abbildung 2). Damit gelingt es über wesentliche Bereiche der Polare des Profils ohne SCB eine gute Übereinstimmung der berechneten Druckverteilungen mit dem Experiment zu erzielen (Abbildung 3).

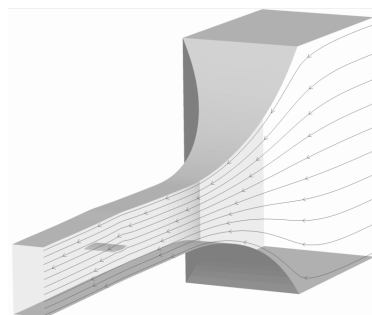


Abb. 1: Adaptive Messstrecke des TWG mit Düse und Vorkammer

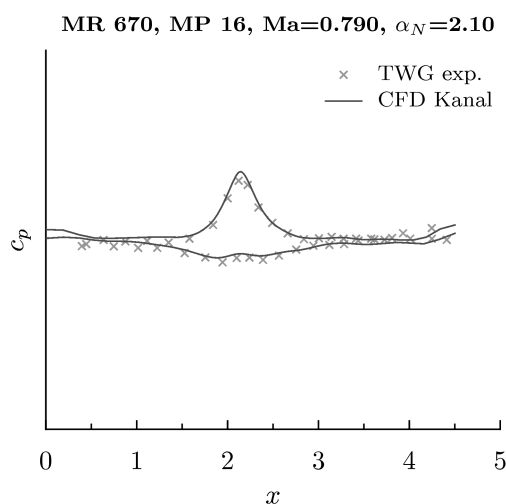


Abb. 2: Druckverteilung entlang der adaptiven Messstrecke (im Mittelschnitt)

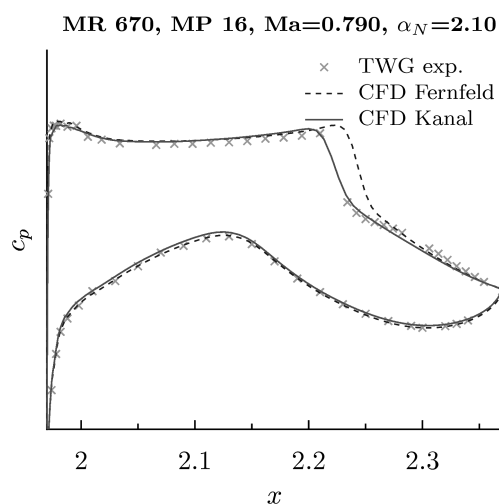


Abb. 3: Druckverteilung auf dem Profil ohne SCB, Exp. und CFD mit/ohne Kanal (im Mittelschnitt)

Literatur:

- [1] E. Stanewsky, J. Delery, J. Fulker, P. de Matteis (ed.), *EUROSHOCK II: Drag Reduction by Shock Boundary Layer Control*. Notes on numerical fluid mechanics and multidisciplinary design, Springer Verlag, 2002
- [2] M. Pätzold, Th. Lutz, E. Krämer, S. Wagner: *Numerical Optimization of Finite Shock Control Bumps*, 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 9.-12. Januar, 2006
- [3] H. Ogawa, H. Babinsky, M. Pätzold, Th. Lutz, *Shock/Boundary-Layer Interaction Control Using Three-dimensional Bumps for Transonic Wings*, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, USA, 8.-11. Januar, 2007

weiteres Vorgehen:

Nachdem die experimentellen Daten des Profils ohne SCB sehr gut wieder gegeben werden konnten wird das Verfahren nun auf das Profil mit SCB angewendet werden. Dazu sind aufwendige Modifikationen an den Berechnungsgittern notwendig, um einerseits den sehr viel höheren Anforderungen an die räumliche Auflösung im Bereich der SCBs zu genügen, ohne aber andererseits den Rechenaufwand zu sehr steigen zu lassen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung

Ansprechpartner: Martin Kruse

**Institution: TU-Braunschweig
Institut für Strömungsmechanik**

Adresse: Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig

Telefon: 05313912994

Telefax: 05313915952

e-mail :

m.kruse@tu-bs.de

weitere Partner: Rolf Radespiel

**Thema: Fernmikroskopische μ -PIV Untersuchungen einer laminaren Ablöseblase
am Höhenleitwerk eines Windkanalmodells**

Ausgangssituation:

Im Rahmen von Untersuchungen zum Überziehverhalten von Höhenleitwerken für Verkehrsflugzeugkonfigurationen wurde in Windkanalversuchen über ein unerwünschtes, abruptes Stall-Verhalten berichtet [1]. Anhand von Ölanstrichversuchen sowie Druckverteilungsmessungen konnte das Auftreten einer laminaren Ablöseblase im Nasenbereich des Leitwerks gezeigt werden, deren Aufplatzen in Zusammenhang mit dem beobachteten Überziehverhalten gebracht wird. Bislang liegen dem Autor keine Berichte über Messungen an laminaren Ablöseblasen (LSB) im Nasenbereich von gepfeilten Flügeln endlicher Streckung vor, in denen Feldmessverfahren eingesetzt wurden. Neben grundsätzlichen Fragestellungen zum Transitionsverhalten über gepfeilte 3D - Ablöseblasen sind derartige Daten zur Validierung numerischer Vorhersagemethoden erforderlich.

Ziel:

Ziel der Untersuchungen ist eine Vermessung des gemittelten Geschwindigkeitsfelds im Bereich der laminaren Ablöseblase sowie die Gewinnung von Aussagen zur Transitionslage und der Turbulenzentwicklung unmittelbar stromab der Blase. Zur Erfassung spannungseingetragener Einflüsse auf das Verhalten der laminaren Ablöseblase sollen Daten für den Mittelschnitt und den, wegen höherer aerodynamischer Belastung als kritisch angesehenen, Außenschnitt des Höhenleitwerks aufgenommen werden.

Lösungsweg:

Aufgrund der geringen räumlichen Ausdehnung und der hohen Störungssensitivität der zu messenden laminaren Ablöseblase wurde die mikroskopische-Particle-Image-Velocimetry (μ PIV) als berührungsfreies Feldmessverfahren ausgewählt. Dieses Verfahren konnte bereits zuvor erfolgreich auf vergleichbare 2D - Problemstellungen angewandt werden [2], [3]. Im vorliegenden Fall konnte durch den Einsatz einer fernmikroskopischen Optik und einer hochauflösenden CCD-Kamera die erforderliche Auflösung der Grenzschicht im Bereich der LSB erreicht werden. In Folge der hohen Dynamik des betrachteten Strömungsfelds sowie einer signifikanten Querströmungskomponente stellt die Messung hohe Anforderungen an die eingesetzten Auswertalgorithmen. Durch den erfolgreichen Einsatz von lokalem Stromfaden-Seeding wurden hohe Partikelkonzentrationen im Bildbereich erzielt und eine Verschmutzung des optischen Zugangs vermieden. Auftretende Modellvibrationen erforderten den Einsatz eines Bildstabilisierungsverfahrens zur Vermeidung von Messfehlern bei der Auswertung.

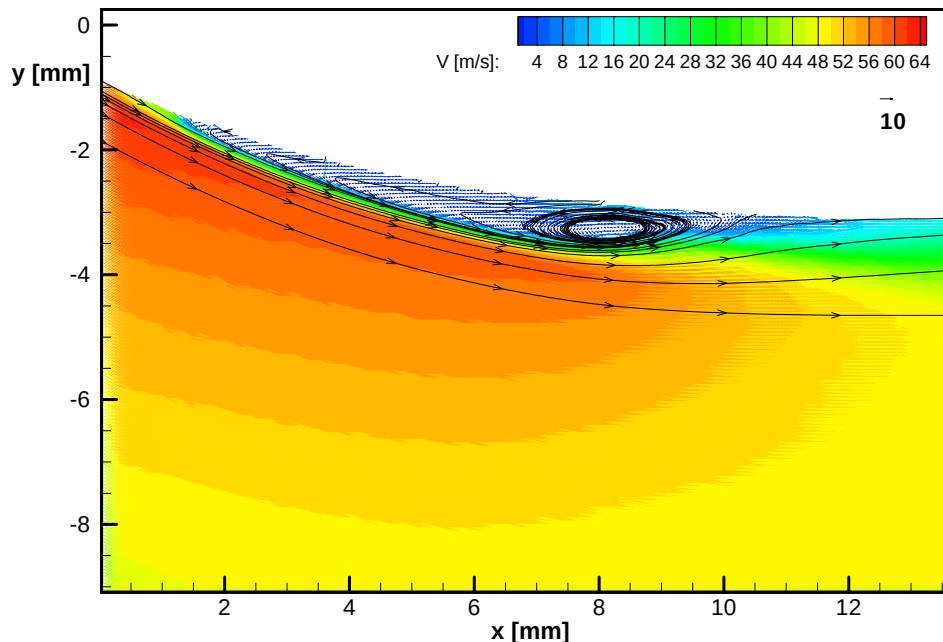
STAB

Ergebnis:

Für die bei $U_\infty = 30$ m/s durchgeführten Messungen konnte das Strömungsfeld im Bereich der laminaren Ablöseblase erfolgreich ausgewertet werden. Hierbei wurden jeweils Datensätze von 1200 Doppelbildern für den Innen- und Außenschnitt bei verschiedenen Trimmwinkeln herangezogen. Die gemittelten Geschwindigkeitsverteilungen zeigen neben der räumlichen Lage und Ausdehnung der LSB auch detaillierte Einzelheiten der Scherschicht und des Rezirkulationsgebiets. Aufgrund sehr geringer diffuser Reflexionen an der Modelloberfläche konnte die Auswertung bis in unmittelbare Wandnähe erfolgen. Die erzielte Ortsauflösung beträgt 0,05 mm. In spannweitischer Richtung ist eine Abnahme turbulenter Schubspannungen $\overline{u'v'}$ im Schließungsbereich zu verzeichnen.

Die Auswertung von Schwankungsgrößen der Geschwindigkeitskomponenten ermöglicht quantitative Aussagen zur Transition und Turbulenzentwicklung.

Für Messungen bei einer höheren Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty = 50$ m/s, ist zu beobachten, dass kein Partikeleintrag in den Bereich der LSB erfolgt. Anhand numerischer Simulationen konnte gezeigt werden, dass hier das Folgeverhalten nicht mehr ausreichend ist. Durch Abdrift der Partikel zum Grenzschichttrand schlägt der Mechanismus des Partikeleintrags durch turbulente Durchmischung im Schließungsbereich der Blase fehl.



gemitteltes Geschwindigkeitsfeld der LSB am HLW-Außenschnitt, $U_\infty = 30$ m/s

Literatur:

- [1] Grote, A., Radespiel, R.: *Investigation of tailplane stall for a generic transport aircraft configuration.*, New results in numerical and experimental fluid mechanics V. Notes on numerical fluid mechanics and multidisciplinary design. Vol. 92, Springer Verlag, 2006, pp. 50-58.
- [2] Raffel, M. et al., 2006: *Micro-PIV and ELDV wind tunnel investigations of the laminar separation bubble above a helicopter blade tip*, Meas. Sci. Technol. Vol 17, pp. 1652-1658, IOP Publishing 2006
- [3] Kruse, M., Wokoeck, R., Hain, R.: *Windkanaluntersuchung einer Laminaren Ablöseblase in Nasenbereich eines Profils mit Hilfe von μ PIV bei $Re = 660000$* , Proceedings der 15. GALA-Fachtagung "Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik", 4.-6. September 2007

weiteres Vorgehen:

Wiederholung der Messungen bei $U_\infty = 55$ m/s Anströmgeschwindigkeit unter Einsatz von Seeding Partikeln mit kleinerem Durchmesser zur Verbesserung des Folgeverhaltens. Bestimmung des Turbulenzgrads beim Einsatz von Stromfaden-Seeding mittels Hitzdrahtmessungen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: N. Schade, I. Acisu

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: +49 531 295 3342

Telefax: +49 531 295 2320

e-mail: niko.schade@dlr.de

weitere Partner:

Thema: Numerische und experimentelle Untersuchungen zur Simulation von Lastabsetzvorgängen

Ausgangssituation:

Absetzvorgänge von Lasten und Hilfsgütern aus militärischen Transportflugzeugen erfolgen in unterschiedlichen Höhen sowie unter unterschiedlichen aerodynamischen und flugmechanischen Bedingungen. Für ein zielgenaues Absetzen der Lasten ist eine Vorhersage der Trajektorie der abgehenden Lasten sowie der Lagewinkel im zeitlichen Verlauf unerlässlich.

Ziel:

Im Rahmen des Hauptarbeitspakets 3 des internen Projekts Militärische Transportflugzeuge (MiTraPor) des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) wird u.a. ein Verfahren zur gekoppelten aerodynamisch-flugmechanischen Simulationen von frei relativ zueinander bewegten Körpern entwickelt. Dieses Verfahren erlaubt die instationäre numerische Simulation von Lastabsetzvorgängen unter realen Flugbedingungen.

Lösungsweg:

Im Rahmen von Windkanalversuchen wurde ein generisches Modell eines militärischen Transportflugzeugs (FMTA) im Maßstab $M=1/21$ mit geöffneter Heckklappe und Lastabwurfmechanismus genutzt. Als Lasten wurden drei verschieden schwere Quader in den Abmessungen 110 x 90 x 50 mm verwendet; die Lastgewichte betrugen 60g (Balsa), 290g (Linde) bzw. 500g (Polyurethan, PUR).

Zur Gewinnung von Validierungsdaten für die numerische Simulation wurden in drei Ebenen senkrecht zur Hauptströmungsrichtung und zwei Ebenen parallel zur Symmetrieebene PIV-Messungen im Heckbereich des FMTA durchgeführt.

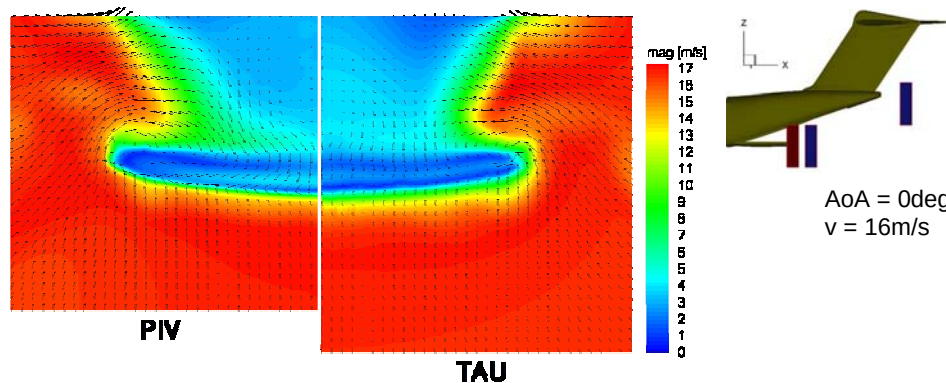
Zur experimentellen Erfassung der Trajektorien wurde das 3D-Video-Tracking-System des DNW-NWB bestehend aus zwei Mikatron MC 1310 CMOS Videokameras mit einer maximalen Auflösung von 1280x1024 bei einer Bildfrequenz von 300 Bildern pro Sekunde verwendet. Die Genauigkeit des Systems liegt innerhalb des Kalibrierfelds unter 1mm. Bei den Abwurfversuchen wurden der Einfluss der Mechanik auf die Trajektorien, der Einfluss von Anstell- und Schiebewinkeln sowie die Wiederholbarkeit der Trajektorien untersucht.

Die PIV-Messungen und Abwurfversuche fanden in der offenen Messstrecke des DNW-NWB in Braunschweig statt.

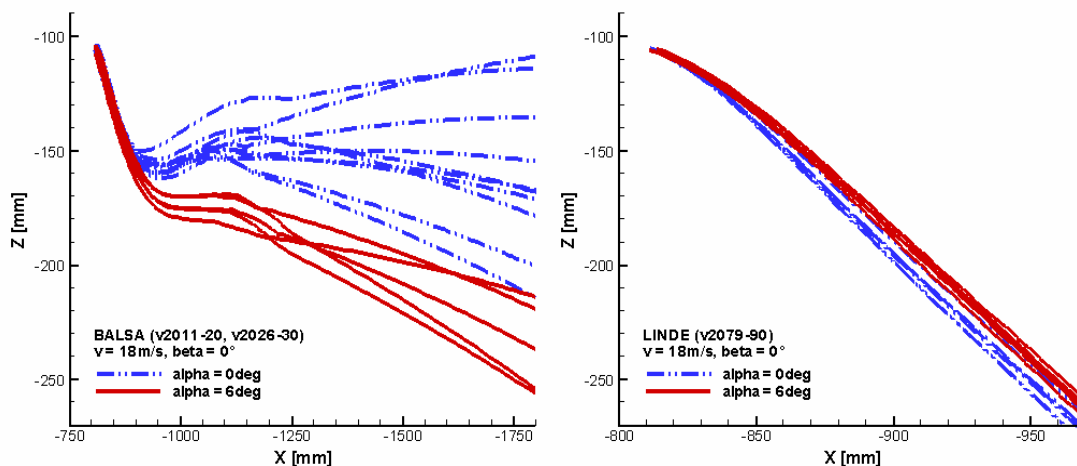
STAB

Ergebnis:

Ein Vergleich der numerischen Simulation der komplexen FMTA-Geometrie mit den gemessenen PIV-Daten zeigte für alle Anströmbedingungen eine gute Übereinstimmung:



Die Abwurfversuche zeigten einen deutlichen Einfluss der aufwärts gerichteten Strömung im Heckbereich des FMTA auf die Trajektorie der Balsa-Last, deren skaliertes Lastgewicht bei einer Kanalgeschwindigkeit von 18 m/s ca. 400 kg beträgt. Der Einfluss auf die Geschwindigkeitskomponente in Z-Richtung der Linde-Last (skaliertes Lastgewicht ca. $1,8 \text{ t}$) ist deutlich geringer:



Die Trajektorien sind im unmittelbaren Nahbereich des FMTA für alle Lasten sehr gut reproduzierbar.

weiteres Vorgehen:

Weitere Lastabsetzversuche mit quaderförmigen Lasten mit starr verbundenem, starrem Fallschirm wurden im DNW-NWB durchgeführt und werden aktuell ausgewertet. Parallel werden instationäre gekoppelte aerodynamische-flugmechanische uRANS-Simulationen des Lastabgangs ausgewählter Lasten mittels Chimera-Ansatz und Lochdefinition zur Laufzeit durchgeführt.

Literatur:

- Acisu, I.: *Bericht zur Windkanalkampagne und Validierung der numerischen Simulation*. MiTraPor Projektbericht, to be published 2/2008
- Löser, T.: *Static and dynamic force measurements on two DYNDER configurations in the DNW-NWB*. Report No. 06-03-2310, Braunschweig, 2006
- Löser T., Bergmann, A.: *Capabilities of Deployment Tests at DNW-NWB*. RTO-AVT-133, 2006
- Schade, N.: *Ergebnisse der Lastabsetzversuche im DNW-NWB*. MiTraPor Projektbericht, Braunschweig, 2007

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Nicolas Thouault; Dr.-Ing. Christian Breitsamter;
Prof. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16150
Telefax: 089/289-16139
e-mail: nicolas.thouault@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: Dipl.-Ing. Corin Gologan, Bauhaus Luftfahrt

Thema: Experimental Investigations on Generic Fan-in-Wing Configurations

Ausgangssituation:

The increase in air transportation traffic requires for new technological solutions to relieve the congestion on airports. In this study, a Short Take Off and Landing (STOL) “fan-in-wing” concept is investigated with respect to its application for regional-jet concepts.

Ziel:

The objective of the present experimental study is to investigate several generic fan-in-wing configurations to verify the relevance of the concept, to understand the flow behavior and to provide quantitative data for further CFD analysis.

Lösungsweg:

An adjustable wind-tunnel model has been constructed. It allows the investigation of several configurations: the wing closed without fans; a single fan, close to the root section, either installed at the rear (Figure 1) or at the front part of the wing and two fans placed symmetrical with respect to the half chord (Figure 2). This wind tunnel campaign focuses on the reproduction of STOL without ground effect.

The model has been built employing Radio-Controlled modeling concepts and contains an elaborated internal structure so as to insert two twin high-thrust fans. These fans, composed of a rotor and a stator, are incorporated in a NACA 16020 airfoil (20% thickness). Originally designed for Radio Controlled models, they allow a very compact fan-in-wing configuration with low flow disturbance due to the experimental setup: the engine is integrated within stator and the fans are fixed inside the wing. Each fan has a diameter of 120 mm and a rotation speed up to 26,000 rev/min providing a thrust of about 40 N (measurement made with the fan only). The wing is trapezoidal with a span of 0.9 m and a planform area of 0.68 m². Mean surface pressure distribution and forces acting on the model are studied for a wide range of operating points, angle of attack and rotor rotational velocity. Flow visualization techniques, including wool tufts and PIV measurements (only near the trailing edge) are performed.

STAB

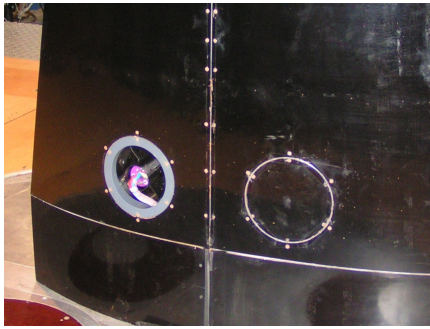


Figure 1. Lower side of the wing with one fan at the rear

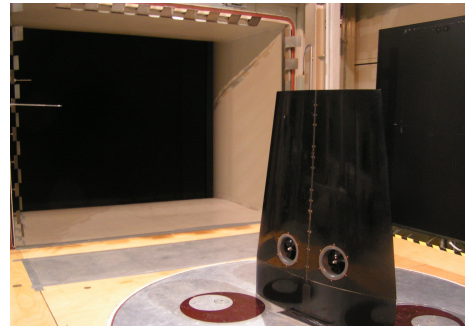


Figure 2. Upper side of the wing with two fans in windtunnel

Ergebnis:

The jet produced by the fan interacts with the freestream and creates a disturbed region behind the fan nozzle. A PIV image near to the trailing edge and behind the fan reveals the two vortical structure of this disturbance (figure 3). This phenomenon strongly affects the performance of the model especially in term of lift and drag. Its importance depends on the configuration (two fans, one or none in the wing). The configuration where a single fan is placed at the rear part of the wing allows achieving higher lift coefficient than the others. The flow circulation around the wing is improved by the presence of the fan: for example the lift coefficient achieved with one fan at the rear part at 0° angle of attack is equivalent to the lift coefficient for the closed wing obtained at 8° angle of attack.

For a given configuration, the fan suction on the upper wing side decreases as well as the pressure drag while increasing the freestream velocity. The lift to drag ratio difference between the closed wing and the fan-in-wing configurations is significant for a wide range of angles of attack.

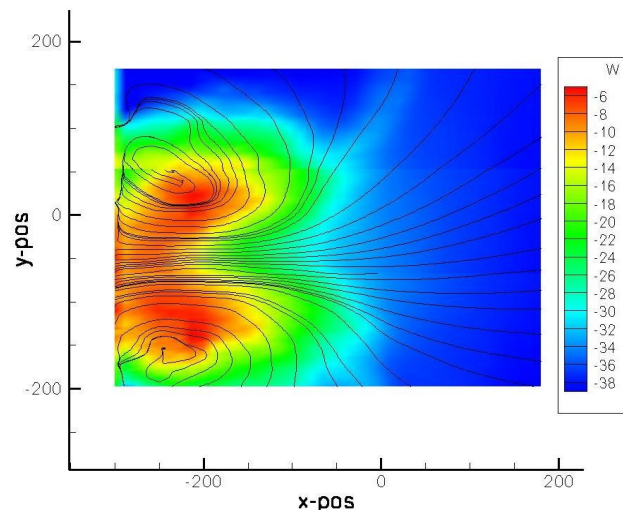


Figure 3. Streamlines: Vortical structure behind the trailing edge

Weiteres Vorgehen:

As further developments of this work, the authors intend to reproduce numerically the experimental set up and perform unsteady RANS calculation using a sliding mesh. On an experimental point of view, inlet guide vanes, nozzle spoiler, other inlet radius might be added to the present model to improve its performance.

Datum: 11.10.07

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flügel großer Streckung/Numerische Simulation

Ansprechpartner: Judith von Geyr

Institution: DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531-295-2289

Telefax: 0531-295-2320

e-mail : judith.vgeyr@dlr.de

weitere Partner: Martin Hepperle

DLR Braunschweig, Inst. Für Aerodynamik und Strömungstechnik

Thema: Design Studie zum vorwärts gepfeilten, transsonischer Tragflügel

Ausgangssituation:

In dieser Studie aus dem LUFO III-Verbundprojekt K2020 wurde ein vorwärts gepfeilter Tragflügel für den Reiseflug entworfen. Verwendet wurde die rückwärts gepfeilte K2020-Reiseflugkonfiguration als Ausgangskonfiguration für einen vorgegebenen Auftriebsbeiwert von 0.436, einer Machzahl von 0.8 und der Reynoldszahl von $42.4 \cdot 10^6$. Der vorwärts gepfeilte Flügel ist ein Einfachtrapezflügel und hat die gleiche Streckung, die gleiche Grundfläche und den gleichen $c/2$ -Winkel wie der rückwärts gepfeilte Referenzflügel.

Ziel:

Ziel der Arbeit ist es, einen vorwärts gepfeilten Tragflügel mit gleich guten (oder gar besseren) aerodynamischen Eigenschaften im Vergleich zur Widerstands-optimierten rückwärts gepfeilten K2020-Reiseflugkonfiguration zu entwerfen.

Lösungsweg:

Als Referenz wurde die K2020-Reiseflugkonfiguration eines rückwärts gepfeilten Flügels (BSW) auf minimalen Widerstand optimiert. Für das Entwerfen des vorwärts gepfeilten Flügels (FSW) wurden ein Optimierungsverfahren und ein inverses Design-Verfahren mehrmals angewendet. Zum einen wurde wie bereits beim rückwärts gepfeilten Flügel der Widerstand mit dem Subplex-Algorithmus von SynapsPointerPro [1] minimiert, indem die Verwindung an 6 Profilschnitten geändert wurde. Außerdem wurde das inverse Design-Verfahren von Bartelheimer und Takanashi [2,3] verwendet. Hierzu wurden in mehreren Profilschnitten Zieldruckverteilungen vorgegeben.

Zur Strömungssimulation wurde der DLR-FLOWer-Code [4,5] auf strukturierten Netzen verwendet. Der Rumpf ging dabei reibungslos und der Flügel voll turbulent in die Simulation ein.

Ergebnis:

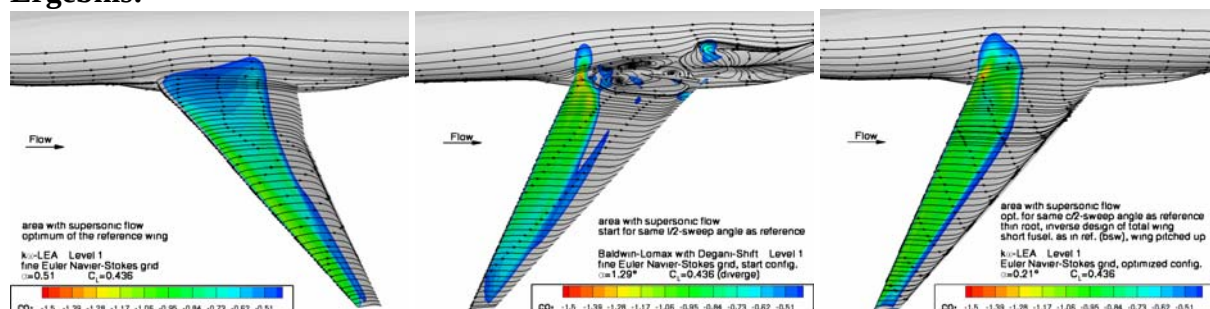


Abb. 1: Oberflächendruckverteilungen im Überschallbereich: (a) optimierter BSW; (b) FSW mit gleichem Wurzelprofil wie BSW; (c) bester FSW mit flachem Wurzelprofil.

Ein wesentliches Ergebnis dieser Studie ist, dass zum Entwerfen eines vorwärts gepfeilten Flügels (FSW) die Dicke des Wurzelprofils im Vergleich zum rückwärts gepfeilten Flügel (BSW) deutlich geringer sein muss, da sonst zu starke Ablösungen entstehen (Abb. 1(b)). Wurde also ein vorwärts gepfeiltes Flügel-Rumpf-Modell mit flachem Wurzelprofil verwendet, so konnte die Gleitzahl des optimierten Referenzmodells zwar nicht ganz erreicht werden ($L/D_{BSW}=21.1$ und $L/D_{FSW}=19.9$). Das liegt aber vor allem an dem für einen vorwärts gepfeilten Flügel nicht angepassten Flügel-Rumpf-Übergang. Betrachtet man indess die Leistung des Flügels separat, so sind die Werte für den FSW sogar besser als die des rückwärts gepfeilten Flügels ($L/D_{BSW}=26.0$ und $L/D_{FSW}=27.5$; Abb. 2).

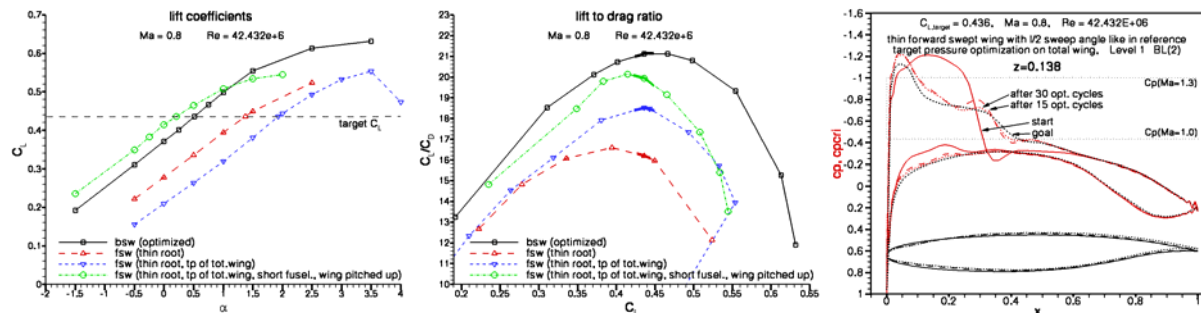


Abb. 2: Leistungen ausgewählter Modelle (mit Rumpf): schwarz – optimierter BSW und grün bester FSW; (c) Profildruckverteilung nach der Widerstandsminimierung für den FSW.

Dies wurde vor allem durch das Verschieben der Schockfront zur Hinterkante (Abb. 1; im Vergleich zu den Startkonfigurationen) und ein Abschwächen des Stoßes (Abb. 2(c)) mit Hilfe des inversen Designs sowie durch nahezu elliptische Zirkulationverteilungen mittels der Widerstandsminimierung erreicht.

Die Abb. 3 zeigt Druckverläufe vom optimierten BSW und von den besten FSW in drei Profilen. In weiteren Arbeiten sollte man zuerst einen Flügel-Rumpf-Übergang für vorwärts gepfeilte Flügel entwerfen.

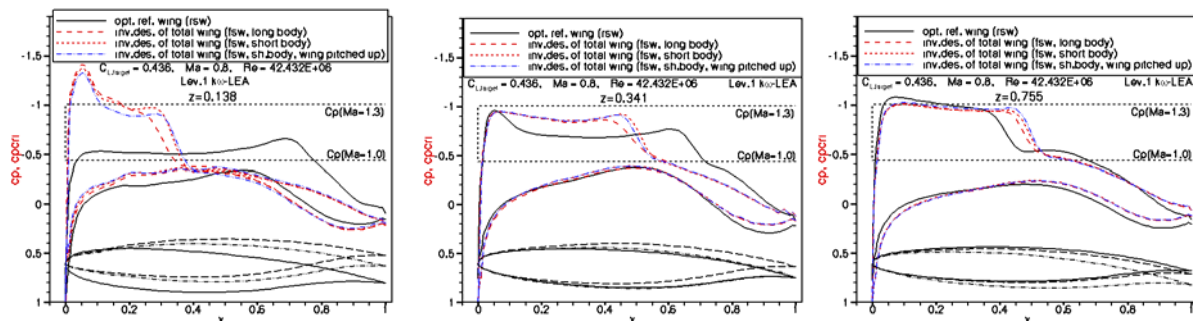


Abb. 3: Profildruckverteilungen in drei Schnitten: (a) nahe Wurzel; (b) am Kink; (c) im Außenbreich (bei 75%).

Literatur:

- [1] Fromann, O.: SynapsPointerPro V2.50. Synaps Ingenieur-Gesellschaft mbH, Bremen, 2002.
- [2] Takanashi, S.: An iterative Procedure for Three Dimensional Transonic Wing Design by an Integral Equation Method. AIAA Paper 84-2155, 1984.
- [3] Bartelheimer, W.: Ein Entwurfsverfahren für Tragflügel in transonischer Strömung. Dissertation- TU Braunschweig, DLR FB 96-30, 1996.
- [4] Kroll, N.; Radespiel, R. and Rossow, C.-C.: Accurate and efficient flow solves for 3D applications on structured meshes. VKI Lecture Series 1994-05 March 21st-25th, 1994.
- [5] DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology: FLOWer Installation and User Handbook. Release May 4th, 2000.

Datum: 11.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Ansprechpartner: Alexander Hirner, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart

Telefon: 0711/68563406 bzw. 63416

Telefax: 0711/68563438

e-mail: hirner@iag.uni-stuttgart.de
lutz@iag.uni-stuttgart.de
kraemer@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Steigerung des Vortriebswirkungsgrades durch Ausnutzung der Interferenzeffekte bei Luftschiffen mit Heckantrieb

Ausgangssituation:

Beim Betrieb eines Propellers im Bereich voluminöser Verdrängungskörper treten erhebliche Interferenzeffekte auf, die unter anderem zu signifikanten Fehlanströmungen am Propellerblatt führen können, wenn die Schräkungsverteilung nicht an das lokale Strömungsfeld angepaßt wird. Operiert der Propeller im viskosen Nachlauf eines Verdrängungskörpers, lassen sich die Interferenzeffekte bei einer abgestimmten Auslegung prinzipiell zu einer Steigerung des Vortriebswirkungsgrades nutzen.

Ziel:

Die positiven Interferenzeffekte sind im luftfahrttechnischen Bereich bei propellerbetriebenen Starrflügelkonfigurationen mit größeren Motorgondeln als auch insbesondere bei Luftschiffen und Stratosphärenplattformen mit Heckantrieb nutzbar. Die Minimierung des Leistungsbedarfs stellt bei autark operierenden Höhenplattformen ein essentielles Entwurfsziel dar und determiniert direkt die erforderliche Größe und damit die Kosten. Zielsetzung der vorliegenden Untersuchungen war die Optimierung von Propellern, die im Heck eines Verdrängungskörpers operieren, unter Berücksichtigung der viskosen Interferenzeffekte.

Lösungsweg:

Die viskose Umströmung des Verdrängungskörpers mit Heckantrieb wurde mit Hilfe eines RANS-Lösers berechnet während zur Auslegung des Propellers ein Entwurfsverfahren verwendet wurde, das iterativ an den RANS-Löser angekoppelt wurde. Zur Erfassung der grundlegenden Interferenzeffekte zwischen Verdrängungskörper und Heckpropeller im Horizontalflug wurde nur der reine Verdrängungskörper ohne Anbauten betrachtet. Hierdurch konnte der Einfluß des Heckpropellers mit Hilfe eines zeitlich gemittelten quasi-stationären Actuator Disc Ansatzes simuliert werden, wodurch die Rechenzeit erheblich reduziert wird.

Die RANS-Rechnungen wurden mit dem von der DLR entwickelten Löser FLOWer durchgeführt. Für die Erstellung der strukturierten Multi-Block Rechennetze kam der skriptfähige Gittergenerator IGG von Numeca zum Einsatz. Nach einmaliger Erstellung eines Gitterskripts war die automatisierte Gittergenerierung für beliebige Rotationskörper möglich. Bei den Rechnungen mit dem SST-Turbulenzmodell nach Menter wurde für die erste Zellschicht ein y^+ Wert von 1 entsprechend der Re-Zahl vorgesehen.

Die Actuator Disc zur Simulation des zeitlich gemittelten Propellereinflusses wird in FLOWer direkt als Schnittstelle zwischen zwei Blöcken definiert, so daß keine aufwendige Chimera-Technik notwendig ist. Die Actuator Disc kann dabei entweder mit einem Drucksprung oder mit einer beliebigen Kraftverteilung belegt werden, die beispielsweise mit einem separaten Propellercode ermittelt wurde. Hierzu wurde das Blattelementverfahren XROTOR von M. Drela verwendet, das den Entwurf von Propellern mit minimalen induzierten Verlusten nach Larrabee oder Goldstein ermöglicht.

Zur Erfassung der Interferenzeffekte zwischen Propeller und Rumpfumströmung ist eine iterative Vorgehensweise notwendig. Im Rahmen der durchgeführten Untersuchungen wurde das aus einer vorherigen RANS-Rechnung bestimmte viskose axiale Geschwindigkeitsfeld in der Propellerkreisscheibe als Anströmprofil für eine nachfolgende Auslegung eines Optimalpropellers in XROTOR verwendet und die daraus resultierende Kraftverteilung für eine neue FLOWer-Rechnung verwendet. Bei der Auslegung wurde der zur Kompensation des propellerinduzierten Zusatzwiderstands notwendige zusätzliche Propellerschub berücksichtigt. Die Bestimmung eines optimalen Propellerentwurfs erfolgte durch Parametervariation des Auftriebsbeiwerts am Propellerblatt und der Propellerdrehzahl.

Ergebnis:

Je stumpfer der Heckbereich eines Verdrängungskörpers, desto geringer ist das Geschwindigkeitsniveau im viskosen Nachlauf. Damit ist eine Erhöhung des Propellervortriebswirkungsgrades möglich. Gleichzeitig steigt jedoch der propellerinduzierte Zusatzwiderstand aufgrund eines stark erhöhten Druckwiderstands des Rumpfes. Zur Untersuchung des Einflusses der Heckkontur wurden zwei verschiedene Verdrängungskörper untersucht, zum einen die Kontur des Stuttgarter Modell-Luftschiffes „LOTTE“ mit eher spitzem Heckbereich und die Kontur „HUCHO“ mit stumpfem Heck (Abb. 1). Der Verlauf der axialen Geschwindigkeitsprofile in der Propellerebene ist in Abb. 2 für das Luftschiff „LOTTE“ dargestellt [1]. Für beide Konturen läßt sich der Antriebsbedarf durch gezielte Ausnutzung der Interferenzeffekte um ca. 13% senken, wobei der absolute Antriebsbedarf für die eher spitze Heckkontur aufgrund des wesentlich niedrigeren propellerinduzierten Zusatzwiderstands geringer ausfällt.

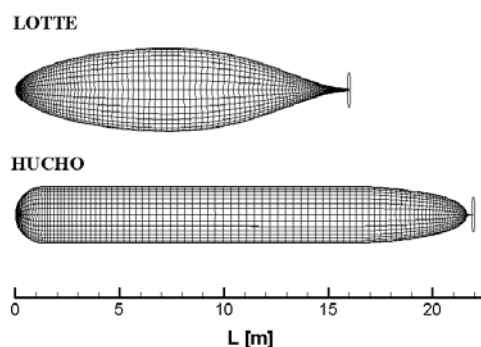


Abb. 1: Geometrie der Verdrängungskörper

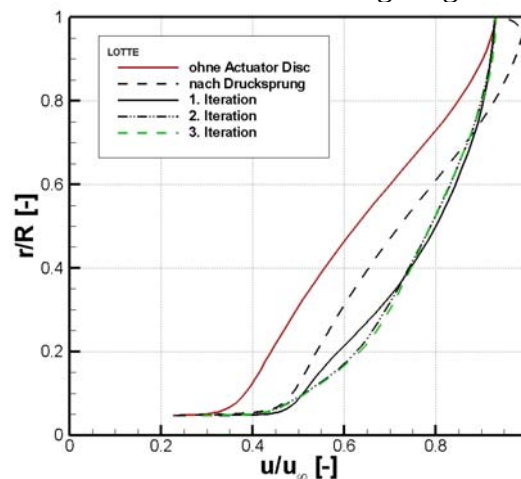


Abb. 2: Axiales Geschwindigkeitsfeld

Literatur: [1] A. Hirner, F. Dorn, Th. Lutz, E. Krämer: *Improvement of Propulsive Efficiency by Dedicated Stern Thruster Design*, 7th AIAA ATIO Conference, 18-20 September 2007, Belfast, Northern Ireland, AIAA 2007-7702.

weiteres Vorgehen:

Bei dem durchgeführten sequentiellen Vorgehen beim Entwurf der Nachlaufpropeller ergibt sich eine gewisse Abhängigkeit des endgültigen resultierenden Entwurfes, des Wirkungsgrads sowie der erforderlichen Antriebsleistung vom anfänglich vorgegebenen Geschwindigkeitsfeld und dem benötigten Propellerschub. Die Untersuchungen zeigen zwar eine signifikante Reduktion der erforderlichen Antriebsleistung für die unter Berücksichtigung der Interferenzeffekte entworfenen Propeller, der maximal erzielbare Gewinn wird mit diesen Entwürfen jedoch nicht notwendigerweise erreicht. Als nächster Schritt muß somit eine numerische Optimierung des Propellerdesigns hinsichtlich einer Minimierung des Antriebsbedarfs für eine gegebene Verdrängungskörperkontur erfolgen.

Datum: 12.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Hyperschall

Ansprechpartner:

Daniel Banuti

Institution:

DLR, AS-RF

Adresse:

Bunsenstr. 10
37073 Göttingen
weitere Partner:

Telefon: 0551-709-2403

Telefax: 0551-709-2800

e-mail : daniel.banuti@dlr.de

Thema:

Entwurf von Vorkörpermodifikationen und Einfluß auf das Drucknahfeld eines Hyperschalltransportflugzeuges

Ausgangssituation:

Durch den Einsatz von Hyperschallflugzeugen wäre es möglich, die Dauer von Flugreisen von Zentraleuropa nach Asien oder Australien von zur Zeit +20h auf wenige Stunden zu verkürzen. Bislang wurden kommerzielle Überschallflüge ausschließlich über Wasser durchgeführt, um Störungen durch den Überschallknall zu minimieren. Die dadurch erforderlichen Umwege zur Verbindung attraktiver Flugziele würden den durch die höhere Geschwindigkeit erreichbaren Zeitgewinn jedoch signifikant verringern.

Ziel:

Um das volle Potential von Hyperschalltransportflugzeugen ausschöpfen zu können, sind daher Maßnahmen zur Beeinflussung des Überschallknalls notwendig, um auch Überlandstrecken nutzen zu können. Hier soll dabei das Potential von lokalen Modifikationen am Vorkörper einer bereits bestehende Flugzeugkonfiguration untersucht werden. Insbesondere der Entwurf dieser Modifikationen sowie die numerische Untersuchung der Beeinflussung der Drucksignatur im Nahfeld des Flugzeuges sind dabei Gegenstand dieser Arbeit.

Lösungsweg:

Theoretische Studien [1] haben gezeigt, daß das Maximum der am Boden gemessenen Drucksignatur eines überschallschnellen Körpers reduziert werden kann, wenn der Körper verlängert und/oder abgestumpft wird. Wird der stumpfe Bereich auf etwa 10% der Flugzeuglänge ausgedehnt, kann der dadurch verursachte Widerstandszuwachs bei gleichzeitiger signifikanter Druckspitzenreduktion moderat gehalten werden [2]. Basierend auf diesen Ergebnissen werden z.Zt. zwei vielversprechende Kampagnen mit Flugversuchen bis $M=2,4$ durchgeführt [3,4]. Eine Windkanalstudie [5] für den hohen Überschall ($M=4,63$) identifiziert einen Körper linearen Querschnittszuwachses als einem stumpferen Körper sowie einem Konus überlegen.

Darauf basierend wurden eine Reihe von Vorkörpermodifikationen entworfen, die in ihrer Auslegung darauf hinzielen, durch verschiedene Mechanismen eine effektive Abstumpfung sowie eine Verlängerung des Flugzeuges zu erzielen.

Strömungen um diese Konfigurationen wurden mit dem im DLR TAU Code unter Nutzung eines reibungsfreien Modells mit Gleichgewichtsmodellierung berechnet. Die Flugbedingungen in $h=28651\text{m}$ sind $M=6$, $AoA\ 4^\circ$, $p=1.45\text{kPa}$, $T=226\text{K}$, $\rho=2.22\text{e-}2\text{kg/m}^3$.

Ergebnis:

Die Modifikationen der spitzen Referenzgeometrie (Bild 1a) orientieren sich an völlig unterschiedlichen Mechanismen. Ein gestufter Spike (Bild 1b) mit zur Flugzeuglängsachse paralleler Unterseite und Halbkugelspitze verlängert das Flugzeug physikalisch und stumpft es ab. Die Stufung soll die Verdrängungswirkung nach oben abstrahlen lassen [4]. Der Paraboloid folgt mit seiner Querschnittsverteilung experimentellen Ergebnissen [5] und sorgt wiederum für eine Verlängerung sowie eine abgeflachte Nase. Der Kiel in Bild 1c soll gemäß [6] für eine virtuelle Verlängerung sorgen, indem er eine Druckstörung erzeugt, die im Fernfeld nicht von einer physikalischen stumpfen Verlängerung zu unterscheiden sein soll.

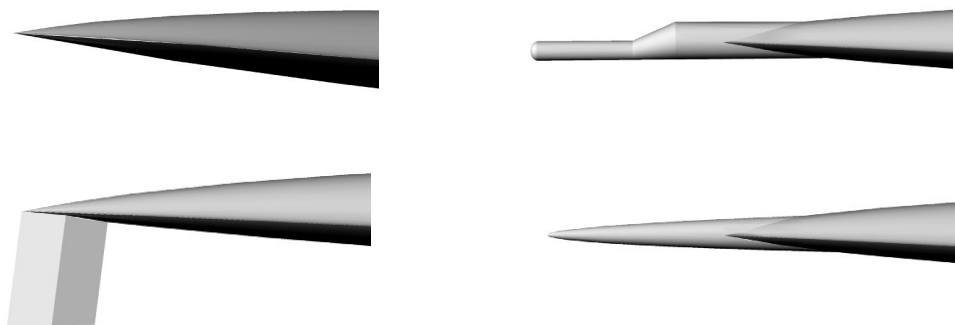


Bild 1: Referenzgeometrie und Vorkörpermodifikationen
(links oben beginnend im Uhrzeigersinn a),b),c),d))

Außerdem werden zwei Jetspikes unterschiedlichen Durchmessers untersucht, die aus der Spitze in Längsrichtung ausblasen. Dieses Verfahren ist erprobt zur Reduzierung von thermischen und mechanischen Lasten auf stumpfe Körper im Hyperschall und soll hier wiederum für eine virtuelle Verlängerung und Abflachung des Flugzeuges sorgen.

Literatur:

- [1] Seebass, R. and George, A.: Sonic-boom minimization, Journal of the Acoustic Society of America, 1972, 51, 686-694
- [2] Darden, C.: NASA TP 1348 Sonic boom minimization with nose bluntness relaxation, 1979
- [3] Haering, E. et. al: AIAA-2005-9 Airborne shaped sonic boom demonstration pressure measurements with computational fluid dynamics comparisons, 2005
- [4] Freund, D. et. al: AIAA-2007-1778 Quiet Spike Prototype Flight Test Results
- [5] Shrout, B. et. al: NASA TN D-6195 A wind tunnel investigation of sonic boom pressure distributions of bodies of revolution at $M=2.96$, 3.83 and 4.63, 1971
- [6] Marconi, F. et. al: Sonic Boom Allevation Using Keel Configurations, Journal of Aircraft, 2003, 40, 363-369

Weiteres Vorgehen:

Die hier gefundenen Nahfeldlösungen müssen nun mit einem geeigneten Verfahren hinsichtlich ihrer Ausbreitung durch die Atmosphäre und der Ausbildung der Drucksignatur am Boden untersucht werden. Anhand dieser Aussagen können dann die vielversprechendsten Entwürfe ausgewählt und einer gezielten Optimierung unterzogen werden.

Datum:

11.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Hyperschall**Ansprechpartner:** Tarik Barth Tel. 0531 295-2453 Tarik.Barth@dlr.de**Institution:** DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik**Adresse:** Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Telefax 0531 295-2320**weitere Partner:** Prof. Dr.-Ing. B. Weigand Universität Stuttgart, ITLR**Thema:** Gekoppelte thermodynamische Berechnungen zu *SHEFEX I***Ausgangssituation:**

Das „*SHarp Edge Flight Experiment I*“ des DLR wurde durchgeführt, um die Machbarkeit von Raumfahrzeugen mit einem facettierten Hitzenschutzsystem unter Beibehaltung oder Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften zu demonstrieren. Das Hitzenschutzsystem besteht aus einfachen, ebenen Paneelen mit scharfen Kanten und ohne Vorgaben in der System-Kompatibilität und Verlässlichkeit des Vehikels.

Ziel:

Diese Studie setzt sich mit dem thermodynamischen Verhalten von *SHEFEX I* während des Wiedereintrittsbereiches von 28 bis 19 km unter Anwendung einer multidisziplinären Simulation auseinander. Wesentliche Effekte wie der Einfluss des Sensorüberstandes werden analysiert, um die potentiellen Fehlerquellen der numerischen Modellierung und deren Einfluss auf die Ergebnisse aufzudecken. Dabei wird sich auf die Auswertung der gemessenen Wärmestromdichte bzw. auf deren Berechnung konzentriert. Um die numerischen Ergebnisse mit den experimentellen Messungen vergleichen zu können, werden die Simulationen mit dem Strömungslöser TAU und dem Strukturlöser ANSYS unter Einbindung einer losen Kopplungsumgebung durchgeführt.

Lösungsweg:

Zunächst wurde geprüft, inwieweit zweidimensionale Simulationen möglich sind, mit dem Ergebnis, dass das vordere Segment des Vehikels bei Schiebewinkeln kleiner 5° mittels einer zweidimensionalen Konfiguration nachgerechnet werden kann, was in dem ausgewählten Wiedereintrittsbereich (28 – 19 km) gegeben ist. Daraufaufgehend konnte das Thermalmodell unter Einbeziehung der unterschiedlichen Bestandteile (Hitzschutzschild bestehend aus C/C-SiC, Isolation, Aluminium-Trägerstruktur und Wärmeflussensor) erstellt werden. Bei den numerischen Berechnungen sind zwei verschiedene Positionen des Wärmeflussensors untersucht worden (siehe **Bild 1(a)**). Im ersten Fall wird von einem glatten Übergang zwischen TPS und der Außenfläche des Sensors ausgegangen. Im Gegensatz dazu wird im zweiten Fall ein Überstand des Sensors von 0.25 mm angenommen.

Ergebnisse:

In **Bild 1(b)** sind die experimentellen und numerischen Ergebnisse zur Wärmestromdicht für beide Sensor-Positionen dargestellt. Zunächst ist ersichtlich, dass die Messdaten ab dem Zeitpunkt $t = 444 \text{ s}$ fehlerhaft bzw. deren oberen Spitzen abgeschnitten sind und somit diese nicht mit der Numerik verglichen werden können. Der oszillierende Verlauf aller Kurven spiegelt die Änderung des Anstellwinkels während des Wiedereintritts wider. Aus dem Vergleich zwischen experimentellen und numerischen Daten geht hervor, dass die numerischen Ergebnisse qualitativ gut mit den experimentellen Messungen übereinstimmen. Ebenso wird ersichtlich, dass bereits ein sehr geringer Sensor-Überstand (0.25 mm) eine deutliche Erhöhung der Wärmestromdichte hervorruft. Demnach muss bei der Auswertung der Flugdaten der enorme Einfluss der Sensorposition beachtet werden.

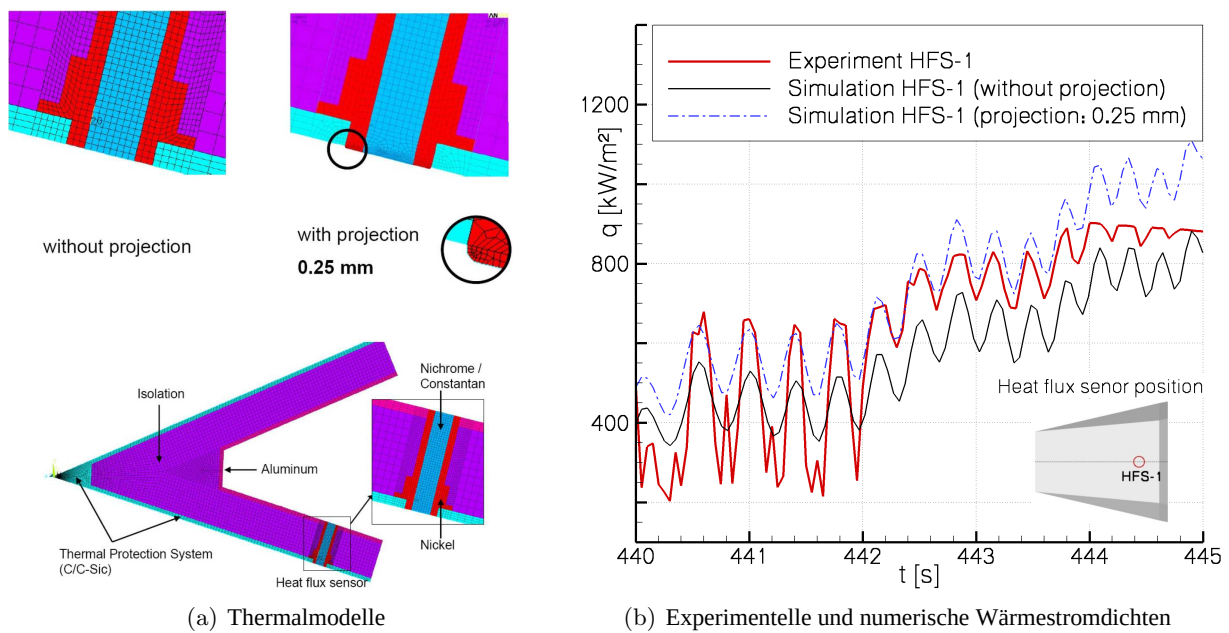


Bild 1: Verwendete Thermalmodelle und Vergleich der experimentellen und numerischen Daten.

Weiteres Vorgehen:

Die vollständige numerische Analyse von *SHEFEX I* unter Berücksichtigung der kompletten Wiedereintrittsbedingungen setzt die Anwendung einer dreidimensionalen Vollkonfiguration voraus, da unsymmetrische Anströmbedingungen (Anstell- und Schiebewinkel) während des Wiedereintritts vorlagen. Dabei ist der zu untersuchende Wiedereintrittsbereich zwischen 60 und 20 km definiert, was einer Flugzeit von ca. 23 Sekunden bei $Ma \approx 6$ entspricht. Der sich daraus ergebende Rechenaufwand (ca. 5 Monate auf einem Cluster unter Nutzung 8 Prozessoren) und die entstehende Datenmenge (ca. 1 Terabyte) stellen deutliche Anforderungen dar.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis:** Hyperschallaerothermodynamik**Ansprechpartner:** Javier Bartolomé Calvo¹**Institution:**¹DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik²ETSEIAT (Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial y Aeronáutica de Terrassa)**Adresse:**¹Lilienthalplatz 7
D-38108 Braunschweig**Telefon:** 0531-295-3312**Telefax:** 0531-295-2320**E-mail:** javier.bartolomecalvo@dlr.de²Departamento Mecánica de Fluidos
Violinista Vellsolà, 37
08222 Terrassa**weitere Partner:** Luis Virto²**Thema:**

Simulation of the Cooling Channels of a Regeneratively Cooled Rocket Engine

Ausgangssituation: Liquid rocket engines of heavy launchers are cooled in their throat regions by an array of channels where the combustible flows continuously direction combustion chamber, this is called regenerative cooling. This enables the wall to withstand the high temperatures during the engine run, and increases the temperature of the combustible at the inlet of the combustion chamber. Until the moment, the flow conditions, number of channels and maximal temperatures of the wall have been predicted empirically using the working point of the motor, Nusselt number correlations and the experience of the designer. To reduce the uncertainties and have additional information, the behaviour of the flow and the structure is to be predicted using CFD/CSD codes and is going to be validated with a experiment which will be carried out within the Integrated Design of Hot Structures+ (IMENS+) DLR project.

Ziel: The purpose is to prepare the computational tools to simulate the physics of the problem. The fluids in the available and future experiments are supercritical nitrogen and water due to the complexity and high risks of making the experiments with hydrogen, the actual combustible.

Lösungsweg: To accurately simulate the flow in the cooling channels two points have to be taken into account. Firstly, the walls of the channel are aerodynamically rough, this causes the pressure gradients to be higher, the velocity profiles sharper and enhances the heat transfer. Secondly, the gas is in a supercritical state, the temperature and the pressure are higher than the critical pressure and temperature. Thus, no distinction between liquid and gas exists and the changes in the thermodynamical properties are maximal as the critical temperature and pressure are approached. To account for the surface roughness, changes in the turbulence models, for the one-equation Spalart-Allmaras as well as for the two-equation k- ω model have been implemented and validated recently in the DLR-Tau code. Non-dimensional velocity profiles of pipe flow compared with the Nikuradse experiments for different roughness levels are shown in Fig. 1a. The models show a good agreement with the available experimental data. Additionally, an extension to the models to predict accurately the heat transfer has been successfully tested for different Prandtl numbers and is now being calibrated in the flow solver. The calibration of the models takes as its reference different experimental studies available in the literature, such as the one of Dipprey and Sabersky, Owen and Thomson and Kays and Crawford.

The thermophysical properties of the gases are calculated using a program which is also being developed, generic cubic state equations, such as the Peng-Robinson equation, and fluid specific, such as the International Association of Properties of Water and Steam for water, see Fig. 1b, and the Span-Wagner multiparameter equation for nitrogen, are implemented and compared to the data available in the National Institute of Standard and Technology (NIST). The necessary thermophysical properties are calculated and given as a table to the flow solver.

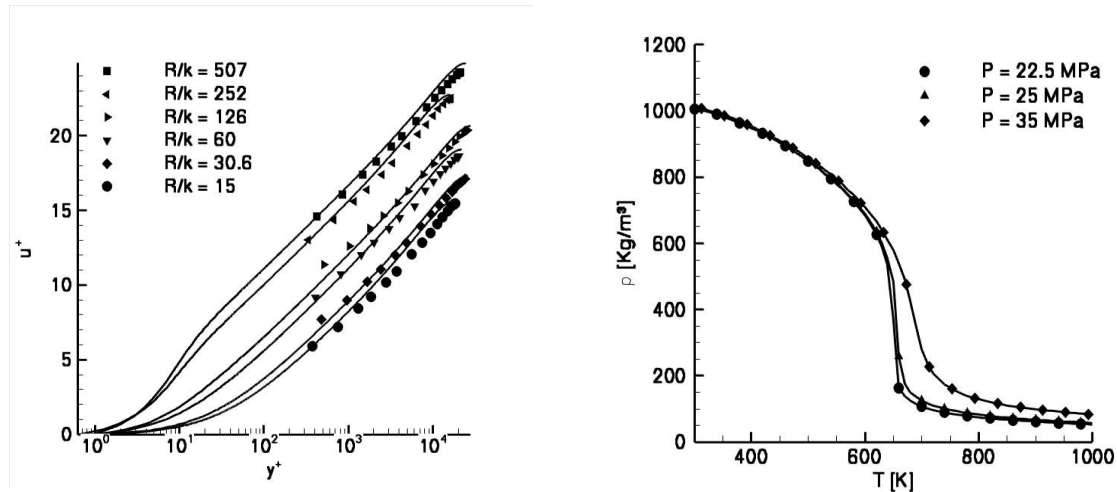


Fig.1 – a) Non-dimensional velocity profiles as a function of the non-dimensionall wall coordinate y^+ for different roughness levels, R is th pipe radius and k the mean roughness height. b) The density of water as a function of the temperature and the pressure compared to the data of the NIST.

weiteres Vorgehen: Once the heat transfer predictions for rough surface are validated, the flow in a cooling channel can be simulated using the DLR-Tau code. Then, the conduction through the structure is going to be modelled using the commercial software package Ansys and coupled to the flow solution using a coupling environment developed within the IMENS+ project. The results take then into account the heat conduction across the wall between the warm and cold regions of the wall. Then, different parameters of the system and physical phenomena are going to be invesitigated and the parameters variated to see their influence, such as the mass flux of the channel, the roughness levels, the heat loads, the radiation between the channel surfaces, and the variation in the thermophysical properties.

Literatur:

- [1] Bartz, D.R, *A Simple Equation for Rapid Estimation of Rocket Nozzle Convective Heat Transfer Coefficients*, Jet Propulsion, Vol.27, January 1957.
- [2] Naraghi, M.H., Dunn, S., Coats, D., *A Model for Design and Analysis of Regeneratively Cooled Rocket Engines*, AIAA-2004-3852, Joint Propulsion Conference, 2004.

Mitteilung

Fachgruppe: Hyperschall

Ansprechpartner: Robert Dittrich
José Longo

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik (AS-RF)

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: +49 531 295-3361
Telefax: +49 531 295-2914
e-mail: robert.dittrich@dlr.de

Weitere Partner: Prof. Grundmann, TU Dresden, Institut für Luft- und Raumfahrttechnik

Thema: Multidisziplinärer Vorentwurf einer Mach 6-Hyperschalltransport-Konfiguration mit Hilfe eines Optimierungsverfahren

Ausgangssituation:

Im Rahmen des europäischen Projekts ATLLAS ist die Untersuchung einer Hyperschall Konfiguration mit einer Reisemachzahl von 6 vorgesehen. Die Erfahrungen früherer Arbeiten an Hyperschallvehikeln zeigen die engen Verknüpfungen verschiedener Teildisziplinen, die bereits in einem Vorentwurfsverfahren die gekoppelte Betrachtung dieser Disziplinen erfordern.

Ziel:

Zunächst gilt es eine geeignete Referenzkonfiguration zu definieren, welche sämtliche Anforderungen und Randbedingungen der Teildisziplinen erfüllt. Darauf basierend ist es das Ziel des Optimierens durch Variation vorgegebener Parameter, diejenige Konfiguration zu finden, die für eine bestimmte Zielfunktion ein Minimum bzw. Maximum aufweist.

Lösungsweg:

Ausgehend von den im ATLLAS Projekt definierten Anforderungen, wie Nutzlast, Reiseflugmachzahl und Reichweite wurde eine Referenzkonfiguration definiert, in die grundsätzliche Information des NASA HYCAT Programms eingeflossen sind, welches sich in den 70er Jahren mit Hyperschalltransportvehikeln beschäftigt hat.

Das Hauptaugenmerk bei der Untersuchung der Referenzkonfiguration liegt zunächst in der Betrachtung des aerodynamischen Verhaltens, der Trimmbarkeit und Integrierung einer Treibwerkseinheit in drei Flugpunkten - Reiseflug, Transschall und Landung.

Zur Reduzierung der Rechenzeit werden zur Berechnung des Strömungsfeldes die Eulergleichungen mittels DLR TAU-Code gelöst.

Ein eigens entwickeltes Programm mit integrierter Geometrieerzeugung sowie Massen-, Reibungswiderstands- und Trimmbarkeitsanalyse bietet die Möglichkeit der automatisierten unstrukturierten Netzgenerierung mit CENTAUR und anschließender Strömungslösung durch den DLR TAU-Code. Einerseits können so Auswirkungen globaler Geometrieänderungen und andererseits durch Verwendung eines modularen Netzaufbaus lokale Geometrieänderungen, wie z.B. Höhenruderausschläge mit reduziertem Zeitaufwand analysiert werden.

Ergebnis:

Bisher wurden aerodynamischen Beiwerte sowie das Trimmverhalten der Referenzkonfiguration ohne Triebwerkseinheit in den drei Flugpunkten bei verschiedenen Anstellwinkeln bestimmt sowie Rechnungen mit Triebwerkssimulation durchgeführt.

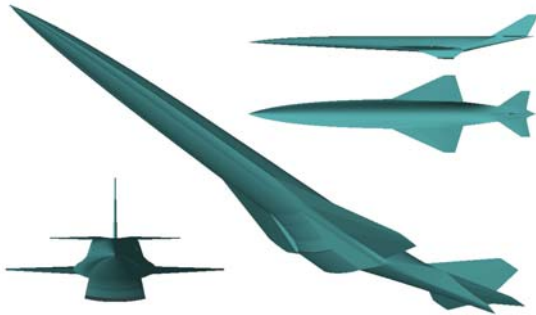


Abb. 1: Geometrie der Referenzkonfiguration

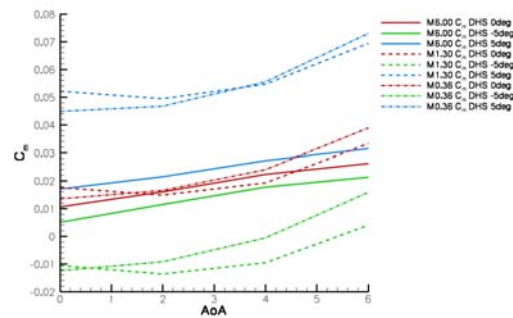


Abb. 2: Einfluss des Höhenruderausschlags auf C_m (ohne Triebwerk)

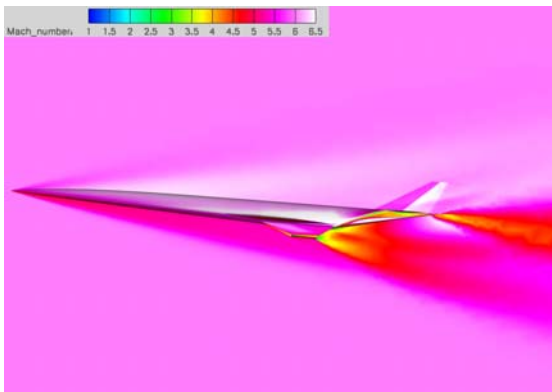


Abb. 3: Machzahlverteilung bei $M = 6$ ($AoA = 4.4^\circ$)

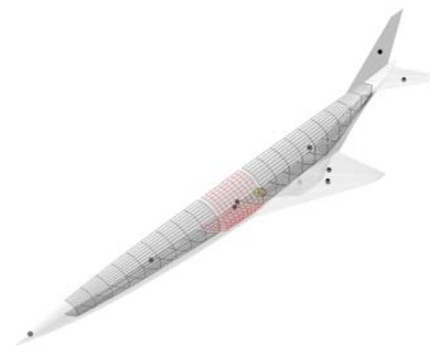


Abb. 4: Massenmodell

Weiteres Vorgehen:

Neben der weiteren Analyse der Referenzkonfiguration wird kontinuierlich an der Erweiterung des multidisziplinären Optimierungstools gearbeitet, um in Zukunft Aussagen über thermische und strukturelle Aspekte treffen zu können.

Literatur:

- [1] R.E. Morris, G.D. Brewer: *Hypersonic Cruise Aircraft Propulsion Integration Study Volume I/II*, NASA Contractor Report CR-158926-1, 1979
- [2] J.C. Ellison: *Investigation of the Aerodynamic Characteristics of a Hypersonic Transport Model at Mach Numbers to 6*, NASA Technical Note D-6191, 1971

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: C. Edelmann, M. Kloker, U. Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-63422

Telefax: (0711) 685-63438

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

weitere Partner: Aerodynamics and Flight Mechanics Research Group, University of Southampton

Thema: Numerical investigation of wall temperature effects on laminar shock/boundary layer interactions

Ausgangssituation:

Stoß-Grenzschicht-Interaktionen sind in vielen Über- und Hyperschallanwendungen von großer Bedeutung. Sie führen oft zu Grenzschichtablösung, Widerstandsanstieg und, vor allem im Hyperschallbereich, zu einer erhöhten Wärmebelastung der Oberfläche.

In einer Studie an der Universität Southampton zur Untersuchung der Stabilität einer laminaren Stoß-Grenzschicht-Interaktion mit starker Ablösung [4] wurden u.a. die grundlegenden Charakteristiken der abgelösten Strömung (z.B. die Länge der Ablöseblase) untersucht und wie diese sich mit Veränderung der Stoßstärke und der Machzahl ändern. Allerdings wurden dabei nur adiabate Wände betrachtet, weshalb in der hier vorgestellten Studie der Wandtemperatureinfluss genauer betrachtet werden soll.

Ziel:

Die Effekte der Variation der Parameter

- Anströmmachzahl
- Stoßstärke
- Wandtemperatur

auf die laminare, zweidimensionale Stoß-Grenzschicht-Interaktion sollen untersucht werden.

Lösungsweg:

Zur Simulation der Stoß-Grenzschicht-Interaktion werden die vollständigen, instationären und kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen gelöst. Ein explizites Runge-Kutta-Verfahren dritter Ordnung realisiert die Zeitdiskretisierung, während für die Raumdiskretisierung ein zentrales Differenzenverfahren vierter Ordnung angewandt wird.

Am Einströmrand werden die Temperatur- und Geschwindigkeitsprofile vorgegeben; am Ausströmrand wird, um Reflexionen zu vermeiden, eine nichtreflektierende Charakteristiken-Randbedingung benutzt. Der Stoß wird am oberen Rand durch die Vorgabe der exakten Rankine-Hugoniot Stoßbedingungen eingeleitet. Damit dies möglich ist und außerdem keine Reflexion von Wellen auftritt, wird hier eine integrale Formulierung der nichtreflektierenden Charakteristiken-Randbedingung benutzt. Die Wand ist impermeabel und es gilt die Haftbedingung.

Simulationen mit drei verschiedenen Machzahlen (2; 4,5; 6,85), zwei unterschiedlichen Wandtemperaturen (kalte Wand: $T_w = T_\infty$; heiße Wand: $T_w = T_{rec}$) und mehreren Stoßstärken wurden durchgeführt. Die Resultate für die Länge der Ablöseblase wurden mit Korrelationsgesetzen von Bleilebens & Olivier[1], Katzer[2] und Krishnan[3] verglichen.

Ergebnis:

Eine Erhöhung der Machzahl führte zu einer kleineren, symmetrischeren Ablöseblase, einem größeren Längenverhältnis h_b / l_b und einer Verschiebung stromauf. Ein stärkerer Stoß führte zu einer längeren, asymmetrischeren Ablöseblase, ohne dass diese ihre Position verändert, während sich für Wandkühlung eine kürzere, asymmetrischeren Ablöseblase und eine Verschiebung stromab ergab. (Den Temperatureinfluss auf die Länge der Ablöseblase illustriert Abb. 1)

Mit der Korrelation für die Länge der Ablöseblase nach Bleilebens & Olivier konnten keine Übereinstimmungen gefunden werden, während für Katzers und Krishnans Korrelation gute Ergebnisse zumindest bei Mach 2 und für schwache Stöße bei Mach 4,5 sowie für schwache Stöße bei Mach 6,85 mit heißer Wand erzielt werden konnten. Katzers Korrelation ist allgemein etwas besser, wobei allerdings Krishnans Gesetz die starken Stöße bei Mach 6,85 mit heißer Wand besser voraussagt. Im Gegensatz zu den anderen Fällen zeigen diejenigen bei Mach 6,85 mit kalter Wand große Abweichungen. Ein neues Korrelationsgesetz, welches diesen Wandtemperatureinfluss besser abbildet, konnte allerdings nicht gefunden werden.

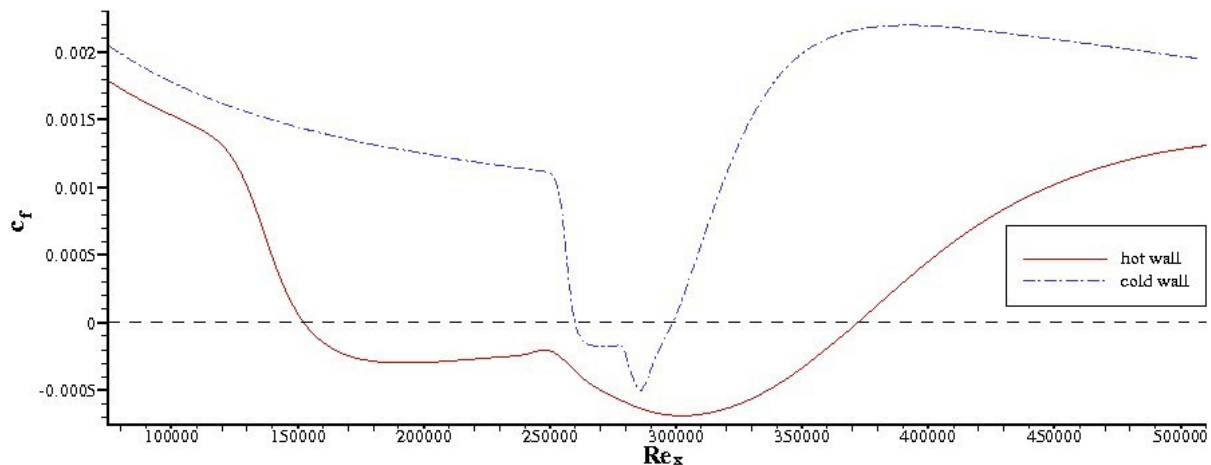


Abbildung 1: c_f Verteilung für Mach 6,85 - 12° Stoßwinkel.

Literatur:

- [1] M. Bleilebens, H. Olivier. On the influence of elevated surface temperature on hypersonic shock wave/boundary layer interaction at a heated ramp model. *Shock Waves*, 15(5):301-312, 2006.
- [2] E. Katzer. On the lengthscales of laminar shock/boundary-layer interaction. *Journal of Fluid Mechanics*, 206:477-496, 1989.
- [3] L. Krishnan, Y. Yao, N. D. Sandham, G. T. Roberts. On the Response of Shock-Induced Separation Bubble to Small Amplitude Disturbances. *Modern Physics Letters B*, 19(28-29):1495-1498, 2005.
- [4] Y. Yao, L. Krishnan, N. D. Sandham, G. T. Roberts: The effect of Mach number on unstable disturbances in shock/boundary-layer interactions, *Physics of Fluids* 19,054104, 2007.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Th. Eggers

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig

Telefon: 05 31 295 2436

Telefax: 05 31 295 2320

e-mail: Thino.Eggers@dlr.de

Weitere Partner:

Dr.-Ing. M. Gräßlin, Institut für Raumfahrtssysteme, Universität Stuttgart

Thema:

Design of hypersonic vehicles based on direct coupling of aerodynamics and flight mechanics.

Ausgangssituation:

Due to the significant technical progress in computer technology and computational fluid mechanics increasingly strategies for the direct interdisciplinary coupling between fluid mechanics and structure mechanics or aerodynamics and flight mechanics are developed.

Within the design process of hypersonic aircraft a direct coupling between fluid mechanics and flight mechanics enables an immediate analysis of a projected vehicle. For hypersonic vehicles this is of special interest, because their layout currently requires complex aerodynamic datasets which depend on Mach number, Angles of Attack and Yaw as well as on control surface deflections. Additionally, usually the complete trajectory from hypersonic cruise flight / re-entry until subsonic landing has to be covered.

Ziel:

Currently, the direct coupling of CFD and flight mechanics is still much too time-consuming to consider the free motion of a vehicle along a complete trajectory. Therefore, it is the goal to develop a modular coupling procedure between the DLR surface inclination method and a trajectory program, which in a later step also allows the use of the DLR Euler- and Navier-Stokes code TAU. A similar approach is followed in the project IMPULSE, but the focus is a significant improvement of the numerical procedure, not the layout of trajectories or vehicles. Here, first parameter studies consider simple cases with 3DOF without and with control surface as well as 6DOF cases without control to prove the practicability. The first application of the procedure is the definition of the M=8 HIFIRE 7 sounding rocket experiment of the University of Queensland (UQ) and the Defence Science and Technology Organisation (DSTO). In a further step it is intended to apply the procedure during the postprocessing of the SHEFEX I flight and the definition of the DLR experiment SHEFEX II. Further applications are the definition and optimization of earth re-entry missions.

Lösungsweg:

The coupling procedure is defined based on the DLR surface inclination method SOSE [1] and the trajectory optimization code REENT [2] of the University Stuttgart. The modular layout allows the consideration of complete arbitrarily staged missions without and with propulsion as long as the applied aerodynamic code enables the consideration of the projected vehicle. Currently, the code is well suited for the definition of staged sounding rocket experiments. In future applications more sophisticated fluid mechanic methods may be easily introduced. Then the procedure is no longer restricted to $M > 2.5$. During the simulations propulsion systems may be considered applying a

bookkeeping procedure and within 6DOF calculations e.g. also the time dependent change of the inertial tensor due to fuel consumption is taken into account. The skin friction drag is introduced based on laminar and turbulent flat plate methods.

Ergebnis:

As pointed out above the first application is the HIFiRE 7 flight experiment. It is a sounding rocket re-entry experiment to measure the thrust of two UQ scramjet engines during the re-entry of a hypersonic sounding rocket trajectory by application of a pulsed fuel injection and measurements of the changes in acceleration. The simple uncontrolled re-entry experiment requires an axially symmetric fairing in the engine region and a flare or fins in the aft part of the vehicle to provide sufficient static margin. Extensive parameter studies of the static and dynamic behaviour of the vehicle indicate the feasibility of the projected mission. The simulations include the effect of engine forces and as well as skin friction. With the chosen Terrier-Oriole rocket combination the requested Mach number of $M=8$ at $q=50$ kPa may be obtained nearly independent of the vehicle mass (**Fig. 1**). A study to assess the influence of the spin rate on the dynamic stability points out, that it has to be sufficiently small in case that the static margin can't be increased (**Fig.2**).

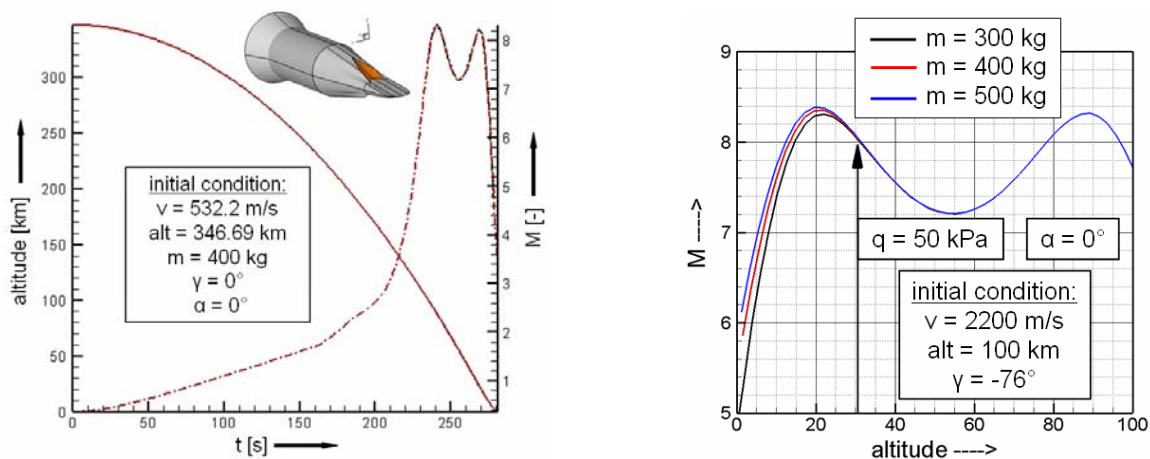


Fig. 1: 3 DOF simulations to assess the influence of vehicle mass on the feasibility of the mission

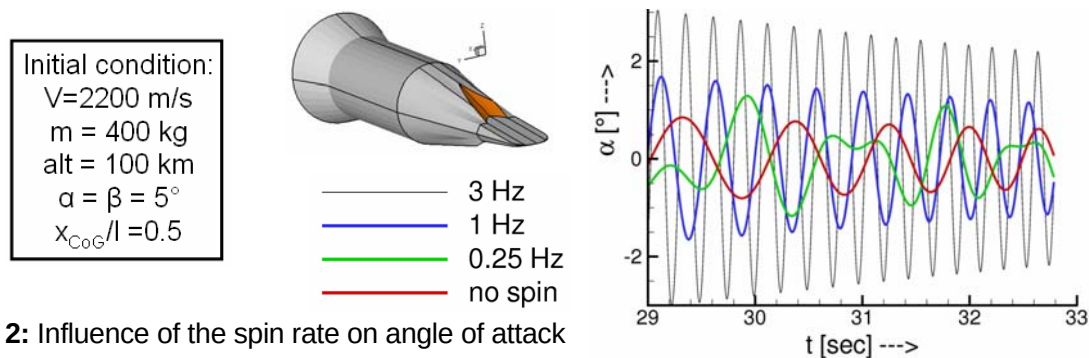


Fig. 2: Influence of the spin rate on angle of attack

Literatur:

- [1] Streit, Th.; Martin, S.; Eggers, Th.: Approximate Heat Transfer Methods for Hypersonic Flow in Comparison with Results Provided by Numerical Navier-Stokes Solution, DLR-FB 94-36 (1994).
- [2] J. Burkhardt: REENT6D - Simulationsprogramm für Wiedereintrittsmissionen, Institutsbericht IRS-93-IB 1, Universität Stuttgart, Institut für Raumfahrtssysteme, 1993.

Weiteres Vorgehen:

Introduction of control strategies based on thrusters or control surfaces and extension to the subsonic flight regime.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: M. Estorf

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2975

Telefax: 0531/391-5952

Email: m.estorf@tu-bs.de

Thema: Optische Wärmeübergangsmessungen an teiltransparenten Materialien

Ausgangssituation: Für instationäre Wärmeübergangsmessungen in aerothermodynamischen Kurzzeitversuchen mittels Infrarotmesstechnik werden häufig Kunststoffmodelle verwendet, da die geringe Wärmeleitfähigkeit dieser Materialien für ein gutes Signal-zu-Rauschverhältnis sorgt. Die für die Isolationseigenschaften verantwortliche amorphe Materialstruktur und die geringe Elektronenbeweglichkeit in diesen Materialien hat aber zugleich auch eine geringe optische Absorptionsfähigkeit zur Folge. Aus einem thermischen Ungleichgewicht des Testkörpers über die optische Eindringtiefe der Strahlung ergibt sich somit, dass die extern zu messende Strahldichte kein der Oberflächentemperatur äquivalentes Maß ist, sondern nur eine integrale Information über die Temperatur wandnaher Schichten beinhaltet. In Bild 1 ist die Situation des Strahlungsaustrittes aus einem halbtransparenten Material bei thermischer Schichtung in z -Richtung skizziert. Zur erwärmten Oberfläche hin nimmt die Strahldichte der den Körper verlassenden Strahlung zu. Aus der Strahlungsbilanz lässt sich bei vernachlässigter Streuung folgende Formel für die an die Oberfläche gelangende spektrale Strahldichte $L_\lambda(z=0, \vartheta)$ herleiten

$$L_\lambda(z=0, \vartheta) = \int_0^\infty e^{-\frac{\kappa z}{\cos \vartheta}} \kappa L_\lambda^{(s)}(T(z)) \frac{dz}{\cos \vartheta} \quad . \quad (1)$$

Dabei ist κ die Absorptionskonstante und $L_\lambda^{(s)}(T(z))$ ist die Strahldichte eines schwarzen Strahlers bei der Temperatur $T(z)$ und der Wellenlänge λ . Die die Oberfläche erreichende Strahlung ergibt sich also als Integral der im Inneren emittierten Strahlung über die Körpertiefe, wobei die aus jeder Schicht z an die Oberfläche gelangende Strahlung um den Faktor $e^{-\kappa z / \cos \vartheta}$ geschwächt wird. Beim Austritt aus der Oberfläche wird die Strahldichte noch durch den Emissionsgrad vermindert, der sich hier einfach aus der Tatsache erklärt, dass ein Teil der Strahlung von der Oberfläche zurück in den Körper reflektiert wird. Somit ergeben sich in bekannter Weise der Reflexionsgrad und der Emissionsgrad komplementär zu 1.

Ziel: Mit Hilfe einer analytischen Lösung der eindimensionalen, linearen Wärmeleitungsgleichung soll ein Verfahren zur Bestimmung instationärer Wärmestromdichten bereitgestellt werden, das die Berücksichtigung der tiefengewichteten Strahlungsinformation erlaubt.

Lösungsweg: Wir nehmen zum Zeitpunkt ($t=0$) eine konstante Anfangstemperatur ($T_0=0$) des Testkörpers an, und setzen eine gegenüber der Eindringtiefe der Wärme große Körpertiefe sowie lineare Wärmeleitung voraus. Aufgrund eines zeitabhängigen Wärmestromes an der Oberfläche $\dot{q}(z=0; t)$ ergibt sich dann folgende Temperatur in Abhängigkeit von der Körpertiefe und der Zeit

$$T(z, t) = \frac{1}{\rho c \sqrt{a\pi}} \int_0^t \dot{q}|_{z=0}(\tau) \frac{e^{-\frac{z^2}{4a(t-\tau)}}}{\sqrt{t-\tau}} \cdot d\tau \quad . \quad (2)$$

Darin ist ρ die Materialdichte, c die Wärmekapazität und a die Temperaturleitfähigkeit des Versuchsmaterials. Die in Gl. (1) verwendete Strahldichte ist mit der Temperatur über die Kalibrierkurve der Kamera verknüpft. Linearisiert man nun die Kalibrierung in der Umgebung der Oberflächentemperatur, so ergibt

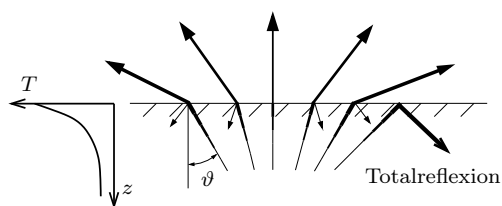


Abbildung 1:

Strahlungsaustritt aus der erwärmten Oberfläche eines teiltransparenten Körpers bei vernachlässigter Streuung

sich durch Einsetzen von Gl. (2) in eine modifizierte Form von Gl. (1) nach diversen Umformungen und einer den Messdaten angepassten Diskretisierung (siehe [1]) folgender Ausdruck für die scheinbare (kalibrierte) Oberflächentemperatur in Abhängigkeit von dem Oberflächenwärmestrom.

$$T_{(t_n)} = \frac{2}{\rho c \sqrt{a\pi}} \sum_{k=0}^{n-1} \dot{q}_{(t_k)} \left(\sqrt{t_n - t_k} - \sqrt{t_n - t_{k+1}} \right) - \frac{\rho c}{\varkappa a} \sum_{k=0}^{n-1} \dot{q}_{(t_k)} \left[e^{\varkappa^2 a(t_n - t_{k+1})} \operatorname{erfc} \left(\varkappa \sqrt{a(t_n - t_{k+1})} \right) - e^{\varkappa^2 a(t_n - t_k)} \operatorname{erfc} \left(\varkappa \sqrt{a(t_n - t_k)} \right) \right]$$

Für den nicht transparenten Körper ($\varkappa \rightarrow \infty$) verschwindet die zweite Zeile. Für Messungen an teiltransparenten Körper kann der stets negative Term der zweiten Zeile als Messfehler bei der Bestimmung der Oberflächentemperatur verstanden werden. Die inverse Bestimmung der Wärmestromdichte aus den gemessenen Temperaturdaten kann mit dem in [2] beschriebenen iterativen Verfahren erfolgen.

Ergebnis: Die in Abbildung 2 gezeigte Hyperboloid/Flare-Geometrie ist im Hyperschallwindkanal HLB bei $Ma = 5,9$ hinsichtlich der auftretenden Oberflächenwärmestromdichte ausführlich vermessen worden. Es wurden Messungen an einem Dünnfilmmodell und Infrarotmessungen an einem zunächst unlackierten Modell aus schwarzem Plexiglas (*Röhm GS 811*) durchgeführt. Später wurde das Modell mit dem Lack *Nextel Velvet Coating 811-21* beschichtet und die Infrarotmessungen wurden wiederholt. Die am lackierten Modell bestimmten Wärmestromdichten stimmten sehr gut mit den Messwerten am Dünnfilmmodell überein (hier nicht gezeigt). Die Berücksichtigung der geringen Transparenz des Lackes hatte dabei einen Einfluss von etwa 4% auf die berechneten Wärmestromdichten. Die Ergebnisse der Auswertungen der Infrarotmessungen am unlackierten Modell mit und ohne Berücksichtigung der Transparenz sind in Abbildung 3 gezeigt. Bei Berechnung der Wärmestromdichte aus den Infrarotdaten ohne Berücksichtigung der Transparenz ergeben sich zu geringe Werte, die um etwa 75% unter den als hinreichend abgesichert geltenden Dünnfilmmesswerten liegen. Berücksichtigt man hingegen die Transparenz mit den oben angegebenen Termen, so fällt das berechnete Ergebnis um 30-50% zu hoch aus. Bei einer kritischen Überprüfung aller zur Herleitung dieser Terme getroffenen Annahmen muss insbesondere die Zulässigkeit der Vernachlässigung der Streuung in Frage gestellt werden. Die Pigmentierung des schwarz gefärbten Plexiglasses lässt Streuungseffekte vermuten, die mit dem nach Abbildung 1 vergleichsweise hohen Energiegehalt der totalreflektierten Strahlung zu einer deutlichen Erhöhung des Strahlungsflusses in Richtung der Körperoberfläche führen könnten. Darin liegt nach derzeitiger Vermutung der Grund für die Überschätzung der Wärmestromdichte mit der obigen Gleichung. Eine Wiederholung der Messungen an einem Modell aus nicht streuendem, klarem Plexiglas ist geplant.

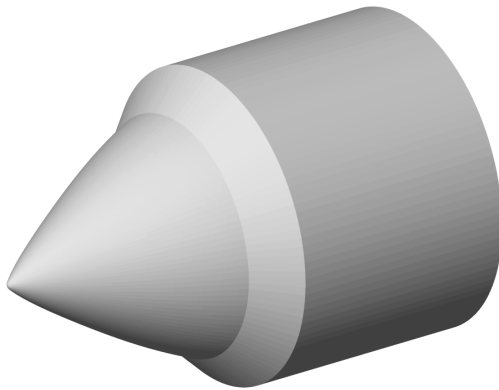


Abbildung 2: Hyperboloid/Flare-Geometrie

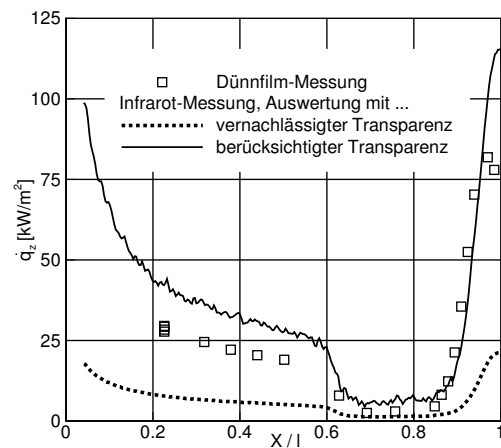


Abbildung 3: Ausgewertete Wärmestromdichten

- [1] M. Estorf: *Ortsaufgelöste Bestimmung stationärer Wärmestromdichten in der Aerothermodynamik*, bei der Fakultät für Maschinenbau der TU Braunschweig eingereichte Dissertation, 2007.
- [2] M. Estorf: *Image based heating rate calculation from thermographic data considering lateral heat conduction*, Int. J. of Heat and Mass Transfer, Band 49, 2006, S. 2545–2556.

Datum: 16.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: M. Estorf, R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2975

Telefax: 0531/391-5952

Email: m.estorf@tu-bs.de

Weitere Partner: S. Schneider (Purdue University, USA)

Thema: Oberflächendruck-Messungen der zweiten Instabilitätsmode in Hyperschallgrenzschichten

Ausgangssituation: Eine der größten Unsicherheiten beim aerothermodynamischen Entwurf liegt in der ungenauen Kenntnis der Transitionslage. Die Transition wird meist durch das Wachstum und letztlich den Zusammenbruch kleiner Störungen herbeigeführt. Aus der Literatur sind verschiedene Störmoden bekannt. Sie wurden in einer Vielzahl von Arbeiten theoretisch behandelt [1], und durch unterschiedliche Messmethoden detektiert. Trotzdem ist die zuverlässige Vorhersage der Transitionslage in hypersonischer Strömung noch immer ein ungelöstes Problem [2]. Insbesondere ist es schwierig, experimentelle Daten unter wohlbekannten Bedingungen zu gewinnen um damit Vorhersagemethoden zu validieren. Unter der Vielzahl von Parametern, die die Transition in Windkanalversuchen beeinflussen, ist der offensichtlichste der akustische Störpegel der von den turbulenten Düsengrenzschichten herrührt [3]. Deshalb ist der Vergleich von Messungen der Instabilitäten in *leiser* und *lauter* Hyperschallströmung von besonderem Interesse. Die dominante Störmode in 2-dimensionaler hypersonischer Strömung ist die zweite Mode [4]. Messungen dieser Mode wurden in der Vergangenheit oft mit Hitzdrähten durchgeführt ([2] und darin zitierte Literatur). Solche Messungen sind wegen der begrenzten mechanischen Belastbarkeit von Hitzdrähten mit geeignetem Frequenzantwortverhalten sehr schwierig, und erlauben wegen der Stromabwirkung der Drathalterung keine in Strömungsrichtung gestaffelten Messpositionen. Daher sind alternative Messmethoden für diese Anwendung von großem Interesse.

Ziel: Als alternative Methode zur Messung der Fluktuationen in transitionellen Hyperschallgrenzschichten hat Fujii [5] kürzlich die besondere Eignung spezieller piezokapazitiver Drucksensoren aufgezeigt. Die Eignung solcher Sensoren für die Bestimmung von Anfachungsraten der zweiten Instabilitätsmode in leiser Hyperschallströmung soll untersucht werden.

Lösungsweg: In Kooperation mit der Forschergruppe um S. Schneider an der Purdue University, die einen leisen Mach-6 Hyperschallwindkanal betreibt, wurden Messungen mit dieser Druckmesstechnik in lauter und leiser Hyperschallströmung durchgeführt [6]. Dafür wurde ein spitzer 7° -Kegel an drei in Strömungsrichtung gestaffelten Messpositionen mit den entsprechenden Drucksensoren vom Typ PCB 482A22 instrumentiert. Die Sensoren haben laut Herstellerspezifikation eine Eigenfrequenz über 1 MHz bei kalibrierten Empfindlichkeiten um $2,4 \text{ mV/mbar}$. Die ebenen Sensoroberflächen mit $3,2 \text{ mm}$ Durchmesser wurden bündig mit der Kegeloberfläche montiert. Die Datenerfassung erfolgte mit einem Speicheroszilloskop bei einer Aufnahme rate von 4 MHz.

Ergebnis: Abbildung 1 zeigt über eine Zeitspanne von 0,4 s gemittelte Druckspektren in drei hintereinander liegenden Messpositionen. Der Kanal wurde für diesen Versuch im leisen Betriebsmodus d.h. mit durch Absaugung laminar gehaltenen Düsengrenzschichten betrieben. Man erkennt hier die anhand des Oberflächendruckes in leiser Hyperschallströmung gemessene zweite Mode der

Grenzschichtinstabilität. Es konnten auf diese Weise Druckamplituden bis $10^{-2} Pa$ nachgewiesen werden. Das offenbar sehr gute Signal-zu-Rausch-Verhältnis dieser Messungen erlaubt die für den Vergleich mit numerischen Stabilitätsrechnungen gewünschte Bestimmung von Anfachungsraten der Störungen. Wie Abbildung 2 zeigt, leidet eine derartige Auswertung bei Messungen ohne künstlich eingebrachte Störungen jedoch unter der unsicheren Ausgangsamplitude der Störungen in der Anströmung. Das führt zu Unsicherheiten bei der Bestimmung der Anfachungsraten am besonders wichtigen niederfrequenten Rand des angefachten Frequenzbandes. Da hier der Bereich maximaler Anfachungsrate ist, ist für zukünftige Untersuchungen dieser Art die Einbringung künstlicher kontrollierter Störungen mit messbarer Anfangsamplitude zu empfehlen. Zur Zeit wird am Institut für Stömungsmechanik an der Entwicklung von Laser-Beeinflussungsmethoden gearbeitet, welche die Einbringung solcher Störungen erlauben sollen [7].

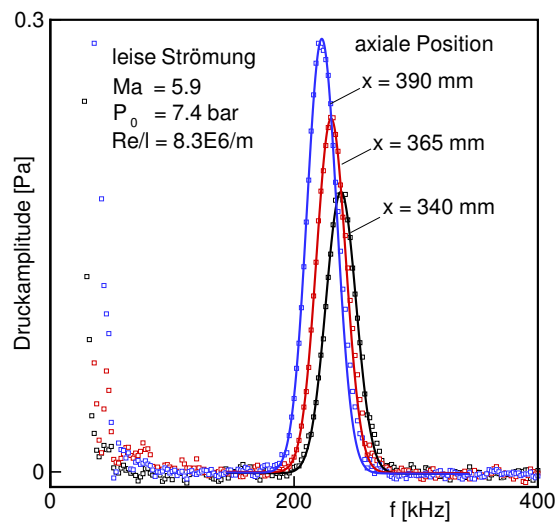


Abbildung 1: Spektrum der Druckfluktuationen durch zweite Instabilitätsmode

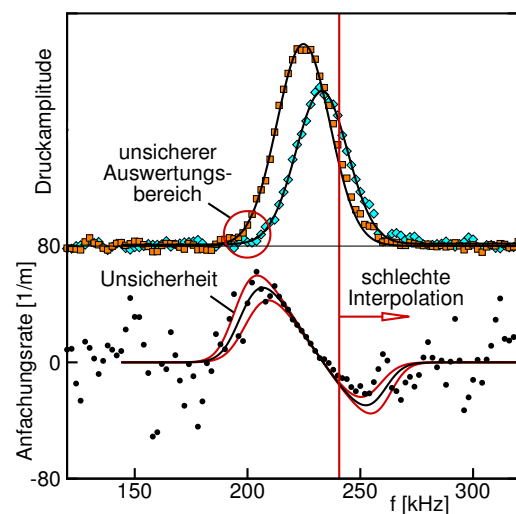


Abbildung 2: Bestimmung von Anfachungsraten bei unkontrollierter Anfangsstörung

- [1] H. Schlichting, K. Gersten: *Grenzschichttheorie*, 9. Auflage, Springer, 1997.
- [2] S. P. Schneider: *Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies*, Progress in Aerospace Sciences 40, pp 1–50, 2004.
- [3] I. E. Beckwith, C. G. Miller III: *Aerothermodynamics and transition in high-speed wind tunnels at NASA Langley*, Annu. Rev. Fluid Mech. 22, pp 419–439, 1990.
- [4] L. M. Mack: *Boundary-layer linear stability theory*, in: Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow, AGARD Report Nr. 709, pp 3-1-3-18, 1984.
- [5] Fujii, K.: *Experiment of two-dimensional roughness effect on hypersonic boundary layer transition*, J Spacecraft and Rockets 43, pp 731–738, 2006.
- [6] M. Estorf, S. P. Schneider, G. V. Candler: *Surface-Pressure measurements of second mode instability in quiet hypersonic flow*, Beitrag zum 46th AIAA Aero. Sci. Meeting, Reno, 2008.
- [7] D. Heitmann, C. J. Kähler: *Laserinduzierte Strömungsbeeinflussung von Hyperschallströmungen*, 15. Fachtagung Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik, Rostock 2007.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: D. Heitmann, C.J. Kähler, R. Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: 0531/391-2980
Telefax: 0531/391-5950
e-mail: d-h.heitmann@tu-bs.de

weitere Partner: T. Rödiger, H. Knauss, E. Krämer Universität Stuttgart

Thema: Messung der dominanten Frequenzen bei der Transition im Hyperschall

Ausgangssituation:

Die Transition ist zur Berechnung aerodynamischer Effekte wie Reibung und auch zur Vorhersage der Wärmebelastung von großer Bedeutung. Experimente zur Rezeptivität und Transition im Über- oder Hyperschall werden bereits seit einigen Jahrzehnten durchgeführt, was zu recht akkuraten Vorhersagemodellen geführt hat. Ein universelles Modell gibt es allerdings bis heute nicht, so dass verschiedenen Einflüsse, wie z.B. Mach Zahl, Turbulenz in der Anströmung, Anstellwinkel, Rauigkeit oder Wand/Strömungstemperatur-Verhältnis, nur unzureichend vorhergesagt werden können. Zur Transition kommt es entsprechend der linearen Stabilitätstheorie durch Anfachung kleiner Störungen in der Strömung. Ab $Ma_\infty = 2,2$ treten allerdings neben den bekannten Tollmien-Schlichting Wellen (1. Mode) noch weitere Moden, die höheren oder Mack-Moden auf [1]. Das Entstehen dieser höheren Moden kann durch Kompressibilitätseffekte erklärt werden. Diese Moden machen sich durch zusätzliche Frequenzbereiche, in denen Störungen angefacht werden, bemerkbar. Ein Einflussparameter auf die Anfachungsrate ist die Mach Zahl. Im Hyperschall, d.h. bei etwa $Ma_\infty = 5-6$ weist die Anfachung der 2. Mode ihr Maximum auf und ist etwa 4-mal größer als die Anfachung der 1. Mode. In der Literatur wird über verschiedene Methoden zur Bestimmung der dominanten Frequenzen in Hyperschallgrenzschichten berichtet, z.B. mit Hitzdrähten [2] oder Drucksensoren [3].

Ziel:

Untersuchungen der Transitions- und Rezeptivitätsvorgänge in Hyperschallwindkanälen sind äußerst schwierig. Die Einflüsse von Temperatur- und Druckschwankungen in der Zuströmung sowie der Einfluss von akustischen Störungen, die von den turbulenten Düsenwänden abgestrahlt werden, sind nicht im Detail geklärt. Daher wird zurzeit am ISM eine Beeinflussungsmethode aufgebaut, mit deren Hilfe künstliche Störungen erzeugt werden sollen. Ergebnisse von zwei Voruntersuchungen werden hier präsentiert. Zunächst soll der Einfluss von Rauigkeit in einem 7° -Halbwinkelkegel durch den verwendeten Sensor untersucht werden. Es wird ein Sensor, der zurzeit vom Kooperationspartner IAG entwickelt wird, verwendet. Mit diesem Sensor können Grenzschichtinstabilitäten anhand von Schwankungen der Wärmestromdichte q gemessen werden. Dieser so genannte ALTS-Sensor beruht auf dem transversalen Seebeck- Effekt und ermöglicht Messungen der q -Fluktuationen vom mW/cm^2 bis in den MW/m^2 -Bereich mit Frequenzen bis zu 1 MHz [4]. Der Sensor hat eine aktive Fläche von $3,0 \times 3,0 \text{ mm}^2$, welche in ein Keramikgehäuse (MACOR) zur Erzielung einer möglichst 1-dimensionalen Wärmeleitung eingefasst ist. Die Beeinflussungsmethode wird zunächst an einer ebenen Platte realisiert. Als zweite Voruntersuchung wurde die natürliche Transition an dieser ebenen Platte untersucht.

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt Infrarotaufnahmen, die den Einfluss von künstlicher Rauigkeit illustrieren. Die Rauigkeitshöhe betrug in diesem Fall 0,25 mm was der typischen Rauigkeit durch den Sensor bei dieser Position entspricht. Der deutlich sichtbare Nachlauf zeigt die Notwendigkeit, einer Untersuchung der Rauigkeit. Abbildung 2 zeigt unkalibrierte Spektren der q -Fluktuationen für den glatten Kegel und für einen Kegel mit Rauigkeit. Die Rauigkeit von 0,5 mm befand sich in diesem Fall 150 mm und die Messposition 450 mm von der Spitze. Die Rauigkeit von 0,5 mm entspricht der Rauigkeit durch den Sensor bei dieser Einbauposition. Während sich für den Kegel mit Rauigkeit eine deutliche dominante Frequenz zeigt, ist für den glatten Kegel noch kein deutlicher Peak sichtbar. Somit muss, zumindest für diesen Fall mit großer Rauigkeit, von einem Einfluss des Nachlaufes durch den Sensor bei konturierten Modellen ausgegangen werden. In Abbildung 3 sind Spektren für die ebene Platte gezeigt. Es sind Spektren, die bei unterschiedlichen Einheitsreynoldszahlen aufgenommen wurden, dargestellt. Die Abbildung zeigt Verschiebungen der dominanten Frequenz und der Amplituden abhängig von der Reynoldszahl. Dieser Parameter korreliert mit der Grenzschichtdicke, wodurch die Frequenzverschiebung erklärt werden kann.

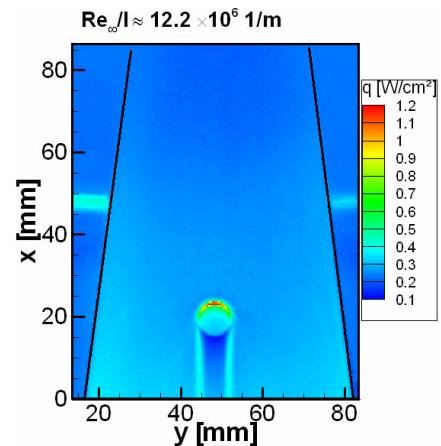


Abbildung 1: IR-Aufnahme vom Kegel mit Rauigkeit

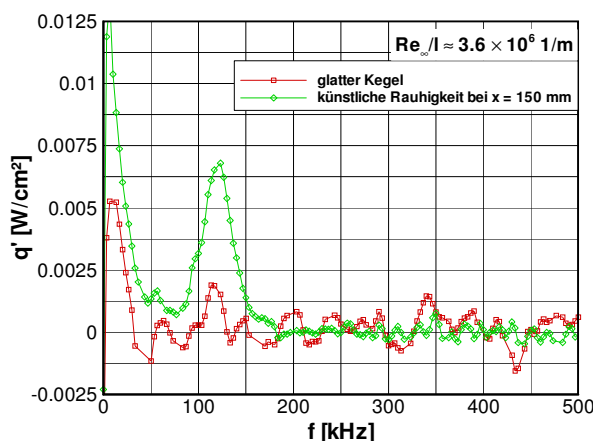


Abbildung 2: Vergleich der Spektren am 7°-Kegel mit und ohne Rauigkeit (0,5 mm)

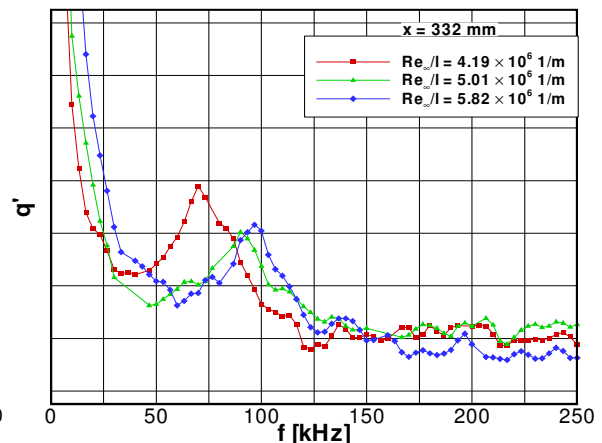


Abbildung 3: Unkalibrierte Spektren der Wärmestromdichten an der ebenen Platte

Literatur:

- [1] Mack, L.M.: "Boundary Layer Linear Stability Theory", Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow, AGARD Rept. 709, March 1984, pp. 379-409
- [2] Schneider, S.P.: "Hypersonic laminar-turbulent transition on circular cones and scramjet forebodies", Progress in Aerospace Sciences 40, 2004, pp. 1-50
- [3] Fujii, K.: "Experiment of two-dimensional roughness effect on hypersonic boundary-layer transition", J. Spacecraft and Rockets 43, 2006, pp. 731-738
- [4] Roediger, T.; Jenkins, S.; Knauss, H.; v. Wolfersdorf, J.; Gaisbauer, U.; Kraemer, E.: „Time-Resolved Heat Transfer Measurements on the Tip Wall of a Ribbed Channel Using a Novel Heat Flux Sensor – Part I: Sensor and Benchmarks”, J. Turbomachinery, Vol. 1128, 2006

Datum: 8.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Sebastian Karl

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10; 37083 Göttingen

Telefon: 0551 709 2848

Telefax:

e-mail: sebastian.karl@dlr.de

weitere Partner:

Thema: CFD-Analysis of the Hyshot Scramjet Configuration

Ausgangssituation:

Although significant advances have been made in developing scramjet engines, including the University of Queensland's supersonic combustion flight experiment HyShot and the flight of NASA's X-43 in March 2004, major scientific and technological challenges remain. The kinetic energy of the free stream air entering the engine is of the same order of magnitude as the potential combustion heat release. This results in small net thrust coefficients at high flight velocities. Thus, minimizing the aerodynamic drag of scramjet engines becomes as important for vehicle performance as maximizing the thrust. Due to the complexity of the flows in the propulsion systems of advanced hypersonic transport vehicles, a strong link of ground based experiments, flight testing and computational fluid dynamics is needed to improve the understanding of flow phenomena such as fuel mixing or ignition delay which are essential for engine performance.

Ziel:

Computational fluid dynamics (CFD) is applied to support the analysis of experimental results and for the prediction of the free stream conditions in the HEG test section. Numerical simulations of the flow in the complete HyShot configuration for fuel on and off conditions were performed. The numerical results provide detailed information about the flow structure and combustion characteristics of the HyShot-Scramjet. The comparison with the experimental data is used to assess the accuracy of the applied CFD approach.

Lösungsweg:

Different detailed finite rate chemistry models for hydrogen / air combustion were implemented in the TAU code. These are based on previous extensions for chemical and thermal non-equilibrium flows in high enthalpy aerothermodynamics.

The flow is considered to be a reacting mixture of thermally perfect gases. A transport equation is solved for each individual species. The chemical source term in this set of transport equations is computed from the law of mass action by summation over all participating reactions.

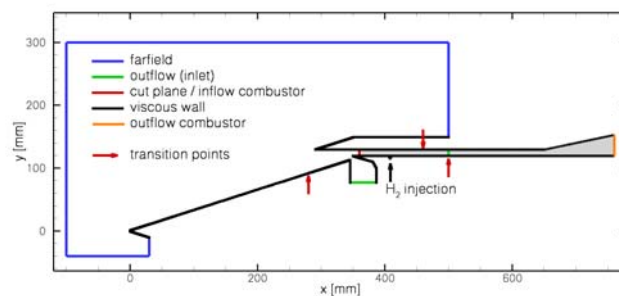
An assumed Probability-Density-Function (PDF) model was implemented in the DLR-Tau Code to model the influence of turbulent fluctuations on the species source terms from detailed chemistry schemes. Some major advantages of this approach are,

- no limitations concerning premixed, non-premixed or partially premixed combustion,
- no limitations concerning the range of Damköhler numbers.

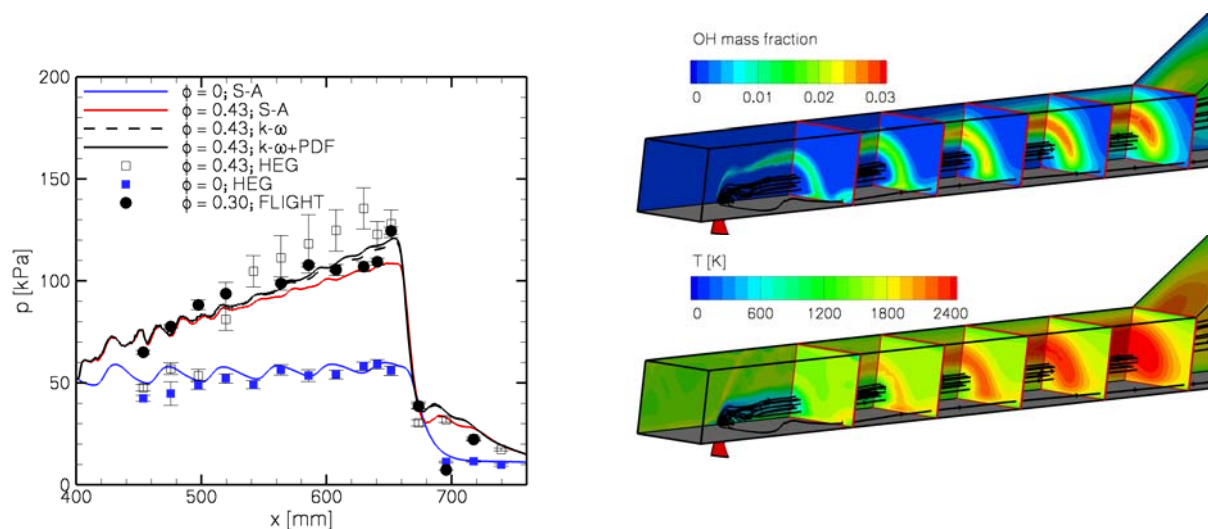
The averaged turbulent chemical source terms are computed by integrating the laminar expression over all realizable temperatures and species concentrations which are weighted by the probability of their occurrence.

Ergebnis:

The DLR unstructured/hybrid flow solver TAU was extended for the modeling of the flow path in supersonic combustion ramjet engines. Appropriate models for turbulent hydrogen combustion were implemented. This code was applied to determine the free stream conditions in the HEG test section, to simulate the HyShot intake flow field and for the numerical investigation of the turbulent reacting flow in the combustor. Satisfactory agreement between CFD and experiment was achieved for the static pressure distribution in the combustor. The numerical analysis of chemically reacting supersonic flows inside scramjet engines is still subjected to uncertainties which are mainly caused by variations in the predictions of the behavior of boundary and mixing layers obtained by the application of different turbulence models. These uncertainties underline the necessity and urgency of precise validation experiments and of a close link between ground testing, CFD analysis and flight experiments.



HyShot geometry and computational domain



Surface pressure distributions in the HyShot combustor for different CFD-modeling assumptions compared to experimental data (left). OH and temperature field in the combustor (right)

weiteres Vorgehen:

A new test campaign of the HyShot flight experiment configuration is currently carried out in the HEG shock tunnel. These tests include the application of optical measurement techniques (Schlieren) to the combustor and a considerable increase of the instrumentation density. These tests are expected to provide valuable data for the validation of CFD tools for scramjet applications.

Datum: 8.11.07

STAB

Mitteilung

Fachgruppe: Hyperschall

Ansprechpartner: Marius Korfanty
José Longo

[illegible]

weitere Partner: Prof. Dr. Hans-Peter Röser, Dr.-Ing. Michael Gräßlin
Institut für Raumfahrtsysteme, Universität Stuttgart

Thema: Numerische Simulation der Steuerbarkeit von Hyperschallvehikeln im allgemeinen Manöverflug

Ausgangssituation:

Zur Beschreibung einer Flugkörperbewegung ist eine genaue Kenntnis der aerodynamischen Lasten, sowie der dynamischen Derivative erforderlich. Obwohl beide Fachdisziplinen, Strömungsmechanik einerseits und Flugmechanik andererseits, meist unabhängig voneinander betrachtet werden, so sind diese doch stark miteinander gekoppelt. Die Flugmechanik fordert zur Beschreibung einer Flugbewegung seitens der Strömungsmechanik eine umfangreiche aerodynamische Datenbank bezüglich der Flugleistungen, Flugeigenschaften und der Lasten. Da die Erstellung einer Datenbank für nur alle erdenklichen Flugbedingungen aus Zeitgründen nicht machbar ist, muss während des Entwicklungszyklus ein mehrmaliger Informationsaustausch zwischen Flugmechanik und Strömungstechnik stattfinden. Ein Vorgehen, das sehr zeitaufwendig ist.

Ziel:

Bereitstellung eines numerischen Werkzeugs, welches eine multidisziplinäre Betrachtung von Flugmechanik und Strömungsmechanik ermöglicht.

Lösungsweg:

Implementierung eines 6-DOF Bewegungsgleichungsmodells im DLR TAU-Code im Rahmen des IMPULSE Projektes .

Da zur Simulation von manövrierenden Flugkörpern die Einbeziehung der Steuerflächen unabdingbar ist, sollen Steuerflächenbewegungen mit Hilfe der Chimera-Technik bei der Strömungsberechnung berücksichtigt werden. Hierfür soll die bereits im TAU-Code implementierte Chimera-Technik auf Über- und Hyperschallströmungen erweitert werden.

Ergebnis:

Es wurde ein 6-DOF Bewegungsgleichungsmodell auf Pythonbasis implementiert. Die Anwendbarkeit der Chimera-Technik für Über- und Hyperschallströmungen wurde am Beispiel eines NACA0012 Profils mit Ruder (Abb.1) bei $Ma_\infty=2.5$ und $\alpha=20^\circ$ untersucht. Den dazugehörigen Druckverlauf zeigt Abb.2. Zudem zeigt Abb.2 eine gute Übereinstimmung zwischen dem Chimera- und einem konventionellem Netz.

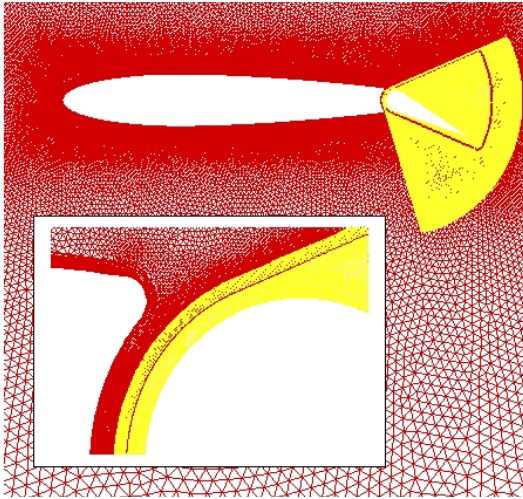


Abb.1: hybrides Chimären-Rechengitter

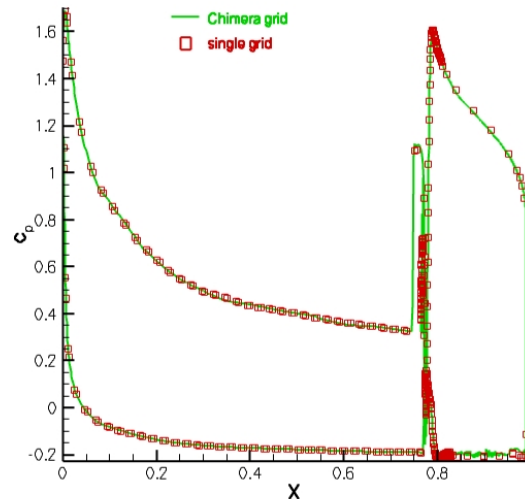


Abb.2: zugehöriger Druckverlauf

weiteres Vorgehen:

Untersuchungen bei höheren Machzahlen zeigen Reflexionen an den Chimerarändern, welche eine Erweiterung der Chimären-Randbedingungen [1], [2] erforderlich machen. Eine Erweiterung der Chimären-Randbedingungen wird Gegenstand der zukünftigen Untersuchungen sein.

Literatur:

- [1] Philip M. Cali, Vincent Couaillier: *Conservative Interfacing for Overset Grids*. AIAA-2000-1008, 38th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, January 2000
- [2] Z. J. Wang, P. Buning, J. Benek: *Critical Evaluation of Conservative and Non-Conservative Interface Treatment for Chimera Grids*. AIAA-95-0077, 33rd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, January 1995

Mitteilung

Fachkreis: Hyperschall

Ansprechpartner: Bodo Reimann
Volker Hannemann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531)-295-3319

Telefax: (0531)-295-2320

e-mail: bodo.reimann@dlr.de

weitere Partner:

NATO Research and Technology Organisation (RTO)

Thema:

Stoß-Stoß und Stoß-Grenzschicht Wechselwirkung

Ausgangssituation:

Die Auslegung von Hyperschallflugkörpern erfordert eine genaue Vorhersage der aerothermischen Lasten. Insbesondere kann die Wechselwirkung von Verdichtungsstößen mit der Grenzschicht zu Bereichen deutlich erhöhter Lasten führen, deren Voraussage entscheidend für das Design ist.

Ziel:

Verbesserung der Vorhersage der aerothermischen Lasten für Hyperschallflugkörper.

Lösungsweg:

Im Rahmen der RTO Arbeitsgruppe AVT-136 RTG-043 werden zunächst die von den einzelnen Partnern eingesetzten numerischen Verfahren anhand verschiedener Windkanalergebnisse generischer Konfigurationen validiert. Danach ist die Simulation der HiFiRE Konfiguration für Flug und Windkanalbedingung geplant. Die Validierung erfolgt anhand von Windkanalexperimenten, die vom Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) und der Calspan-University of Buffalo Research Center (CUBRC) zur Verfügung gestellt werden. Dabei handelt es sich um eine 3-dimensionale Zylinderumströmung im chemischen Nichtgleichgewicht im Hochenthalpiekanal Göttingen (HEG) und die Umströmung eines Doppelkonus im Large Energy National Shock Tunnel (LENS I) im thermischen Nichtgleichgewicht.

Ergebnis:

Im Folgenden werden Ergebnisse des DLR TAU Verfahrens für die laminare Stickstoffumströmung des Doppelkonus dargestellt. Abbildung 1 zeigt ein aus den numerischen Daten erzeugtes Schlierenbild des Strömungsfeldes, Abbildung 2 die dazugehörigen Wandwerte: Wärmestromdichte und Druck. Deutlich zu erkennen ist die Ablöseblase und die erheblichen Lasten im Bereich der Stoß-Stoß Wechselwirkung.

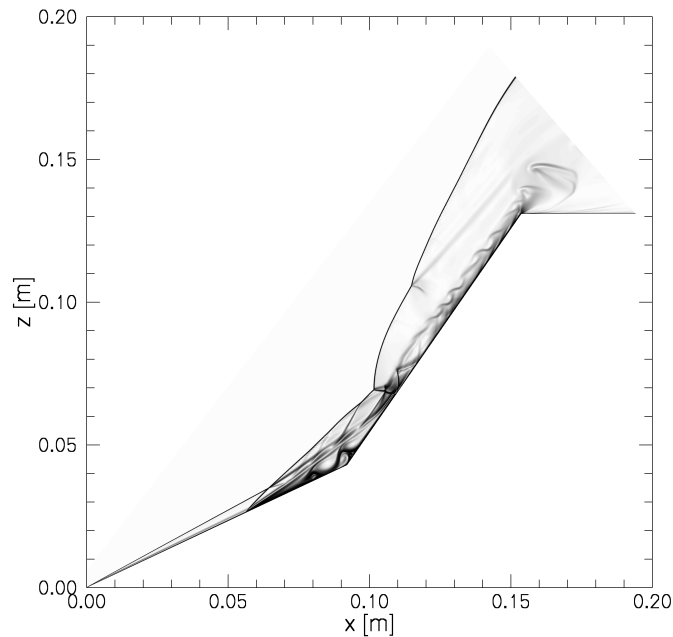


Abbildung 1: Schlierenbild der Doppelkonusumströmung.

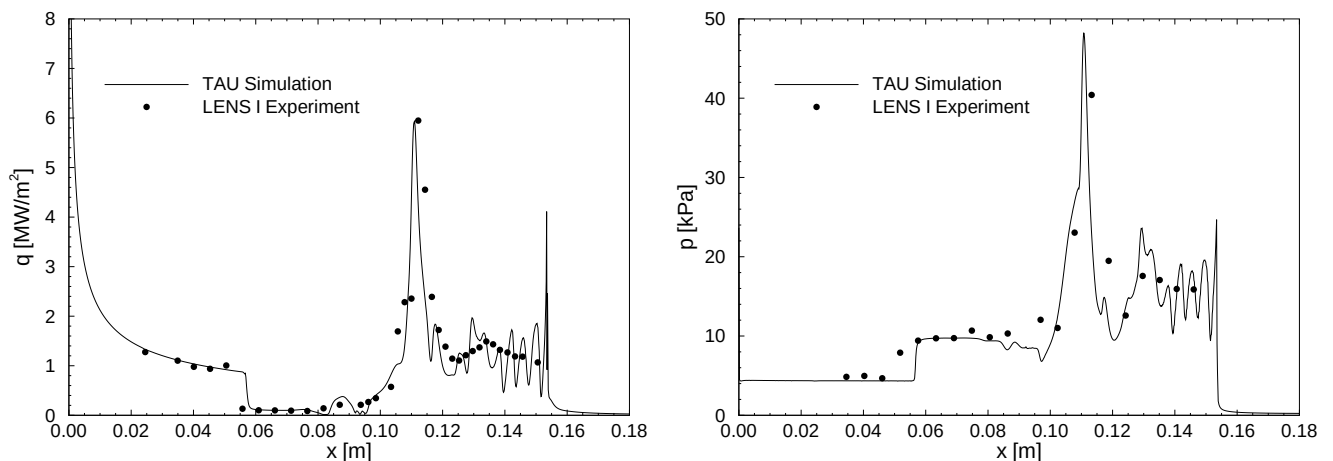


Abbildung 2: Wärmestromdichte- und Druckverlauf.

Weiteres Vorgehen:

Die numerischen Lösungen werden mit denen der anderen Partner verglichen und der Einfluss der verschiedenen Verfahren und Modellierungen mit ihnen diskutiert, um gegebenen Falles Unterschiede bei den HiFiRE Berechnungen bewerten zu können.

Literatur:

- [1] D. Knight, J. Longo: RTG 043: Assessment of Aerothermodynamic Flight Prediction Tools Through Ground and Flight Experimentation. Topic No. 2: Shock Interactions and Control Surfaces. 2007.
- [2] I. Nompelis, G. Candler, M. Holden: Numerical Investigation of High Enthalpy Chemistry in Hypersonic Double-Cone Experiments. AIAA Paper 2005-0584, 2005.
- [3] S. Karl, J. Martinez Schramm, K. Hannemann: High Enthalpy Cylinder Flow in HEG: A Basis for CFD Validation. AIAA paper 2002-0433, 2002.

Mitteilungen

Projektgruppe Fachkreis	Hyperschallaerothermodynamik Numerische Aerodynamik	
Ansprechpartner	Dr.-Ing. C. Stemmer, Prof. Dr. N. Adams	
Institution	Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München	
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching b. München	Telefon: 089-289-16142 Telefax: 089-289-16139 e-mail: Christian.Stemmer@tum.de
weitere Partner	Dr. Nagi Mansour, NASA Ames Prof. Gianluca Iaccarino, Olaf Marxen, FPC, Stanford University Prof. Parviz Moin, CTR, Stanford University, USA	
Thema	Untersuchung einer Rampenströmung bei $M=5$	
Ausgangssituation	Der Einfluß von Instabilitäten, die an einer ebenen Plattenkonfiguration zur Transition führen würden, auf eine Rampenströmung bei $M=5$ soll untersucht werden.	
Ziel	Die detaillierte Untersuchung einer Rampen/Einlaufströmung als generische Strömung für viele Hyperschall/Überschallanwendungen wie z.B. Triebwerkeinläufe. Details zur Wechselwirkung von Ablöseblasen, Stößen und instationären Störungen.	
Lösungsweg	Mithilfe der DNS werden die vollständigen, instationären, dreidimensionalen Navier-Stokes Gleichungen numerisch gelöst. Die Formulierung in generalisierten Koordinaten erlaubt ein Gitter, das der Rampe angepasst ist. Finite Differenzen 5. und 6. Ordnung (siehe Lele, JCP, 127 , 1992) werden zur Berechnung der viskosen und konvektiven Terme verwendet. Das Gitter ist aequidistant in spannweitere Richtung und periodische Randbedingungen werden für diese Raumrichtung verwendet. Für die Zeitintegration kommt ein 3-stufiges low-storage Runge-Kutta Verfahren zum Einsatz. Für evtl. auftretende Stöße wird ein lokales ENO-Verfahren eingeschaltet [1].	
Ergebnis	Die eingeleiteten instationären Störungen, die in einer Plattengrenzschicht maximale Instabilität für die gewählten Strömungszustände aufweisen, zeigen im Bereich der sehr ausgedehnten Ablöseblase fast keine Anfachung. Die Blase bewegt sich mit einer sehr niedrigen	

AG STAB

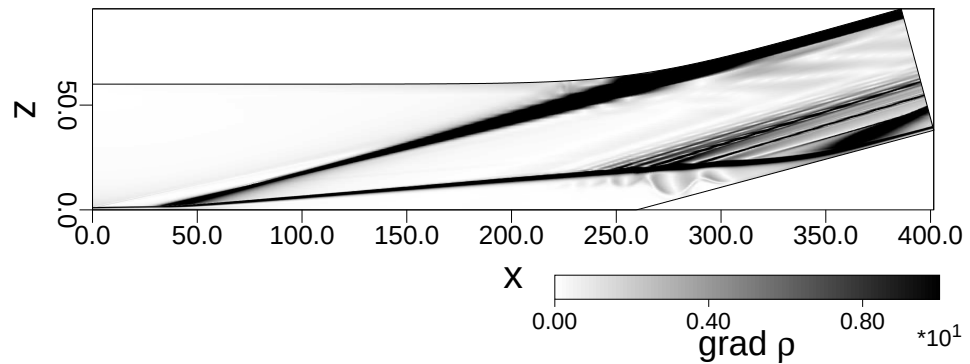


Bild 1: Numerisches Schlierenbild des gesamten Integrationsbereiches. Sichtbar sind der Stoß, der von der Ablösestelle ausgeht und die Scherschicht über der Ablöseblase. Gegen Ende der Ablöseblase ist die komplexe Struktur der abgelösten Rückströmung zu erkennen. Außerdem sind die *shocklets* deutlich erkennbar.

Ergebnis

Frequenz. Das Wiederaanlegen der Blase führt schließlich zur Transition. Die Gestalt der Strömung unterhalb der Blase ist sehr komplex (siehe Bild 1) und die Rückströmung an der Rampe löst ab. Dadurch bilden sich sekundäre Ablöseblasen mit positiver Wandschubspannung. An den Stellen, an denen die abgelöste Rückströmung unterhalb der Scherschicht von unten an diese stößt, werden kleine schräge Stöße (*shocklets*) erzeugt.

Literatur

- [1] N.A. Adams, K. Shariff: A High-Resolution Hybrid Compact-ENO Scheme for Shock-Turbulence Interaction Problems, *J. Comput. Phys.*, **127**, pp. 27–51, 1996.
- [2] N.A. Adams: Direct numerical simulation of transition in compressible flows, Third AFOSR International Conference on DNS and LES, Arlington, 5-9 Aug. 2001.
- [3] C. Stemmer, N.A. Adams: Transition investigations on a $M=5$ ramp, Fifth Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena, Munich 2007, Vol. II, pp. 843–847, 2007.

weiteres Vorgehen

Der Einfluß der Turbulenz in der freien Anströmung auf die untersuchte Strömungstopologie ist von Interesse.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Bauer, Dipl.-Ing. V. Zander, Dr.-Ing. R. Petz,
Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 12, 10587 Berlin

Telefon: +49(0)30 314-21311

Telefax: +49(0)30 314-22955

e-mail : matthias.bauer@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: -

Thema: **Entwicklung und Optimierung eines massenstromneutralen Schlitz-Aktuators zur aktiven Kontrolle von Strömungsablösungen**

Ausgangssituation:

An die Aktuatoren, die in der aktiven Strömungskontrolle Einsatz finden, werden hohe Anforderungen gestellt. Neben besonders wichtigen Parametern wie Impulseintrag in die Strömung und verfügbares Frequenzspektrum, spielen bei einem industriellen Einsatz auch Parameter wie erforderlicher Bauraum, Art und Weise der Energiezufuhr sowie letztendlich die Energieeffizienz eine maßgebliche Rolle bei der Bewertung eines Aktuatorsystems. Elektrisch arbeitende Aktuatoren benötigen zum Betrieb nur eine Stromversorgung, was den notwendigen Bauraum gegenüber den pneumatisch betriebenen Aktuatoren deutlich reduziert und zudem zur Gewichtseinsparung beiträgt. Allerdings steht diesen Vorteilen die Notwendigkeit einer aufwendigen Optimierung gegenüber, um ausreichend hohe Ausblasgeschwindigkeiten zu erreichen.

Ziel:

Ziel ist die Entwicklung und Optimierung eines massenstromneutral arbeitenden Aktuators mit rechteckigem Austrittsschlitz, der aus einer schwingenden Piezomembran und einem angepassten Hohlraum besteht. Die Optimierung umfasst eine Parametervariation zur Maximierung der Jetgeschwindigkeit, bei gleichzeitiger Maximierung der Ausblasschlitzlänge. Das Geschwindigkeitsprofil des austretenden Jets soll zudem eine große Homogenität aufweisen.

Lösungsweg:

Im Rahmen einer Parameterstudie werden unterschiedliche Einflussfaktoren auf die Güte der massenstromneutralen Aktuatoren, gemessen an den oben beschriebenen Kriterien, untersucht. Die große Anzahl an Parametern macht dabei eine systematische Untersuchung zu aufwendig, so dass ein heuristisches Herangehen notwendig ist. Die Identifikation des Einflusses einzelner Parameter erfolgt schrittweise. Zunächst werden im Rahmen einer Voruntersuchung solche Parameter identifiziert, deren Variation im Verlauf der Optimierung großen zusätzlichen Fertigungsaufwand bedingen würde. Für diese Parameter werden günstige Werte bestimmt und dann im Folgenden nicht mehr verändert. Dazu zählen unter anderem der Durchmesser der Resonatorscheibe, sowie die Art deren Einspannung und Anzahl. Im weiteren Verlauf der Optimierung erfolgt eine Variation der verbleibenden Parameter, unter anderem der geometrischen Parameter „Schlitztiefe“, „Schlitzlänge“, „Hohlraumhöhe“ sowie Anregfrequenz und -amplitude und Form des Steuersignals. Für jede Parameterkombination wird das Geschwindigkeitsprofil des austretenden Jets vermessen, um eine Bewertung der Güte der Konfiguration zu ermöglichen.

Ergebnis:

Im Rahmen der Optimierung wurde der Einfluss einzelner Parameter auf die Aktuatorgüte identifiziert und deren optimale Abstimmung aufeinander untersucht. Dabei gilt für einige Parameter, wie die Schlitztiefe und die Anregeamplitude, dass sich das Ergebnis verbessert, wenn diese Parameter einem Extremum zusteuern. Für die hier beispielhaft angeführten Parameter bedeutet dies, dass die Schlitztiefe so klein wie möglich und die Anregeamplitude so groß wie möglich gewählt werden sollten, um gute Resultate im Sinne der zuvor definierten Optimierungskriterien zu erzielen. Für andere Parameter, wie etwa die Hohlraumhöhe, lässt sich in Abhängigkeit von anderen Parametern ein Optimalwert bestimmen. In Übereinstimmung mit anderen Literaturquellen stellt sich insbesondere heraus, dass ein Betrieb des Aktuators bei der Resonanzfrequenz der Signalgeberscheibe zu deutlich höheren Impulsbeiwerten führt, als ein Betrieb bei der Resonanzfrequenz des Hohlraums.

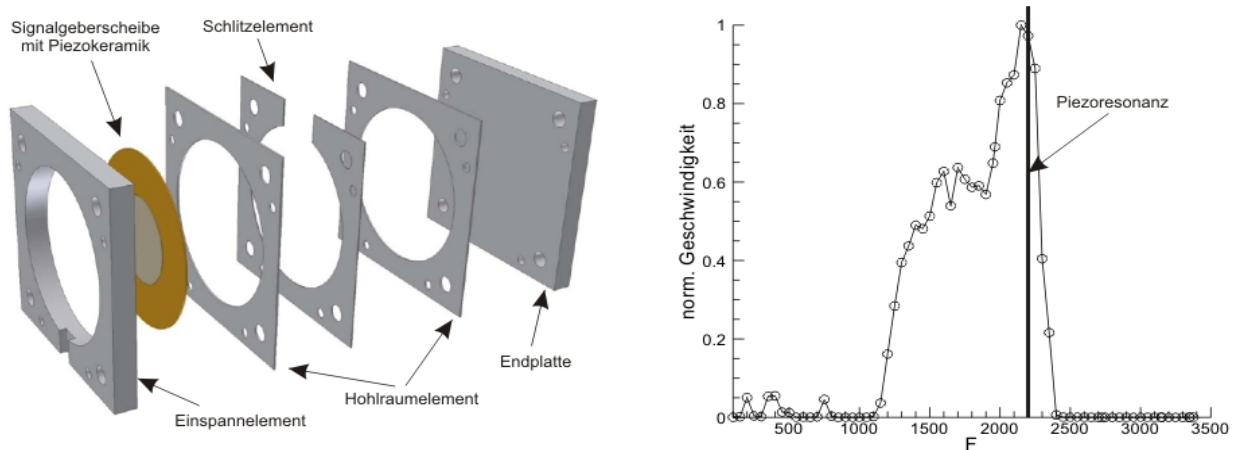


Abbildung 1: modularer Aufbau eines SJA (links); Verlauf des Impulsbeiwerts über der Steuerspannung (rechts)

Abbildung 1 zeigt auf der linken Seite den modularen Aufbau des Schlitzaktuators. Dieser Aufbau hat sich als sinnvoll erwiesen, um die unterschiedlichen geometrischen Parameter schnell zu variieren. Auf der rechten Seite ist die Jetgeschwindigkeit als Funktion der Anrefrequenz aufgetragen. Hier wird erkennbar, dass bei einem Betrieb des Aktuators außerhalb der Piezoresonanz die Jetgeschwindigkeit deutlich abnimmt.

Literatur:

- [1] Smith, B. L. ; Glezer, A.: The formation and evolution of synthetic jets. In: *Physics of Fluids* 10 (1998), Nr. 9, S. 2281–2297
- [2] Kim, Y. H. ; Garry, K. P.: Optimization of a Rectangular Orifice Synthetic Jet Generator. In: *AIAA 2006-2862*, 2006. – 3rd AIAA Flow Control Conference

weiteres Vorgehen:

Zur weiteren Optimierung der SJA sollen weitere Parameter in die Untersuchung mit einbezogen werden. Dies umfasst vor allem die Resonanzfrequenz der Piezoscheibe, deren Einspannung und die Breite des Austrittsschlitzes. Darüber hinaus sind Strömungskontrolllexperimente mit den SJA vorgesehen, welche Ablösekontrolle und Transitionskontrolle umfassen.

Datum: 12. 10. 2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: K. Baysal, U. Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21
D-70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-68892
Telefax: (0711) 685-63438
e-mail: baysal@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Analyse von dreidimensionalen Wirbelstrukturen am Beispiel der Autogeneration eines Haarnadelwirbels

Ausgangssituation:

Visualisierung von kohärenten Strukturen zur Analyse von Strömungsfeldern ist insbesondere in experimentellen Untersuchungen eine weit verbreitete Methode. Dabei werden durch Injektion von Partikeln Wirbelstrukturen sichtbar gemacht. Durch die Visualisierung von Strukturen durch Partikel ergeben sich zwei Probleme. Es sind nur qualitative Aussagen über die Wirbelstrukturen und in komplexeren Strömungen nur Aussagen über Strukturpakete möglich. Weiterhin müssen die Ergebnisse aus Visualisierungen mittels Partikel kritisch hinterfragt werden, da Wirbelstärke im Gegensatz zu Partikeln bzw. passiven Skalaren neben Advektion und Diffusion auch durch die Scherung von Fluidelementen beeinflusst werden [3].

Da eine strukturbezogene Untersuchung von Strömungen eine vielversprechende Methode darstellt, wurden in den letzten Dekaden Algorithmen vorgeschlagen, die eine Analyse von kohärenten Strukturen in dreidimensionalen und instationären Strömungsfeldern ermöglichen [1], [4]. Dabei sind drei Aspekte von Bedeutung. Die Identifikation von Wirbelgebieten, die Zerlegung der Wirbelgebiete in einzelne kohärente Strukturen und die Verfolgung der zeitlichen Entwicklung einzelner Wirbel und Wirbelpakete.

Ziel:

Entwicklung von halbautomatisierten Postprocessingtools, die eine zuverlässige Untersuchung von Strömungsfeldern auf der Ebene von charakteristischen Strömungsstrukturen ermöglichen. Dabei sind die Wirbelstrukturen von größtem Interesse. Weiterhin sollen Scherschichtstrukturen berücksichtigt werden, die zum Beispiel in Grenzschichtströmungen neben Wirbelstrukturen eine sehr wichtige Rolle spielen. Neben der Visualisierung sollen durch Untersuchungen der Strukturodynamik, wie Interaktionen zwischen Strukturen untereinander und zwischen Strukturen und Körper, versucht werden, Strömungsphänomene zu modellieren.

Als Grundlage für die Algorithmen sollen dabei Geschwindigkeitsfelder dienen. Da diese sowohl aus numerischen Untersuchungen als auch aus experimentellen Untersuchungen über moderne Messtechniken wie zum Beispiel PIV mit sehr guter räumlicher und zeitlicher Auflösung ermittelt werden können.

Lösungsweg:

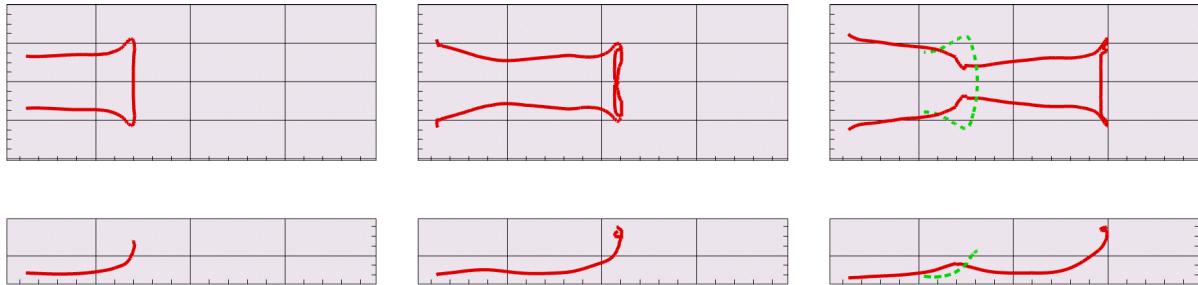
Bei der Untersuchung von instationären dreidimensionalen Strukturen müssen neben der zeitlichen und räumlichen Fortpflanzung von Strukturen die Entstehung und Erlöschung von Strukturen, der Zerfall einer Struktur und die Verschmelzung von mehreren Strukturen zu einer berücksichtigt werden. Da insbesondere die Identifikation von Zerfall- und Verschmelzungsbereichen ein komplexes Problem darstellt, werden diese an einem selektierten Fall untersucht. Der von uns hier betrachtete Haarnadelwirbel Datensatz eignet

STAB

sich besonders gut für diese Untersuchung, da während der Autogeneration von Haarnadelwirbeln die Verschmelzung und der Zerfall von Strukturen beobachtet werden können.

Ergebnis:

Eine erste wichtige Beobachtung bei der Autogeneration von Haarnadelwirbeln ist, dass kurz vor der Generation des sekundären Wirbels sich die gegensinnig rotierenden Beine des Primärwirbels in der Nähe des Halses annähern. Weiterhin wird beobachtet, dass sich dieser Bereich des Wirbels auch von der Wand wegbewegt. An dieser verformten Stelle des Primärwirbels wird der Sekundärwirbel generiert.



Oben: Draufsicht auf eine Haarnadelwirbelachse während der Entstehung eines Sekundärwirbels. Unten: Seitenansicht zu gleichen Zeitpunkten.

Die Mechanismen der Autogeneration von Haarnadelwirbeln entsprechen dem Bridging-Mechanismus, der die Verknüpfung von zwei Ringwirbeln beschreibt [3]. Zur Überprüfung der Vergleichbarkeit der beiden Mechanismen wurden Größen überprüft, deren lokale Extrema zur Identifikation von Verzweigungen vorgeschlagen wurden [2], [3]. Für die untersuchte Strömung an einer ebenen Platte zeigte sich, dass sich lokale Maxima dieser Größen am Generationsgebiet einstellen. Diese lokalen Extrema sind aber im Verhältnis zum Gesamtbetrag der Größe um ein vielfaches kleiner und damit zur Identifikation von Verzweigungen von Wirbelstrukturen ungeeignet.

Bei der Untersuchung der Verläufe verschiedener Größen entlang der Wirbelachsen zeigte sich jedoch ein charakteristisches Verhalten von Energiedissipation [3], Entropieproduktion [3] und der Größe, die von Kida und Takaoka [2] vorgeschlagen wurde. Dabei ist anzumerken, dass die Größen ihre lokalen Extrema nicht notwendigerweise auf den Wirbelachsen haben.

Literatur:

- [1] D. Bauer, R. Peikert: Vortex tracking in a scale-space, Joint EUROGRAPHICS-IEEE TCVG Symposium on Visualization, 2002
- [2] S. Kida, M. Takaoka: Vortex reconnection, *Ann. Rev. Fluid Mech.* **26** (1994), 169-189
- [3] S. Kida, M. Takaoka, F. Hussain: Collision of two vortex rings, *J. Fluid Mech.* 230, 1991, 583-646
- [4] R. Samtaney, D. Silver, N. Zabusky, J. Cao: Visualizing features and tracking their evolution, *Computer* 27 (7), 1994, 20-27

weiteres Vorgehen:

Im weiteren soll die Eignung charakteristischer Größen als allgemeiner Indikator zur Identifikation von Zerfall und Verschmelzung von Wirbelstrukturen überprüft werden. Hierfür stehen Datensätze (freie Scherschicht, Effusionskühlung, etc.) zur Verfügung. Weiterhin sollen die Mechanismen bei der Autogeneration von Haarnadelwirbeln untersucht werden und somit evtl. neue Kenntnisse über die Bildung von Wirbelpaketen gewonnen werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Angelo Carnarius, Frank Thiele

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (ISTA), TU-Berlin

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

Telefon: 030 314 26283

Telefax: 030 314 25405

e-mail : Angelo.Carnarius@cfd.tu-berlin.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Untersuchung zur Optimierung aktiver Strömungskontrolle

Ausgangssituation:

Moderne Flugzeuge erzeugen während der Start- und Landephase den benötigten Auftrieb in der Regel mit Hilfe komplexer Klappensysteme. Aus Gründen der Wirtschaftlichkeit wäre es jedoch wünschenswert, derartige Hochauftriebshilfen durch einfachere Systeme zu ersetzen. Dies läßt sich zum Beispiel durch aktive Strömungskontrolle erreichen. So hat sich in bisherigen Untersuchungen gezeigt, daß ein Strömungsabriss an einer Einzelklappe durch periodische Anregung der Grenzschicht verzögert werden kann, so daß der erforderliche Auftrieb möglicherweise auch von einer einzelnen Klappe erzeugt werden kann.

Ziel:

Da bei der Auslegung der Strömungskontrolle eine Vielzahl unterschiedlicher Parameter wie z.B. Anregfrequenz, -amplitude, -position, -winkel, usw. berücksichtigt werden muß, bietet sich die Optimierung der Anregung auf Basis adjungierter Gleichungen an. Dieses Verfahren bietet den Vorteil, daß der Rechenbedarf prinzipiell unabhängig von der Anzahl der Einflußparameter ist. Im vorliegenden Projekt soll der vorhandene Strömungslöser ELAN um die Möglichkeit der Optimierung stationärer und instationärer Probleme auf Basis adjungierter Gleichungen erweitert werden. Nach Abschluß der Validierungsrechnungen soll das Verfahren verwendet werden, um die Auslegung der aktiven Strömungskontrolle an einem HQ41-Profil mit Wölbklappe durchzuführen.

Lösungsweg:

Nach der Implementierung des Verfahrens wurden zur Validierung umfangreiche (U)RANS-Simulationen auf Basis stationärer sowie instationärer Testfälle mit steigender Komplexität durchgeführt [1]. Dabei lag das Hauptaugenmerk bisher auf der Optimierung eines einzelnen Parameters, da hier unter vertretbarem Aufwand ein Vergleich mit der Finite-Differenzen-Methode möglich war.

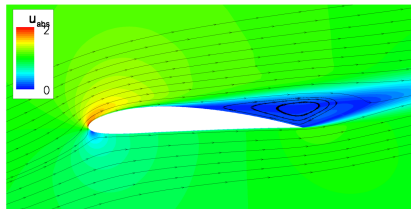
Ergebnisse:

Als Beispiel für ein stationäres Problem ist die Umströmung eines NACA4412-Profiles bei einer Reynolds-Zahl von $Re = 10^6$ und einem Anstellwinkel von $\alpha = 14^\circ$ simuliert worden, bei der eine konstante Absaugung mit variablem Absaugwinkel β nahe der Ablöseposition $x/c \approx 0.835$ untersucht wurde. In den Abb. 1(a) und 1(b) ist deutlich zu erkennen, wie die Absaugung das Rezirkulationsgebiet verkleinert und dadurch den Auftrieb erhöht. Der optimale Absaugwinkel liegt für diesen Fall bei $\beta = 90^\circ$. Aus Abb. 1(e) geht hervor, daß die mit den beiden unterschiedlichen Methoden berechneten Gradienten bis auf kleine Abweichungen erwartungsgemäß übereinstimmen. Ein Beispiel für ein instationäres Problem ist die Umströmung eines rotierenden

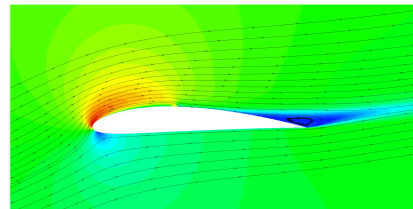
Datum: 19. Oktober 2007

STAB

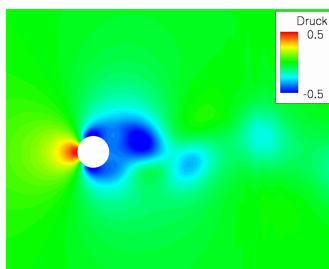
Kreiszyinders bei einer Reynolds-Zahl von $Re = 100$. Bei dieser Konfiguration erfährt der Zylinder aufgrund des Magnus-Effekts bei Rotation im Uhrzeigersinn einen Auftrieb. Gleichzeitig kommt es solange zu einer Widerstandsreduktion, bis die Staupunkte an der Unterseite zusammentreffen (Abb. 1(d)). Bei weiter steigender Drehzahl erhöht sich der Widerstand erneut. Ein Vergleich der Gradienten in Abb. 1(f) zeigt, daß der auf Basis der adjungierten Gleichungen ermittelte Gradient qualitativ mit dem Finite-Differenzen-Gradienten übereinstimmt. Die Ursache für die quantitative Abweichung insbesondere beim Nulldurchgang muß in weiteren Untersuchungen noch geklärt werden.



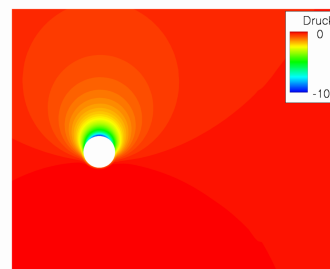
(a) NACA4412, unbeeinflusst



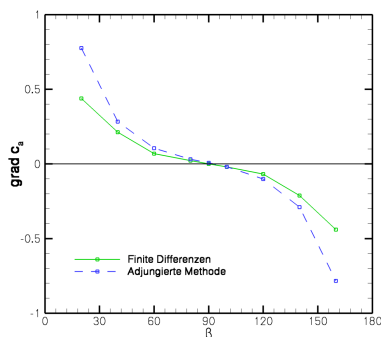
(b) NACA4412, $\beta = 90^\circ$



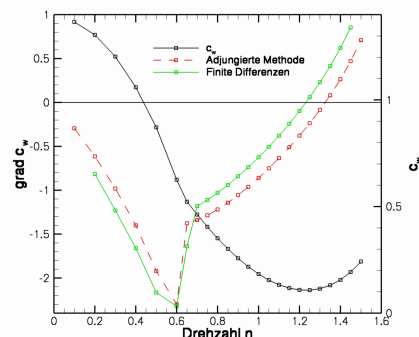
(c) Zylinder, $n = 0$



(d) Zylinder, $n = 1.25$



(e) Vergleich der Gradienten, NACA4412



(f) Vergleich der Gradienten, Zylinder

Literatur:

- [1] A. CARNARIUS, B. GÜNTHER, F. THIELE, D. WACHSMUTH, F. TRÖLTZSCH Numerical Study of the Optimization of Separation Control. In *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, USA, January 2007.

weiteres Vorgehen:

Im weiteren Projektverlauf soll das Verfahren zunächst bezüglich der Optimierung mehrerer Anregeparameter validiert werden. Anschließend steht die Optimierung der Strömungskontrolle an praxisnahen Konfigurationen wie dem HQ41-Profil mit Wölbklappe im Vordergrund.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Th. Grund, Dipl.-Ing. A. Pätzold, Dr.-Ing. I. Peltzer,
Prof. Dr.-Ing. W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 12, 10587 Berlin

Telefon: 030 314-24426

Telefax: 030 314-22955

e-mail : thomas.grund@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: -

Thema:

Untersuchungen zur aktiven Dämpfung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten im Flugversuch

Ausgangssituation:

Neben passiven Methoden (Formgebung) können auch aktive Methoden zur Beeinflussung des laminar-turbulenten Grenzschichtumschlags eingesetzt werden. Sie zielen auf eine direkte Dämpfung der TS-Instabilitäten zur Stabilisierung der laminaren Grenzschicht ab. Bei diesem Verfahren werden die TS-Störampplituden durch das Einkoppeln von kontrollierten Gegenstörungen verringert bzw. ausgelöscht. Die Methode der Active Wave Control (AWC) wurde bereits in Windkanalversuchen erfolgreich angewandt [1,2]. Dabei wurden die für die Transition eines ungefeilten Profils verantwortlichen Tollmien-Schlichting Instabilitäten im frühen linearen Entwicklungsstadium durch eine Superposition mit einer Gegenwelle um bis zu 20dB gedämpft.

Ziel:

Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein Mess- und Regelsystem zur aktiven Dämpfung von Tollmien-Schlichting Instabilitäten für Flugmessungen entwickelt und erprobt.

Lösungsweg:

Die Flugversuche wurden mit einem Segelflugzeug vom Typ Grob G103 TwinII durchgeführt. Für den Einbau der Sensorik und Aktuatorik stand ein Messhandschuh zur Verfügung, der auf die Tragfläche des Versuchsträgers geschoben wurde, Abb.1. Zur Erfassung der TS-Instabilitäten kamen Oberflächenheizdrähte zum Einsatz.



Abbildung 1: G103 TWIN II mit Messhandschuh

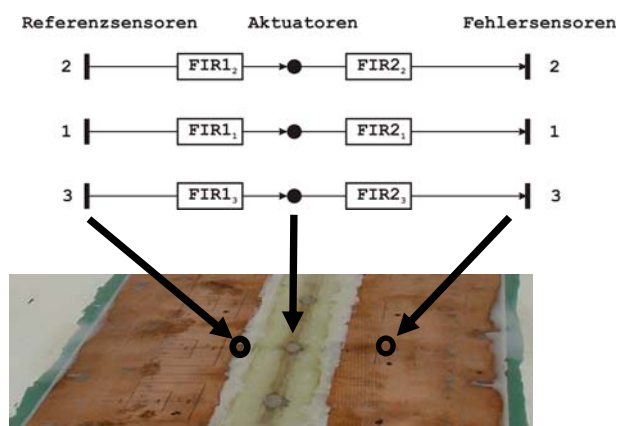


Abbildung 2: oben) ungekoppeltes Regelsystem
unten) Foto auf das Sensorarray mit Aktuator

Die Einkopplung der berechneten Gegenwelle in die Strömung erfolgte mit einem Membranaktuator, Abb.2.

Zunächst wurden am Grenzschichtkanal des ILR Voruntersuchungen durchgeführt, um die adaptive Regelung (filtered-x-Algorithmus) sowie das Messsystem für die Flugmessungen zu testen. Die ersten Versuche zur Anpassung des Regelalgorithmus erfolgten mithilfe von kontrollierten in die Grenzschicht eingekoppelten Störungen. Der dabei spezifizierte Regelalgorithmus bildete die Grundlage für das Regelsystem zur Dämpfung natürlicher Störungen.

Ergebnis:

Die Ergebnisse der Windkanalversuche zeigen, dass durch den Einsatz eines gekoppelten Regelalgorithmus eine höhere Dämpfung erzielt werden kann. Allerdings erhöhen sich die Komplexität und der Rechenaufwand durch die Kopplung der benachbarten Aktuatoren über die Fehlerstrecken beträchtlich. Aus diesem Grund wurde für die ersten Flugversuche das ungekoppelte Regelsystem verwendet.

Die hierbei erreichte Dämpfung im Frequenzbereich der Tollmien-Schlichting Instabilitäten betrug durchschnittlich 6dB, Abb.3. Dies entspricht einer Reduzierung der Signalamplitude um 45 Prozent. Die höherharmonischen Frequenzen konnten aufgrund ihrer Modenkopplung mit den harmonischen Frequenzen fast vollständig ausgelöscht werden. Dies führt zu einer Stromabverschiebung des gesamten Transitionsprozesses um ca. 36mm, Abb. 4.

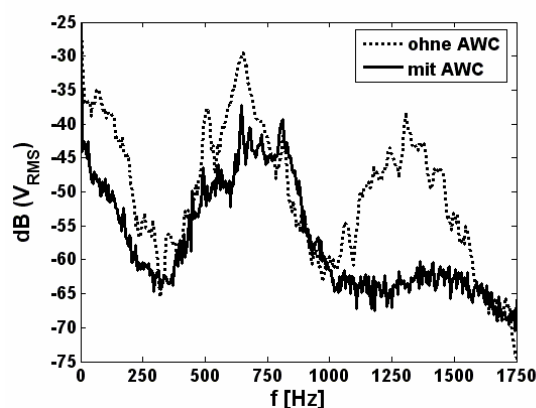


Abbildung 3: Leistungsspektren des Referenzsensors ($x/c=0.484$) mit und ohne AWC

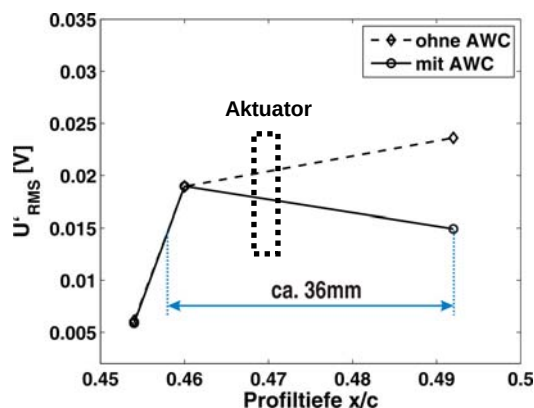


Abbildung 4: Anfachungsverläufe zwischen Referenzsensoren und Fehlersensor

Literatur:

- [1] Baumann, M.: Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting Wellen in einer Flügelschicht, VDI Verlag 1999; Dissertation an der TU- Berlin
- [2] Sturzebecher, D.: Kaskadierte Sensor-Aktuatorssysteme zur aktiven Dämpfung von natürlichen Tollmien-Schlichting-Instabilitäten an einem Tragflügel, VDI Verlag 2002; Dissertation an der TU- Berlin

weiteres Vorgehen:

In weiteren Flugmessungen soll das gekoppelte Regelsystem eingesetzt werden. Nach einem erfolgreichen Abschluss dieser Messungen ist der Aufbau eines stromab kaskadierenden Sensor-Aktuator-System für Flugmessungen geplant, um die laminare Lauflänge schrittweise zu vergrößern.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Plasma Aktuatoren

Ansprechpartner: S. Grundmann, R. Quadros, J. Kriegseis, C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151/166212
64347 Griesheim **Telefax:** 06151/166246
e-mail: s.grundmann@aero.tu-darmstadt.de

Thema: Experimentelle Transitionsverzögerung mit gepulsten und un gepulsten Plasma Aktuatoren

Ausgangssituation:

Dielektrische Barriere Entladungs Aktuatoren, kurz: Plasma Aktuatoren genannt, haben seit wenigen Jahren einen festen Platz auf dem Gebiet der Active Flow Control und in der Grundlagenforschung. Die Zahl der Veröffentlichungen zu dem Thema steigt stetig, wie auch das Interesse der Industrie an der Erprobung der Aktuatoren für technische Anwendungen. Während sich das Hauptaugenmerk vieler Untersuchungen auf die Beeinflussung von Ablösungen an Zylindern, Tragflügeln oder Hinterkanten stumpfer Körper konzentriert, werden am SLA der TU Darmstadt eher grundlagenorientierte Untersuchungen zur Beeinflussung laminarer Grenzschichten durchgeführt.

Ziel:

Es werden sowohl experimentelle wie auch numerische Untersuchungen am SLA durchgeführt. In Windkanalexperimenten wurde gezeigt, dass die Laminarhaltung einer Grenzschicht und das gezielte Dämpfen von Tollmien-Schlichting Wellen mit Plasma Aktuatoren möglich ist. Hierbei haben sich spezielle Anforderungen an die Kraftverteilungen der Plasma Aktuatoren herauskristallisiert, die nicht von jeder Elektrodenkonfiguration erfüllt werden können. Die genaue Spezifikation der Anforderungen, sowie deren Umsetzung ist das Thema eines weiteren Projektes. Parallel zu den Experimenten laufen numerische Untersuchungen bei denen die Windkanalexperimente simuliert werden. Das Ziel der numerischen Untersuchungen ist es, mit einem bestehenden halb empirischen numerischen Modell des Aktuators die durchgeführten Experimente zu begleiten und durch die lückenlose Verfügbarkeit aller strömungsmechanischen Größen Erkenntnisse für die Weiterentwicklung der Technologie zu liefern. Unter Zuhilfenahme der Erkenntnisse beider Projekte soll ein weiterentwickeltes numerisches Aktuatoremodell entwickelt werden, das die Anforderungen an die Genauigkeit der Aktuator-simulation erfüllt und dennoch kostengünstige Simulationen ermöglicht.

Lösungsweg:

Für die experimentelle Transitionsverzögerung werden die Aktuatoren in einer Plattengrenzschicht mit positivem Druckgradient untersucht. Ein elektrodynamisch angetriebener, vibrierender Streifen in der Plattenoberfläche erzeugt künstliche Tollmien-Schlichting Wellen, die zu einer stabilen, beschleunigten Transition auf der Platte führen. Plasma Aktuatoren stromab des Erregers und stromauf der Transitionslage dämpfen bei geeigneten Betriebsparametern die Amplituden der TS-Wellen und bewirken eine Verzögerung der Transition. Die Grenzschicht wird mit Hilfe von Laser Doppler-, Hitzdraht- und Oberflächenheißfilmmessungen untersucht.

Ergebnis:

Eine Transitionsverzögerung kann auf zwei unterschiedliche Weisen mit Plasma Aktuatoren herbeigeführt werden. Die Aktuatoren können kontinuierlich oder gepulst betrieben werden. Mit beiden Modi ist eine Dämpfung der in der Grenzschicht vorhandenen Störungen möglich. Beim ungepulsten Betrieb befinden sich zwei Plasma Aktuatoren stromab der Störquelle. Sie bewirken eine Deformation des Grenzschichtprofils durch die vom Aktuator erzeugte Volumenkraft. Das veränderte Grenzschichtprofil hat die Form einer beschleunigten Grenzschicht, wie unter Einfluss eines negativen Druckgradienten. Dieses Profil zählt zu den stabileren Grenzschicht Profilen und hat eine höhere kritische Reynoldszahl. In der Praxis lassen sich stromab eines eingeschalteten Aktuators bedeutend kleinere Schwankungsamplituden im Grenzschichtprofil messen, als ohne Aktuatorbetrieb. Bei korrekt gewählten Positionen der Aktuatoren und Beträgen der Volumenkraft lässt sich die Transition der Grenzschicht im positiven Druckgradient um bis zu 200mm bei einer Grenzschichtrandgeschwindigkeit von ca. 10m/s verschieben.

Sind der zeitliche Verlauf und die Amplitude der Schwankungen bekannt, ist es möglich mit Plasma Aktuatoren mit gezielten Pulsen die Schwankungen zu dämpfen und somit die Transition zu verzögern. Der Energiebedarf hierfür ist bedeutend geringer, weil auf der einen Seite der Aktuator nicht kontinuierlich betrieben wird und zum anderen der notwendige Betrag der Volumenkraft deutlich geringer ist. Mit einem einzelnen gepulsten Plasma Aktuator lässt sich die Transition im selben Aufbau wie im ungepulsten Betrieb um 60mm verzögern. Der hierfür notwendige Energiebedarf beträgt etwa 6% des Bedarfes im kontinuierlichen Betrieb. Um jedoch eine zuverlässige und stabile Wellenauslöschung zu erhalten, ist es notwendig, dass die Wellenfronten parallel zu den Aktuatoren verlaufen und deren Frequenz, Phasenlage und Amplitude an der Position des Aktuators genau bekannt sind. In der Praxis erfordert dieses einen geschlossenen Regelkreis, der mit ausreichend genauen Sensoren die Eigenschaften der Wellen und das Ergebnis der Auslöschung feststellt und die Betriebsparameter optimiert. Hierfür sind erste Arbeiten am SLA durchgeführt worden. Zur Zeit besteht ein Regelkreis, der die Phasenlage des Plasma Aktuators bezogen auf die Störungen selbstständig einregelt, bis das Optimum gefunden wird. Hierfür wird ein Oberflächenheißfilm stromab des Aktuators genutzt, der das Resultat der Wellendämpfung aufnimmt. Bei Veränderung der Grenzschichtrandgeschwindigkeit wird die Phasenlage automatisch korrigiert, bis das neue Minimum erreicht ist. Dieser Regelkreis beruht darauf, dass die Frequenz der Störungen bekannt ist. Zur Zeit wird diese als bekannte Größe vorgegeben. In aktuellen Untersuchungen wird getestet, wie sich das Signal eines Sensors stromauf des Aktuators verwenden lässt, um diese Frequenz der Wellen in den Regelkreis einzuspeisen. Die Probleme dabei beruhen auf einem sehr kleinem Signal-Rausch-Verhältnis, verursacht durch sehr kleine Amplituden der Wellen und durch starke elektromagnetische Störungen, die der Plasma Aktuator in das Heißfilmmesssystem einstreut.

weiteres Vorgehen:

Die Untersuchungen haben gezeigt, dass zuverlässige Transitionsverzögerungen mit Hilfe von Plasma Aktuatoren erreichbar sind. Hierbei sind diverse Probleme und Limitationen gefunden worden, die in weiteren Grundlagenuntersuchungen zu Plasma Aktuatoren am SLA bearbeitet werden. Dazu zählen die Optimierung des Strömungsfeldes in unmittelbarer Nähe der Aktuatoren für die unterschiedlichen Betriebsmodi durch geeignete Modulation des Kraftfeldes, die Entwicklung geeigneter numerischer Modelle, sowie die Entwicklung effizienter Regelkreise zur aktiven Wellendämpfung. Darüber hinaus lassen sich die Abmessungen und Anordnung der Aktuatoren für bestimmte Anwendungen optimieren.

Datum: 11.10.2007 STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: Bert Günther, Eike Hylla, Frank Thiele

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (ISTA), TU-Berlin

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

Telefon: 030 314 23146

Telefax: 030 314 25405

e-mail : Bert.Guenther@cf.d.tu-berlin.de

weitere Partner:

Thema: Numerische Untersuchung einer Hochauftriebskonfiguration mit aktiver Strömungskontrolle

Ausgangssituation:

Die Tragflächen von Flugzeugen müssen bei Start und Landung sehr hohe Auftriebsbeiwerte erreichen, um mit geringen Fluggeschwindigkeiten und damit verbunden moderaten Rollbahnlängen auskommen zu können. Um diesen Anforderungen zu entsprechen, verwendet man nach dem heutigen Stand der Technik Zwei- bzw. Mehrfachklappensysteme, welche allerdings erhebliche Kosten sowie zusätzliches Gewicht bewirken. Aus diesem Grund geht das Bestreben hin zu einfacheren Konfigurationen mit Einfachklappensystemen. Damit diese die erforderliche aerodynamische Wirkung erzielen können, ist es wichtig, die druckinduzierte Ablösung auf der Klappe zu vermeiden und bis zu hohen Anstellwinkel anliegende Strömungsverhältnisse zu garantieren. Eine vielversprechende Methode um das zu erreichen, ist die aktive Strömungskontrolle mit periodischer Anregung in der Klappengrenzschicht.

Ziel:

Die grundsätzliche Machbarkeit eines solchen Konzepts konnte an einer vereinfachten zweidimensionalen Konfiguration in der Vergangenheit bereits demonstriert werden. Im Rahmen dieser Untersuchungen sollen die gewonnenen Erkenntnisse auf eine *praxisnahe dreidimensionale Konfiguration* bei höherer Reynoldszahl ($Re = 10^6$) übertragen werden. Die Ergebnisse der numerischen Simulationen auf der Basis von *URANS* und *DES* sollen den Einfluss der Anregung auf das instationäre Strömungsfeld verdeutlichen und helfen, die Anregungsparameter zu bewerten. In Kombination mit der Identifikation von Strömungsmerkmalen und der merkmalsbasierten Analyse soll ein besseres Verständnis der Wirkungsweise des angewendeten Aktuatorsprinzips erreicht werden, um so eine bessere Bewertung der optimalen Anregeparameter zu ermöglichen.

Lösungsweg:

Für die numerischen Untersuchungen wird ein Halbmodell mit gepfeiltem Flügel ($\Theta = 30^\circ$) konstanter Sehnenlänge (*Swept Constant-Chord Half Model*, *SCCH*) verwendet, das eine Hochauftriebskonfiguration im Landemodus darstellt. Es werden 2D und 3D Simulationen eines spannweitig unendlichen Flügels durchgeführt, die zum einen die Grundströmung ohne Anregung und zum anderen Versuche mit unterschiedlichen Anregungsparametern (Frequenz, Amplitude) beinhalten. Auf Basis des merkmalsbasierten Vergleiches sollen dabei günstige Anregungsparameter hinsichtlich Auftrieb und erforderlichem Energieaufwand gefunden werden. Alle Simulationen erfolgen auf Basis der instationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (*URANS*). Die Umsetzung des periodischen Anregemechanismus (Saugen/Blasen) erfolgt über eine zeitabhängige Einströmrandbedingung. Der oszillierende Anregestrom ist dabei senkrecht zur Segmentwand gerichtet.

Datum: 16. Oktober 2007

STAB

Ergebnisse:

Auf der Suche nach einer optimalen Anregung wurden numerische Simulationen mit unterschiedlichen Anregeparametern (Frequenz, Intensität, Ausblaswinkel, Pulsbreite) durchgeführt.

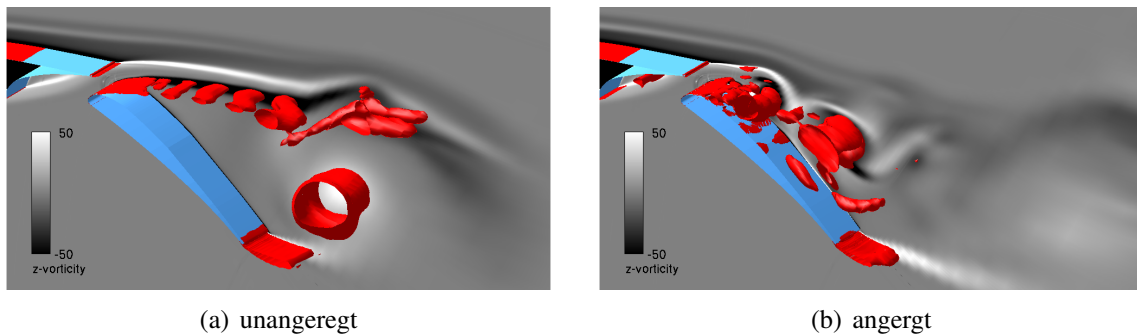


Abbildung 1: Strömungsstrukturen (λ_2) mit und ohne Anregung über der Klappe

Die optimale Anregungsfrequenz befindet sich bei $F^+ = 0.6$. Der maximale Auftrieb der 2D Umströmung ist bei einer Intensität von $C_\mu = 400 \times 10^{-5}$ zu finden. In diesem Anregeszustand kann der Auftriebsbeiwert um 19% gesteigert werden. Die Untersuchungen des schiebenden, unendlichen Flügels zeigen bei gleicher Anregeform ein ähnliches Verhalten, auch wenn die Höhe der Steigerung des 2D-Falls nicht erreicht werden kann. Die maximale Erhöhung des Auftriebsbeiwerts des unendlichen Flügels liegt bei 12% und wird bei einer Intensität von $C_\mu = 300 \times 10^{-5}$ erreicht. Der Grund dieser wesentlich kleineren Steigerung liegt in der Dreidimensionalität der Strömung des unendlichen Flügels begründet, welche durch die Pfeilung induziert wird. Der Vergleich zwischen den Anregeformen periodisches Einsaugen/Ausblasen und gepulstem Blasen zeigt eine höhere Effektivität der Anregung mit Nullmassenfluss. Betrachtet man die einzelnen Elemente (Vorflügel, Hauptflügel, Klappe) in ihrem jeweiligen Auftriebsverhalten bei variierender Anregungsfrequenz, so fällt auf, dass sowohl im unangeregten als auch im angeregten Strömungsfall der Hauptflügel den Hauptanteil des Auftriebs produziert ($\approx 80\%$). Durch periodische Strömungsanregung der Klappengrenzschicht erhöht sich sowohl der Auftriebsanteil des Vorflügels (*max.* 1.8%) als auch der des Hauptflügels (*max.* 8.4%) infolge des *upwash*-Effekts. Es wird deutlich, daß für den Zuwachs an Gesamtauftrieb mit aktiver Strömungsbeeinflussung nicht primär die besser umströmte Klappe verantwortlich ist, sondern infolge der stärker anliegenden Strömung oberhalb der Klappe eine bessere Umströmung des Hauptflügels sowie des Vorflügels erreicht wird. Verantwortlich für eine deutlich verbesserte Umströmung der Klappe sind hierbei die durch die Anregung erzeugten Strukturen. Bei optimaler Anregungsfrequenz ($F^+ = 0.6$) ergeben sich ausgeprägte dreidimensionale Strukturen (Abb. 1). Durch diese Dreidimensionalität wird die Energie der Anregung besser verteilt, und die Entstehung großer kohärenter Wirbelstrukturen wird unterdrückt.

Literatur:

- [1] B. GÜNTHER, F. THIELE, R. PETZ, W. NITSCHKE, J. SAHNER, T. WEINKAUF, H.-C. HEGE Control of separation on the flap of a three-element high-lift configuration. In *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, USA, January 2007.
- [2] J. SAHNER AND T. WEINKAUF AND N. TEUBER AND H.-C. HEGE Vortex and Strain Skeletons in Eulerian and Lagrangian Frames. In *IEEE Transactions on Visualization and Computer Graphics*, Vol. 13(No. 4), pages 980–990, July–August 2007.

weiteres Vorgehen:

In naher Zukunft werden vertiefende Simulationen auf Basis einer Detached-Eddy Simulation (DES) für eine ausgewählte Konfiguration mit und ohne Anregung durchgeführt.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow control, High Lift, Experimentelle Aerodynamik

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

Institution: Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt,
FG Aerodynamik, Sek. F2

Adresse: Marchstrasse 12-14, 10587 Berlin

Telefon: 030 31424426

Telefax: 030 31422955

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

weitere Partner:

Thema:

**Aktive Strömungskontrolle an der Hinterkantenklappe einer Slatlosen
Hochauftriebskonfiguration**

Ausgangssituation:

Sowohl steigende Abflugmassen als auch umweltfreundlichere steile An- und Abflugverfahren stellen heute und in Zukunft hohe Anforderungen an die Hochauftriebssysteme von Flugzeugen. Die Herausforderung großer Anstellwinkel besteht in der Verhinderung von Strömungsablösungen und den damit verbundenen Auftriebsverlusten. Neben passiven Methoden, wie Wirbelgeneratoren, werden auch aktive Massnahmen zur Strömungskontrolle in Betracht gezogen. Tinapp [1] sowie Petz und Nitsche [2] haben dazu die aktive Strömungsbeeinflussung an der Hinterkantenklappe einer generischen Hochauftriebs-konfiguration untersucht. Die Ablösungen auf der Hinterkantenklappe konnten dabei durch periodische Anregung vermieden werden, was in einer deutlichen Steigerung des Maximalauftriebs sowie des maximalen Klappenwinkels resultierte.

Ziel:

Im Rahmen dieser Arbeit soll der Einfluss der Klappenposition, welche durch den Klappenspalt (gap), die Überlappung (overlap) und den Klappenwinkel (η) bestimmt wird, auf die aktive Strömungsbeeinflussung für eine gegebene Anregeposition untersucht werden.

Lösungsweg:

Die Untersuchungen wurden an einer zwei-dimensionalen Hochauftriebskonfiguration mit eingefahrenem Slat durchgeführt. Die Hinterkantenklappe wurde dazu mit einem Aktuator ausgerüstet, der mit Hilfe von gepulster Druckluft die Klappenströmung aktiv beeinflusste. Die Anregeposition auf der Klappe befand sich bei $x/l=0.1$. Die Wirksamkeit der Aktuatorik an diesem Modell wurde mit einer Sechskomponentenwaage im Windkanal untersucht. Zusätzlich wurden im Flügelmittelschnitt die Druckverteilungen erfasst, wodurch der jeweilige Strömungszustand bewertet werden konnte. Durch variable Klappenhalter war es möglich die Klappe relativ zum Hauptelement zu positionieren. Neben der automatischen Anstellwinkelverstellung konnte auch der Klappenwinkel über eine entsprechende Mechanik automatisch verfahren werden, was eine gezielte Sensitivitätsstudie in einem weiteren Parameterraum ermöglichte.

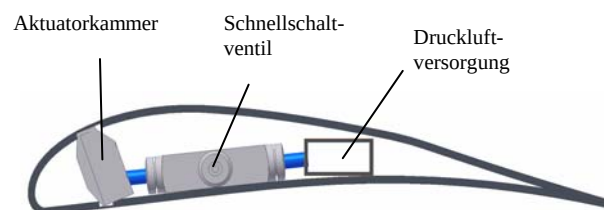


Abb. 1: Hinterkantenklappe mit Aktuator

STAB

Abbildung 2 zeigt das Einstellraster der Hinterkantenklappe für einen Klappenwinkel von $\eta=35^\circ$. Die jeweiligen Anregepositionen sind dabei durch Kreise gekennzeichnet.

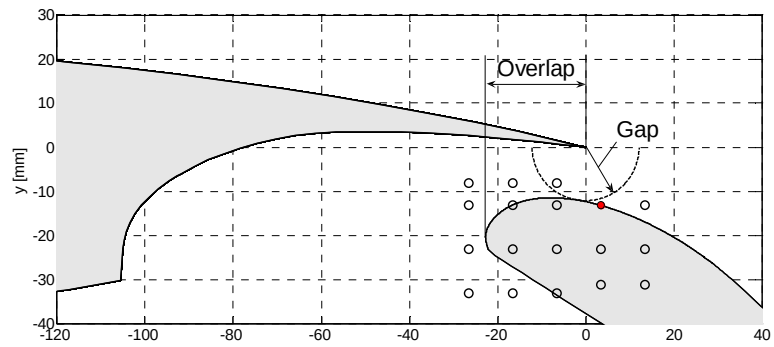


Abb. 2: Messraster mit Anregeorten, $\eta=35^\circ$

Ergebnis:

In Abbildung 3 sind für einen Anstellwinkel $\alpha=6^\circ$ und einen Klappenwinkel $\eta=35^\circ$ die Auftriebsbeiwerte in Abhängigkeit der Klappeneinstellwerte, Gap und Overlap, dargestellt. Die Reynolds Zahl beträgt hierbei $Re=1 \cdot 10^6$. Es wird deutlich, dass der Auftrieb hier für kleine Gap- und Overlapwerte ansteigt. Für große Spalte und große Überlappungen wird der Auftriebsbeiwert verringert. Die Druckluft wurde bei einer Klappentiefe von $x/l=0.1$ mit einer Frequenz von $f=75\text{Hz}$ und einer Pulsbreite von $DC=50\%$ ausgeblasen. Abbildung 4 zeigt die prozentuale Änderung des Auftriebs durch die Anregung. Die maximale Steigerung des Auftriebs wird dabei in dem Bereich erzielt in dem der Auftrieb ohne Anregung am geringsten ist. Die prozentuale Steigerung beträgt dabei konfigurationsabhängig bis zu 10%.

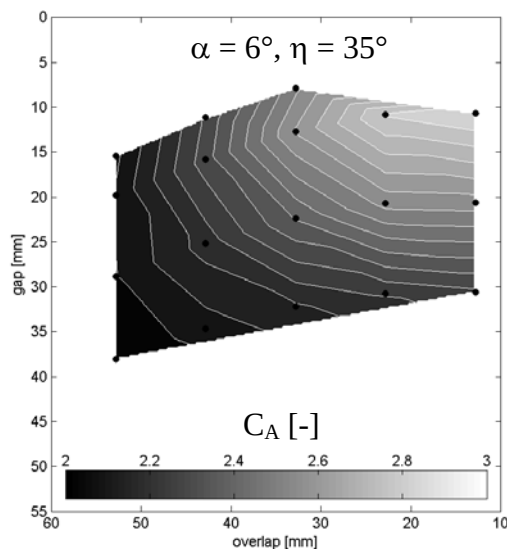


Abb. 3: Auftriebsbeiwerte in Abhängigkeit von Gap und Overlap für $\alpha=6^\circ$, $\eta=35^\circ$ & $Re=1 \cdot 10^6$

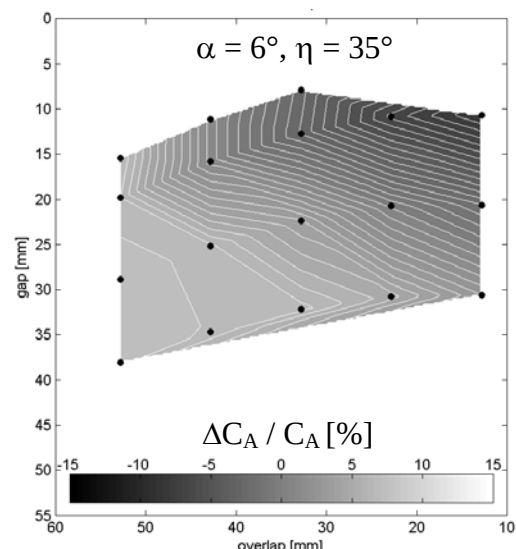


Abb. 4: Prozentuale Änderung des Auftriebsbeiwertes durch Anregung in Abhängigkeit von Gap und Overlap für $\alpha=6^\circ$, $\eta=35^\circ$, $Re=1 \cdot 10^6$, $f=75\text{Hz}$ & $DC=50\%$

Literatur:

- [1] TINAPP, F., Aktive Kontrolle der Strömungsablösung an einer Hochauftriebs-Konfiguration, *Dissertation*, Archiv Digitaler Dissertationen der TU Berlin, Technische Universität Berlin, 2001
- [2] Petz, R. & Nitsche, W., 'Active Separation Control on the Flap of a Two-Dimensional Generic High-Lift Configuration', *Journal of Aircraft* Vol. 44(3), pp. 865-874, 2007

weiteres Vorgehen:

In weiteren Versuchen soll der Einfluss von Position und Richtung der Anregung auf der Hinterkantenklappe näher untersucht werden. Weiterhin sollen die Parameter Frequenz, Amplitude und Pulsbreite durch eine Regelung optimiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/**Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner

St. Hein, E. Schüle

Institution

DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

AdresseBunsenstr.10
37073 Göttingen**Telefon** 0551 / 709-2687**Telefax** 0551 / 709-2404**e-mail** Stefan.Hein@dlr.de**weitere Partner**ONERA (project coordinator), Airbus UK, CIRA,
Dassault Av., FOI, IBK, IST, KTH**Thema**

Preparation and analysis of an RWG experiment on laminar flow control by suction at Mach 2 within SUPERTRAC

Ausgangssituation

Different concepts of laminar flow control for supersonic swept wing flows are currently investigated in the EU project SUPERTRAC (SUPERsonic TRAnsition Control) [1]. For subsonic and transonic flight Mach numbers the feasibility and potential benefits of laminar flow control by suction have been evaluated and demonstrated in several wind tunnel and flight experiments already. For supersonic flows, however, comparable experience and knowledge is not available yet. Therefore, in SUPERTRAC work package 3 experimental and numerical studies on laminar flow control by suction for a infinite swept wing configuration at Mach 2 are performed. The Ludwig Tube Facility (RWG) at DLR Göttingen with a test section of 0.34m x 0.35m is used for these experiments. Hence, a rather small wind tunnel model is required and the measurements have to be performed at relatively high freestream unit Reynolds numbers which introduces some additional complexity for the design of the wind tunnel model. Therefore, a comprehensive numerical trade-off analysis was required in preparation of the wind tunnel experiments to define a wind tunnel model and test conditions which meet the different and partly conflicting requirements best.

Ziel

Extension of the concept of laminar flow control by suction to supersonic swept wing flows.

Lösungsweg

N-factor computations have been performed for different freestream conditions, relative profile thicknesses and sweep angles of the wing. Both sharp and blunt leading edges were considered. Moreover, the suction rates, the position and the downstream extend of the suction panel were varied systematically. The work was shared between the project partners. These numerical data were used to select a suitable model configuration for the RWG experiments.

Ergebnis

Figure 1 shows a comparison of the N-factor results for the sharp and blunt leading edge with a nose radius of 1mm without suction. Due to the detached bow shock of the blunt configuration the total deflection of the boundary-layer edge streamline is larger. Hence, crossflow instability sets in further upstream and is more amplified. Therefore, stronger suction would be required for the blunt case and also has to start further upstream where the local thickness of the aerofoil is still small and the integration of a suction system into the model would be difficult. This was one of the main arguments for finally choosing a sharp leading edge for

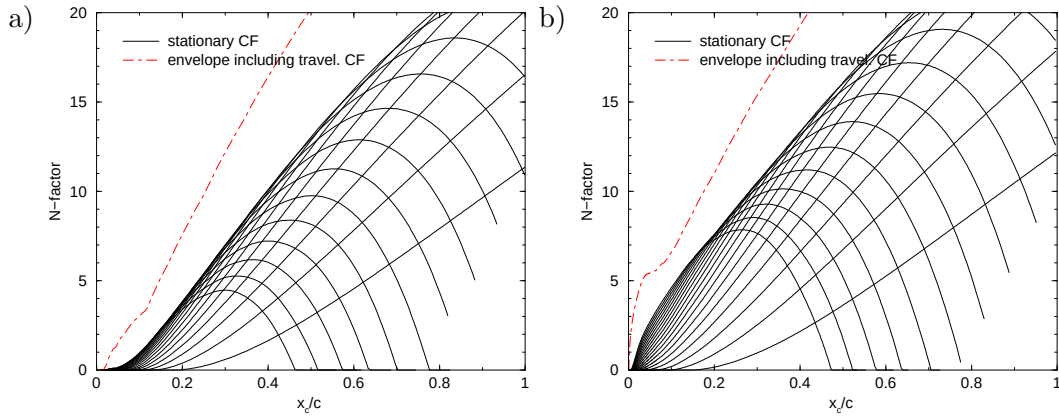


Figure 1: Local N-factor results for stationary crossflow disturbances of different spanwise wavenumbers (solid lines) without suction ($M_\infty = 2$, sweep angle $\phi = 30^\circ$, freestream unit Reynolds number $Re_{u,\infty} = 40 \text{ Mio } m^{-1}$). The dashed-dotted line represents the envelope of all N-factor curves when also travelling crossflow modes are considered. (a) sharp leading edge, (b) blunt leading edge with a nose radius of 1mm.

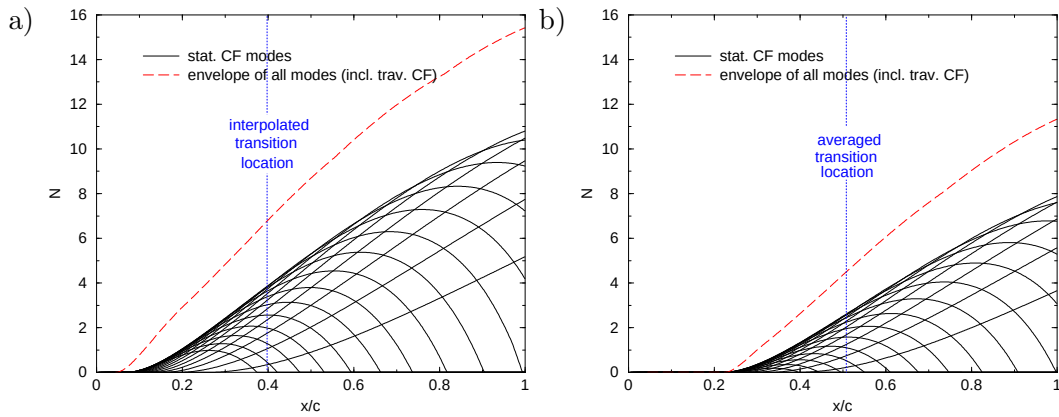


Figure 2: Local N-factor results for stationary crossflow disturbances of different spanwise wavenumbers (solid lines) together with the corresponding transition location from the RWG experiment ($M_\infty = 2$, $\phi = 20^\circ$, $Re_{u,\infty} = 29.5 \text{ Mio } m^{-1}$). (a) clean wing configuration, (b) model equipped with suction panel, mean suction rate $V_s \approx 0.56 \text{ m/s}$.

the wind tunnel model. The parametric studies on the suction distribution indicated that a single suction chamber located between $x/c = 0.05$ and $x/c = 0.20$ should be sufficient. The suction panel was manufactured from sinter material of relatively high porosity. With this setup a significant delay of laminar-turbulent transition could be achieved in the RWG experiments, as shown in figure 2 where the measured transition locations without and with suction are plotted on top of the calculated local N-factor results.

Literatur

- [1] Arnal, D.; Unkel, C. G.; Krier, J.; Sousa, J. M.; Hein, S.: Supersonic laminar flow control studies in the SUPERTRAC project. 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006, 3-8 Sept. 2006, Hamburg.

Weiteres Vorgehen

Detailed analysis of the experimental data and comparison with the numerical results.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis**

Laminarhaltung von Tragflügeln

Ansprechpartner St. Hein

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 ONERA (project coordinator), Airbus UK, CIRA,
Dassault Av., FOI, IBK, IST, KTH

Thema

Laminar flow control by micron-sized roughness elements at supersonic Mach numbers within SUPERTRAC

Ausgangssituation

Recent experiments [1,2] successfully demonstrated the possibility of delaying crossflow-dominated laminar-turbulent transition by controlled stimulation of properly selected disturbances inside the boundary layer, generated e.g. by a row of in spanwise direction equally spaced roughness elements on the surface of the swept wing. The basic idea is to control the growth of the most dangerous instabilities (denoted here as 'target'), i.e. those which finally trigger the laminar-turbulent breakdown of the flow, by stimulation of some other instability modes ('killer') that are able to reduce the growth of the most dangerous ones. Thereby the location of laminar-turbulent transition should move further downstream. As this concept rests upon a nonlinear mechanism it cannot be modeled or understood in a linear framework like the e^N approach. Different aspects of laminar flow control for supersonic swept wing flows are currently investigated within the EU project SUPERTRAC [3] (SUPERsonic TRAnsition Control). In work package 2 a basic experiment on laminar flow control by micron-sized roughness elements was designed. The measurements were performed in the ONERA S2MA wind tunnel and are analysed in detail now.

Ziel

Extension of the concept of laminar flow control by micron-sized roughness to supersonic swept wing flows, a better understanding of the relevant physical mechanisms, further development of the numerical models, and a first assessment of the potential of this concept.

Lösungsweg

The modes used for control have to be stimulated at suitable amplitudes and with properly selected spanwise wavelength. If the amplitude is chosen too small, the nonlinear interaction is too weak and thus not effective in reducing the growth of the most dangerous modes. On the other hand, if the amplitude is chosen too large the artificially promoted modes themselves may trigger early transition. Therefore, in preparation of the windtunnel experiment at first linear instability calculations were necessary to identify the most amplified instability modes ('target') which are expected to trigger laminar-turbulent transition in the uncontrolled case. Moreover, these results were used to select less amplified modes ('killer') which seemed to be suitable for control. In a second step the nonlinear interaction between the target and the killer modes were studied by nonlinear PSE for different initial disturbance amplitudes. A receptivity analysis finally provided the link between the initial disturbance amplitude of the killer mode and the size and position of the roughness elements. For the receptivity analysis

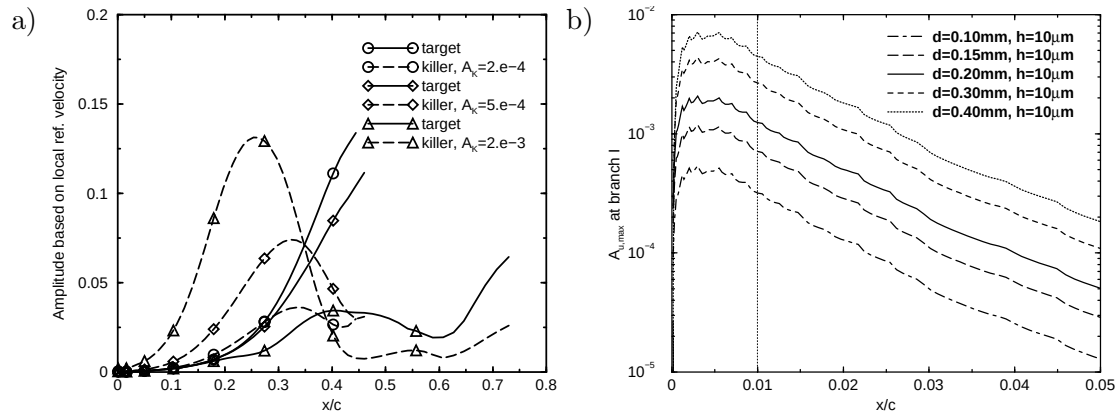


Figure 1: (a) nonlinear PSE results: reduced growth of the (linearly) most amplified stationary crossflow instability (target) with increasing initial amplitude A_k of the disturbance selected for control (killer). (b) results from receptivity analysis: equivalent branch I amplitude of stationary crossflow disturbances generated by a row of in spanwise direction equidistantly spaced cylindrical roughness elements of height h as a function of the chord position x/c of the spanwise row and different diameters d of the roughness elements.

a simplified residue-based approach was chosen which assumes a local parallel flow and is valid for small roughness sizes only. From these numerical data the most promising parameter combinations to be studied in experiment were selected.

Ergebnis

The nonlinear PSE studies indeed indicate that the growth of the most amplified stationary crossflow disturbances ('target') may be reduced by the presence of less amplified stationary crossflow modes ('killer') provided that a suitable initial killer amplitude A_k is chosen (figure 1a). The corresponding size and position of the roughness elements was derived from the results of the receptivity studies plotted in figure 1b. Unfortunately, for the very high unit Reynolds numbers of the wind tunnel experiment rather small roughness elements are appropriate only. Hence, mounting them on the model surface appeared to be difficult and some of the originally planned roughness element configurations could not be tested in the experiment. Whether this could be considered as one of several possible reasons why a delay of transition by micron-sized roughness elements was not observed in the experiment is currently under investigation.

Literatur

- [1] Saric, W.; Carrillo, R. B.; Reibert, M. S.: Leading-edge roughness as a transition control mechanism. AIAA 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, January 12–15, 1998, Reno, Nevada, AIAA-98-0781.
- [2] Saric, W. S.; Reed, H. L.: Supersonic laminar flow control on swept wings using distributed roughness. 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 14-17 January 2002, Reno, Nevada. AIAA 2002-0147.
- [3] Arnal, D.; Unckel, C. G.; Krier, J.; Sousa, J. M.; Hein, S.: Supersonic laminar flow control studies in the SUPERTRAC project. 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, ICAS 2006, 3-8 Sept. 2006, Hamburg.

Weiteres Vorgehen

Detailed analysis of the experimental data and comparison with the numerical results.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control

Ansprechpartner: Christoph Jensch, Kai-Christoph Pfingsten, Rolf Radespiel

Institution: Institut für Strömungsmechanik
Technische Universität Braunschweig

Adresse: Bienroder Weg 3
38106 Braunschweig

Telefon: (0531) 391-2971
Telefax: (0531) 391-5259
e-mail: c.jensch@tu-bs.de

weitere Partner: -

Thema: **Aerodynamische Untersuchungen der Auftriebserhöhung durch Ausblasen an Hinterkantenklappe und Profilnase**

Ausgangssituation:

Durch die Verwendung von spaltlosen Klappensystemen mit Zirkulationskontrolle an einem Tragflügel können verglichen mit Hochauftriebssystemen wie Fowlerklappen die Lärmemission bei Start und Landung eines Flugzeugs reduziert und auf Grund der einfacheren Klappenkonstruktion Gewicht eingespart werden. Bisherige Untersuchungen am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig [1] haben gezeigt, dass Tragflügelprofile, an denen Luft stromauf der Klappenoberseite ausgeblasen wird, in der Lage sind, Auftriebsbeiwerte eines Tragflügels mit Mehrfach-Spaltklappen zu erreichen und zu übertreffen. Durch zusätzliches Ausblasen an der Profilnase soll die Zirkulation weiter erhöht und ein Ablösen der Strömung an der Profilnase bei höheren Anstellwinkeln verhindert werden, wodurch die Auftriebsbeiwerte weiter gesteigert werden können.

Ziel:

Mit Hilfe numerischer Simulationen sollen die aerodynamischen Eigenschaften eines Tragflügelprofils mit Ausblasen stromauf der Hinterkantenklappe und an der Profilnase ermittelt werden. Dabei werden Anstellwinkel, Machzahl der Anströmung, Position des vorderen Ausblasespalts, dimensionsloser Impulsbeiwert der ausgeblasenen Luft und Klappenwinkel variiert, um den Einfluss der einzelnen Parameter auf die Auftriebserhöhung aufzeigen zu können.

Lösungsweg:

Die Grundlage für das Profil mit einem Spalt stromauf der Oberseite der Hinterkantenklappe und an der Profilnase bildet ein bereits am Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig vorhandenes Profil mit einem Spalt stromauf der Hinterkantenklappe (ES-Profil), welches auf einem FNG-Profil basiert. Die Profiltiefe beträgt bei nicht ausgeschlagener Klappe sechs Meter. Das Profil besitzt eine große Hochauftriebsklappe mit einer Länge, die dem 0,29-fachen der Profiltiefe entspricht. Der vordere Spalt hat wie der hintere Spalt eine Höhe von einem Tausendstel der Profiltiefe. Beide Spalte sind in Abbildung 1 dargestellt. Das Tragflügelprofil mit großer Hochauftriebsklappe ist mit 60° Klappenausschlag in Abbildung 2 und mit 80° Klappenausschlag in Abbildung 3 dargestellt.

Die numerischen Simulationen wurden mit Hilfe des am DLR entwickelten Strömungslösers TAU [2] durchgeführt. Die Positionen des vorderen Spalts liegen bei $x/c = 0,02$ (DS 02-Profil) und $x/c = 0,4$. Der dimensionslose Impulsbeiwert variierte zwischen $c_\mu = 0,043$ und $c_\mu = 0,083$. Die Klappenwinkel betragen $\eta = 60^\circ$ und $\eta = 80^\circ$. Bei der bereits in früheren Untersuchungen verwendeten Machzahl von $Ma_\infty = 0,21$ bilden sich auf der Profilnase Gebiete mit Überschallgeschwindigkeit und Verdichtungsstößen. Daher wurden auch numerische Simulationen mit geringeren Machzahlen wie $Ma_\infty = 0,15$ und $Ma_\infty = 0,125$ durchgeführt.

Ergebnis:

Durch das zusätzliche Ausblasen aus dem zweiten Spalt konnten die Auftriebsbeiwerte weiter gesteigert werden. Das Ausblasen an der Profilnase bei $x/c = 0,02$ erbrachte bei gleicher Konfiguration höhere Auftriebsbeiwerte als das Ausblasen auf dem Profilirücken bei $x/c = 0,4$. Für das Tragflügelprofil mit nur einem Spalt stromaup der Klappe bei 80° Klappen ausschlag konnte bei $Ma_\infty = 0,15$ und $c_\mu = 0,083$ ein maximaler Auftriebsbeiwert von $c_{a, \max} = 5,51$ bei $\alpha = -7^\circ$ erreicht werden. Durch zusätzliches Ausblasen an der Profilnase konnte der Anstellwinkel des maximalen Auftriebsbeiwerts um $\Delta\alpha = 4^\circ$ erhöht werden, es wurde ein maximaler Auftriebsbeiwert von $c_{a, \max} = 6,13$ bei $\alpha = -3^\circ$ erreicht. Die Abbildung 4 zeigt Auftriebsbeiwerte aufgetragen über dem Anstellwinkel für unterschiedliche Konfigurationen.

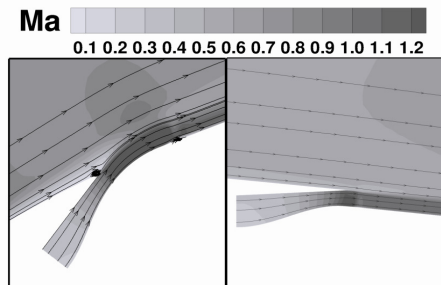


Abbildung 1: vorderer und hinterer Spalt
 $Ma_\infty = 0,21$; $Re = 29 \cdot 10^6$
 $\alpha = -3^\circ$; $\eta = 60^\circ$

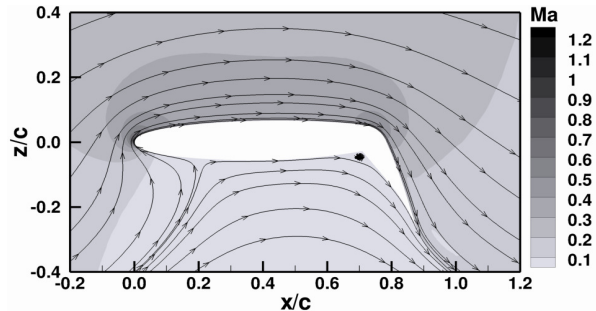


Abbildung 2: Profil mit Spalt vor Klappe und an der Nase
 $Ma_\infty = 0,15$; $Re = 21 \cdot 10^6$; $\eta = 60^\circ$; $\alpha = 3^\circ$
 $c_a = 5,52$; $c_w = 0,0929$; $c_{m1/4} = -0,890$

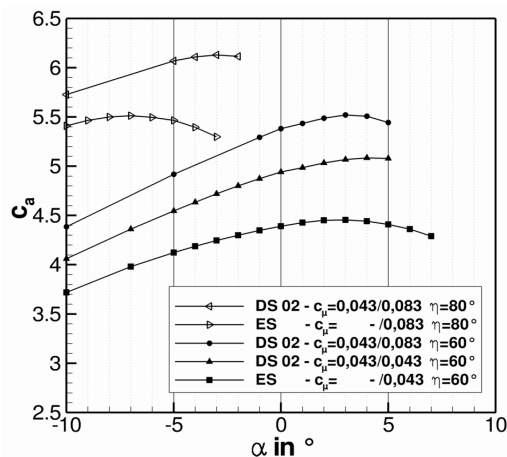


Abbildung 4: c_a über α
 $Ma_\infty = 0,15$; $Re = 21 \cdot 10^6$

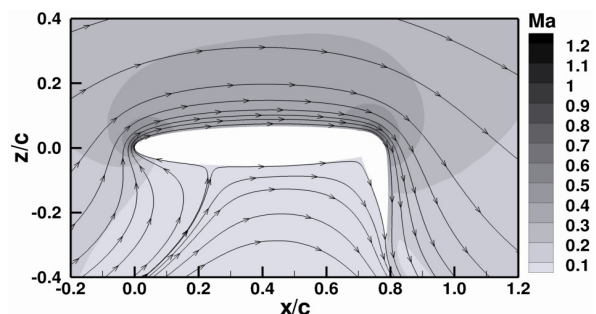


Abbildung 3: Profil mit Spalt vor Klappe und an der Nase
 $Ma_\infty = 0,15$; $Re = 21 \cdot 10^6$; $\eta = 80^\circ$; $\alpha = -3^\circ$
 $c_a = 6,13$; $c_w = 0,1039$; $c_{m1/4} = -1,099$

Literatur:

- [1] K.-C. Pfingsten, C. Jensch, K. W. Körber, R. Radespiel: *Numerical Simulation of the Flow Around Circulation Control Airfoils*. First CEAS European Air and Space Conference, Berlin, 2007.
- [2] DLR, Institute of Aerodynamics and Flow Technology: *Tau-Code User Guide*. Release 2006.1.0, April 11, 2006.
- [3] R. Löhr, F. Thomas: *Die Auftriebserhöhung eines Rechteckflügels mit Ausblasen an der Profilnase und an der Hinterkantenklappe*. Institutsbericht 61/18, Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig, 1961.
- [4] K. Gersten, R. Löhr: *Untersuchungen über die Auftriebserhöhung eines Tragflügels bei gleichzeitigem Ausblasen an der Hinterkantenklappe und an der Profilnase*. Institutsbericht 62/34, Institut für Strömungsmechanik der TU Braunschweig, 1962.

Weiteres Vorgehen:

Weitere Variationen der Konfiguration sollen folgen, um das Abrissverhalten in Abhängigkeit von Machzahl der Anströmung, dimensionslosem Impulsbeiwert und Klappenwinkel genauer zu ermitteln. Feinere Variationen der Machzahl und der Spaltposition an der Profilnase sollen untersucht werden, um den Einfluss der Machzahl der Anströmung besser beurteilen zu können und Verdichtungsstöße an der Nase zu vermeiden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Plasma Aktuatoren

Ansprechpartner: J. Kriegseis, S. Grundmann, R. Quadros, C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151/166210
64347 Griesheim **Telefax:** 06151/166246
e-mail: kriegseis@sla.tu-darmstadt.de

Thema: **Bewegungsmuster im Nahfeld eines Plasma Aktuators bei ruhender Luft**

Ausgangssituation:

Aktuelle Forschungen am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA) der TU Darmstadt beschäftigen sich mit Plasmaaktuatoren. Während sich die meisten Arbeiten auf den Einsatz von Plasma Aktuatoren zur Beeinflussung von Ablösungen an Profilen oder Zylindern konzentriert, liegen die Schwerpunkte des Fachgebietes SLA bei der Grenzschichtbeeinflussung auf Oberflächen ohne Krümmung, bzw. von Grenzschichten ohne und mit schwachen Druckgradienten. In experimentellen Parameterstudien konnten beachtliche Transitionsverzögerungen gezeigt werden [1], die in numerischen Berechnungen bereits reproduziert werden konnten [2]. Während der Experimente stellte sich heraus, dass die geometrische Konfiguration des Aktuators von entscheidender Bedeutung für das Ergebnis der Störungsdämpfung bzw. Grenzschichtstabilisierung und somit auch für die Transitionsverzögerung ist.

Ziel:

Bisherige Untersuchungen zur Optimierung des Aktuators berücksichtigen die räumliche Verteilung der von ihm erzeugten Volumenkraft und damit die von ihm erzeugte Geschwindigkeitsverteilung in unmittelbarer Nähe des Aktuators selten. Da diese aber entscheidend für das Ergebnis der Störungsdämpfung in einer laminaren Grenzschicht ist, sollen am SLA die Mechanismen der Einflussnahme eines Aktuators auf eine Grenzschicht genauer untersucht werden. Von besonderem Interesse ist dabei die Vermeidung bzw. Minimierung von parameterabhängig auftretenden Rezirkulationszonen (Abb.1b), sowie genaue Kenntnis über deren räumliche und zeitliche Bewegungen (Abb.1c-1e). Derartige Schwankungen können als Fluktuationsamplituden und –frequenzen interpretiert werden, die den positiven Effekt der Grenzschichtstabilisierung schwächen oder unter Umständen sogar kompensieren.

Lösungsweg:

Im Bereich um die obere Elektrode wurden PIV-Experimente durchgeführt, deren Ergebnisse mit der Methode der POD in typische, das mittlere Strömungsfeld überlagernde Bewegungsmuster (Moden) übersetzt wurden. Eine Transformation der Originaldatensätze in die neue Basis der Moden und anschließende Analyse der zu diesen Moden gehörenden Koeffizienten sollte Aufschluss über die Anteile einzelner Bewegungsmuster am tatsächlichen Strömungsverhalten in nächster Umgebung der oberen Elektrode geben. Die Experimente wurden in ruhender Luft durchgeführt, um nur die vom Aktuator induzierte Strömung zu erfassen. Desweiteren wurden die folgenden zum Teil konstanten Parameter verwendet:

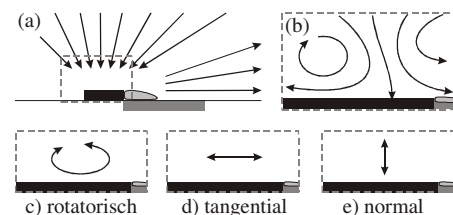


Abb.1: a) Skizze des Aktuators; b) Rezirkulationszone; c-e) Fluktuationsarten

- Spannung des Aktuators: 7kV, 8kV, 9kV, 10kV
- Modulationsfrequenz: 6.5 kHz
- Breite der oberen Elektrode: 1.0 mm, 2.5 mm, 5.0 mm, 7.5 mm
- Breite der unteren Elektrode: 10 mm
- Untersuchter Bereich: 7x5 mm², 18x13 mm²

Ergebnis:

Ein Vergleich des Einflusses unterschiedlicher Elektrodenbreiten (kursiv gekennzeichnete Parameter) spiegelt sehr anschaulich die in Abb.1c)-e) skizzierten Fluktuationen wieder.

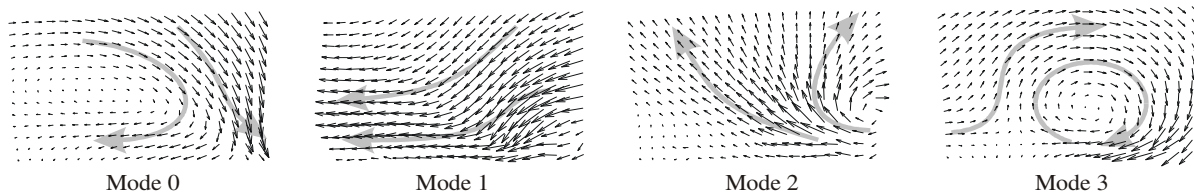


Abb.2: Mittelwertbild (Mode 0), sowie die drei leistungsstärksten Eigenformen (Moden 1-3)

In Abb. 2 sind die Vektorfelder des Mittelwertbilds und die Bewegungsmuster der ersten drei POD-Moden dargestellt. Diese werden bei der Rekonstruktion der Originaldatensätze durch Superposition mit entsprechenden Koeffizienten auf den Mittelwert addiert. Im Einzelnen bedeuten hierbei starke Fluktuationen der Koeffizienten des ersten Modes wandparallele und des zweiten Modes wandnormale Fluktuationen des Strömungsverhaltens. Der Einfluss des dritten Modes bewirkt eine Verstärkung/Abschwächung der Rezirkulation.

	1.0 mm		2.5 mm		5.0 mm		7.5 mm	
Mode	$\bar{a}$	σ	$\bar{a}$	σ	$\bar{a}$	σ	$\bar{a}$	σ
1	-1.07	2.57	2.69	1.83	-0.61	1.58	1.66	3.61
2	-1.72	1.46	<i>-4.13</i>	0.99	-0.59	0.63	<i>1.15</i>	1.03
3	1.02	0.78	<i>-0.77</i>	1.63	-0.62	0.82	<i>0.91</i>	1.38

Tab.1: Mittelwerte $\bar{a}$ und Standardabweichungen σ der Koeffizienten der Moden 1-3 nach Rekonstruktion der Datensätze für die verschiedenen Breiten der oberen Elektrode

Ein Vergleich der Werte in Tab.1 zeigt das unterschiedliche Bewegungsverhalten der Aktuatorströmung bei Elektrodenbreitenvariation. Besonders auffallend ist der Vergleich der Mittelwerte $\bar{a}_2$ und $\bar{a}_3$ der Elektrodenbreiten 2.5 und 7.5 mm (kursiv in Tab.1):

Wegen der negativen Vorzeichen bewirken Mode 2 bei der schmalen Elektrode eine Verstärkung des Ansaugens und wandparallelen Abblasens der Umgebungsluft (vgl. Abb.1a) und Mode 3 eine Abschwächung der Rezirkulation, was einen wünschenswerten Effekt darstellt – bei der breiteren Elektrode wirken beide Moden entgegengesetzt, wodurch der Wandstrahl geschwächt und die Rezirkulation verstärkt werden.

Wie in den Experimenten zur Transitionsverzögerung [1] zeigt sich auch bei der POD-Analyse ein Optimum der oberen Elektrode bei einer Breite von 2.5 mm.

Literatur:

- [1] Grundmann, S., Tropea, C. (2007) Experimental transition delay using glow-discharge plasma actuators. Exp Fluids 42:653-657
- [2] Quadros, R., Grundmann, S., Tropea, C. (2007) Numerical Simulations of the Transition Delay Using Plasma Actuators. 7th Int.l ERCOFTAC Symp. on Engg. Turb. Modelling and Meas. - ETMM7 - 4 – 6 June 2008, Cyprus. Status: submitted.

weiteres Vorgehen:

In den POD-gefilterten Datensätzen sollen mit Hilfe topologischer Ansätze Singularitäten gekennzeichnet, deren Trajektorien als Störungen klassifiziert werden, die mit LST als wirkungsvoll bzw. harmlos hinsichtlich der Stabilität einer Grenzschicht eingeordnet werden können.

Datum: 12.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Plasma Aktuatoren

Ansprechpartner: R. Quadros, J. Kriegseis, S. Grundmann, C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
Technische Universität Darmstadt, Germany

Flughafenstrasse 19

Telefon: 06151/16-6202

64347 Griesheim

Telefax: 06151/16-4754

E-mail : r.quadros@sla.tu-darmstadt.de;

Thema: Tollmien-Schlichting waves control using plasma actuators

Ausgangssituation:

Plasma actuators have proven effective for separation control of airfoils and bluff bodies. They can also be used as a transition strip to promote transition from a laminar to a turbulent boundary layer. Our group concentrates on transition delay using pulsed and non-pulsed plasma actuators [1]. The experimental work is accompanied by numerical investigations to yield insight into the mechanism of the cancellation or attenuation of Tollmien-Schlichting (TS) waves in the laminar boundary layer. This manuscript presents first comparisons of LES simulations with the experimental results. It can be shown that the simulation of the plasma actuator as a stationary body force is sufficient to capture the observed stabilization of a laminar boundary layer.

Ziel:

To simulate transition on a flat-plate boundary layer numerically using dynamic Smagorinsky model. To analyse the flow control of TS-wave with plasma.

Lösungsweg:

Dielectric Barrier Discharge (DBD) Actuators (Plasma actuators) are composed of two electrodes. The lower electrode is covered by an

insulation film (dielectric barrier) while the upper one remains blank, (lower middle diagram of figure 1). A high AC-Voltage of 10kV and 6kHz applied to the electrodes causes the air to break down and a weakly ionized plasma is created which is accelerated in the electrical field. It creates a body force by collisions with the neutral air molecules. To simulate the effect of a

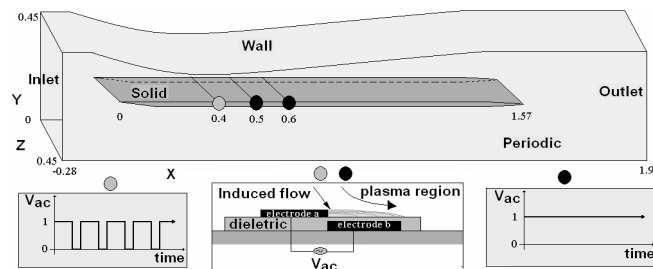
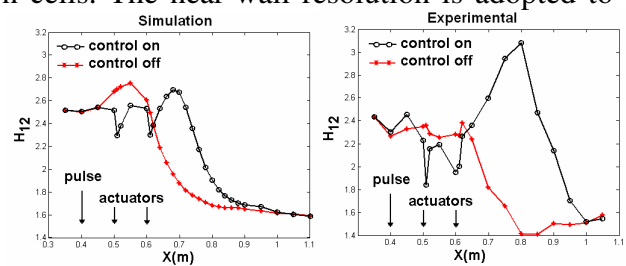


Figure 1. Overview of flow domain and actuator positions

plasma actuator a semi-empirical model, described and calibrated in [2], is used to represent the plasma actuator as a body force in the numerical simulations. The model is implemented into the CFD code FASTEST using a large eddy simulation (LES) approach. The solver is based on a finite volume method for solving the filtered Navier-Stokes equations. As sub-grid model of the LES the formulation of dynamic Smagorinsky is used.

The three-dimensional computational domain contains a spanwise slice of 100mm width across the test section in which the experimental results were obtained. A flat plate is placed in the wind tunnel with an insert on the upper wall of the test section. The insert is designed to create a constant, positive pressure gradient; hence promoting transition. A plasma actuator 400mm downstream of the leading edge is operated in pulsed mode to induce TS-waves into the boundary layer (turbulator) and establishing controlled transition. The entire domain is divided into 30 structured blocks and a total of 3 million cells. The near-wall resolution is adopted to realize a y^+ of 0.5 to 1. on the plate.

Ergebnisse:



Deeper insight into the capability of the numerical method to capture the transition delay can be obtained by evaluating the development of the shape factor in experiment and simulation. Figure 2 shows the shape factors of the numerical and experimental results. The shape factor rises quickly due to the adverse pressure gradient and the boundary layer becomes highly unstable. At the position of approximately $x = 600\text{mm}$ the shape factor decreases rapidly where the transition starts. With the control actuators working the shape factor drops at the position of the actuators due to their acceleration and deformation of the profiles and the transition occurs approximately 100mm further downstream, compared to the case without actuation.

Figure 2. Comparison and development of the shape factor in numerical and experimental studies.

The wall shear stresses in figure 3 is another parameter to analyze transition. All actuators cause thin peaks in this diagram because the control actuators act accelerating on the boundary layer. The altered velocity profile decays rapidly after a short length for both control actuators. Again the delay of transition can be clearly seen in this diagram.

Figure 3. Wal

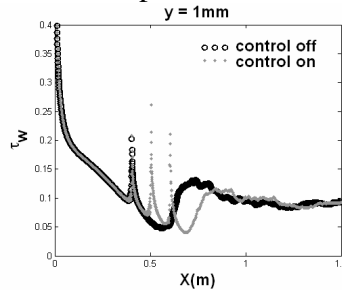


Figure 4 shows the comparisons of experimental and numerical results for the mean and fluctuating velocity for both cases.

The upper figures show the boundary layer at the position $x=550\text{mm}$. At this position the boundary layer is laminar in both cases. The fluctuations shown in the u_{rms} -profile without actuation clearly show the typical profile of strong TS-waves. The case with control actuators working has significantly smaller amplitudes and does not show the TS-waves. The agreement of the numerical results with the experimental results is very satisfactory. The next position ($x=750\text{mm}$) presented in the second row, shows that the transition is almost complete without control actuators working, while the boundary layer is still laminar with the control actuators on. The amplitude of the fluctuations is still very small. The last row of figures shows fully developed turbulent profiles in both cases. The transition is completed in the experimental as well as in the numerical results.

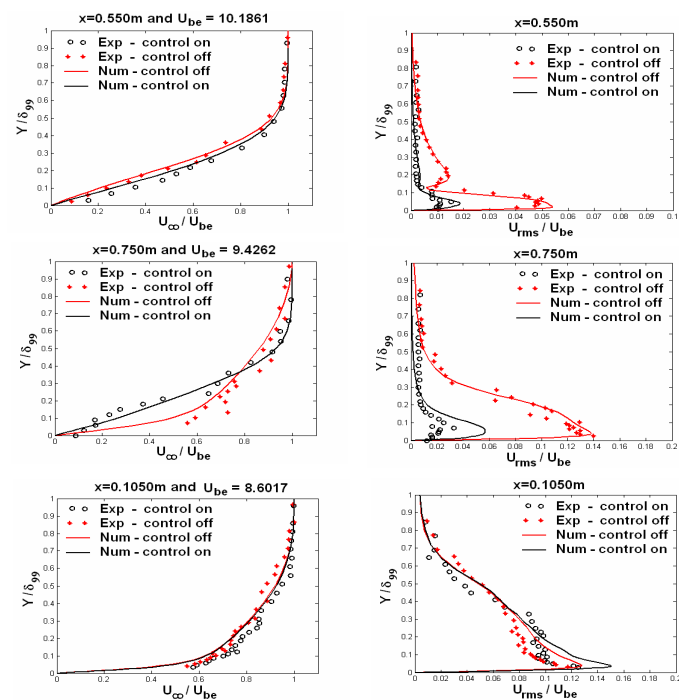


Figure 4. Boundary-layer profiles of the numerical and experimental results

References:

- [1] Grundmann, S., Tropea, C., Transition delay using glow-discharge plasma actuator. Exp fluids. 42, 653-657, (2007).
- [2] Grundmann, S., Klumpp, S., Tropea, C., Experimental and numerical investigations of boundary-layer influence using plasma-actuators, ICAS-2006, (2006).

Weiteres Vorgehen:

Laminar-to-turbulent transition delay with plasma actuators will be further analyzed. The numerical model for the plasma actuator needs improvement on details like the size of the plasma volume and the dependency on the operating voltage.

Datum: 12.10.2007

STAB 2007

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: apl. Prof. Dr.-Ing. Ulrich Rist
Muhammad Aqeel Rashad

Institute: Institut f. Aero- & Gasdynamik (IAG)

Adresse: Pfaffenwaldering 21
70569 Stuttgart, Germany

Telefon: 0711-685-63432

Telefax: 0711-685-53432

Email: rist@iag.uni-stuttgart.de

Weiter Partener:

Thema: Computational Fluid Dynamics (CFD) Simulation of Jet and Vortex Actuators (JaVA) in the Vortex Mode

Ausgangssituation:

Actuator flow control can be of two kinds: passive and active. In the present study an active flow control actuator is studied numerically. This type of actuator was first studied experimentally by Lachowicz *et al.* [1] and called „Jet and Vortex Actuator“ (JaVA). The actuator under consideration consists of a cavity and a rigid plate which serves as the actuation surface. The plate is placed at the top of the cavity such that it forms a narrow and a wide gap when viewed from the top. The plate is oscillated in the vertical direction such that the plate motion is uniform along its length and width. The actuator plate acts like a piston pumping air out of the cavity on the downstroke and sucking air into the cavity on the upstroke. This kind of active flow control actuator produces different flow fields depending upon the frequency and the scaled amplitude of the imposed oscillation. Thus, it can be used to produce different net reactions, like vertical jets, wall jets, or a vortex flow. For the present report the vortex mode of the actuator is studied. This regime may be used to enhance mixing and to suppress boundary layer separation.

Ziel:

In the present work influences of two different parameters on the vortex size are studied. First the effect of cavity depth and second the influence of plate position with respect to the cavity.

Lösungsweg:

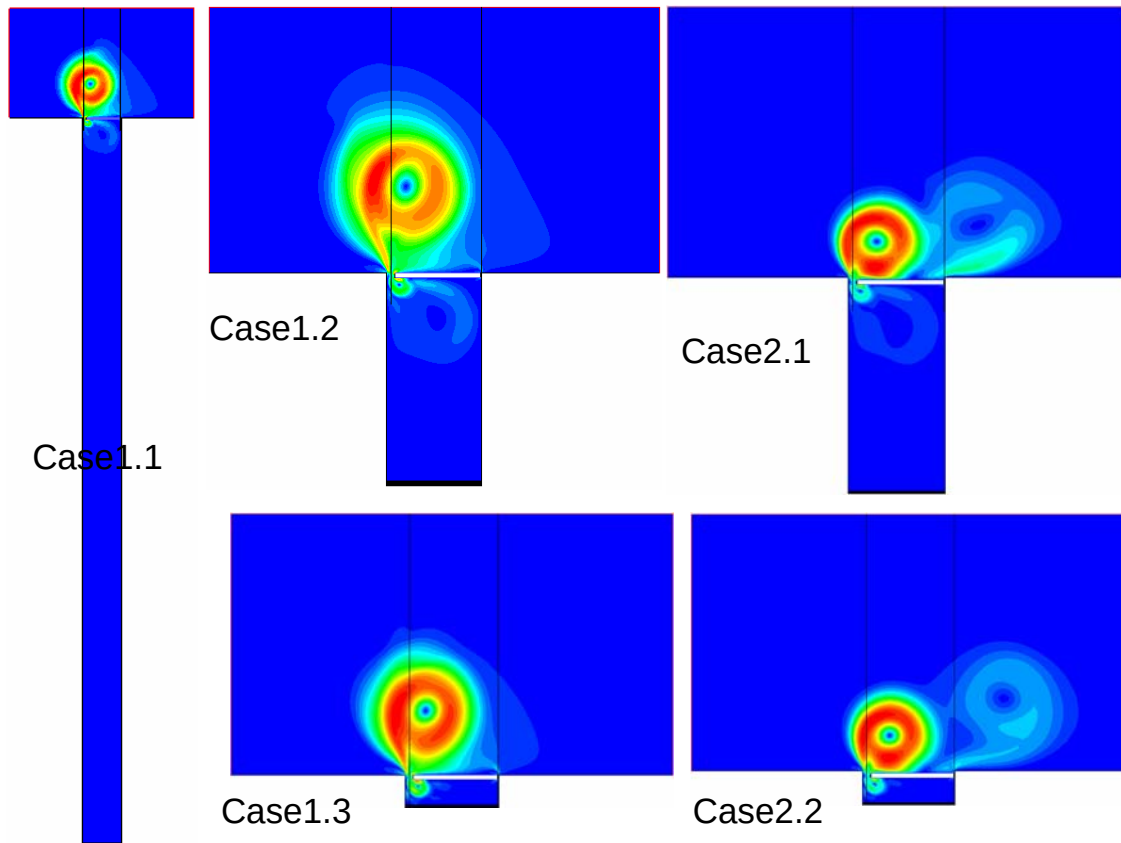
The commercial software GAMBIT/FLUENT is used for geometry and grid generation and for the flow calculation and visualization. A dynamic mesh module of this software is used. The motion of the plate is prescribed by the following set of equations

$$\begin{aligned}\omega &= 2\pi f \\ x(t) &= a \sin(\omega t) \\ x'(t) = v(t) &= a \omega \cos(\omega t)\end{aligned}$$

Ergebnis:

Two cases are compared, one where the plate's mean position is parallel to the cavity top wall (termed *case 1.x*) and one where the plate is always inside the cavity such that when it is at its topmost position it is inline with the cavity wall (*cases 2.x*). In both cases the

cavity depth is altered as well (cf. figures). In all cases a frequency of 128 Hz and a non-dimensional amplitude of 0.18 is used. The plate Reynolds number for the present study is 144 and the flow averaged over four periods of oscillation is shown in the figures. As can be seen, the cavity depth does not have any significant effect in contrast to the plate position which significantly changes the size of the vortex. When the plate is oscillating inside the cavity for all times (i.e. case 2.1 & 2.2) the vortex size is comparable with that found in Lachowicz *et al.* [1], but when the plate is moving inside and outside the cavity (cases 1.x) we get a vortex of almost twice that size.



Literatur:

1. Lachowicz, J. T., Yao, C., and Wlezien, R. W., "Flow Field Characterization of a Jet and Vortex Actuator," Experiments in Fluids, Vol. 27, 1999, PP. 12-20
2. Joslin, R.D., Lachowicz, J. T., and Yao, C., "DNS of Flow Induced by a Multi-Flow," ASME paper Number FEDSM98-5302, ASME Fluid Engineering Meeting, 1998.

Weiters Vorgehen:

In future, simulations will be carried out for other modes of the actuator (i.e. angled jet, vertical and wall jet, etc.).

Datum: 11. Oktober 2007

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition, Laminarhaltung

Ansprechpartner: Björn Selent
Prof. Ulrich Rist

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70569 Stuttgart

Telefon: 071168563426

Telefax:

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

weitere Partner: Airbus SAS, DLR Braunschweig, TU Braunschweig, TU Berlin

Thema: Direkte numerische Simulation von Aktuatoren zur Grenzschichtbeeinflussung

Ausgangssituation:

Im Rahmen des AeroNext Programms stellt neben der Forschung und Entwicklung neuer Flügel-/Rumpfkfigurationen die aktive Grenzschichtbeeinflussung der Tragflügelumströmung durch Jetaktuatoren insbesondere im Langsamflug (Hochauftriebskonfiguration) einen Schwerpunkt dar. Bereits im Einsatz befindliche passive Wirbelgeneratoren haben den Nachteil, dass sie ausserhalb ihres Wirkbereichs parasitären zusätzlichen Widerstand erzeugen. Um diesen zu unterdrücken, sollen aktiv gesteuerte Aktuatoren untersucht werden, die nur im gewünschten Flugzustand zum Einsatz kommen. Diese Aktuatoren sollen dabei ein Ablösen der Strömung an der Flügelhinterklappe verhindern bzw. den Ablösepunkt stromab verschieben. Erste experimentelle Untersuchungen belegen die prinzipielle Wirksamkeit durch aktive Wirbelerzeugung den Ablösepunkt zu verschieben und sollen daher in direkter numerischer Simulation zusätzlich erforscht werden. Dabei treten aufgrund der unterschiedlichen Skalen des Jetimpulses zur Schlitzgeometrie hohe Anforderungen an ein numerisches Verfahren auf.

Ziel:

Die direkte numerische Simulation aktiver Schlitzaktuatoren soll dazu dienen, die Vorgänge in den wandnahen Schichten einer turbulenten Strömung und deren Wechselwirkung mit den durch das Ausblasen erzeugten stationären Längswirbeln zu verstehen. Insbesondere der Austausch der Fluidschichten in der Grenzschicht und die damit verbundene Verhinderung frühzeitiger Ablösung stehen dabei im Fokus. Weiterhin sollen eingehende Parameterstudien bezüglich der Schlitzgeometrie (Lage, Dimensionierung, Form) und des Ausblasimpulses durchgeführt werden, um die Einsatzbedingungen der Aktuatoren zu validieren.

Lösungsweg:

Zur Durchführung der numerischen Simulationen wird ein am Institut für Aero- und Gasdynamik entwickeltes Verfahren benutzt, das die vollständigen hydrodynamischen Erhaltungsgleichungen auf strukturierten Gittern löst. Die Randbedingungen des Verfahrens werden dahingehend angepasst, Schlitz unter beliebigem Winkel zur Anströmung und beliebig angestellte Jets zu modellieren, die denen der experimentellen Untersuchungen gleichen. Weiterhin ist es notwendig die Raumauflösung und Zeitschrittweiten durch den Einbau geeigneter Gittertransformationen und eine geeignete Wahl der Grundströmungsbedingungen derart zu gestalten, dass eine Simulation in endlicher Zeit mit der erforderlichen Auflösung überhaupt möglich wird. Die dazu erforderlichen Tests werden zunächst bei laminarer Grundströmung durchgeführt. Nachdem die Simulationsparameter derart bestimmt sind, wird eine turbulente Grundströmung durch die Eingabe gezielter

Störungen sowie eine Ablöseblase erzeugt. Zu diesen Strömungen kann dann der Aktuator zugeschaltet und dessen Wirkung simuliert werden.

Ergebnis:

Bisherige Ergebnisse zielten daraufhin, Parameterstudien zur numerischen Simulation durchzuführen. Hauptsächlich sollte herausgefunden werden, unter welchen Bedingungen die Simulation stabil und in einem angemessenen Zeitrahmen laufen kann. Um den geometrisch sehr kleinen Schitz ($b=0.3\text{mm}$, $l=10\text{mm}$) aufzulösen wurde eine Gittertransformation eingebaut (siehe Abb. 2). Diese bewirkt eine Stauchung des Gitters in x-Richtung sowie eine Streckung in y-Richtung. Diese Transformationen sind notwendig da der Rechenaufwand für die Simulation größenordnungsmässig 10^4 CPU-Stunden schnell erreichen kann. Tests wurden in 2D und bei laminarer Grundströmung zu den Einflüssen verschiedener Randbedingungen sowie der Dimensionierung des Rechengebiets ausgeführt.

Dadurch konnten die Parameter derart bestimmt werden, dass die Konsistenz des Verfahrens erhalten bleibt. Es hat sich in weiteren Simulationen gezeigt, dass die aus dem Experiment hergeleiteten erforderlichen hohen Ausblaseraten sehr schnell zu numerischen Instabilitäten führen und die Simulation abbrechen lassen.

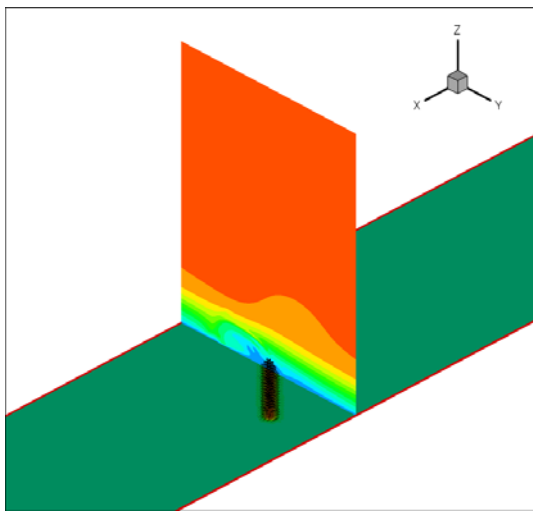


Abb. 1: Geschwindigkeitskonturen in laminarer Grenzschicht mit Jet

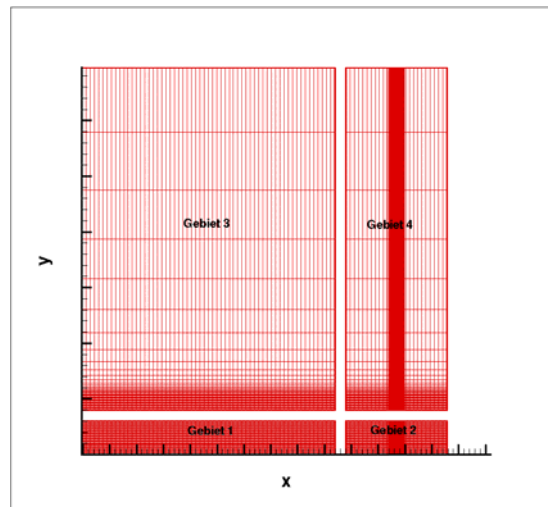


Abb. 2: Gittertransformationen

Literatur:

- [1] H. Schlichting. *Grenzschichttheorie*. Verlag G. Braun, 1950
- [2] U. Rist, Numerische Simulation von strömungsbeeinflussenden Aktuatoren. Schlussbericht IHK Technologievorhaben, 2006
- [3] S.K. Lele, Compact finite difference schemes with spectral-like resolution. J. Comp. Phys. 103 (1992), 16-42

weiteres Vorgehen:

Als nächster Schritt soll ein Frequenzfilter in das bestehende Verfahren implementiert werden, um die auftretenden Instabilitäten zu unterdrücken. Weiter sollen die Simulationen auf turbulent Grenzschichten ausgedehnt werden sowie das Verfahren an den experimentellen Ergebnissen validiert werden.

Datum: 7.11.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/ Laminarhaltung und Transition
Fachkreis:

Ansprechpartner: W. Würz¹, D. Sartorius¹, M. Kloker¹, S. Wagner¹,
B. Smorodsky², V.I. Borodulin², Y.S. Kachanov²

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

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685 63470
Telefax: (0711) 685 60211
e-mail : wuerz@iag.uni-stuttgart.de

Thema: **Weakly nonlinear stages of transition in an airfoil boundary layer. A combined experimental, numerical and theoretical investigation**

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 extent 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.

Weakly non-linear interactions can still be described as different modes of the frequency-wavenumber spectrum and are dominated by so called resonant interactions. The classical resonance is the Craik Triad [1], 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 [2] have shown that this resonance is not only possible for the classical tuned case, where frequency, streamwise and spanwise wavenumber and phase fit. In all cases, the strong growth of the quasi subharmonic modes leads very fast to flow randomization and transition. Those systematic studies are now extended to the practical case of a non self-similar boundary layer on an airfoil.

Results of a combined experimental, numerical (DNS) and theoretical (weakly non-linear theory, WNT) approach are presented.

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 $n = \ln(A(f)/A_0(f)) = 6$ 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 (Fig. 1). 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 which are driven by power amplifiers and a 16 channel digital signal generator. This 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. Spanwise scans and sets of wall normal profiles were obtained at several downstream positions. All necessary base flow parameters were measured, including stability characteristics for 2D and 3D TS-waves in a range of frequencies from 200 to 600 Hz.

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 of approximately $0.06\% u_e$ 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 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%, 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.

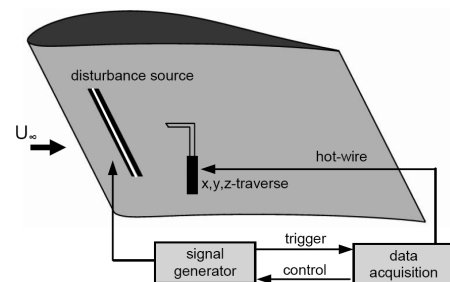


Fig. 1: Sketch of the experimental set up

The influence of spanwise wavenumber detunings was investigated 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. Finally, four (controlled) noise regimes are investigated: I) noise with quasi random frequency and spanwise wavenumber spectrum, II) noise with one 2D fundamental wave of high amplitude, III) noise with two 2D fundamental waves of high amplitude and IV) noise with high amplitude. Mainly cases I) and IV) allow any kind of resonant interaction, similar to the 'natural' case. It turned out, that subharmonic amplification plays the dominant role in those scenarios (Fig.2).

The experimental results were compared to DNS performed in Stuttgart and to results of weakly non-linear theory obtained in Novosibirsk. In general a very good agreement is found. The different approaches led to a unique insight into the flow physics.

Conclusions

It is found that the TS-wave interaction occurring in a boundary layer on an airfoil can lead to a very rapid (double-exponential) resonant growth of 3D subharmonic waves. In contrast to self-similar flows [2, 3], the resonant amplification is the strongest at high fundamental wave frequencies (most unstable at initial section of the airfoil). The frequency detuned resonances dominate over the tuned resonances. 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' is found in the case of a joint resonant interaction of a quasi-subharmonic wave pair with two fundamental waves, leading to a very rapid growth of quasi-subharmonic waves.

Detailed comparison to accompanying DNS and WNT lead to a well validated set of results [4].

The investigated noise regimes clearly show that subharmonic amplification is the dominant path to boundary layer transition in a low turbulence environment [5].

Outlook

The investigations of resonant interactions in a 'natural' continuous spectrum case with random disturbances in frequency and wavenumber domain will be extended.

References:

- [1] Craik A.D.D.: *Nonlinear resonant instability in boundary layers*. J. Fluid Mech. 50, pp. 393-413, 1971
- [2] Borodulin V.I., Kachanov Y.S., Koptsev D.B., Roschekhtayev 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
- [3] 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
- [4] Sartorius D., Würz W., Ries T., Kloker M., Wagner S., Borodulin V.I., Kachanov Y.S.; *Experimental Study of Resonant Interactions of Instability Waves in an Airfoil Boundary Layer*, IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, 13.-17. December 2004, Bangalore, India
- [5] Sartorius D.; *Experimental Investigation of Weakly Nonlinear Interactions of Instability Waves in a Non-Self-Similar Boundary Layer on an Airfoil*, Dissertation, University of Stuttgart, 2007

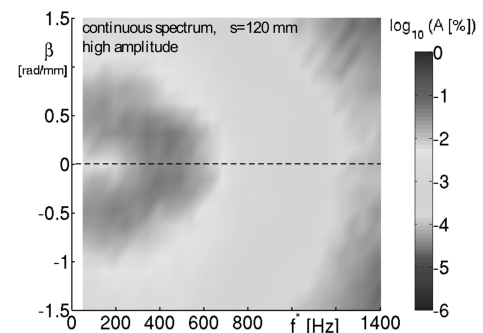


Fig. 2: Frequency-spanwise wavenumber spectrum 120mm downstream of the source

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: V. Zander, M. Hecklau, W. Nitsche

Institution: TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Marchstraße 12, 10587 Berlin

Telefon: 03031421373

Telefax: 03031422955

e-mail: vincent.zander@ilr.tu-berlin.de

weitere Partner: -

Thema:

Untersuchung der dynamischen Strahlstruktur eines rotationssymmetrischen Piezo-Aktuators mit Hilfe der Time Resolved Particle Image Velocimetry

Ausgangssituation:

Aktive Beeinflussungskonzepte zur Kontrolle abgelöster Strömungen haben sich als effektiv arbeitende Systeme bewährt. Besonders effizient ist ein periodischer Energieeintrag in die ablösegefährdete Strömung [Petz et al. 2007]. Einen viel versprechenden Ansatz zur Realisierung dieser Form von Strömungsbeeinflussung stellen Synthetik Jet Aktuatoren dar. Bei diesem Aktuatortyp wird mit hoher Frequenz energiearmes Fluid aus der Grenzschicht abgesaugt und anschließend als Jet wieder in die Grenzschicht eingebracht. Die Strahleigenschaften werden in erheblichen Maße von der Ansteuerung und der Geometrie des Aktuators beeinflusst.

Ziel:

Das Ziel dieses Projektes ist die zeitliche und räumliche Vermessung der Strahlstruktur eines Synthetik Jet Aktuators.

Lösungsweg:

Für die Untersuchung des Strahls in Abhängigkeit der Aktuatoransteuerung wurde das Geschwindigkeitsfeld des Wandstrahls mit der zeitlich aufgelösten PIV-Methode vermessen. Der Aktuator ist rotationssymmetrisch aufgebaut und verfügt über eine runde Austrittsöffnung mit einem Durchmesser von 1,2mm. An der Rückseite der Austrittsbohrung befindet sich ein zylindrischer Hohlraum. Dieser wird an seinem hinteren Ende durch eine Piezomembran abgeschlossen (Abbildung 1). Durch Anlegen einer elektrischen Wechselspannung kann diese zu Schwingungen angeregt werden. Die Form des Ansteuersignals sowie die Frequenz und die Amplitude werden zur Steuerung des Aktuators verwendet.

Im Rahmen dieser Untersuchung wurde der Jet zunächst in ruhender Umgebung untersucht, bevor er für die aktive Strömungskontrolle eingesetzt werden soll. Das Strömungsfeld des Wandstrahls über dem Aktuatoraustritt wurde in einem Bereich von 18x18 Durchmessern der Austrittsbohrung räumlich und zeitlich detailliert vermessen. Für die 2D Messung wurde eine Photron Ultima APX-RS CMOS Kamera in Verbindung mit einem Nd:YLF Doppelpulslaser verwendet. Als Tracer wurden DEHS-Partikel mit einem mittleren Durchmesser von 1µm eingesetzt. Die Bildfolgefrequenz betrug 5kHz.

Ergebnis:

Durch die Schwingung der Piezomembran an der Rückseite des Aktuatorhohlraums wird die Luft innerhalb der Aktuatorkammer in Schwingungen versetzt. Dies führt zu einem periodischen Ansaugen und Ausblasen der Luft. Auf Grund der scharfen Kanten an der Austrittsöffnung bildet sich beim Ausblasen unmittelbar über der Austrittsöffnung ein

Ringwirbel aus (Abbildung 1). Dieser induziert bei ausreichender Wirbelstärke ein eigenes Geschwindigkeitsfeld, auf Grund dessen sich der Wirbel von der Austrittsöffnung wegbewegt. Der Wirbel bleibt daher von dem nachfolgenden Einsaugvorgang unbeeinflusst. Mit zunehmender Entfernung zur Austrittsöffnung nimmt die Wirbelgröße stetig zu. Dies ist mit einer gleichzeitigen Abnahme der Wirbelstärke verbunden (Abbildung 2). Die einzelnen Wirbel verschmelzen nicht miteinander, sondern durchlaufen im Bereich von $y/d = 8$ bis $y/d = 12$ einen Transitionsvorgang. Dieser ist mit einem gleichzeitigen Wirbelzerfall verbunden [Amitay et al. 2005]. Oberhalb von $y/d = 12$ sind keine periodischen Wirbelstrukturen mehr erkennbar. Die Messergebnisse zeigen, dass sich durch den Zerfall der Wirbel ein konstanter Jet ausbildet, der sich mit zunehmendem Wandabstand aufweitet.

Die Messungen erlauben einen sehr detaillierten Einblick in die sich ausbildende Strahlstruktur und die Wechselwirkungen zwischen dem Aktuator und der umgebenden Luft.

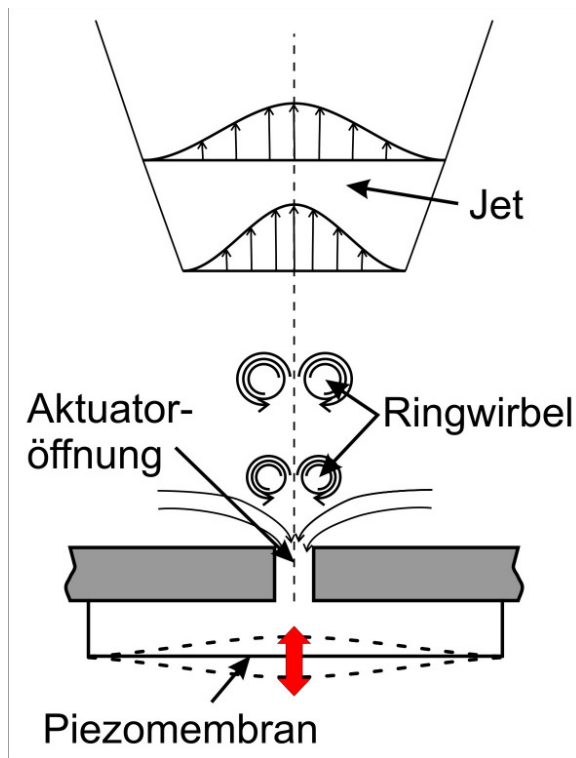


Abbildung 1: Darstellung der Struktur des Wandstrahls

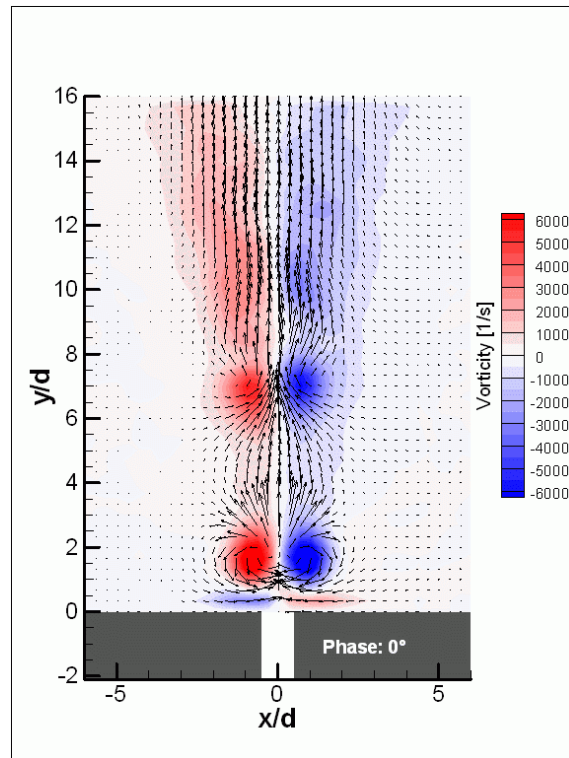


Abbildung 2: Phasengemittelte Vorticity Verteilung

Literatur:

Amitay, M. & Cannelle, F., 2005: Transitory Behavior of Synthetic Jets, ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting and Exhibition June 2005, Houston, TX

Petz, R. & Nitsche, W., 2007: Active Separation Control on the Flap of a Two-Dimensional Generic High-Lift Configuration, Journal of Aircraft, Vol. 44, pp. 865-874

weiteres Vorgehen:

Untersuchung der Strahlstruktur mit Querströmung

Nutzung der Ergebnisse zur Optimierung des Aktuatorendesigns

Datum: 12.10.07

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Flügel kleiner Streckung/ Experimentelle Untersuchungen	
Ansprechpartner:	Dipl.-Ing. A. Furman, PD Dr.-Ing. C. Breitsamter	
Institution:	Technische Universität München Lehrstuhl für Aerodynamik o. Prof. Dr.-Ing. N. Adams	
Adresse:	Boltzmannstr. 15 85748 Garching	Telefon: 089-289-16131 Telefax: 089-289-16139 e-mail: andrej.furman@aer.mw.tum.de
weitere Partner:	VFE-2-Verbund	
Thema:	<i>Grenzschichtanalyse an einer Deltaflügel-Konfiguration mit scharfer und runder Vorderkante</i>	
Ausgangssituation:	An einer generischen Deltaflügelkonfiguration werden für das durch Vorderkantenwirbel dominierte Strömungsfeld bei voll entwickelter wie auch bei aufgeplatzter Kernströmung im Detail die turbulenten Strömungsgrößen in der Grenzschicht und im Außenfeld zusammen mit den induzierten instationären Oberflächendrücken experimentell erfasst und analysiert. Dabei werden Fälle mit geometrisch fixierter Primärablösung (scharfe Vorderkante) und freier Primärablöselinie (runde Vorderkante) betrachtet. Die aus diesen Messungen resultierende Datenbasis in Form fluktuierender Geschwindigkeiten und Wanddrücke dient der quantitativen Verbesserung numerischer Strömungssimulationen für Flugzeug-konfigurationen mit stark gepfeilten Tragflügeln bzw. Flügelkomponenten.	
Ziel:	Der gewonnene Datensatz schafft vor allem für die Bewertung von CFD-Verfahren und Turbulenzmodellen in Bezug auf die für den Reynolds'schen Spannungstensor und Wirbelviskosität berechneten Werte eine wichtige Referenz. Eine hinreichende Genauigkeit bei der Ermittlung der Fluktuationsgrößen und deren frequenzspezifischer Verteilung ist für die numerische Strömungssimulation bei Konfigurationen mit Ablösung und großskaliger Wirbelbildung von zentraler Bedeutung. Mit dieser Thematik liefert das Vorhaben einen wesentlichen Beitrag zum internationalen "Vortex Flow Experiment 2". Die Untersuchungsergebnisse erweitern ferner den bisher bekannten Wissensstand zu Wirbeltopologien von Deltaflügeln.	
Lösungsweg:	Die Untersuchungen wurden mit einer generischen Deltaflügel-Konfiguration mit 65° Vorderkantenpfeilung, Flügelwürzeltiefe $cr = 0.980\ m$ und Spannweite $b = 0.914\ m$ mit austauschbaren scharfen und runden Vorderkantensätzen durchgeführt. Die Messungen fanden in den Niedergeschwindigkeitswindkanälen des Lehrstuhls für Aerodynamik der TU München statt. Es werden die Fälle des sich	

STAB

ausbildenden, des vollentwickelten sowie, des über dem Flügel aufgeplatzten Vorderkantenwirbels bei $Ma_\infty \approx 0.07$ und $Re_{l\mu} \approx 1 \times 10^6$ für die Konfigurationen mit scharfer und runder Vorderkante betrachtet.

Ergebnis: Die Messungen erlauben die Quantifizierung der zeitlich gemittelten Geschwindigkeiten sowie der turbulenten Normal- und Schubspannungen im wandnahen Bereich (*Bild 1*). Bei den hier betrachteten Reynoldszahlen liegt typischerweise ab ca. 20 % - 30% eine turbulente, dicke Grenzschicht für die anliegende Strömung im Flügelinnenbereich vor und eine um den Faktor zwei bis fünf dünnere turbulente Grenzschicht im Einflussbereich des Primärwirbels.

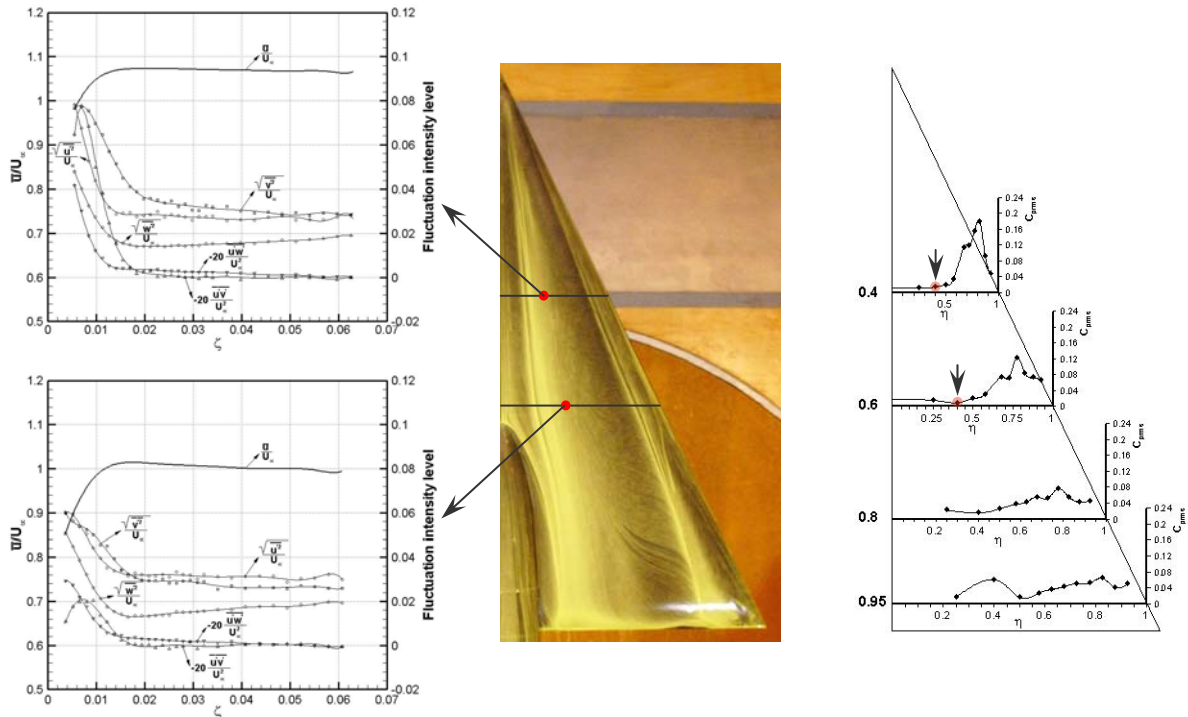


Bild 1: Grenzschichtgrößen (links), Ölanstrichaufnahme (Mitte) und Druckschwankungsintensität (rechts) für $M_\infty = 0.07$, $Re_{l\mu} = 1 \times 10^6$ und $\alpha = 18^\circ$.

- Literatur:** [1] Breitsamter, C.: *Turbulente Strömungsstrukturen an Flugzeugkonfigurationen mit Vorderkantenwirbeln*, Dissertation, Technische Universität München, Herbert Utz Verlag, ISBN 3-89675-201-4, 1997.
 [2] Furman, A. and Breitsamter, C.: *Delta Wing Steady Pressure Investigations for Sharp and Rounded Leading Edges*, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V, NNFM Vol. 92, 2006, pp. 77-84.
 [3] Furman, A. and Breitsamter, C.: *Investigations of Flow Phenomena on Generic Delta Wing*, ICAS-2006-3.1.2, 25th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, Hamburg, Germany, 3-8 Sept. 2006.
 [4] Furman, A. and Breitsamter, C.: *Stereo-PIV and Hot-Wire Investigations on Delta Wing with Sharp and Rounded Leading Edge*, CEAS-2007-430, 1st CEAS European Air and Space Conference, Berlin, Germany, 10-13 Sept. 2007, pp. 1749-1761.
 [5] Furman, A. and Breitsamter, C.: *Turbulent and Unsteady Flow Characteristics of Delta Wing Vortex Systems*, AIAA Paper 2008-381-736, Jan. 2008.

weiteres

Vorgehen: Weitere geplante Untersuchungen betreffen die Strömungsbeeinflussung bzw. -kontrolle mittels in den Vorderkanten integrierter Aktuatorik.

Datum: 27. 02. 2008

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Ansprechpartner: Dr. Roland Höld

Institution: LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH
Flight Physics

Adresse: Landshuter Str. 26
85716 Unterschleißheim

Telefon: +49 89 3179-8845
Telefax: +49 89 3179-8908
e-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de

Weitere Partner: keine

Thema: Industrieller Einsatz von CFD-Simulationen bei der Entwicklung von Lenkflugkörpern

Ausgangssituation:

Der Einsatz von CFD-Methoden bei der Entwicklung von Lenkflugkörpern unterliegt einem starken Wandel. Während in den vergangenen Jahrzehnten die Entwicklung der CFD-Methoden selbst im Vordergrund stand und der industrielle Einsatz auf die Berechnung einzelner Polarenpunkte beschränkt war, eröffnet die Leistungsfähigkeit moderner Cluster-Systeme heute neue Möglichkeiten. Durch die drastische Senkung der Kosten für solche Cluster-Systeme und die Bereitstellung hochgradig parallelisierter Tools ist es heute möglich CFD-Simulationen bereits im Vorfeld der Entwicklung eines Lenkflugkörpers massiv zu nutzen und dabei das industrielle Einsatzspektrum dieser Methoden drastisch zu erweitern.

Die industrielle Nutzbarmachung der neuen Entwicklungsmöglichkeiten erfordert aber auch die Bereitstellung neuer Toolketten, die in der Lage sind, die enormen Datenmengen, die sich z.B. aus der Berechnung von Polarenscharen ergeben, sinnvoll und zuverlässig auszuwerten und zu verwalten. Diese Aufgabe stellt eine neue Herausforderung dar, die mit den weiter wachsenden Ressourcen an Rechnerkapazitäten in den kommenden Jahren zu bewältigen ist.

Ziel:

Das Ziel der in diesem Zusammenhang beschriebenen Arbeiten ist der Aufbau von effizienten Toolketten, die die industrielle Einsetzbarkeit von CFD-Simulationen im Rahmen der wachsenden Rechnerressourcen erweitert. Die Möglichkeiten, die die neuen Methoden in Kombination mit den wachsenden Rechnerressourcen dabei bereitstellen, sollen zur Optimierung des Entwicklungszyklus bei Lenkflugkörpern beitragen.

STAB

Lösungsweg:

Aufbauend auf verfügbare Methoden, wie TAU, CADfix, EADS-mesher, xmgrace und TECPLOT wurde eine Toolkette implementiert, die eine effiziente Simulation der Umströmung von Flugkörpern von subsonischen bis hin zu supersonischen Strömungszuständen für den Bereich von kleinen bis zu großen Anstellwinkeln ermöglicht. Die Arbeiten zielten darauf hin, ganze Polarscharen effizient berechnen zu können, um die Ergebnisse auch für Unterstützungsarbeiten bei der Erstellung eines aerodynamischen Datensatzes verwenden zu können.

Wesentliche Aspekte bei der Implementierung der Toolkette waren dabei

- Effizienter und automatisierter Ablauf von Prozessen über Skripte,
- Implementierung von Methoden zur Fehlererkennung und Prozesssteuerung im Fehlerfall,
- robustes Verhalten der Toolkette im industriellen Einsatz,
- effiziente Auswertung und Analyse sowie
- einfaches Datenmanagement unter Berücksichtigung verfügbarer Ressourcen.

Die Toolkette wurde an hand von Beispielfällen für die Berechnung von Polarscharen aufgebaut und mit Hilfe vorhandener Windkanalversuche validiert.

Ergebnis:

Es existiert eine Toolkette zur Simulation von Flugkörperumströmungen für den Bereich von subsonischen bis hin zu supersonischen Strömungszuständen, mit der die Berechnung von Polarscharen in der Flugkörperentwicklung bis in den hohen Anstellwinkelbereich möglich ist. Diese Toolkette wird sowohl für die Konfigurationsauswahl als auch für die Konfigurationsoptimierung in Verbindung mit Windkanalversuchen eingesetzt und liefert z.B Informationen zu Ruderwirksamkeiten und Flugzuständen über gesamte Polarenbereiche und ist somit ein hervorragendes Tool bei der Flugkörperentwicklung.

Weiteres Vorgehen:

Die Toolkette wird entsprechend der zukünftigen Verfügbarkeit von Rechnerressourcen weiterentwickelt, um die in Zukunft sich ergebenden Möglichkeiten für numerische Simulationen im industriellen Entwicklungsbereich optimal nutzen zu können.

Datum: 12.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Jan-Ulrich Klar; PD Dr.-Ing. habil. Christian Breitsamter,
Prof. Dr.-Ing. Nikolaus A. Adams;

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16129
Telefax: 089/289-16139
e-mail: jan-ulrich.klar@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: EADS

Thema: Experimentelle Untersuchung von Wirbelschleppen bei hochmanövrierfähigen Flugzeugen.

Ausgangssituation: In den letzten Jahren wurde die Erforschung von Wirbelschleppen im Bereich ziviler Transportflugzeuge mit dem Ziel vertieft, die Flughafenkapazitäten durch Verringerung der Staffellingsabstände gegebenenfalls zu erhöhen. Diese Flugzeugkonfigurationen sind in der Regel durch eine große Flügelstreckung und mäßige Pfeilung gekennzeichnet. Für hochmanövrierfähige Flugzeugkonfigurationen mit geringer Streckung und hoher Pfeilung fehlen detaillierte Kenntnisse über den Nachlauf.

Ziel:

Eine Erfassung des Nachlaufs auch weit stromab ist durch die Verwendung numerischer Verfahren möglich. Ihr Einsatz setzt jedoch die Kenntnis von Anfangsbedingungen voraus, die bei der hier verwendeten Grobstruktur- bzw. LES-Simulation auch turbulente Größen beinhalten. Diese stehen aus der Messung zur Verfügung. Die Rechnung wird daher mit einer Ebene im erweiterten Nahfeld initialisiert und die Qualität der Simulation anhand zweier weiterer Messebenen überprüft. Ziel ist es mit der Rechnung die Entwicklung des Nachlaufwirbelsystems bis zu ca. 50 Spannweiten stromab zu simulieren. Die vorliegende Untersuchung konzentriert sich daher auf die Erfassung und Analyse der Geschwindigkeitsfelder im Bereich des Nahfelds und erweiterten Nahfelds unter der Verwendung eines detaillierten Windkanalmodells (Maßstab 1:15).

Lösungsweg:



Abbildung 1: Delta-Canard-Modell in der Messstrecke des Windkanals C

Die mittleren Geschwindigkeiten sowie Turbulenzgrößen werden unter Verwendung einer hoch entwickelten Hitzdrahtanemometrie in Querströmungsebenen bis zu 16 Spannweiten stromab des Modells für Anstellwinkel von $\alpha=8^\circ$, 15° und 20° erfasst. Die analysierten Größen umfassen die zeitlich gemittelten Geschwindigkeiten und axiale Wirbelstärke, die Reynoldsspannungen und spektrale Leistungs-dichten. Abbildung 1 zeigt hierzu das Modell in der Messstrecke des Windkanals C des Lehrstuhls für Aerodynamik der TU München.

Ergebnis:

In Abbildung 2 ist die dimensionslose Wirbelstärke für drei Nachlaufebenen bei $\alpha=8^\circ$ dargestellt. Um eine bessere Darstellung zu ermöglichen, werden die erzielten Ergebnisse an der Symmetrieebene ohne Korrektur des Vorzeichens gespiegelt.

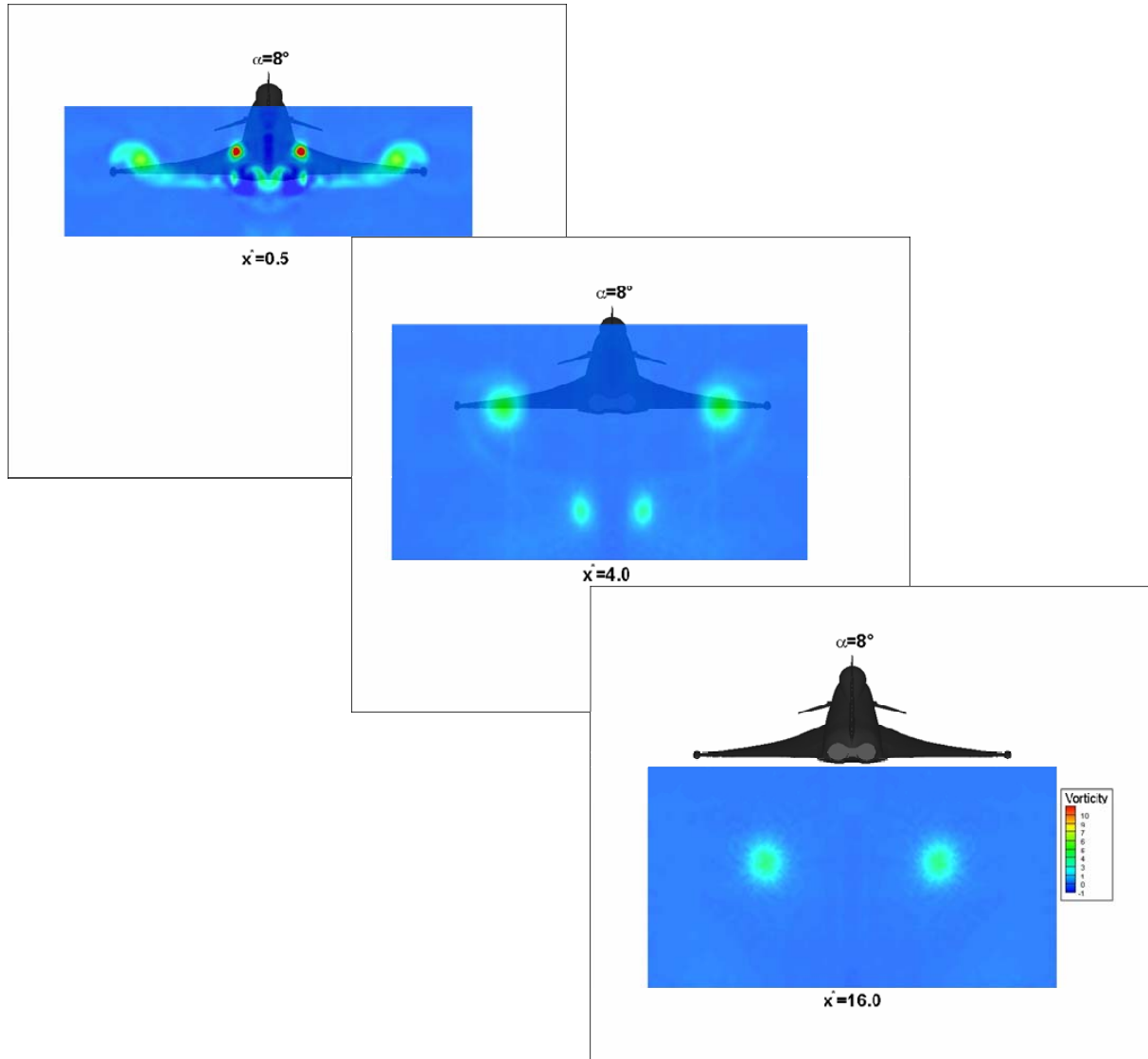


Abbildung 2: Dimensionslose axiale Wirbelstärke bei $x/b=0.5, 4.0, 16.0$ und $\alpha=8^\circ$

Das Canard- und Flügelwirbelsystem zeichnen sich anhand lokaler Wirbelstärkemaxima ab. Aufgrund der induzierten Abwinde kommt es zu einem Absinken der Wirbelsysteme, das für das Canardwirbelpaar aufgrund seiner Position erheblich stärker ausfällt.

Weiteres Vorgehen:

Für den Anstellwinkel $\alpha=15^\circ$ konnte die bei $\alpha=8^\circ$ eingesetzte 3-Drahtsonde aufgrund der hohen Quergeschwindigkeiten nicht eingesetzt werden. Hier wurde deshalb eine X-Drahtsonde verwendet, die jedoch den Messaufwand verdoppelt. Aus diesem Grund soll deshalb in folgenden Windkanaluntersuchungen mit Hilfe einer 4-Drahtsonde der Nachlauf für Anstellwinkel $\alpha \geq 15^\circ$ vermessen werden.

Mitteilung

Projektgruppe: Hochagile Konfigurationen

Ansprechpartner: Dr. Anke Kovar
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: DSTL (UK), FOI (S), MBDA (F), NLR (NL), ONERA (F), QinetiQ (UK)

Thema: **Validation of computational fluid dynamics simulation methods for turbulent subsonic and transonic flows about missile configurations (GARTEUR AG 42)**

Initial situation:

For the optimisation of the aerodynamic performance of missiles during its design process, it is essential to have codes that are validated for complex flow phenomena such as flow separation, which occur during manoeuvring flight at high angles of attack. Hence, after its predecessor (GARTEUR action group 24, [1]) another action group was initiated in 2004 (GARTEUR action group 42) with the aim of the validation of the CFD-codes of the participating partners and that was finished mid of this year. For the validation of different codes two Tasks were created based on wind tunnel experiments [2] so that validated data sets were available for comparison. For the DLR, the calculations were performed with the internally developed TAU-code.

Aim:

The objective of this action group was the investigation of the applicability of different structured and unstructured CFD-methods employing the Navier-Stokes equations on a missile configuration under different angles of attack ranging from $0^\circ < \alpha < 20^\circ$ and asymmetric roll position of the fins at transonic speed of $M = 0.8$ in Task 1. Here, global and local forces were compared as well as pressure coefficients that were available in cross sectional cuts and along the body's centreline. Task 2 encompassed the flow around a missile at an angle of attack of $\alpha = 45^\circ$ at $M = 0.2$. Also, measured forces and pressures coefficients were available for the validation of the code.

Procedure:

For Task 1 one case was prescribed as mandatory case ($\alpha = 10^\circ$). This case was chosen to do the first comparisons between the experiment and the different numerical calculations. A structured as well as an unstructured grid was provided to keep the number of different applied grids small. Also DLR provided an unstructured grid for other participants. Afterwards the other 4 cases were calculated and compared. For Task 2 also grids were exchanged to see the effect of different grids on a code. The DLR calculated on a grid provided by the FOI (Sweden), which was enlarged in the farfield by Chimera-Technique as the calculation domain was too small for a the calculation.

Results:

Analysis of the results shows that the agreement between the numerical simulations of the pressure distributions as well as global and local forces was very good. The pressure coefficient, here only in the longitudinal cut [Fig. 1] shows that an offset to the experiment existed which will be discussed in the presentation. Also the normal force coefficient [Fig. 2] shows excellent agreement between the different models. Iso-surfaces of total pressure (not shown here) reveal differences in the grid resolution and that the existing vortices have been captured in different qualities caused by different grid adaptations, but as the forces and pressures agree so well, the influence of the different resolution of the vortices seems to be very small.

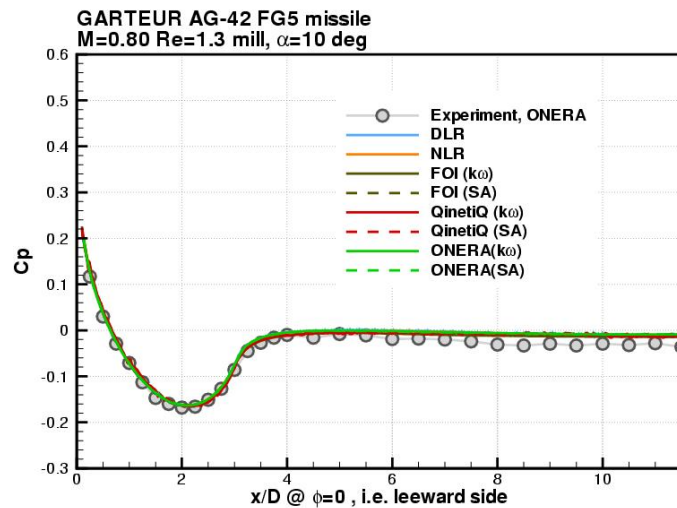


Fig. 1: The diagram of the pressure coefficients of Task 1 along the body shows the comparison of all participants incl. experimental data. The numerical data show an off-set to the experiment but agree very well in the result. Applied turbulence model of DLR was also Spalart-Almaras (Edwards modification).

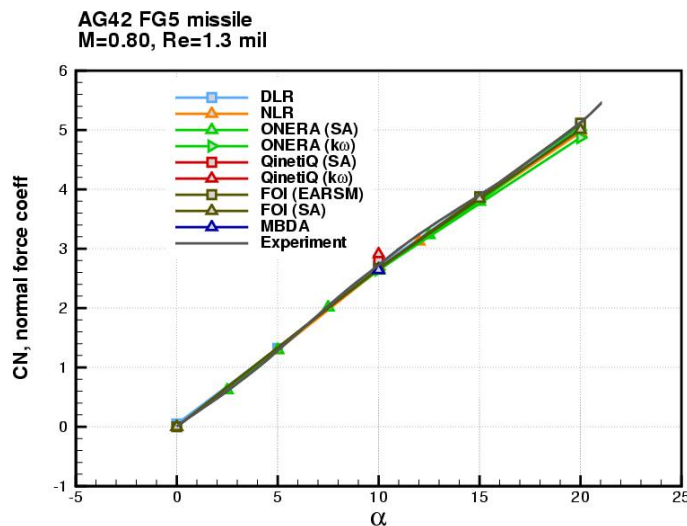


Fig. 2: The diagram of normal force coefficients of Task 1 shows the comparison of all participants incl. experimental data. Applied turbulence model of DLR was also Spalart-Almaras (Edwards modification).

Literature:

- [1] P Champigny: "Proposal for the establishment of GARTEUR Action Group on missile aerodynamics: Validation of Navier-Stokes for generic missile configurations at supersonic flow", GARTEUR, 1994
- [2] P Champigny, P d'Espiney, M Bredif, H Broussard, JP Gillyboeuf, Y Kergaravat: „Numerical Simulation of Vortex Flows Around Missile Configurations“, Proceedings of RTA/AVT Meeting on Vortical Flows and High Angle of Attack, Loen, Norway, May 2001

Date: 12.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Stumpfe Körper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Dr.-Ing. , Dr. Math. Adriana Nastase

Institution: Aerodynamik des Fluges

Adresse: Templergraben 55, 52062 Aachen

Telefon: 0241/8095438

Telefax: 0241/8092173

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

weitere Partner: -

Thema: The Weak Interaction Aerodynamic/ Structure and the Multidisciplinary Aerodynamical Optimal Design of the Shapes of Flying Configurations.

Ausgangssituation: The aerodynamic global optimal design (OD) of the shape of a flying configuration (FC), leads to an enlarged variational problem with free boundaries. An own developed optimum-optimum theory, as in [1]- [3], was used for the solving of this enlarged variational problem. A simultaneous optimization of camber, twist and thickness distributions and also of the similarity parameters of the planform was performed, in order to obtain a minimum inviscid drag, at cruising Mach number M_∞ . Three global optimized models, namely: Adela (a delta wing alone) and Fadet I and Fadet II (delta wings with central fuselage zones) were designed by the author for the cruising Mach numbers $M_\infty = 2, 2.2, 3$, respectively. These models were checked in the trisonic wind tunnel of the DLR- Köln. The theoretical predicted lift, pitching moment and the pressure coefficients are in good agreement with experimental results. All three global optimized models have very good aerodynamic performances, namely, high values of L/D (lift to drag).

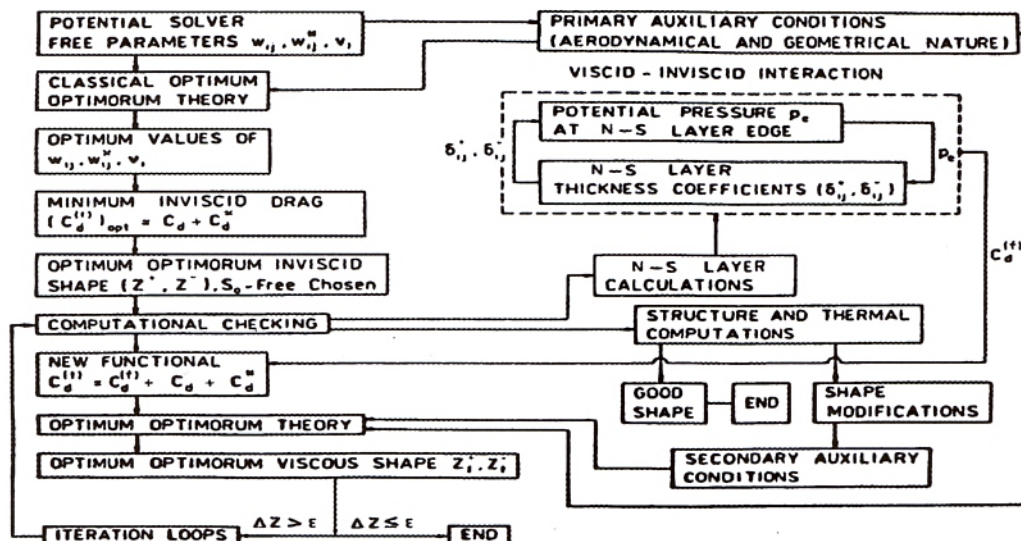
Ziel: The inviscid aerodynamic global optimized shape of FC is checked also for the structural point of view. Additional or modified constraints, required for structural stiffness, are here analysed. A controlled aerodynamical global optimization of the FC's shape, via new and modified constraints, introduced for stiffness requirements, is here proposed, in order to obtain an aerodynamic global optimized FC's shape, which satisfies also the needs of the structure stiffness.

Lösungsweg: The good suited moment for this interaction is during the computational checking, after the first optimization step of the iterative optimum-optimum theory presented in (Fig. 1). If the inviscid global optimized shape, which represents the first optimization step of iteration, is satisfactory for the structure point of view, only a migration in the drag functional, due to the addition of friction drag coefficient to the inviscid drag coefficient, is necessary for the second step of aerodynamic shape optimization. If the computational checking required modifications in the aerodynamical global optimized shape, these modifications can be performed by introduction of additional or modified constraints. The possible required modifications can be related to the magnitude of thickness, camber or twist distributions of the inviscid, global optimized FC. The camber and twist distributions, which are greater by higher supersonic cruising Mach numbers than by lower ones, can be easily reduced by satisfying the Kutta condition on leading edges at a supersonic Mach number, which is lower than the cruising Mach number. The increase of the thickness distribution of the aerodynamic optimized FC's shape is necessary especially on its rear part because the longitudinal cuts in the FC's have

STAB

the tendency to look like Joukowski's profiles. The aerodynamical optimization of the thickness distribution can be performed on the FC, which has an artificial augmented depth of the planform and the condition of null-thickness distribution, is displaced on the trailing edge of the artificial augmented rear part. After the optimization of the thickness distribution the augmented rear part is cut and eliminated. Last but not least, the aerodynamical optimized thickness distribution of FC has the tendency to displace the maximal thickness in transversal cuts away from the center in two lateral points, located equidistant from the central, vertical, symmetry plane of transversal cuts. It is possible to increase the thickness in the central part by introduction of a central fuselage zone with an augmented relative volume in order to reach a necessary stiffness along the junction lines wing/central fuselage, as it was done by the models Fadet I and Fadet II. The shapes of fuselage zone and of the wing are integrated along their junction lines, in order to avoid the shock waves and the detachment of the flow.

Ergebnis: The author has recently started some research of weak interactions aerodynamic/structure in design. She has introduced structure constraints and aerodynamic constraints modification in the aerodynamical global, optimal FC's shape design. It results in a modified aerodynamical global optimized FC's shape, which satisfies also the requirements of the structure.



The Iterative Optimum-Optimorum Theory

Literatur:

1. Nastase, A. The Iterative Optimum-Optimorum Theory and the Catamaran-STA, ECCOMAS-Proc. of Eurogen-2007, Finland
2. Nastase, A. Aerodynamical Shape Design, with Stiffness Constraints, E.-Proc., ECCOMAS-CFD 2006, The Netherlands
3. Nastase, A. The Aerodynamical Optimal Shape's Design with Structure Interactions, E-Proc., 6th World Congress on Structural and MDO, Rio de Janeiro, Edit. Lunas Art 2006, Brazil.

weiteres Vorgehen: The author intends to introduce also the influence of the deformation of the structure in the aerodynamic/structure coupling problems.

Mitteilung

Projektgruppe **Hochagile Konfigurationen**

Ansprechpartner Erich Schüle

Institution DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse 37073 Göttingen, Bunsenstr. 10

Telefon: 0551/709-2803

Telefax: 0551/709-2811

E-mail: erich.schuelein@dlr.de

weitere Partner

Thema **Untersuchungen zur Reduzierung des Bugwiderstands von hochagilen Flugkörpern im Rahmen des DLR-Projekts FFT**

Ausgangssituation

Die Reduzierung des Wellenwiderstands der Gesamtkonfiguration beim Marschflug eines Hochgeschwindigkeitsflugkörpers sowie die Steigerung der aerodynamischen Leistung der Steuer- bzw. Tragflächen im Manöverflug sind die Schlüsselprobleme der Flugkörperaerodynamik.

Die bekannten konventionellen Versuche den Bugwiderstand von stumpfen Körpern im Überschall zu reduzieren wurden meist mit Hilfe von Aero-Spikes realisiert, die im Geradeausflug durch eine induzierte Strömungsablösung zu einer deutlichen Verminderung des Wellenwiderstands (über 50% [1]) führen. Die „starre“ Anordnung des Aero-Spikes entlang der Flugkörperachse führt aber dazu, dass bei einer schrägen Fluglage dessen Wirkung nicht mehr optimal ist. Bei Anstellwinkeln größer als 13° - 15° produzieren die Spikes sogar einen erhöhten Widerstand im Vergleich zum Referenzkörper. Deswegen werden diese Elemente vornehmlich nur bei ballistischen (also bei nicht hochagilen) Flugkörpern eingesetzt.

Die Erfolge bei der Strömungsbeeinflussung durch Energiezufuhr, die aktuell vor allem aus USA gemeldet werden, lassen ein großes Potenzial sowohl für die Reduzierung des Widerstands als auch zur Stabilisierung und Lenkung von Fluggeräten erkennen. Die besten Voraussetzungen dafür hat die Anwendung der gepulsten Lasertechnik, die einen quasistationären Effekt ohne kontinuierliche Energiezufuhr in die Strömung möglich macht.

Ziel

Das Ziel dieser Aktivität, ist die Entwicklung neuer Ansätze zur Verbesserung der aerodynamischen Eigenschaften von hochagilen Flugkörpern im gesamten Anstellwinkelbereich.

Lösungsweg

Im Rahmen des DLR-Projekts FFT (E fortschrittliche Flugkörper-Technologien) soll eine Auswahl von innovativen Konzepten zur Leistungssteigerung bzw. zur Widerstandsreduzierung von Flugkörpern untersucht werden.

Zur Verringerung des Bugwiderstandes von stumpfen Körpern wird z.B. vorgeschlagen adaptive Aero-Spikes zu nutzen, die relativ zur Flugkörpernase in Flugrichtung passiv orientiert werden und somit auch bei Schräganströmung des Flugkörpers im Manöverflug eine optimale Wirkung haben.

Eine weitere Maßnahme, die untersucht werden soll, ist die lokale Aufheizung der Überschallanströmung mittels Energiezufuhr. Hier soll vor allem ein prinzipieller Nachweis der Verringerung des Wellenwiderstands erbracht sowie die strömungsmechanischen Vorgänge beim Aufprall der Strömung, die lokal erhitzt wurde, auf verschiedene Hindernisse untersucht werden.

Die Untersuchungen werden im Windkanal an einem vereinfachten Rumpfmodell mit einer halbsphärischen Nase vorgenommen. Die Wirkung des adaptiven Spikes und der lokalen Strömungserhitzung wird mit Hilfe von Kraft- und Infrarot-Messungen quantifiziert, sowie gleichzeitig mit Schattenverfahren visualisiert.

Datum: 01.10.2007

STAB

Ergebnis

Die ersten Ergebnisse der Windkanaltests an Modellen mit adaptiven Spikes wurden bereits in [2] dargestellt. Nach einer weiteren Messkampagne können die bislang gewonnenen Erkenntnisse so beschrieben werden:

- Die Idee einer stabilen Wirkung des beweglichen Spikes konnte bestätigt werden. Abbildung 1 zeigt im Vergleich die Strömungsstruktur bei allen drei untersuchten Konfigurationen.
- Im Vergleich zum herkömmlichen Spike hilft ein beweglicher Spike die Wärmestromdichte im Dombereich deutlich zu reduzieren und zu homogenisieren. Die maximale Wärmestromdichte lag z.B. bei Mach 2 und einem Anstellwinkel von 20° bei ca. 40% der des herkömmlichen Spikes bei gleichen Bedingungen;
- Die aerodynamischen Eigenschaften von Flugkörpern werden in allen Parametern durch die Verwendung von selbst ausrichtenden Spikes deutlich verbessert. Die vorgeschlagene Konfiguration zeigt signifikante Gewinne im Vergleich zum Referenzmodell. So ist z.B. bei einem Anstellwinkel von 25° und:
 - a) Mach 2: - der Vorkörper-Widerstand um ca. 19% kleiner;
- die Gleitzahl um ca. 31% größer;
- das destabilisierende Nickmoment um ca. 10% geringer;
 - b) Mach 5: - der Vorkörper-Widerstand um ca. 43% kleiner;
- die Gleitzahl um ca. 116% größer;
- das destabilisierende Nickmoment um ca. 34% geringer.

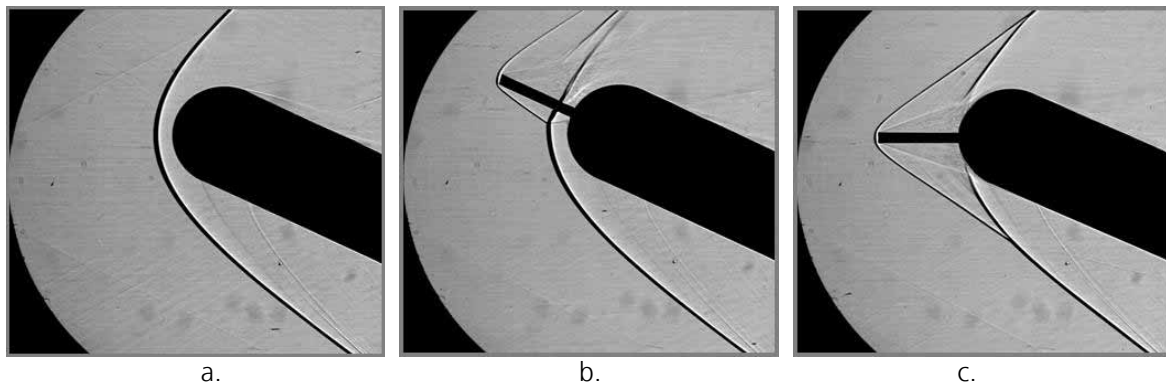


Abb. 1: Effekt eines Spikes an der stumpfen Nase bei $M = 2$ und $\alpha = 25^\circ$: a) ohne Spike, b) mit einem herkömmlichen Spike und c) mit dem in Flugrichtung gerichteten Spike

Eine Reihe von Probeversuchen im Rohrwindkanal am Flugkörpermodell mit verschiedenen Konstruktionen von selbst ausrichtenden Spikes, die auf dem Prinzip eines Wetterhahns basieren (siehe [3]), bestätigte prinzipiell die Effektivität dieser Lösung und die Möglichkeit der einfachen technischen Realisierbarkeit. Die beobachtete Auswirkung der unterschiedlichen Stabilisatorgeometrien und Scharniereigenschaften wird bei der Auslegung einer verbesserten Konstruktion einfließen, die für zukünftige Untersuchungen an realistischen Windkanalmodellen eingesetzt werden soll.

Die Experimente mit Erhitzung der Strömung stromauf der stumpfen Nase, die im Rohrwindkanal Göttingen mittels eines quasistationären Lichtbogens durchgeführt wurden, zeigten eine deutliche Veränderung der Stoßstruktur und Reduzierung des Widerstands, die vergleichbar zum Effekt eines Aero-Spikes ist. Die Wechselwirkung der aufgeheizten Luftschicht mit dem Bugstoß zeigte deutlich ein instationäres Verhalten, das mit den Schwankungen der Lichtbogenintensität sehr gut korreliert. Technische Schwierigkeiten bei der Realisierung der Windkanalversuche haben leider eine saubere quantitative Auswertung der gemessenen Kräfte unmöglich gemacht. Mit einem verbesserten Versuchsaufbau soll noch in diesem Jahr eine neue Messkampagne im Windkanal statt finden.

Literatur

- [1] Chang P.K., „Separation of Flow“, Pergamon Press, 1970, 777 p.
- [2] Schüle, E., „Wave Drag Reduction Concept for Blunt Bodies at High Angles of Attack“, *26th International Symposium on Shock Waves*, ISSW 2007, 15. – 20.07.2007, Göttingen (Germany), 2007.
- [3] Schüle, E., „Flugkörper für den Überschallbereich“, Europäische Patentanmeldung EP 1 813 907, 2007.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: Prof. Friedrich Seiler

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

Adresse: F-68301 Saint-Louis
5 rue du Général Cassagnou

Telefon: +33 3 8969 5042
Telefax: +33 3 8969 5048
e-mail: friedrich.seiler@isl.eu

Weitere Partner: keine

Thema: Untersuchungen zur Aerodynamik des GSP Projektils des ISL
Autoren: F. Seiler, C. Berner, B. Sauerwein, J. Srulijes, A. Pichler

Ausgangssituation:

Das ISL beschäftigt sich schon seit seiner Gründung intensiv mit der Flugmechanik von Projektilen. Viele grundlegende Erforschungen erfolgten seitdem auf diesem Gebiet, die zum Teil in Patentanmeldungen wie auch eine Technologietransfer mit der Industrie einmündeten. In neuerer Zeit beschäftigt sich das ISL mit der Entwicklung eines modernen Prototypen, dem so genannten GSP-Projektil (GSP = Guided Supersonic Projectile).

Ziel:

Die Entwicklung des GSP-Projektils beinhaltet die aerodynamische Auslegung dessen Flugeigenschaften bei bestmöglicher Flugstabilität. Sowohl theoretische Analysen der Umströmung mit dem numerischen Rechencode ANSYS CFX als auch experimentelle Untersuchungen erfolgen in den Bodenversuchsanlagen des ISL und darüber hinaus im Freiflug, wobei das Ziel ist, verlässliche Angaben über die Aerodynamik des GSP-Projektils zu erhalten. Als Versuchsanlagen werden der Überschallwindkanal S20 und ebenso eines der beiden Stoßrohr-Windkanäle des ISL genutzt.

Lösungsweg:

Kürzlich mit dem Stoßrohr-Windkanal STA durchgeführte Versuche befassten sich mit der Visualisierung der Umströmung eines im Maßstab 1:2 verkleinerten Stoßrohrmodells, das sich freifliegend in der Messkammer von STA bewegen konnte. Abb. 1 zeigt das Arrangement aus Düse und davor platziertem Modell. Für die Visualisierungen der Umströmungen wie auch der Bewegungen der GSP-Modelle wurde das Schattenverfahren [1] genutzt. Zur Bildaufnahme diente eine

Photron-

Hochgeschwindigkeitskamera, womit Aussagen über die Flugstabilität erhalten wurden. Darüber hinaus konnten mit der FFM-Methode (Free Flight Force Measurement) [2] aus den Modellverschiebungen die Widerstandsbeiwerte c_w und auch die Auftriebskoeffizienten c_A bestimmt werden. Die ersten Stoßrohrversuche simulierten den Flug des GSP-Projektils in Bodennähe mit Machzahl 4,5 bei realistischen atmosphärischen Flugkonditionen, also bei ca. $1 \cdot 10^5$ Pa Luftdruck und 290 K.

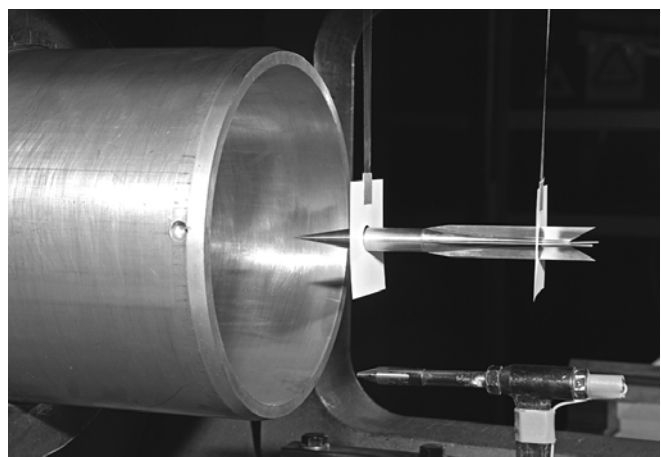


Abb. 1: Modell des GSP-Projektils in STA

Ergebnis:

Abb. 2 und 3 geben mit je 6 Einzelbilder aus der mit der Photron-Hochgeschwindigkeitskamera aufgenommenen Bildserie (Bilder Nrn. 2, 7, 16, 50, 100, 150) eine Anschauung über die Aerodynamik des GSP Projektils während ca. 12 ms. Die Visualisierungen offenbaren sehr stabile Flugeigenschaften, bedingt durch die vier am Heck angebrachten Flügel, die Auslenkungen sofort kompensieren, was insbesondere in Abb. 3 zu erkennen ist. Beginnend bei 3°-Anstellung oszilliert das Projektil um die Nulllage. Messungen der Widerstands- und Auftriebsbeiwerte mittels FFM [2] bei 0°-, 3°- und 6°- Anstellung wurden mit numerischen CFX Rechnungen verglichen. Die Ergebnisse sind wie folgt:

Anstellung	0°	3°	6°
c_W -FFM-Messung	$0,085 \pm 0,009$	$0,11 \pm 0,011$	$0,098 \pm 0,01$
c_A -FFM-Messung	0	$0,068 \pm 0,007$	$0,065 \pm 0,007$
c_W -CFX-Rechnung	0,14		
c_A -CFX-Rechnung	0		

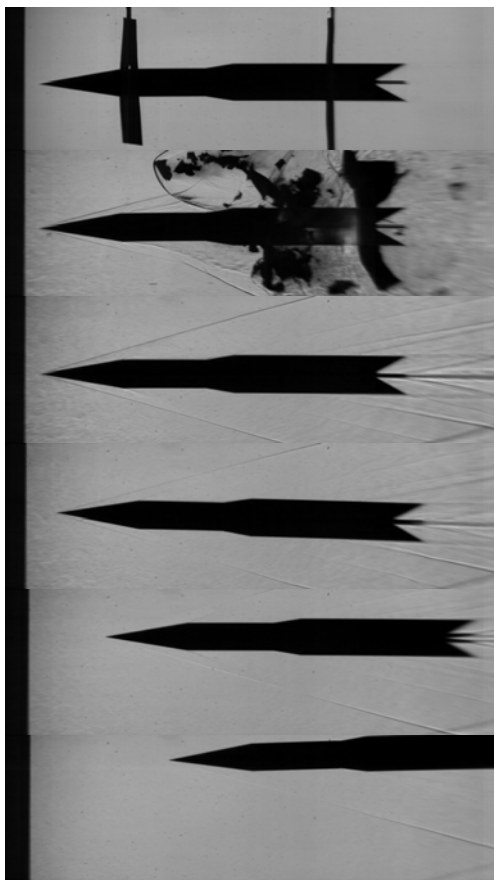


Abb. 2: DI-Serie der GSP-Umströmung
(0°-Anstellung)

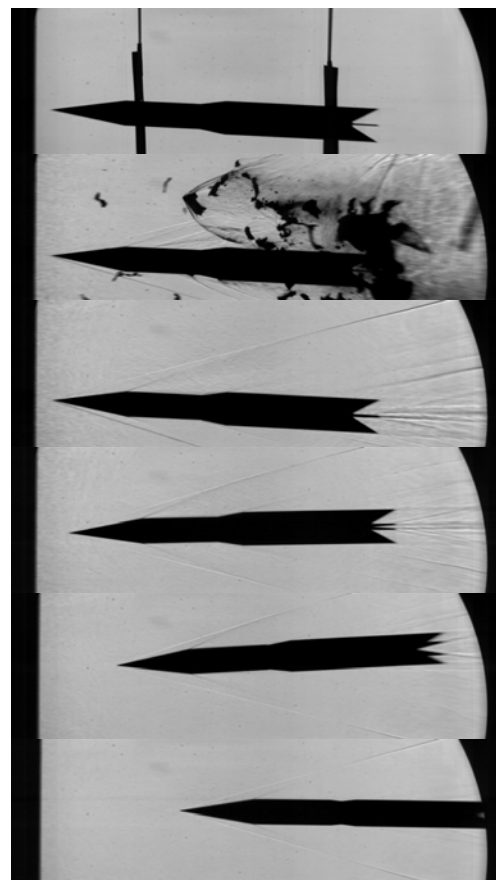


Abb. 1: DI-Sequenz der GSP-Umströmung
(6°-Anstellung)

Literatur:

- [1] H. Oertel sen., H. Oertel jun., Optische Strömungsmesstechnik, G. Braun Verlag, Karlsruhe (1989)
- [2] F. Seiler, A. George, G. Mathieu, J. Srulijes, Neue Möglichkeit der Kraftmessung am Stoßrohr-Windkanal STB des ISL, ISL-Bericht PU 607/2006 (2006)

Weiteres Vorgehen:

Die Versuche zum Projekt GSP werden im Stoßrohr-Windkanal STA des ISL bei Strömungsmachzahl 3 mit Visualisierungen und Kraftmessungen fortgesetzt. Darüber hinaus wird längerfristig die Wirkung lateraler Schubelemente zur Korrektur der Flugbahn untersucht.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Ansprechpartner: J. Srulijes und F. 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: julio.srulijes@isl.eu

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

Thema: Erwärmung an der Nase eines Flugkörpers beim Flug in der Atmosphäre

Ausgangssituation:

In Zusammenarbeit mit der Firma MBDA/LFK befasst sich das ISL mit Untersuchungen zur Aufheizung von Flugkörpernasen beim schnellen Flug in der Atmosphäre. Für die Auslegung temperaturresistenter Materialien wie auch optimierter Geometrien müssen die aerothermischen Lasten genau bekannt sein. Zur experimentellen Bestimmung dieser Luftlasten, sprich Aufheizung, werden vornehmlich die Stoßrohr-Windkanäle des ISL eingesetzt, mit denen sich das ISL an den zukunftsorientierten Studien von MBDA/LFK über die intelligente Handhabung der Erwärmung an Spitzen beteiligt. Parallel dazu werden schnelle Rechenroutinen entwickelt und angewandt, die in einer ersten Entwicklungsphase eine schnelle Abschätzung der zu erwartenden Wärmeströme gestatten. In späteren Phasen werden CFD Codes für Detailmodellierungen angewandt werden, was auch evtl. eine höhere Genauigkeit erzielt.

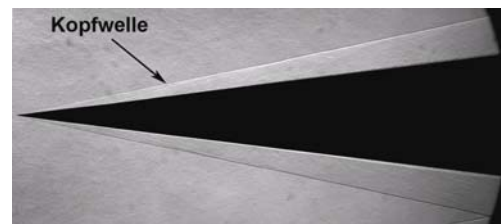


Abb. 1: Flugkörpernase in Mach-6-Strömung

Ziel:

Das Ziel ist, Testrechnungen mit einem innen hohlen Kreiskegel mit $7,125^\circ$ Halbwinkel, siehe Abb. 2, mit einer Wandstärke von 2 bzw. 5 mm durchzuführen. Im Inneren befindet sich Luft unter 1 bar. Der Kegelmantel bestehe aus CrNiCu (blau) mit aufgesetzter CrMoVa-Spitze (grün). Die Vermaschung zeigt ebenfalls Abb. 2. Die roten Pfeile markieren die für die Rechnung ausgewählten Kegelpositionen: $x = 65, 70, 75, 80, 120, 160$ und 200 mm. Die Koordinate weist entlang des Kegelmantels.

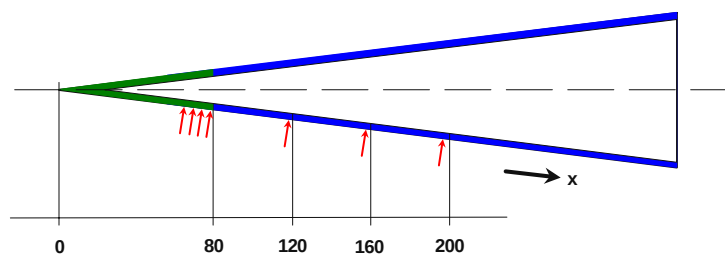


Abb. 2: Aufbau und Geometrie der Kegelnase

Lösungsweg:

Das im ISL vorhandene, für stationäre Grenzschichten entwickelte Rechenmodell wurde zur instationären Berechnung der Erwärmung einer Projektilspitze beim Flug erweitert. Entlang der Flugbahn kann das Verfahren nun in vorgegebenen Zeitschritten die auf der Kegeloberfläche jeweils aktuell anliegenden Wärmeströme berechnen. Zeitliche Integration der Wärmeströme gestattet in Verbindung mit einer Lösung der Wärmeleitungsgleichung zu jedem Schritt die aktuelle Verteilung der Strukturtemperatur anzugeben.

STAB

Ergebnis:

Betrachtet wird ein Flug bei Machzahl 6 bzw. 10. Machzahlverlauf und Flughöhe sind in Abb. 3 für von LFK vorgegebene, generische Flugbahnen eingetragen. Die Grenzschicht am Kegelmantel wird beim Mach-6-Flug voll turbulent, bei Mach 10 laminar modelliert. Abb. 4 enthält beispielhaft die am Mantel bei $x = 80$ mm vorkommenden Wärmeströme. Bemerkenswert ist, dass der Wärmestrom in der Beschleunigungsphase des Flugkörpers auf Machzahl 6 sehr schnell auf über 6 MW/m^2 ansteigt. Danach folgt ein Abfall zu negativen Wärmeströmen, was bedeutet, dass ab ca. 5 s Flugzeit die Oberfläche der Flugkörpernase abkühlt. Beim Mach-10-Flug erreicht der Wärmestrom knapp 1 MW/m^2 mit Abfall auf $0,2 \text{ MW/m}^2$. Die an der Oberfläche des Kegels herrschenden Temperaturen sind beispielhaft in Abb. 5 für $d = 2$ mm Wandstärke für $x = 65, 70, 75$ und 80 mm aufgetragen. Die Oberflächentemperaturen übersteigen die Schmelztemperatur (ca. 1800 K) etwa nach der Hälfte der Flugzeit. Aufgeschmolzene Schichten erzeugen Materialabtrag. Mit einem Ablationsmodell berechnete Abträge belaufen sich bei $x = 65$ bis 80 mm auf unter $0,5$ mm.

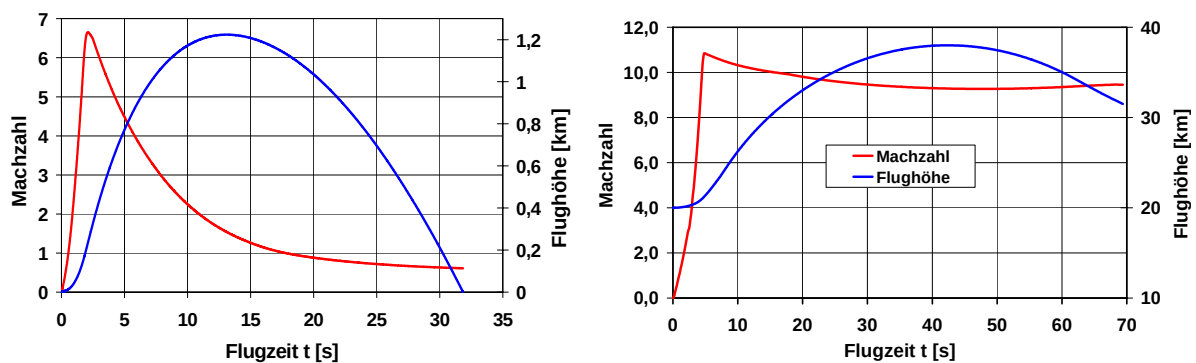


Abb. 3: Flugbahnen M = 6 (links) und M = 10 (rechts)

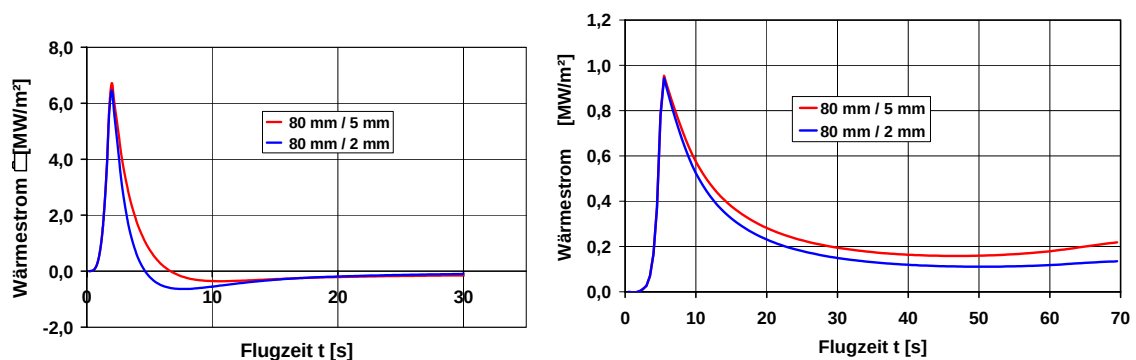


Abb. 4: Wärmeströme M = 6 (links) und M = 10 (rechts)

Literatur:

F. Seiler, J. Srulijes, M. Havermann, P. Hennig, P. Gleich, Heat transfer measurements at the nose of a high speed Mach 6 missile, ISL-Bericht (eingestuft) S-PU 616/2006 (2006)

Weiteres Vorgehen:

Es ist geplant, die von LFK initiierte „Erwärmungsmatrix“, beinhaltet Daten über die Erwärmung von Spitzen beim Flug, mit rechnerischen Simulationen fortzuschreiben wie auch mit experimentellen Ergebnissen abzustützen.

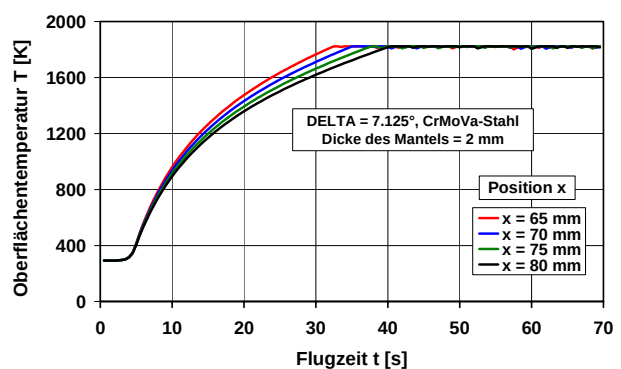


Abb. 5: Oberflächentemperaturen

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Rotorgruppe

Ansprechpartner: Manfred Imiela

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt

Adresse: Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Telefon:0531/2953324

Telefax:0531/2952914

e-

mail:manfred.imiela@dlr.de

weitere Partner: TU Braunschweig

Thema: Aerodynamische Optimierung von Rotoren unter Berücksichtigung der Fluid-Struktur-Wechselwirkung

Ausgangssituation:

Der Entwurf eines Hubschraubers ist ein langwieriger und iterativer Prozess, an dessen Ende ein auf den Bedarf des Kunden zugeschnittenes Produkt steht. Die Komplexität des Entwurfsprozesses resultiert dabei zum einen aus der hohen Interdisziplinarität des Fluggerätes wie auch aus der Notwendigkeit, einen möglichst guten Kompromiss zwischen sich zum Teil widersprechenden Entwurfsparametern zu finden.

Aufgrund der geringen Rechenzeiten erfreuen sich beim Entwurf des Rotors bis zum heutigen Tag Panelverfahren großer Beliebtheit. Diese Verfahren berücksichtigen jedoch weder dreidimensionale noch instationäre Effekte, so dass die Ergebnisse oft mit kostspieligen experimentellen Untersuchungen ergänzt werden müssen und daher nur eine geringe Anzahl von vielversprechenden Kandidaten berücksichtigt werden kann.

Durch die hohe Verfügbarkeit von Großrechenanlagen heutzutage werden die Panelverfahren immer mehr durch CFD-Methoden abgelöst, wodurch eine genauere Vorhersage des aerodynamischen Verhaltens von neuen Konfigurationen möglich ist. Die integrale Betrachtungsweise verschiedener Disziplinen (hier: Fluid und Struktur) ist zudem notwendig, um der elastischen Struktur des Rotorblattes Rechnung zu tragen und so einen weiteren Iterationsschritt im Entwurfsprozess zu vermeiden.

Ziel:

Das Ziel der vorliegenden Arbeit besteht darin, dem entwerfenden Ingenieur ein Werkzeug bestehend aus Strömungs-, Strukturlöser und Optimierungsalgorithmen in die Hand zu geben, mit dem sich innerhalb kürzester Zeit eine auf den Kundenwunsch optimal abgestimmte Lösung finden lässt. Die höherwertigen CFD-Methoden sowie die integrale Betrachtung von Fluid und Struktur sollen dabei helfen, die erforderliche Anzahl von Windkanaluntersuchungen zu reduzieren und einen effizienteren Rotor zu entwickeln.

Lösungsweg:

Die 3D-Strömungsberechnungen werden mit dem blockstrukturierten CFD-Code FLOWer durchgeführt. Das Verfahren diskretisiert die Reynolds gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen auf der Basis von finiten Volumen und besitzt eine Genauigkeit von zweiter Ordnung in Raum und Zeit. Um die Strömung um den axial angeströmten Rotor als stationär betrachten zu können, werden die Gleichungen in der Rotor-Version in ein blattfestes, rotierendes Koordinatensystem transformiert. Im Schwebeflug kann durch die Berücksichtigung der Periodizität der Berechnungsaufwand reduziert werden.

Auf der Blattoberfläche wird eine Navier-Stokes-Randbedingung gesetzt; im Innenbereich nahe der Blattwurzel eine Euler-Randbedingung. Die Tip-Machzahl im Schwebeflug beträgt 0,617. Zur Modellierung der Turbulenz wird das 2-Gleichungsmodell $k-\omega$ mit SST Korrektur verwendet.

Zur Berechnung der Blattdeformation in Schlag- und Schwenkrichtung sowie der elastischen Blatttorsion entlang der Blattachse wird das Fortran-basierte Simulationprogramm HOST (Helicopter Overall Simulation Tool) benutzt. Das interne Aerodynamik-Modul basiert auf der Blattelementen-Theorie. Für die Modellierung der Strukturmechanik kommt ein erweiterter Euler-Balken zum Einsatz.

Für die Kopplung von 3D-Aerodynamik und Strukturmodell wird die schwache Formulierung angewandt. Bei dieser Form der Kopplung werden die Randbedingungen am gemeinsamen Rand jeweils am Ende einer Berechnung ausgetauscht. Ausgehend von einer 2D-Aerodynamik werden zunächst die Deformationen berechnet und dem Strömungslöser übergeben. Dieser berechnet anschließend eine neue 3D-Aerodynamik unter Berücksichtigung der Deformation. Die anschließende Berechnung der neuen Deformationen wird mit einer durch die 3D-Aerodynamik korrigierten Lösung berechnet. Der stationäre Zustand ist erreicht, wenn sich die Korrekturterme unterhalb einer vorher festgelegten Schranke befinden.

Ergebnis:

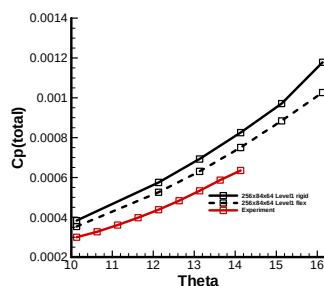


Abbildung 1: Polare 7A Rotor

Abbildung 1 zeigt die Berechnung von benötigter Leistung in Abhängigkeit vom gewählten kollektiven Einstellwinkel. Die rote Kurve stellt die experimentellen Werte dar, die schwarze durchgezogene Linie die Berechnung mit starren Blättern und die gestrichelte Linie die Ergebnisse mit flexiblen Blättern. Es ist deutlich zu erkennen, dass die Berechnung mit Fluid-Struktur-Kopplung eine genauere Vorhersage der erforderlichen Leistung zulässt. Der Grund für die exaktere Prognose liegt in der

Beachtung der elastischen Torsion, die eine höhere Verwindung und somit eine geringere Leistungsaufnahme zur Folge hat.

Tabelle vergleicht das Resultat von zwei Optimierungen; eine mit, eine ohne FSI. Das mit FSI optimierte Rotorblatt weist zwar eine höhere Gütezahl (0,712) auf, die Entwurfsparameter weichen jedoch nur geringfügig voneinander ab. Ein möglicher Grund ist die Wahl der Parametrisierung. Darüber hinaus sind die Deformationen im Schwebeflug jedoch auch deutlich geringer als im Vorwärtsflug, weswegen der geringere Einfluss der Struktur im Schwebeflug auch nicht überrascht.

	Mit Fluid-Struktur-Kopplung		Ohne Fluid-Struktur-Kopplung	
Parameter	Startwert	Endwert	Startwert	Endwert
Kollektiv	10,0	29,67	10,0	27,47
Verwindung	-4,32	-19,99	-4,32	-19,93
Profiltiefe	1,0	1,04	1,0	0,93
V-Stellung	0,0	-0,51	0,0	-0,60
Gütezahl	0,465	0,712	0,493	0,706

Tabelle 1: Optimierung mit und ohne Fluid-Struktur-Interaktion

Literatur:

Numerical optimization of helicopter rotor aerodynamic performance in hover, A.Le Pape, P. Beaumier, Aerospace Science and Technology 9 (2005) 191-201

Numerical aerodynamic optimization of helicopter rotors: multi-objective optimization in hover and forward flight, A.Le Pape, 31st European Rotorcraft Forum, Florence, Italie, Sept. 2005

weiteres Vorgehen:

Da erwartet wird, dass die elastische Deformation im Vorwärtsflug von größerer Bedeutung ist, und die Optimierung eines Hauptrotors im Schwebeflug allein mit großen negativen Konsequenzen für den Vorwärtsflug verbunden ist, wird die kombinierte Optimierung von Schweb- und Vorwärtsflug angestrebt. Dazu soll zunächst untersucht werden, ob die Berechnung unter Vernachlässigung des Einfluss des vorlaufenden Blattes durchgeführt werden kann.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Abteilung: Numerische Verfahren (Hubschrauber)

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Sascha Schneider

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295-2429
Telefax: 0531 295-2320
e-mail: sascha.schneider@dlr.de

Thema: Rotorkopf-Aerodynamik

Ausgangssituation:

Bisher wurde bei der numerischen Strömungssimulation von Hubschrauberrotoren nur der aerodynamische Rotorblatt-Teil berücksichtigt. Im Vordergrund stand die Ermittlung von Schub, Widerstand sowie auftretenden Momente der Rotorblätter. Im Zuge weiterer Optimierung des gesamten Rotorsystems soll nun auch der Einfluß der einzelnen Komponenten des Rotorkopfes auf den Widerstand und Auftrieb/Schub betrachtet werden.

Ziel:

Ziel dieser numerischen Simulation eines vereinfachten Rotorkopfes ist es, ein besseres Verständnis über die Kräfte und Momente der einzelnen Komponenten zu bekommen. Folgende Komponenten werden bei der Strömungssimulation berücksichtigt (Abbildung 1):

- Rotormast
- Blattwurzelschluß
- Steuertüte
- Schwenkdämpfer
- Innerer Teil der Rotorblätter
- Rotorkopfverkleidung

Lösungsweg:

Aus den CAD-Geometriedaten wird mit Hilfe der Software CENTAUR das Rechennetz erzeugt. Das unstrukturierte, hybride Netz von CENTAUR besteht aus Tetraedern, Prismen, Hexaedern (unstrukturiert und in speziellen Gebieten sogar strukturiert) und Pyramiden, was eine volle geometrische Flexibilität ermöglicht. Das generierte Oberflächennetz besteht aus 364.789 Oberflächenpunkte bzw. 597.169 Oberflächenelemente. Die Grenzschicht wird aus 20 Prismen- bzw. Hexaederschichten aufgebaut. Das gesamte Netz hat eine Größe von 10.684.556 Punkte bzw. 30.657.341 Elementen.

Die Navier-Stokes Strömungssimulation wird mit dem unstrukturierten DLR-TAU-Code durchgeführt und erfolgt vollständig instationär. Als Zweigleichnungsturbulenzmodell kommt das Menter-SST zur Anwendung. Neben der zentralen räumlichen Diskretisierung mit dem Standard Jameson Verfahren und künstlicher Dissipation wird das implizite Zeitschrittverfahren „Backward Euler“ des TAU-Codes angewendet. Weiter wird das „Dual-Time-stepping“ Verfahren angewendet. Zur einfacheren Bewegungsdefinition und Handhabung der Simulation wird die TAU-Python Option genutzt.

Erste Ergebnisse:

Der Netzgenerierungsprozeß ist abgeschlossen und die Rechnung läuft derzeit auf dem Cluster. Auf dem STAB-Workshop werden erste Ergebnisse aus der laufenden Rechnung präsentiert.

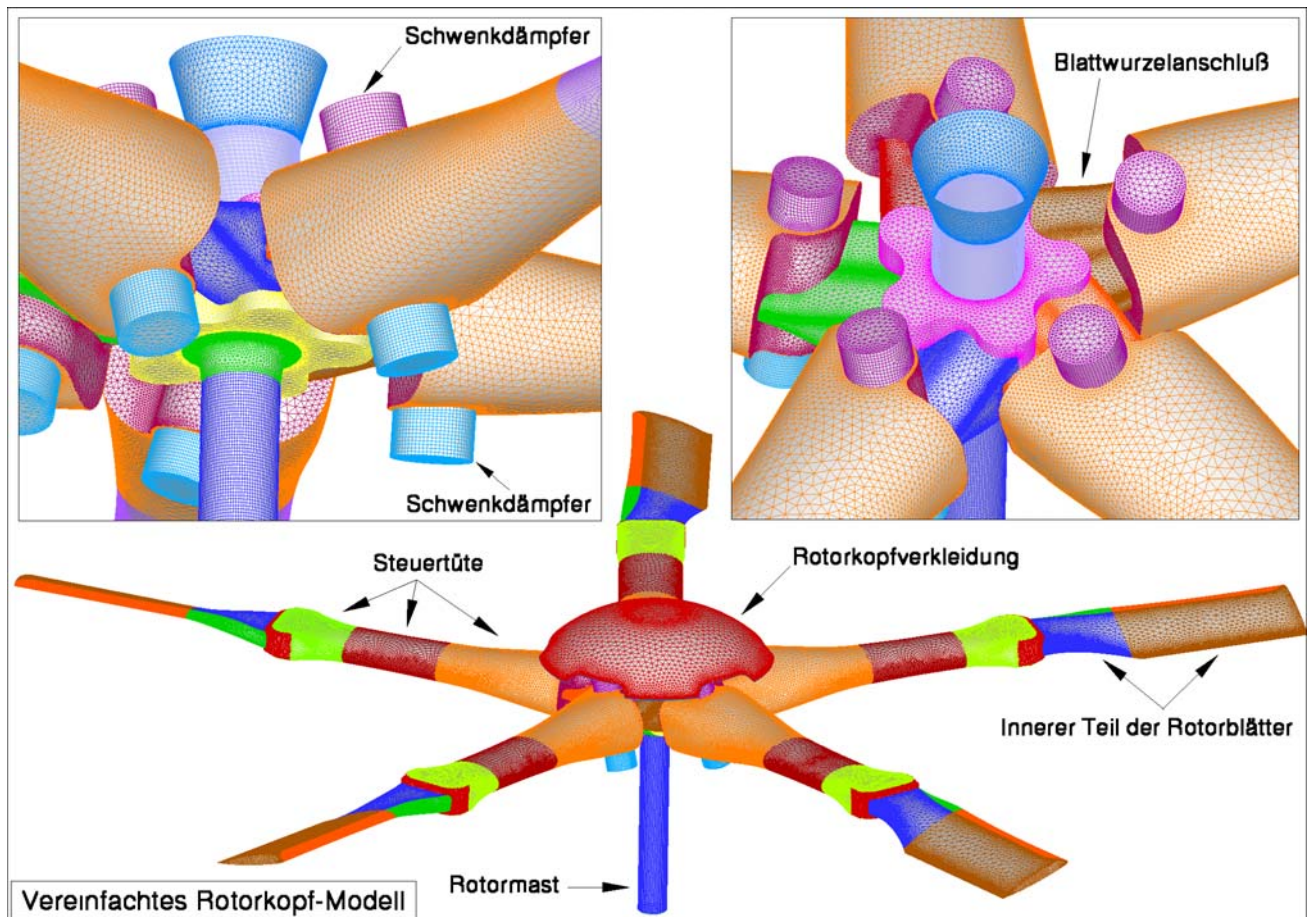


Abbildung 1 Vereinfachtes Rotorkopf-Modell

Nächste Schritte:

- Vollständige Auswertung der Ergebnisse
- Erweiterung der Komplexität des Rotorkopfes (Taumelscheibe, Steuerstangen, ...)

Datum: 14.10.2007

Mitteilungen

Projektgruppe/ Fachkreis	Drehflügler-aerodynamik/Stumpfe Körper		
Ansprechpartner	Dipl.-Ing. F. Vogel, Dr. C. Breitsamter, Prof. Dr. N.A. Adams		
Institution	Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München		
Adresse	Boltzmannstr. 15 85748 Garching b. München	Telefon: 089-289-16171 Telefax: 089-289-16139 e-mail: Florian.Vogel@aer.mw.tum.de	
Weitere Partner:	Eurocopter Deutschland GmbH		
Thema:	Aerodynamische Analysen an einer Hubschrauberzellen-Konfiguration		

Ausgangssituation:

Die Umströmung des Hubschrauberrumpfes beeinflusst maßgeblich die Flugstabilität bei höheren Geschwindigkeiten. Dabei spielt die Interaktion der Nachlaufströmung der Hubschrauberzelle mit den Stabilisatoren am Heckausleger eine wesentliche Rolle.

Durch die im Nachlauf entstehenden instationären Wirbelstrukturen am Helikopterheck werden nachfolgende Komponenten des Helikopters (z.B. Stabilisatoren, Aufnahme des Heckrotors) mit Druckfluktuationen, bzw. instationären Luftkräften beaufschlagt.

Ziel:

Ziel dieser Untersuchung ist es, die Eigenschaften des Hubschrauberkörpers bezüglich der wirkenden Luftkräfte über einen weiten Anstell- und Schiebewinkelbereich zu untersuchen. Außerdem wird der sich dadurch verändernde Nachlauf der Helikopterzelle und seine Wirkung auf nachfolgende Bauteile analysiert.

Lösungsweg:

Um die allgemeinen Eigenschaften der Umströmung der Hubschrauberzelle (Bild 1) zu erfassen, wurden Kraftmessungen mit Variation von Anstellwinkel α und Schiebewinkel β durchgeführt. Außerdem wurden für verschiedene Anstellwinkel und Schiebewinkel die Drücke auf der Körperoberfläche des Helikopters gemessen. Mit Hilfe eines Stereo-PIV-Messsystems wurde die Strömungsstruktur im Nachlauf der Hubschrauberzelle erfasst.

Ergebnis:

Durch die Betrachtung der Nickmomentenbeiwerte aufgetragen über den Anstellwinkel wird beispielsweise deutlich, dass bei negativem Anstellwinkel ein größeres Moment von den Stabilisatoren erzeugt wird als bei positivem Anstellwinkel. Dies kann durch den Einfluss des Nachlaufs auf die Stabilisatoren bei positivem Anstellwinkel erklärt werden.

Betrachtet man das Geschwindigkeitsfeld im Nachlauf der Hubschrauberzelle (Bild 2), so ist zum einen eine Ablöseblase unterhalb des Auslegers zu erkennen und zum anderen zwei gegenläufig drehende Wirbel. Diese instationäre Ablösung bestimmt insbesondere die Strömungssituation im Leitwerksbereich.

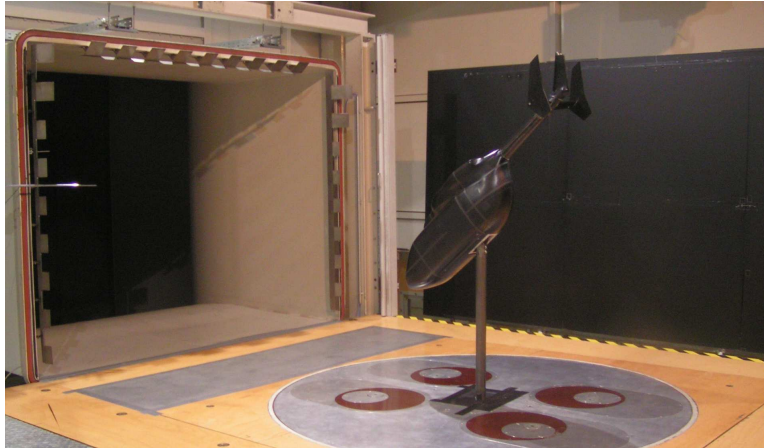


Bild 1: Windkanalmodell mit Anstellwinkel $\alpha = -40^\circ$

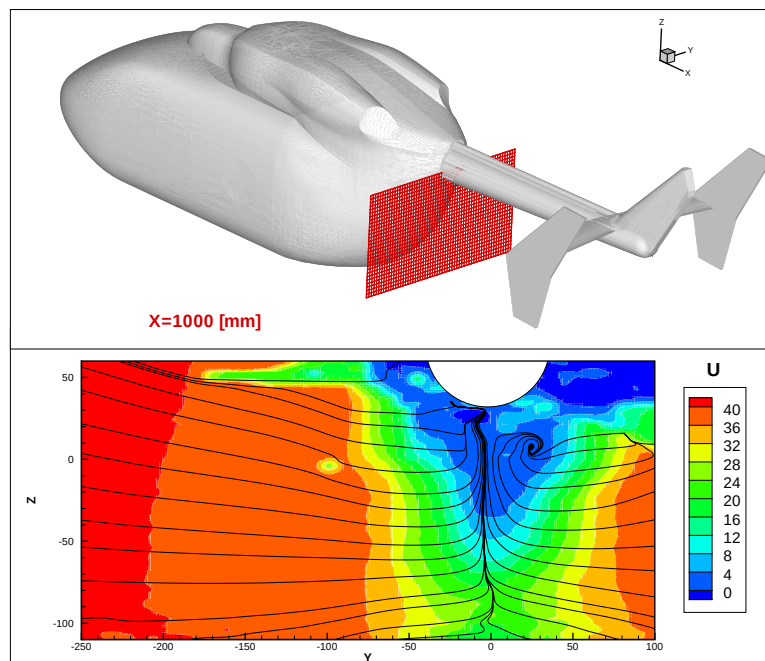


Bild 2: Geschwindigkeitsfeld im Nachlauf der Hubschrauberzelle (PIV-Messung)

Weiteres Vorgehen

Ein weiterer Schritt ist die Untersuchung der Umströmung mit Berücksichtigung des Einflusses eines drehenden Hauptrotors.

Durch instationäre Druckmessungen am Seitenleitwerk soll der Einfluss und die dadurch entstehende Belastung durch die Nachlaufströmung analysiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Fachgebiet Experimentelle Strömungsmechanik

Ansprechpartner: Johannes Haff

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik (ehemals HFI)
Technische Universität Berlin

Adresse: Müller-Breslau-Straße 8
D-10623 Berlin

Telefon: 030-96 51 49 67

Telefax: -

e-mail: Johannes.Haff@gmx.de

weitere Partner: Christian Navid Nayeri
David Greenblatt
Lennart Loefeldahl
Christian Oliver Paschereit

Thema: Experimentelle Untersuchung der Widerstandsreduzierung von Lastkraftwagen mit Hilfe von Baseflaps in Kombination mit aktiver Strömungskontrolle

Ausgangssituation:

In den letzten Jahren wurde eine Vielzahl von Forschungsprojekten zum Thema Widerstandsreduzierung von Lastkraftwagen durchgeführt. Nach aerodynamischen Verbesserungen der Zugmaschine rückte später der Trailer in den Fokus wissenschaftlicher Untersuchungen. Insbesondere der Heckbereich birgt dabei ein großes Potential zur Widerstandsreduzierung in sich.

So führt der Einsatz heckverjüngender Zusatzkomponenten (boat-tailing, boat tail plates oder base flaps) zu einer Einschnürung der Strömung hinter dem Trailer. Das dadurch verkleinerte Totwasser führt zu einer Steigerung des Basisdruckes und damit zu einer Reduzierung des Druckwiderstands.

Experimentelle Untersuchungen am Fachgebiet Experimentelle Strömungsmechanik der TU-Berlin kamen zu dem Ergebnis, dass Baseflaps mit einem Neigungswinkel von 12° die höchste Widerstandsreduzierung liefern.

Ziel:

Ziel dieser Arbeit ist eine Erhöhung der bisherigen Widerstandsreduzierung mit Hilfe aktiver Strömungsbeeinflussung. Vermutlich führen höhere Neigungswinkel zu einem früheren Abreißen der Strömung von der Flapoberfläche. Durch aktive Maßnahmen sollte ein Anliegen der Strömung bei höheren Neigungswinkeln und damit ein noch stärkeres Einschnüren der Strömung realisiert werden. Dies würde den Widerstand weiter reduzieren.

Die Tests wurden zudem mit kürzeren Baseflaps durchgeführt, um die geometrischen Veränderungen am Trailer zu minimieren.

Lösungsweg:

Im Rahmen experimenteller Kraftmessungen mit einem 1:10-Modell wurden verschiedene Flapkonfigurationen mit Neigungswinkeln größer 12° getestet. Dabei kamen unterschiedliche Methoden der aktiven Strömungskontrolle zum Einsatz.

Anschließend LDA- und PIV-Messungen sollten den Einfluss dieser Konfigurationen auf das Strömungsgebiet genauer beschreiben.

STAB

Ergebnis:

Kurze Baseflaps mit 20°-Neigung in Kombination mit konstantem Ausblasen am Flapanfang lieferten eine geringfügig höhere Widerstandsreduzierung, als lange Baseflaps mit 12°-Neigung ohne aktive Strömungskontrolle. Die Auswertung der LDA- und PIV-Daten ergab ein stärkeres Einschnüren der Strömung am Heck des Trailers bei Anwendung von konstantem Ausblasen. Außerdem konnten eine Verkleinerung der Wirbelstrukturen nachgewiesen werden.

Konstantes Absaugen führte bei keiner der getesteten Konfigurationen zu einer Widerstandsreduzierung. Vermutlich ist die erhöhte Grenzschichtdicke am Ende des Trailers die Ursache dafür.

Mit Hilfe von Aktuatoren wurde auch der Effekt von Zero Mass Flux und oszillierendem Ausblasen untersucht. Diese Methoden führten allerdings nur zu mäßigen Erfolgen.

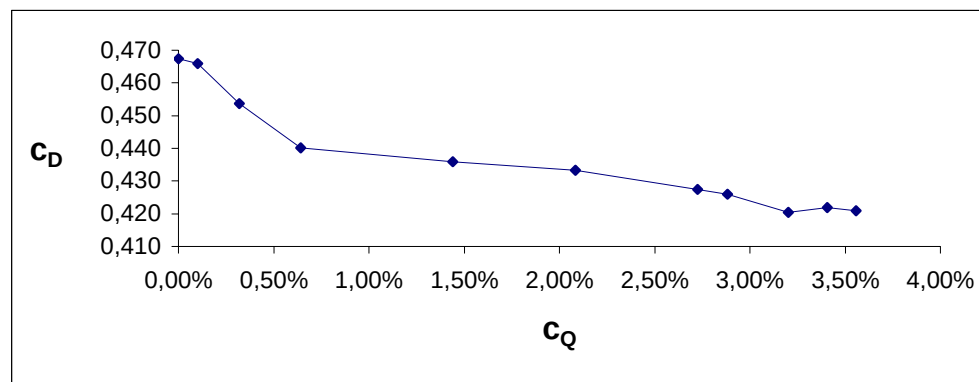


Abbildung 1: Baseflaps mit 20° Neigungswinkel in Kombination mit konstantem Ausblasen

Literatur:

- [1] Gustavsson T (2006) Alternative approaches to rear end drag reduction, KTH, Department of Aeronautical and Vehicle Engineering, Royal Institute of Technology, Stockholm, Sweden
- [2] McCallen R C, Salari K, Ortega J et al (2004) DOE's Effort to Reduce Truck Aerodynamic Drag – Joint Experiments and Computations Lead to Smart Design, Portland, Oregon, USA
- [3] Seifert A, Arwatz G, Palei V et al (2007) Heavy Trucks Base-Drag Reduction Using Active Flow Control. Tel Aviv, Israel
- [4] Zühlke O (2007) Investigation of aerodynamic devices to reduce aerodynamic drag of a generic tractor trailer, ISTA (HFI), TU-Berlin, Germany

weiteres Vorgehen:

Zukünftige Untersuchungen beinhalten Tests mit geeigneteren Aktuatoren. Außerdem soll die Abhängigkeit der Baseflaplänge in Kombination mit konstantem Ausblasen untersucht werden.

Wiederholung von Windkanaltests mit geringeren Grenzschichtdicken auf der Traileroberfläche (z.B. durch Verwendung eines Stolperdrahts), um womöglich dadurch ein Absaugen der Grenzschicht am Trailerende und ein Anliegen der Strömung an den Flap zu realisieren.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Strömungsmaschinen

Ansprechpartner: T. Janetzke, W. Nitsche

Institution: Technische Universität Berlin

Adresse: Sekr. F2, Marchstr. 12, 10587 Berlin

Telefon: 030/314-21321

Telefax: 030/314-22955

e-mail:

Timm.Janetzke@ILR.TU-Berlin.de

weitere Partner: Rolls-Royce Deutschland

Thema: Untersuchungen zum Einfluss pulsierender Prallstrahlen auf die Kühleffektivität einer Prallkühlkonfiguration

Ausgangssituation:

Prallstrahlen kommen im Bereich der Luftfahrtantriebe u.a. bei der Kühlung von Turbinenschaufeln oder -gehäusewänden zur Anwendung. Zur Generierung der stationären Strahlen wird Verdichterzapfluft entnommen, wodurch der Gesamtwirkungsgrad des Antriebes sinkt. In neueren Untersuchungen, z.B. [1], [3] konnte durch den Einsatz angeregter Prallstrahlen (flatternder Luftstrahl, periodisch unterbrochener Wasserstrahl in Luft) die Kühlwirkung unter bestimmten Betriebsbedingungen gesteigert werden.

Im Rahmen des Forschungsprojektes „LuFo-III Transsonische Hochdruckturbine“ erfolgt die experimentelle Untersuchung einer Array-Prallkühlkonfiguration mit pulsierenden Prallstrahlen. Die Erfassung thermischer Größen wird hierbei durch Strömungsfeldanalysen gestützt.

Ziel:

Als primäres Ziel ist die Erhöhung des Gesamtwirkungsgrades des Luftfahrtantriebes zur Verminderung des Treibstoffverbrauches zu nennen. Dies soll über eine Verringerung des benötigten Kühlluftmassenstroms durch eine gesteigerte Effektivität des Kühlsystems erreicht werden.

Lösungsweg:

Es erfolgte die experimentelle Bestimmung stationärer und periodisch-instationärer Kühleffektivitäten an einem 3-Düsen-Linienarray. Als Anregeparameter für die periodisch pulsierenden Prallstrahlen wurden Strouhalzahl (Anregfrequenz) und Amplitude variiert. Eine begleitende strömungsmechanische Analyse erfolgte unter Anwendung der Particle-Image-Velocimetry.

Ergebnis:

Der funktionale Zusammenhang zwischen stationärer Kühleffektivität und Reynoldszahl für die untersuchte Konfiguration wurde zu $\varepsilon_{\text{Staupunkt}} = 0.001734 \cdot \text{Re}_d^{0.5038}$ bestimmt (Abbildung 1a)). Den Einfluss von Strouhalzahl und Amplitude auf die Kühleffektivität bei pulsierenden Strahlen zeigen die ermittelten Steigerungsraten in Abbildung 1b). Je nach Kombination der Anregeparameter kann eine Strahlanregung bezüglich des stationären Referenzfalles ($\text{Re} = 7280$) in Verringerungen bis ca. 5% oder Steigerungen bis zu 20% resultieren.

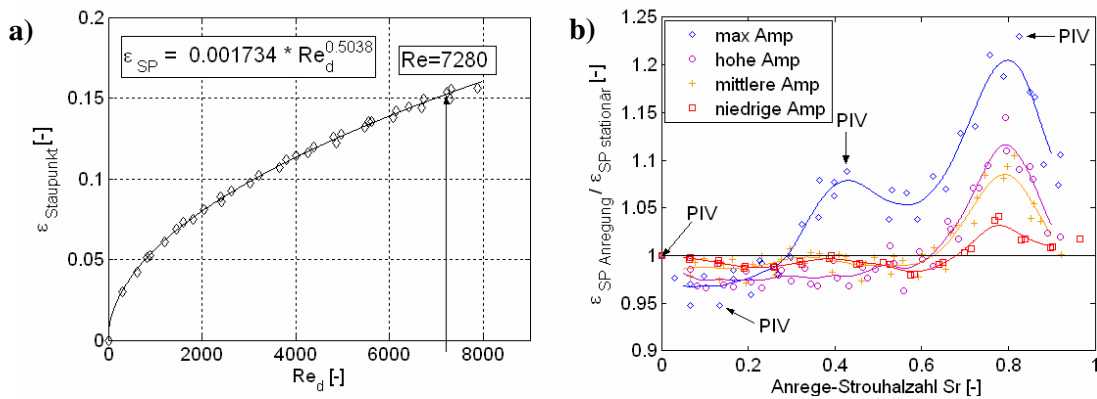


Abbildung 1: a) stationäre Referenzdaten, b) Steigerungsraten der Kühleffektivität mit pulsierenden Prallstrahlen

Zur Stützung der thermischen Ergebnisse wurden für die in Abbildung 1b) gekennzeichneten Betriebspunkte PIV-Messungen durchgeführt. In Abbildung 2a) ist dazu beispielhaft die zeitgemittelte Darstellung des Geschwindigkeitsfeldes der stationären Kühlung dargestellt. Vergleichend dazu zeigt Abbildung 2b) das massiv veränderte Geschwindigkeitsfeld (40% Phasenlage des Anregesignals) bei pulsierendem Prallstrahl für den Fall der höchsten ermittelten Steigerungsrate der Kühleffektivität. Hier wird deutlich, dass die Steigerung der Kühlwirkung maßgeblich auf die gezielte Anregung der dynamischen Ringwirbelstrukturen im Scherschichtbereich des Strahls zurückgeführt werden kann [2].

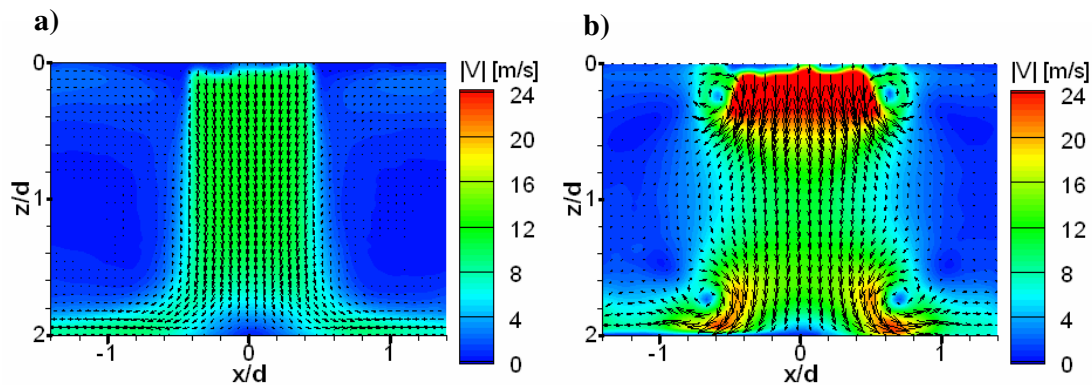


Abbildung 2: PIV-Geschwindigkeitsfelder, a) stationär, b) periodisch-instationär bei optimaler Kombination der Anregeparameter Sr/A (40% Phasenlage)

Literatur:

- [1] Camci, C.; Herr, F.; 2002. Forced Convection Heat Transfer Enhancement Using a Self-Oscillating Impinging Planar Jet – ASME Paper, Vol. 124, pp. 770-782
- [2] Janetzke, T.; Nitsche, W.; Täge, J.; Experimental Investigations of Flow Field and Heat Transfer Characteristics due to Periodically Pulsating Impinging Air Jets – submitted to Heat and Mass Transfer
- [3] Zumbrunnen, M., Aziz, M.; 1993. Convective Heat Transfer Enhancement Due to Intermittency in an Impinging Jet – Journal of Heat Transfer, Vol. 115, pp.91-98

Wechselwirkung zwischen Düseninnenströmung und Strahlzerstäubung bei der transienten Dieseleinspritzung

Mikhail Konstantinov & Claus Wagner

*Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Bunsenstraße 10, D-37073 Göttingen*

Stichworte

Düse – Kavitation - Zerstäubung

Kurzfassung

Die Qualität der Strahlzerstäubung ist einer der wesentlichen Faktoren bei der Verbesserung der Verbrennung und bei der Reduzierung der Schadstoffanteile. Der Prozess der Strahlzerstäubung hängt unter anderem von der Ausdehnung der Kavitation innerhalb der Düse und von der Kraftstoffaustrittsgeschwindigkeit ab. Die internen Strömungen in einem Dieselinjektor rufen verschiedene Arten der Strahlzerstäubung im Brennraum hervor. Der physikalische Zusammenhang dieser Erscheinungen ist sehr kompliziert.

Es wird ein numerisches Modell vorgestellt, das instationäre Zerstäubung des Kraftstoffes in Dieselmotor simuliert. Zu diesem Zweck wird sowohl ein Modell für transiente Düseninnenströmung unter der Berücksichtigung der Kavitationseffekte als auch das numerische Modell der zweiphasigen Strahlzerstäubung verwendet.

Die Berechnung der Kavitation wurde mit Hilfe des kommerziellen Programms STAR-CD mit implementierter Subroutine für die Dichte durchgeführt [3, 4]. Als Randbedingungen wurden die Werte von Einspritz- und Kammerdruck vorgegeben.

Die aus Kavitationsmodell gewonnenen Volumenraten des Diesels werden als Randwerte in die Sprays-Option des Programms STAR-CD implementiert. Die Berechnungen wurden sowohl für axialsymmetrische Einlochdüse als auch für multi-holes Sitzlochdüse durchgeführt.

Die numerischen Untersuchungen haben gezeigt, dass bei schneller Druckerhöhung in der Düse die Kavitationsbereiche zunächst verschwinden und sich bei schneller Druckabsenkung ausdehnen, im Gegensatz zum Verhalten unter quasistationären Bedingungen. Diese numerischen Ergebnisse werden gut von experimentellen Beobachtungen von Chaves und Obermeier [1] unterstützt. Das Verschwinden und Entstehen der Kavitation moduliert die Austrittsgeschwindigkeit und so die Form des zerstäubenden Strahles.

Die Berechnung der Strahlzerstäubung nach 3D Sitzlochdüse stellt sich einen weiteren komplizierten Fall dar (Abbildung 1). In solcher Düse tritt die Kavitation instationär und ungleichmäßig zwischen den Düsenlöchern auf. Auch in diesem Fall stimmen die numerischen Ergebnisse mit experimentellen Daten qualitativ überein [2]. Abbildung 2 präsentiert den Vergleich der CFD Berechnung mit den Versuchsdaten.

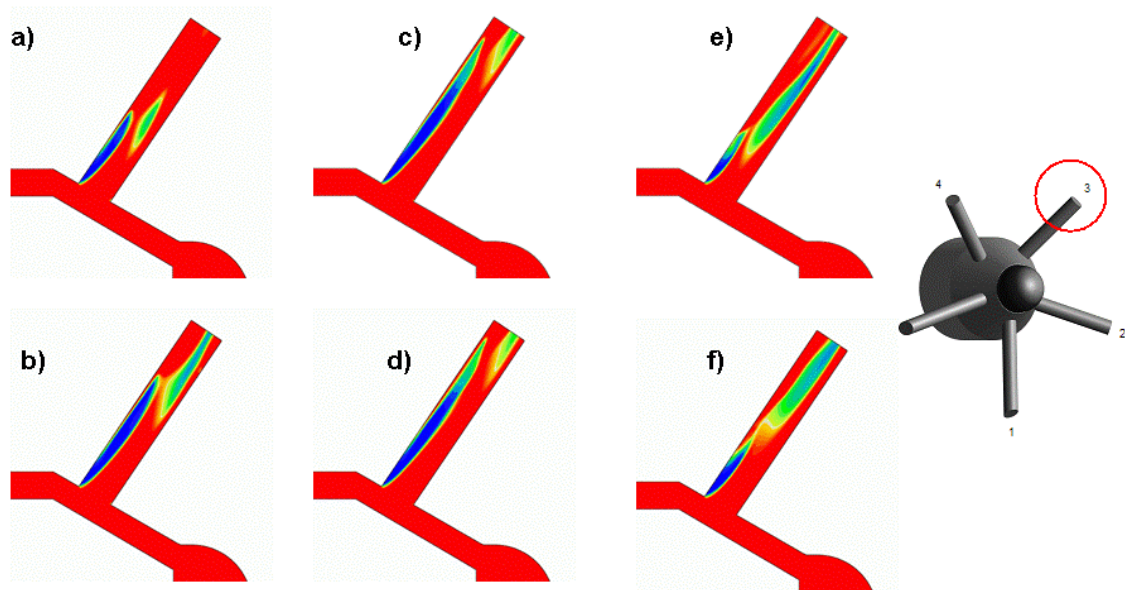


Abb. 1: Verteilung der Dichte in der Sitzlochdüse bei der transienten Einspritzdruckverlauf. Rote Farbe spiegelt Liquid wieder und die blaue entspricht der Dampfphase.

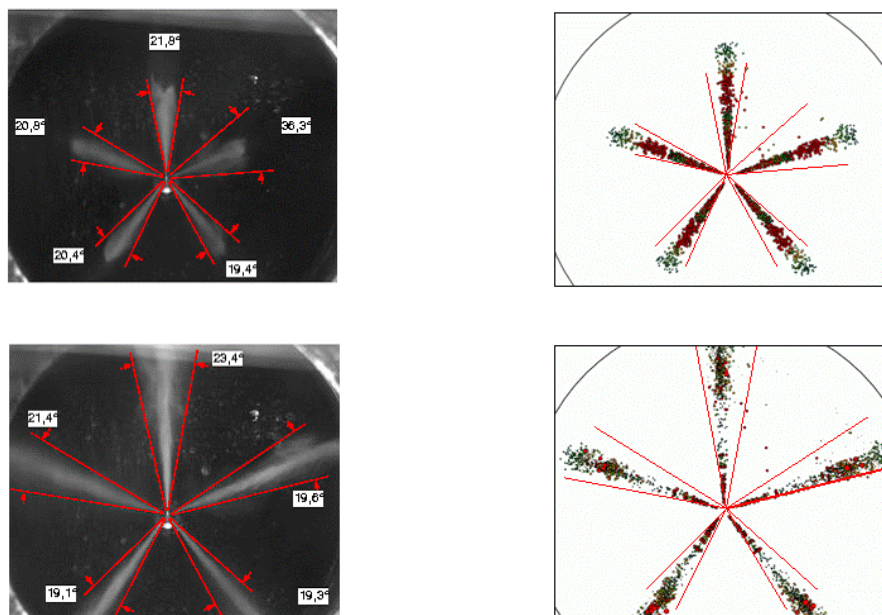


Abb.2 Experimentelle (links) und numerische (rechts) Ergebnisse der Strahlzerstäubung hinter Sitzlochdüse.

Literatur

- [1] **Chaves H & Obermeier F**, *Modelling the effect of modulations of the injection velocity on the structure of diesel sprays*, SAE Paper No 961126, 1996.
- [2] **Findeisen B & Konstantinov M**, *Numerische Simulation der instationären Wechselwirkung zwischen Düseninnenströmung und Strahlzerstäubung bei der Dieseleinspritzung*, SPRAY 2002, Freiberg, 2002.
- [3] **Konstantinov M & Obermeier F**, *Numerical simulation of transient nozzle flow*, ZAMM 79, 1999.
- [4] **Schmidt D P, Rutland C J & Corradini M L**, *A numerical study of cavitating flow through various nozzle shapes*, SAE Paper No 91597, 1997.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Technische Strömungen/Numerische Aerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. O. T. Schmidt¹, Dipl.-Ing. U. Gotzig²

Institution: ⁽¹⁾ TU Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, FG Aerodynamik
⁽²⁾ EADS-ST

Adresse: ⁽¹⁾ Sekr. F2, Marchstr. 12
10587 Berlin

Telefon: +49 (0) 30 314 - 23975

Telefax: +49 (0) 30 314 - 22955

e-mail: Oliver.T.Schmidt@TU-Berlin.de

Adresse: ⁽²⁾ Langer Grund
74239 Lampoldshausen

Telefon: +49 (0) 6298 9 39 - 206

e-mail: Ulrich.Gotzig@space.eads.net

Thema: Numerische Simulation von Kavitation und Hydraulic Flip in Mikroinspritzbohrungen von Raketentriebwerken

Ausgangssituation:

Bei hohen Druckdifferenzen zwischen Druck- und Brennkammer tritt Kavitation in den dazwischen liegenden, gestuften Mikroinspritzbohrungen von Raketentriebwerken auf. Erreicht die Kavität den Austritt in die Brennkammer bildet sich ein achsensymmetrischer Freistrahл innerhalb der Öffnung. Dieser Vorgang wird als *Hydraulic Flip* bezeichnet [1] und ist im Betrieb eines Flüssigkeitsraketenmotors zu vermeiden. Abb.2 veranschaulicht die vier Phasen, welche den Ablauf des *Hydraulic Flips* charakterisieren.

Ziel:

Die Eignung der numerischen Strömungssimulation zur Vorhersage von Kavitation und *Hydraulic Flip* soll anhand von vier Bohrungsgeometrien und zwei Simulationsfluiden untersucht werden. Die numerischen Untersuchungen dienen zur Unterstützung der experimentellen Auslegung des EADS Micro Showerhead Injektors [2].

Lösungsweg:

Die Strömungssimulation erfolgt mittels des kommerziellen Strömungslösers CFX-5.7 durch die numerische Lösung der RANS-Gleichungen [3]. Zur Simulation der Mehrphasenströmung

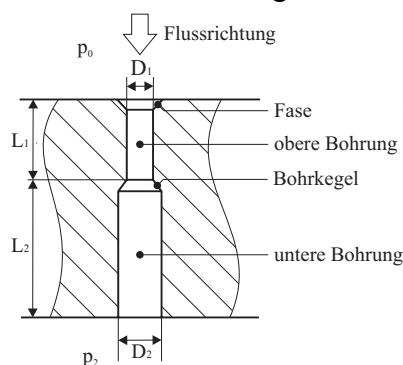


Abbildung 1: Geometrie einer Einspritzbohrung

wird ein homogenes EULER-EULER-Verfahren verwendet. Die Kavitationsmodellierung geschieht durch Lösung der RAYLEIGH-PLESSET-Gleichung. Die Ergebnisse der Rechnung werden mit Messdaten korreliert. Die Simulation wird für die Fluide Wasser und Monomethylhydrazin durchgeführt. Exemplarisch werden die Ergebnisse zweier Konfigurationen (A und B) mit Wasser dargestellt. Beide entsprechen der in Abb. 1 dargestellten generischen Einspritzbohrungsgeometrie, jedoch mit unterschiedlichen Bohrungslängen L und Bohrungsdurchmessern D . Die Durchströmung der Öffnung wird durch die Druckdifferenz zwischen dem konstanten Vordruck $p_0 = 12$ bar und dem variablen Kammerdruck p_2 bedingt.

STAB

Ergebnis:

Abb. 3 zeigt die Verläufe von Massenstrom über Kammerdruck für die beiden Konfigurationen. Die experimentellen Ergebnisse wurden durch ein kontinuierliches

Absenken des Kammerdrucks bis 1 bar ($\leftarrow$) und anschließendes wieder Erhöhen ($\rightarrow$) ermittelt. Gut zu erkennen ist ein charakteristisch ausgeprägtes Hystereseverhalten. Ein plötzlicher Massenstromabfall bei ca. 3 bzw. 2 bar identifiziert den kritischen Kammerdruck bei dem der *Hydraulic Flip* auftritt. Das im Experiment beobachtete Hythereseverhalten vermag die Simulation nicht nachzubilden, jedoch zeigt der Vergleich von Simulation mit und ohne Kavitationsmodell eine deutliche Abweichung der berechneten Massenströme in sehr guter Korrelation mit dem gemessenen Massenstromabfall am Ort des *Hydraulic Flips*.

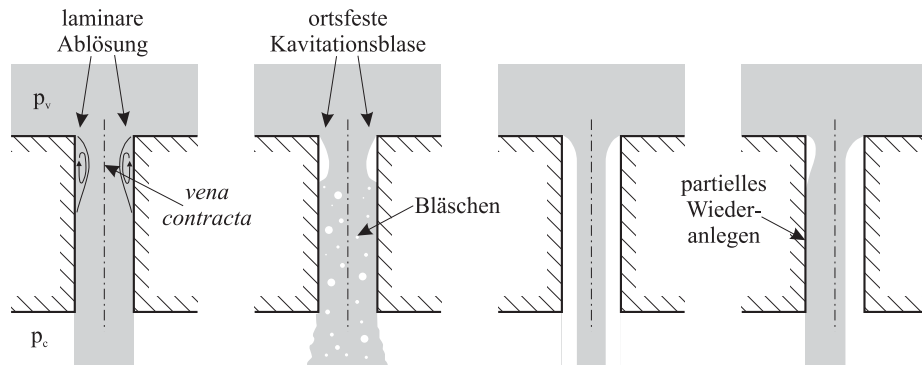


Abbildung 2: Schematik der Durchströmung einer Mikro-einspritzbohrung bei steigender Druckdifferenz (von links nach rechts)

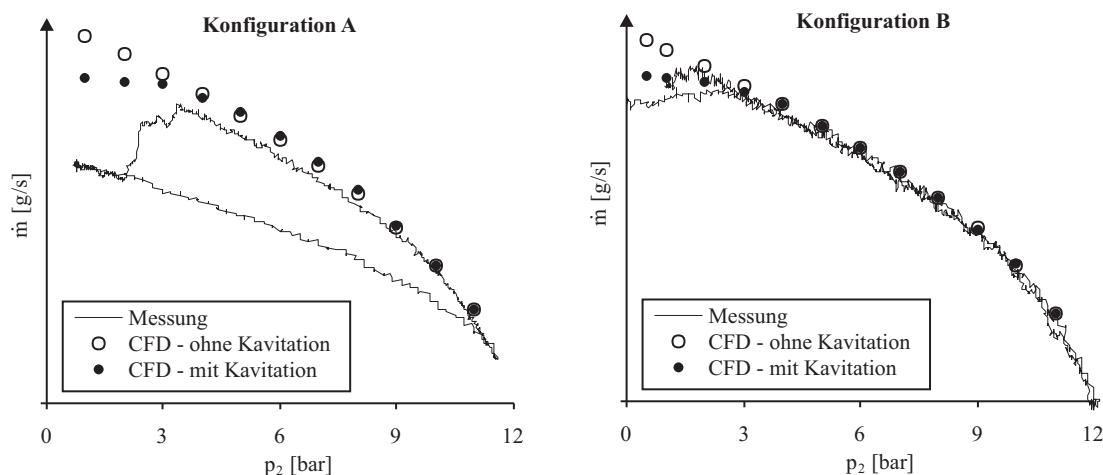


Abbildung 3: Massenstrom über Kammerdruck für zwei Geometrien A und B

Literatur:

- [1] J. C. THOMAS; CHEW: *Hydraulic Flip Behavior in Typical Liquid Rocket Operating Regimes*, Air Force Rocket Propulsion Laboratory, Technical Report AFRTL-TR-72-127, Juli 1973
- [2] U. GOTZIG; G. SCHULTE; D. EHMANN; M. RIEHLE: *Generation of EADS Bipropellant Engines with Micro Showerhead Injector System*, AIAA-2005-4526, 2005
- [3] ANSYS, Inc.: *CFX-5 Version 5.7 User Manual*, April 2004

Weiteres Vorgehen:

Ansätze zur Verbesserung der Ergebnisse wie der Nachbildung der Hysteresis ergeben sich beispielsweise durch instationäre Berechnung über den gesamten Differenzdruckverlauf, eine alternative Mehrphasenmodellierung mittels eines inhomogenen EULER-EULER- oder LAGRANGE-Modells sowie weitere Variationen der numerischen Randbedingungen.

Datum: 5. Oktober 2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Konvektionsströmung

Ansprechpartner:

Andreas Westhoff

Institution:

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse:

Bunsenstrasse 10

37073 Göttingen

weitere Partner:

Johannes Bosbach, Claus Wagner

Telefon:0551/7092745

Telefax:0551/7092829

e-mail:andreas.westhoff@dlr.de

Thema:

Strukturbildung und Wärmetransport turbulent gemischter Konvektion in Abhängigkeit von Archimedeszahl und Druck

Ausgangssituation:

Gemischte Konvektion ist ein häufig vorkommendes Phänomen in Natur und Technik. Ob in der Meteorologie, Geologie, Astronomie, bei technischen Anwendungen oder der Inneneraumklimatisierung, das Strömungsverhalten und der Wärmetransport bei Superposition von freier und erzwungener Konvektionsströmung ist von grundlegender Bedeutung. Hierbei ergibt sich häufig das Problem, dass, insbesondere bei großskalig gemischter Konvektion, eine direkte experimentelle Untersuchung häufig schwierig oder gar unmöglich ist. Eine Messmethode welche es nun erlauben würde großskalige gemischte Konvektion mit Hilfe eines verkleinerten Modells im Labormaßstab bei gleichzeitiger Beibehaltung der charakteristischen Kenngrößen Gr (Grashofzahl), Re (Reynoldszahl) und Pr (Prandtlzahl), zu untersuchen, ist von großem Interesse.

Ziel:

Die hierzu geplanten und bisher abgeschlossenen Experimente zur gemischten Konvektion bei variierendem Druck bis 20 bar haben zum Einen das Ziel die Skalierungsidee zu überprüfen, diese gegebenenfalls anzupassen und zum Anderen grundlegende Untersuchungen zur turbulent gemischten Konvektion bei großen Grashof- und Reynoldszahlen durchzuführen. Hierbei soll insbesondere räumlich/zeitliche Strukturbildung, Turbulenzstrukturen und die Mechanismen des Wärmetransports/-übergangs bei Mischkonvektion untersucht werden. Ferner sollen die Daten später zur Validierung numerischer Simulationen dienen.

Lösungsweg:

Gemischte Konvektion bei gegebener Geometrie lässt sich mit Hilfe der dimensionslosen Kenngrößen Gr , Re und Pr charakterisieren. Neben diesen ist ein weiterer wichtiger Parameter die Archimedeszahl (Ar), welche das Verhältnis zwischen Auftriebs- und Trägheitskräften wiedergibt. Möchte man nun bei gleicher Geometrie die charakteristische Länge des System bei gleich bleibenden Kennzahlen um den Faktor s linear skalieren, so müssen, davon ausgehend das die Pr für Luft bis zu 20 bar nahezu Druckunabhängig ist, zwei Parameter angepasst werden. In unserem Fall wird die kinetische Viskosität, welche linear mit dem Druck skaliert, und die charakteristische Geschwindigkeit variiert. Zur Überprüfung, inwieweit eine räumliche Skalierung möglich ist, wurden zwei rechteckige Konvektionszellen mit gleichem Aspektverhältnis (1:1:5) für den Einsatz unter Hoch- und Umgebungsdruck entwickelt, wobei die Zelle für die Messungen bei Umgebungsdruck um den Faktor fünf größer ist. Lufteinlass (oben) und Auslass (unten) befinden sich auf derselben Seite und erstrecken sich über die komplette Länge der Zelle. Die Zelle wird von unten beheizt und oben gekühlt. Mit dieser Konfiguration ist man in der Lage wohldefinierte gemischte Konvektion zu generieren. Zum einen führt die erzwungene Konvektion zu einer Rollenstruktur, welche nahezu zweidimensional und stationär ist. Zum anderen wird durch die Temperaturdifferenz zwischen Boden- und Deckenplatten freie Konvektion induziert.

STAB

Die Messungen unter Hochdruckbedingungen fanden im Hochdruck Windkanal Göttingen (HDG) statt. Particle Image Velocimetry (PIV) wurde in der Querschnittsebene bei halber Zellenlänge durchgeführt. Abbildung 1 zeigt zwei über jeweils 980 instantane Bilder gemittelte Geschwindigkeitsfelder bei einem Druck von 10 bar. Höhe und Breite sind auf die Höhe der Zelle normiert und der Geschwindigkeitsbetrag auf die über den Einlass gemittelte Einlassgeschwindigkeit. Die Temperaturdifferenz beträgt bei beiden Bildern 30 K. Die linke Abbildung zeigt das Geschwindigkeitsfeld für $Ar = 0.54$. In der Abbildung erkennt man deutlich die Dominants der Trägheitskräfte. Die durch die erzwungene Konvektion erzeugte Rollenstruktur ist nahezu ungestört und die Strömung zweidimensional und stationär. Verändert man die die Archimedeszahl zu Gunsten der Auftriebskräfte, so kommt es zu einem Symmetriebruch und letztendlich zur Dominanz der Auftriebsströmung. Dies hat zur Folge, dass die Strömung dreidimensional, instationär und chaotisch wird. (Abb. 1 Mitte).

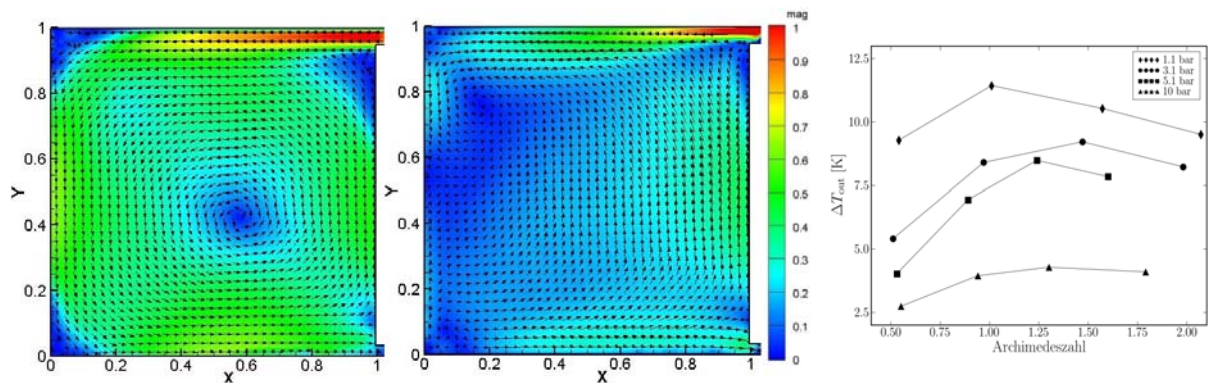


Abbildung 1: Zeitlich gemittelte Geschwindigkeitsfelder bei einem Druck von 10 bar (Links und Mitte). Der Vektorfeld rechts zeigt den Wärmeabtrag aus der Zelle in Abhängigkeit des Drucks und der Archimedeszahl. **Links:** $Ar = 0.55$, $Gr = 3.75 \cdot 10^8$ und $Re = 3.51 \cdot 10^4$. **Mitte:** $Ar = 1.79$, $Gr = 3.57 \cdot 10^8$ und $Re = 1.06 \cdot 10^4$.

Zusätzlich zu den PIV Messungen wurden Temperaturmessungen durchgeführt. Abbildung 1 rechts zeigt die Abhängigkeit der Temperaturdifferenz zwischen Einlass- und Auslasstemperatur. Zum einen erkennt man, dass der Wärmeabtrag aus der Zelle mit steigendem Druck und gleicher Ar signifikant absinkt, welches das Resultat mehrerer Effekte ist. Zum einen beginnt der Strahl an der Kühlplatte nach dem Ablösen zu oszillieren und zum anderen hat man bei steigender Gr eine dünner werdende thermische Grenzschicht und somit einen besseren Wärmeübergang von Heizplatte und Luft. Ferner spielt sicherlich auch die mit steigendem Druck turbulenter werdende Strömung eine nicht unwesentliche Rolle. Ein weiterer Effekt der deutlich erkennbar ist, ist, dass es anscheinend bei gleich bleibendem Druck ein Maximum des Wärmeabtrags in Abhängigkeit von Ar gibt, welcher für alle Drücke im Bereich $Ar = 1 - 1.5$ liegt. Eruiierung der Ursache hierfür ist Gegenstand in naher Zukunft geplanten Temperaturmessungen für Drücke bis 20 bar.

Literatur:

- [1] Linden, **The fluid mechanics of natural ventilation**, Annu. Rev. Fluid Mech. (1999), 31:201-38
- [2] Westhoff, Grabinski, Bosbach, Thess und Wagner, **Scaling of turbulent mixed convection under high pressure**, 5th int. Symposium on TSFP München (2007), Vol. 2, 505-510
- [3] Westhoff, Grabinski, Bosbach, Thess und Wagner, **Particle Image Velocimetry of turbulent mixed convection at ambient and high pressure**, 8th ISAF Lyon (2007), Vol. 1, 281-289
- [4] Bosbach, Kühn, Czapp, Grabinski, Westhoff und Wagner, **Measurement techniques for large scale convective air flow**, ONERA-DLR Aerospace Symposium, ODAS 2007

weiteres Vorgehen:

Als nächster Schritt sind ausführliche Temperaturmessungen und Stereo PIV für Drücke bis 20 bar geplant. Parallel hierzu sollen an der um den Faktor 5 größeren Zelle PIV und Temperaturmessungen bei Normaldruck zur Überprüfung der Skalierungsidee durchgeführt werden. Zusätzlich sind numerische Simulationen (DNS und LES) zur gemischten Konvektion geplant.

Datum: 10.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Umströmung stumpfer Körper

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Andreas Winkler; Dr.-Ing. Albert Pernpeintner;
Prof. Nikolaus A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik, Technische Universität München

Adresse: Boltzmannstrasse 15
85748 Garching

Telefon: 089/289-16128
Telefax: 089/289-16139
e-mail: andreas.winkler@aer.mw.tum.de

Thema: Methoden zur Widerstandsminimierung eines Rennbobs

Ausgangssituation:

Während einer Bobabfahrt entfallen circa 25% des Gesamtwiderstands auf den aerodynamischen Widerstand. Deshalb kann die aerodynamische Formoptimierung zu einem entscheidenden Wettbewerbsvorteil führen.

Ziel:

Durch die Anwendung numerischer und experimenteller Entwicklungsmethoden soll eine neue Bobform entwickelt werden, die einen reduzierten aerodynamischen Widerstand aufweist.

Lösungsweg:

Die Form eines bereits existierenden Bobs wird vermessen und digitalisiert. Sie dient als Referenz (RefBob) für den Entwicklungsprozess. Unter Verwendung von CATIA V5 © wird ein parametrisches Flächenmodell (Abb.1) erzeugt. Das Modell wird verwendet, um die Bobform systematisch zu variieren und so unterschiedlichen Formvarianten zu erstellen. Für jede Formvariante wird unter Verwendung von ICEM CFD © und ANSYS CFX © eine CFD-Simulation durchgeführt und anhand des berechneten Widerstands wird die Formvariante bewertet. Aus diesem Prozess geht eine widerstandsoptimierte Formvariante hervor (InnoBob1), die als Ausgangspunkt für ein 1:3-Windkanalmodell aus PU-Schaum (Abb.2) dient. Zur Validierung der Ergebnisse aus den CFD-Simulationen und zur Durchführung von Detailoptimierungen werden mit diesem Modell Windkanalversuche durchgeführt. Dabei sind Detailänderungen der Form wesentlich effizienter durchführbar und bewertbar als in der CFD-Simulation. Aus den Windkanalversuchen geht eine detailoptimierte Formvariante hervor, die als Basis für die Herstellung eines Prototyps dient.

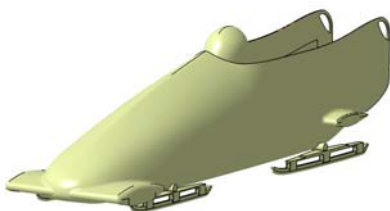


Abbildung 1. Parametrisches Flächenmodell

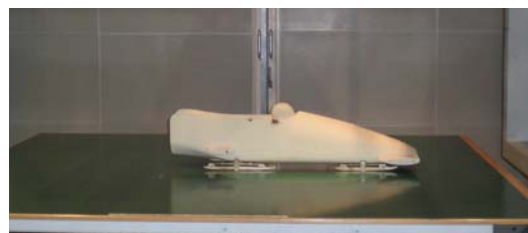


Abbildung 2. Windkanalmodell aus PU-Schaum

STAB

Ergebnis:

Aus dem Parametermodell werden über 100 Formvarianten erzeugt und bewertet. Dadurch entsteht eine optimierte Bobform, deren aerodynamischer Widerstand um 13% unter dem der Referenzform liegt. Die Aufschlüsselung der Widerstände auf die widerstandserzeugenden Bobkomponenten ist in Abb.3 in Form der Widerstandsfläche dargestellt. Die beiden auffälligsten Verbesserungen werden an der Haube und der Vorderachse erzielt. Während die Widerstandsminderung an der Haube den Modifikationen der Gesamtform zuzuordnen ist, kann die deutliche Verminderung an der Vorderachse auf eine größere Überdeckung durch die Haube zurückgeführt werden. Ein typisches Merkmal stumpfer Körper ist die maßgebliche Beeinflussung des gesamten Stromfelds durch die Fernwirkung stromaufwärts liegender Komponenten des Körpers. Das kann dazu führen, dass für eine Widerstandsverminderung des Gesamtsystems Widerstandserhöhungen an einzelnen Komponenten in Kauf genommen werden müssen. So sind am InnoBob1 die Widerstandsflächen der Komponenten Helm, Heckabweiser und Hinterkufe gestiegen.

Die Windkanalversuche zeigen eine Unterschätzung des Widerstandsbeiwerts durch die CFD-Simulationen um 4%. Eine Variation des Rückenwinkels des Bremers (Abb.4) zeigt eine signifikante Abhängigkeit des Widerstands von der Bremserhaltung, dabei bedeutet ein Rückenwinkel von 90° eine aufrechte Haltung. Im Heckbereich bildet die Unterseite des Bobs mit dem Boden einen Diffusor. Die Optimierung des Diffusorwinkels und der Diffusorkontur führt zu einer weiteren Widerstandsminderung um 2%. Zur Gewährleistung der Funktionalität in der Anschubphase waren Formkorrekturen im Heckbereich notwendig. Diese Korrekturen führen zu unvermeidlichen Widerstandserhöhungen gleicher Größe. Im Ergebnis wird dadurch das Handling in der Anschubphase bei gleich bleibenden aerodynamischen Eigenschaften sichergestellt.

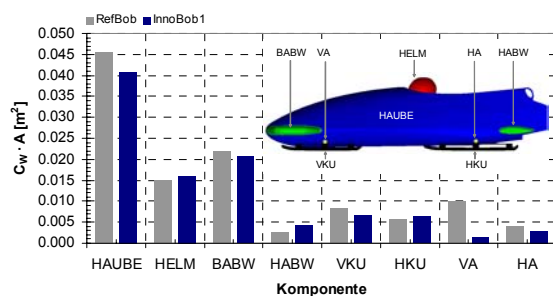


Abbildung 3. Teilwiderstände der Bobkomponenten

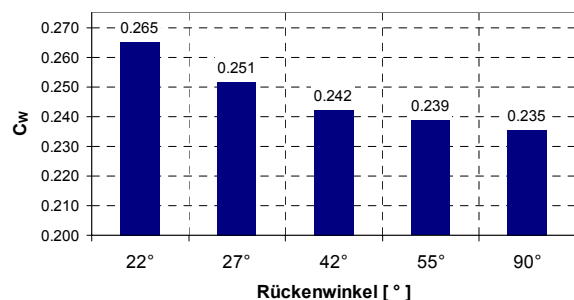


Abbildung 4. Einfluss des Rückenwinkels auf den Widerstand bei $Re_{\infty}=6,62 \cdot 10^5$

Weiteres Vorgehen:

Auf Basis der detailoptimierten Formvariante wird ein Prototyp gefertigt. Mit diesem Prototyp werden Windkanaltests durchgeführt werden. Dabei wird in Zusammenarbeit mit Athleten die widerstandsgünstigste und gleichzeitig anatomisch noch machbare Position und Haltung der Besatzung bestimmt werden. In Fahrversuchen wird schließlich die Leistungsfähigkeit des gesamten Bobs in Vergleich zu den bestehenden Bobs getestet werden. Schließlich soll der numerische Optimierungsprozess unter Verwendung der Optimierungssoftware DAKOTA am Beispiel einiger ausgewählter Formparameter so weit wie möglich automatisiert werden.

Mitteilung

Projektgruppe/ Fachkreis:	Flow Control, Transition and Laminarhaltung	
Ansprechpartner:	A. Babucke, M. Kloker, U. Rist	
Institution:	Institut für Aerodynamik und Gasdynamik	
Adresse:	Pfaffenwaldring 21 70550 Stuttgart	Telefon: (0711) 685-69943 Telefax: (0711) 685-59943 e-mail: babucke@iag.uni-stuttgart.de
Thema:	DNS einer gezackten Hinterkante zur Reduzierung von Strahlärm	

Ausgangssituation:

Fluglärm ist eine wesentliche Umweltbelastung, insbesondere im Umfeld von großen Flughäfen. Ein großer Anteil des abgestrahlten Lärms wird durch den Triebwerksstrahl verursacht. Allerdings sind die zugrunde liegenden aeroakustischen Vorgänge noch nicht vollständig verstanden. Die Schwierigkeit hochaufgelöster aeroakustischer Simulationen besteht in den Skalenunterschieden zwischen Strömung und abgestrahltem Schall. Die starken hydrodynamischen Schwankungen haben eine geringe räumliche Ausdehnung während das akustische Fernfeld Wellen mit kleiner Amplitude und relativ großer Wellenlänge aufweist. Dies erfordert zum Einen eine hohe Auflösung aber auch ein großes Integrationsgebiet um den relevanten Teil des akustischen Fernfelds zu erfassen. Aufgrund der unterschiedlichen Amplituden sind die Randbedingungen sorgfältig zu wählen, um das akustische Feld nicht durch Reflexionen zu verfälschen.

Von Experimenten ist bekannt, dass die Düsenform einen Einfluss auf die Schallerzeugung der Scherschicht am Rand eines Triebwerksstrahls hat. So besitzt etwa die neue Boeing 787 *Dreamliner* eine gezackte Düse, um den Triebwerkslärm zu reduzieren.

Ziel:

Der Einfluss der Geometrie des Düsenendes auf den abgestrahlten Strahlärm soll mittels einer direkten numerischen Simulation (DNS) untersucht werden, bei der Schall und Strömung direkt berechnet werden. Durch den Vergleich eines rechteckig eingekerbten Düsenendes mit einer Simulationen mit gerader Hinterkante [2] soll der Einfluss der Geometrie bezüglich der Schallerzeugung untersucht werden.

Lösungsweg:

Die Problemstellung wird entlang der ebenen Platte, die das Düsenende darstellt, durch Ähnlichkeitslösungen der Grenzschichtgleichungen definiert. Es werden Machzahlen von $Ma_1 = 0.8$ ober- und $Ma_2 = 0.2$ unterhalb der Platte gewählt. Die Reynoldszahl, gebildet mit der Verdrängungsdicke der oberen Grenzschicht am Einströmrand ist $Re = 1000$. Hinter dem Düsenende werden für die Anfangsbedingung die Grenzschichtgleichungen stromab integriert. Die Lösung der vollständigen dreidimensionalen Navier-Stokes-Gleichungen erfolgt durch den DNS Code NS3D, der am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik entwickelt wurde.

STAB

Das Verfahren und die implementierten Randbedingungen sind für aeroakustische Rechnungen validiert [1, 2]. Mittels der Gebietszerlegung ist eine einfache Implementierung des Düsenendes möglich. Die Diskretisierung im Bereich der Aussparung erfolgt durch explizite finite Differenzen 8. Ordnung.

Ergebnis:

Abbildung 1 zeigt ein Momentanbild der Wirbelstrukturen, die sich aufgrund der eingekerbten Hinterkante ergeben. Die Kelvin-Helmholz-Wirbel erhalten durch die modifizierte Geometrie eine spannwitige Verformung, was zu einem Aufbrechen der großen Wirbel führt. Obwohl die Parameter der Einkerbung (Form, Breite, Tiefe) willkürlich gewählt wurden, ergibt diese Konfiguration bereits eine Reduzierung des Lärms um 6dB.

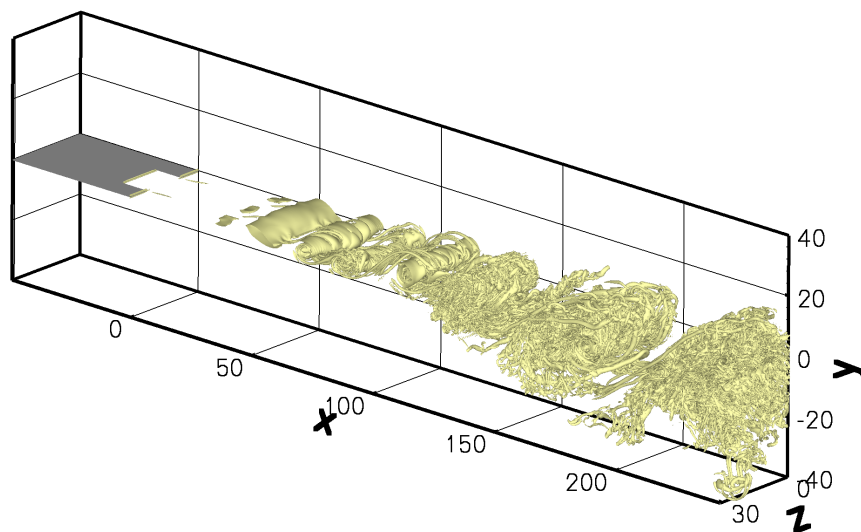


Abbildung 1: Wirbelstrukturen bei eingekerbter Hinterkante, dargestellt durch die Isofläche $\lambda_2 = 0.002$.

Literatur:

- [1] A. Babucke, M. J. Kloker, and U. Rist. DNS of a plane mixing layer for the investigation of sound generation mechanisms. *to appear in Computers and Fluids*, 2007.
- [2] A. Babucke, M. J. Kloker, and U. Rist. Numerical investigation of flow-induced noise generation at the nozzle end of jet engines. In *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI*, Contributions to the 15. STAB/DGLR Symposium Darmstadt, 2007.

weiteres Vorgehen:

Die bisherigen Simulationen zeigen, dass eine Verformung der Hinterkante den abgestrahlten Lärm reduzieren kann. Aufbauend auf den bisherigen Untersuchungen soll die Geometrie der Einkerbung optimiert werden. Weiterhin ist geplant passive und aktive Aktuatoren am Düsenende zu implementieren und deren Einfluss auf die Schallerzeugung zu untersuchen.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Lothar Bertsch, Werner Dobrzynski, Sébastien Guérin

Institution: Konfigurativer Entwurf, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-3356

Telefax: (0531) 295-2320

e-mail : lothar.bertsch@dlr.de

weitere Partner: Oliver Macke, Frederic Guntzer, Michaela Herr (DLR Braunschweig);
Tom Otten (DLR Köln)

Thema: **Low-Noise Design im Flugzeugvorentwurf**

Ausgangssituation:

Um eine möglichst lärmarme Flugzeugkonfiguration zu entwerfen, ist es zwingend erforderlich, sich bereits auf Vorentwurfsniveau mit der Lärmabstrahlung zu befassen. Die jeweiligen Vorschläge und Überlegungen den Lärm eines Flugzeuges zu minimieren, haben oft grundlegend unterschiedliche Flugzeugkonzepte zur Folge. Beispielhaft erwähnt sei an dieser Stelle die Variation der Triebwerksanordnung zur Ausnutzung von Abschattungseffekten durch die Tragflächen und den Rumpf. Der direkte Vergleich der verschiedenen Ansätze und ihrer Auswirkungen ist nur auf Vorentwurfsniveau möglich. Es kann so möglichst früh die Entscheidung für oder gegen eine Konfiguration getroffen werden, da größere Modifikationen in späteren Entwurfsstadien nur erschwert oder überhaupt nicht mehr möglich sind. Eine parametrische Auswertung von Flugzeugkonfigurationen auf ihre Lärmabstrahlung hin war bislang im Vorentwurf nicht möglich.

Ziel:

Es soll ein Akustikprogramm entwickelt werden, um im Vorentwurf die Lärmabstrahlung von Flugzeugkonfigurationen untersuchen und bewerten zu können. Das Ziel ist, möglichst früh im Entwurfsprozess, Parameterstudien und Optimierungen durchzuführen, bis diejenige Konfiguration mit minimaler Lärmabstrahlung gefunden wurde, die noch allen technischen und wirtschaftlichen Anforderungen genügt.

Lösungsweg:

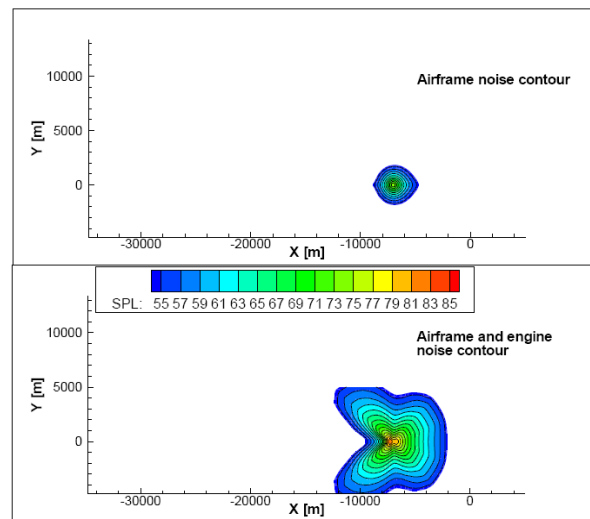
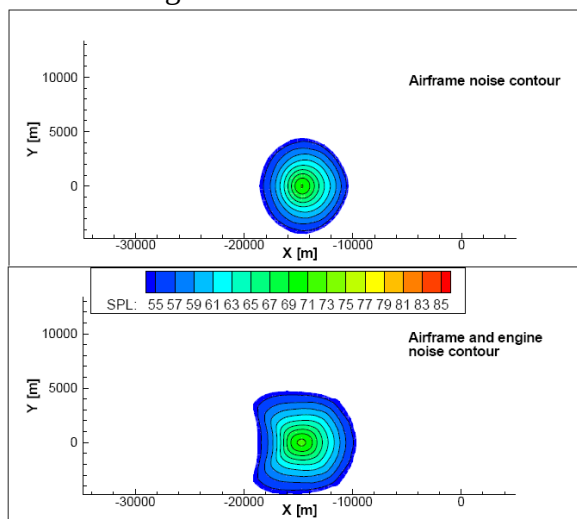
CAA Methoden können aufgrund ihres hohen CPU Bedarfs für Vorentwurfszwecke ausgeschlossen werden. Daher werden die einzelnen Lärmquellen durch semi-empirische Quellmodelle simuliert. Die Quellmodelle sind parametrisch aufgebaut, um die Auswirkungen von Geometrie und Konfiguration auf die Lärmabstrahlung abbilden zu können. Sie liefern also für eine Flugzeuggeometrie und die jeweilige Konfiguration (Klappenstellung, Schub, Geschwindigkeit etc.) richtungsabhängige Terzpegelspektren.

Es wird ein quasistationärer Flugverlauf angenommen, d.h. die bewegte Quelle wird für einen diskreten Zeitschritt an der aktuellen Position festgehalten und sendet aus diesem Punkt. Durch diese Vorgehensweise sind während eines Zeitschrittes die Abstrahlwinkel und die Entfernungen konstant. Unter Berücksichtigung der Einflüsse von Relativbewegung und Schallausbreitung in der Atmosphäre können schließlich die Schallpegelspektren beim jeweiligen Beobachter für einen bestimmten Zeitpunkt berechnet werden. Nachdem die Spektren für jeden Beobachter berechnet sind, wird die Quelle an der nächsten Position fixiert und der Vorgang wiederholt sich.

STAB

Ergebnis:

Die aktuelle Version der Software namens PANAM (Parametric Aircraft Noise Analysis Module) kann für die Auswertung der Lärmemission konventioneller Flugzeuge auf beliebigen, drei-dimensionalen Flugtrajektorien verwendet werden. Der Fluglärm wird durch aktuelle, DLR-entwickelte Quellmodelle für Zellen- und Triebwerkslärm simuliert. Abschattungseffekte des Triebwerkslärms durch die Flugzeugstruktur, sowie aktive Hochauftriebssysteme können zum jetzigen Zeitpunkt noch nicht ausgewertet werden. Der modulare Aufbau von PANAM erlaubt sowohl eine direkte Anbindung in eine Entwurfskette als auch den autarken Betrieb. PANAM Ausgaben sind neben EPNL (Effective Perceived Noise Level) oder max. SPL (Maximalwert des Sound Pressure Level) auch Echtzeitverteilungen des Schalldruckes. Abb. 1 und 2 zeigen Echtzeitverteilungen des Schalldruckes für einen Low-Drag-Low-Power Landeanflug. Für einen lärmoptimierten Vorentwurf ist eine Echtzeitanalyse der Lärmabstrahlung unabdingbar. Die Auswirkung einzelner Lärmquellen kann so unmittelbar ausgewertet werden. So kann z.B. direkt nach Ausfahren des Fahrwerks die dadurch verursachte Schalldruckverteilung am Boden ausgewertet werden (Abb.1). Eine Optimierung des Entwurfs nur basierend auf zeitlichen Mittelwerten (EPNL) oder Maximalwerten (max. SPL) erscheint nicht sinnvoll, da sich Änderungen der Geometrie/Konfiguration darin eventuell nicht oder nur minimal auswirken. Abb. 2 zeigt die Schalldruckverteilung am Boden in einer Flugphase ca. 8 km vor dem Aufsetzen. In dieser Flugphase sind hohe Triebwerksleistung notwendig, die sich in dominierendem Triebwerkslärm auswirken. Der Zellenlärm ist in dieser Flugphase offensichtlich komplett vernachlässigbar.



Literatur:

- [1] M. Pott-Pollenske, W. Dobrzynski, H. Buchholz, S. Guérin et al.: *Airframe Noise Characteristics from Flyover Measurements and Predictions*, 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 8 - 10 May 2006, Cambridge, Massachusetts, AIAA/CEAS Paper 2006-2567
- [2] S. Guérin, U. Michel: *Aero-engine Noise Investigated from Flight Tests*, 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 8 - 10 May 2006, Cambridge, Massachusetts, AIAA Paper 2006-2463
- [3] L. Bertsch: *Stand der Arbeiten zur akustischen Bewertung von Flugzeugkonfigurationen im Projekt QSTOL*, Report of the Institute of Aerodynamics and Flow Technology, DLR IB 124-2007/4, 2007

Weiteres Vorgehen:

Nach der Validierung mit bereits vorliegenden Ergebnissen von Überflugmessungen wird das Programm um weitere Quellmodelle erweitert werden. Neben der Quellmodellierung von Klappenseitenkantenlärm sollen für den Triebwerkslärm auch mögliche Abschattungseffekte durch die Struktur ausgewertet werden. PANAM soll schließlich vollständig in die Vorentwurfsprozesskette integriert werden. Bislang werden nur die notwendigen Flugzeugparameter aus dem Entwurfsprozess für die Berechnung in PANAM ausgelesen, es werden jedoch noch keine Ergebnisse in den Entwurfsprozess zurückgegeben. Davor muss erst noch geklärt werden, wie eine mögliche Lärmeinsparung in einem Entwurfsprozess zu bewerten ist.

Datum: 12.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroakustik/Messtechnik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. A. Herrig, Dr.-Ing. W. Würz, Prof. Dr.-Ing. E. Krämer

Institution: Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart

Adresse: Pfaffenwaldring 21
70550 Stuttgart

Telefon: (0711) 685-69976

Telefax: (0711) 685-60211

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

weitere Partner:

Thema: Hitzdraht-basierte Messungen von Hinterkantenlärm an NACA-0012-Profilen

Ausgangssituation: Bei der subsonischen Umströmung von Windkraft-Rotoren und Tragflügel-Profilen stellt Hinterkantenlärm, verursacht durch die abfließende turbulente Grenzschicht, die dominante Lärmquelle dar. Die Optimierung und Verifizierung neuer lärmarmer Profile erfordert präzise 2d-Messverfahren in Windkanälen, sowohl bezüglich der Aerodynamik und Aeroakustik. Die kombinierte Durchführung beider Messungen in ein und demselben Windkanal steigert signifikant die Konsistenz aerodynamischer und aeroakustischer Daten.

In [1] wurde über die Entwicklung eines Verfahrens zur Messung von Hinterkantenlärm am Laminarwindkanal (LWK, $Tu \cong 0.02\%$) des IAG berichtet. Die sogenannte Coherent-Particle-Velocity (CPV) Methode [2] basiert auf dem Prinzip der Messung der Schallschnelle v' mittels Hitzdrähten. Gegenüber der als Vorbild dienenden Coherent Output Power (COP) Methode von Hutcheson und Brooks [3] ergeben sich jedoch spezifische Vorteile.

Nach ersten Messungen an einem plattenähnlichen Profil ($t=0.5$ m, $U = 60$ m/s) wurde die CPV-Methode dann im EU-Projekt SIROCCO erfolgreich für gewölbte Profile ($t=0.4$ m, $U = 60$ m/s) durch Vergleiche mit Array-Messungen im AWB Braunschweig validiert [4,5].

Ziel: Zwischenzeitlich sind mit der CPV-Methode Messungen an drei NACA-0012-Profilen ($t=[0.2, 0.4, 0.6]$ m) im LWK durchgeführt worden. Neben einem Vergleich der absoluten Schalldruckpegel erlaubt die Untersuchung der Skalierung des Hinterkantenlärms in Abhängigkeit von Re und Ma eine Bewertung der Grenzen des Anwendungsbereiches.

Lösungsweg: Das CPV-Verfahren basiert auf der Messung der kohärenten Schallschnelle mit zwei beidseitig der Hinterkante angebrachten 45° schrägen Hitzdrähten. Aus den simultan mit 44.1 kHz/24bit abgetasteten Signalen wird mittels FFT das Kreuzspektrum G_{12} berechnet und über die Signaldauer von typ. 3-10 min gemittelt. Die Kreuzspektral-Analyse erlaubt die Isolierung der Frequenzbereiche dominanten Hinterkantenlärms aufgrund seiner Dipol-Charakteristik. Diese ist für eine Phasendifferenz von $\pm 180^\circ$ verantwortlich, im Gegensatz dazu tritt kohärenter Hintergrundlärm mit etwa 0° Phasendifferenz auf. Das untere Ende des Messbereichs wird praktisch immer durch den steil ansteigenden Hintergrundlärm begrenzt. Durch die Mittelung der Kreuzkorrelation werden zusätzliche inkohärente Signalanteile unterdrückt. Diese entstehen hauptsächlich durch elektronisches Rauschen der Hitzdraht-Anemometer und sind oft eine Größenordnung höher als das Nutzsignal. Sie begrenzen den Messbereich zu hohen Frequenzen hin.

Zur Berechnung quantitativer Fernfeld-Schalldruckpegel wird das gemessene v' mit Hilfe einer Simulation der Schallabstrahlung der Hinterkante als inkohärente Linienquelle in Schalldruckschwankungen überführt und auf eine Referenzposition umgerechnet. Dabei wird auch die Richtcharakteristik der Hitzdrähte berücksichtigt. Die Sensitivität der Hitzdrähte wird durch eine in-situ Kalibrierung im Windkanal bestimmt. Die Genauigkeit lässt sich

durch Korrektur thermischer Stör-Einflüsse mittels analytischer Beziehungen nochmals steigern.

Ergebnisse: An drei NACA 0012-Profilen mit $t=[0.2, 0.4, 0.6]$ m wurde Hinterkantenlärm für $U=[40,50,(55),60,70]$ m/s und Anstellwinkel von $0-6^\circ$ gemessen.

Bei Variation des Anstellwinkels werden die im Fall mit künstlich an der Profilhase fixierter Transition zunächst kleinen Veränderungen der Spektren mit der CPV-Methode gut aufgelöst (Bsp. für 0.2 m Profiltiefe in Abb.1). Mit natürlicher Transition treten bei bestimmten α starke „Hiebtöne“ auf. Der Vergleich der CPV-Daten mit veröffentlichten Messungen aus [6] und [7] in Abb. 2 zeigt im wesentlichen eine sehr gute Übereinstimmung der absoluten Pegel. Die Quell-Richtcharakteristik wurde durch Variation der Sensorposition in Strömungsrichtung untersucht. Konsistent zur Erwartung wurde eine nicht-kompakte Quellcharakteristik festgestellt, mit einer stromauf gerichteten Intensitätsverteilung.

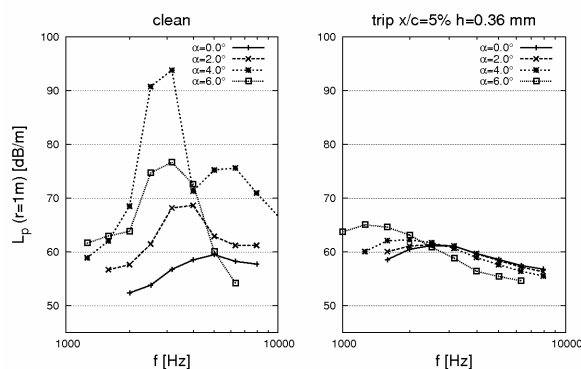


Abb. 1: CPV-Terzspektren des NACA 0012 mit 0.2 m Profiltiefe für verschiedene Anstellwinkel. $U=60$ m/s.

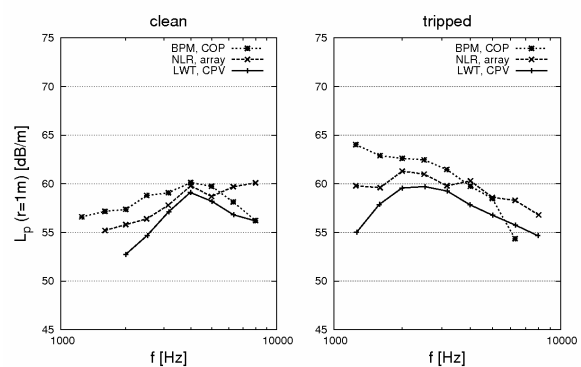


Abb. 2: Vergleich der CPV-Ergebnisse für $U=55$ m/s zu Mikrofon-Array- und COP-Messungen ($t=0.23$ m).

Literatur:

- [1] Würz, W.; Guidati, S.; Herrig, A.; Lutz, T.; Wagner, S.: *Measurement of Trailing Edge Noise by a Coherent Particle Velocimetry Method*, ICMAR Novosibirsk, 28.06.-02.07.04
- [2] Herrig A., Würz, W., Lutz T., Krämer E., Wagner S.: *Trailing-Edge Noise Measurements of a NACA 0012 Airfoil using the Coherent Particle Velocity Method*. 13th ICMAR Conference, Novosibirsk, Russia, February 5-10, 2007.
- [3] Hutcheson, F.V.; Brooks, T.F.: *Measurement of Trailing Edge Noise using Directional Array and Coherent Power Methods*, Proceedings of 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2002 (AIAA paper 2002-2472)
- [4] A. Herrig, W. Würz, Th. Lutz, K. Braun and E. Krämer, S. Oerlemans: *Trailing-Edge Noise Measurements of Wind Turbine Airfoils in Open and Closed Test Section Wind Tunnels*, First Int. Meeting on Wind Turbine Noise, Berlin, 17-18 October 2005
- [5] Herrig A., Würz W., Lutz T., Braun K., Krämer E.: *Trailing-Edge Noise Measurements Using a Hot-Wire Based Coherent Particle Velocity Method*, AIAA 2006-3876, 24th Applied Aerodynamics Conf., San Francisco, California, 5-8 June, 2006
- [6] Brooks T.F., Pope D.S., Marcolini M.A.: *Airfoil Self-Noise and Prediction*. NASA RP-1218, 1989
- [7] Oerlemans S.: *Wind Tunnel Aeroacoustic Tests of Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines*, NREL/SR-500-35339, May 2004

weiteres Vorgehen: Auswertung von Korrelationsmessungen zu Oberflächen-Drucksignalen und spannweitige Längenskalen. Auswertung des Einflusses von Schwingungen der Halterung und des Modells, gemessen mittels Beschleunigungsaufnehmern und LSV. Entwicklung von hot-tube-Sensoren zur Verbesserung des Signal-Rausch-Verhältnisses.

Datum: 17.10.07

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Technische Akustik

Ansprechpartner: Malte Siefert

Institution: Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: 0531 295-3310
e-mail: malte.siefert@dlr.de

Weitere Partner: Roland Ewert

Thema: Sweeping in einem stochastischen Modell für die Vorhersage von turbulenzbedingtem Schall

Ausgangssituation: Zeitliche Dekorrelationen in turbulenten Strömungen haben einen wesentlichen Einfluss auf die Schallerzeugung. Für die Geräuschvorhersage ist daher eine genaue Erfassung dieser Quellen notwendig. Eine vollständige Simulation des Strömungs-Akustik-Problems ist in der Regel zu aufwändig und es wird versucht, mit einer akustischen Analogie die Strömung getrennt von der Akustik zu betrachten. Es hat sich gezeigt, dass eine stochastische Modellierung der Turbulenz ausreichend sein kann, um die wesentlichen Eigenschaften der Geräuschenstehung und Ausbreitung mittels einer angekoppelten akustischen Simulation zu erfassen. Physikalisch plausible Mechanismen für die zeitlichen Dekorrelationen werden in diesen Modellen meistens nicht berücksichtigt. Dennoch wurden in der Literatur schon verschiedene Mechanismen diskutiert und gegenübergestellt.

Ziel: Es soll eine vorhandene Methode zur stochastischen Modellierung von Turbulenz durch realistische zeitliche Dekorrelationen erweitert werden.

Lösungsweg: Wir erweitern eine kürzlich eingeführte, sehr effiziente Methode zur numerischen Berechnung von turbulenten Lärmquellen durch Sweeping, d.h. der Advektion von Strukturen im Inertialbereich durch die Energie tragenden großen Skalen, was als Hauptursache von zeitlichen Änderungen identifiziert worden ist. Das zugrunde liegende Modell ist eine Random-Partikel-Methode (RPM) und ist in dem CAA Code PIANO vom DLR implementiert. Mit diesem konnte bereits breitbandiges Rauschen von instationären Quellen vorhergesagt werden von so verschiedenen Fällen wie Strahlärm, Hinterkantenlärm und Verbrennungslärm. Die stochastische Methode, basierend auf Zufallspartikeln, wurde von R. Ewert eingeführt. Die Hauptidee von RPM ist, die instationären turbulenten Fluktuationen mit einem stochastischen Modell ausgehend von einer RANS-Rechnung zu rekonstruieren und diese als Quellterm für eine CAA-Simulation zu verwenden. Die RANS-Rechnung ergibt die isotropen, gemittelten Einpunktstatistiken: die Geschwindigkeit u_0 , die kinetische Energie k und die Dissipationsrate ε (ω für das k - ω -Modell). Die akustischen Quellterme müssen jedoch zumindest die Zweipunkt-Statistiken enthalten, also die Verteilung der Geschwindigkeitsfluktuationen $p(u)$ und die räumlich-zeitlichen Korrelationen $\langle u(x+r, t+\tau)u(x, t) \rangle$. Die mathematische Formulierung und die numerische Realisierung des stochastischen Feldes wird in [1] beschrieben. Diese 'Random

Particle Method' (RPM) basiert auf einem Feld von Partikeln, die statistisch unabhängige Werte η tragen und welche mit dem mittleren Fluss transportiert werden. Mittels einer passenden Filterung dieses Feldes wird daraus eine Stromfunktion gebildet, von der ein Geschwindigkeitsfeld mit den erwünschten räumlichen Eigenschaften berechnet wird.

Sweeping kann in dem stochastischen Modell berücksichtigt werden, indem die Partikel in ihrem selbst induzierten Feld schwimmen und dadurch die Interaktion zwischen Feld und Partikeln berücksichtigt werden. Genauer gehorcht die Position der Partikel folgender Differentialgleichung:

$$\dot{\mathbf{x}}_i(t) = \mathbf{u}_0(\mathbf{x}_i(t)) + \mathbf{u}(\mathbf{x}_i(t), t), \quad (1)$$

wobei $\mathbf{u}_0$ das mittlere Geschwindigkeitsfeld ist und $\mathbf{u}$ das durch die Partikel induzierte Feld ist.

Diese Differentialgleichung muss zusammen mit dem Filterungsprozess und der CAA-Simulation gelöst werden. In anderen Worten: das Geschwindigkeitsfeld transportiert sich selber und zeigt daher Sweeping. Wir vergleichen dieses Modell mit dem Modell von Tam und Auriault, in dem die zeitliche Abhängigkeit des stochastischen Wertes der Partikel durch einen Ornstein-Uhlenbeck-Prozess berücksichtigt wird:

$$\dot{\boldsymbol{\zeta}}(t) = -\frac{\boldsymbol{\zeta}(t)}{\tau} + \frac{1}{\sqrt{\tau}} \boldsymbol{\zeta}(t), \quad (2)$$

wobei $\boldsymbol{\zeta}(t)$ eine stochastische zeitlich unkorrelierte, gaussverteilte Variable ist. Um zu zeigen, dass das resultierende Feld die gewünschten räumlich-zeitlichen Korrelationen hat, betrachten wir die Eulerschen Korrelationen

$$C(r = |\mathbf{r}|) = \frac{\langle \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) \mathbf{u}(\mathbf{x} + \mathbf{r}, t + \tau) \rangle}{\langle \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) \mathbf{u}(\mathbf{x}, t) \rangle}. \quad (3)$$

Es ist bekannt, dass Sweeping ein dominanter Effekt ist, wenn die Eulerschen Korrelation folgendem Ähnlichkeitsgesetz gehorchen:

$$C(r, \tau) = C\left(\frac{u_{rms} \tau}{r}\right), \quad (4)$$

wobei $u_{rms} = \sqrt{\langle u^2 \rangle}$ ein Maß für die Geschwindigkeitsfluktuationen sind.

Ergebnis: Abbildung 1 zeigt die Eulersche Korrelation (4) einer numerischen Simulation für Sweeping und für den Ornstein-Uhlenbeck-Prozess. Im Falle von Sweeping fallen die Kurven aufeinander, d.h. das Ähnlichkeitsgesetz (4) ist erfüllt.

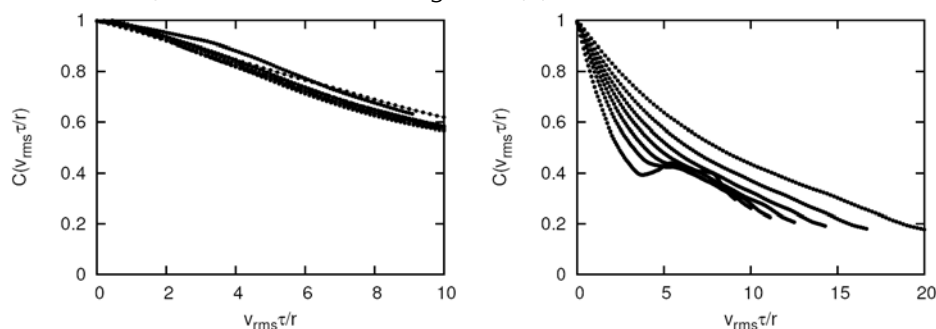


Abb. 1: Zeitkorrelationen erzeugt durch a) Sweeping, Gl. (1), b) einen Ornstein-Uhlenbeck-Prozess, Gl. (2).

Literatur: R. Ewert. Broadband slat noise prediction based on caa and stochasitc sound sources from a fast random particle-mesh (RPM) method. Comp. Fluids, 35, 2007.

Weiteres Vorgehen: Das vorgestellte Quell-Modell ist bereits in PIANO implementiert und es werden zur Zeit Untersuchungen durchgeführt, um den Effekt von Sweeping auf die Schallerzeugung zu verstehen. Erste Ergebnisse zeigen einen signifikanten Einfluss von Sweeping auf die Schallerzeugung.

Mitteilung

**Projektgruppe/
Fachkreis** Aeroelastik

Ansprechpartner Dr. W. Send

Institution DLR-Institut für Aeroelastik

Adresse Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551/709-2387

Telefax: 0551/709-2862

e-Mail: wolfgang.send@dlr.de

Weitere Partner DLR Projekt iGREEN

Thema **Die Erhaltungsgröße Wirbeldichte bei CFD-Verfahren**
Numerische Verfahren im Vergleich

Ausgangssituation

Die hinter einem Körper im Fluid zurückbleibende Wirbeldichte ist bis in den hohen Unterschallbereich hinein der wesentliche Träger der Information, welche Störung ein Körper auf seiner Bahn im Fluid hinterlassen hat. Im transsonischen Bereich kommt noch die Quelldichte hinzu. Mathematisch ist die Wirbeldichte $\mathbf{j}$ die Rotation des Geschwindigkeitsfeldes $\mathbf{j} = \text{rot } \mathbf{v}$, die Quelldichte θ dessen Divergenz $\theta = \text{div } \mathbf{v}$. Bedeutung hat diese Information bekanntlich beim Landeanflug, da die Wirbeldichte sich nur langsam durch Diffusion verteilt und noch langsamer ihre Bewegungsenergie durch Dissipation an das Fluid abgibt; dadurch werden nachfolgende Flugzeuge beeinflusst. Ebenso wichtig ist die Kenntnis der Wirbeldichte, wenn ein zweiter Körper dem ersten auf dessen Bahn folgt. Dies ist beim Flugzeug typischerweise die Konfiguration von Flügel und Leitwerk. Vor diesem Hintergrund ist der vorliegende Bericht zu sehen.

Die numerische Lösung von Umströmungsproblemen geschieht mit Diskretisierungsverfahren (*CFD solver*) auf der Basis der differentiellen Beschreibung der Erhaltungssätze. Solche Lösungen haben grundsätzlich andere Eigenschaften hinsichtlich der Güte der Lösung als sie Verfahren auf der Basis der integralen Beschreibung der Erhaltungssätze haben (e.g. *higher-order panel methods*). Letztere spielen für die Flugzeug-Aerodynamik heute eine eher untergeordnete Rolle, haben aber als Vergleichslösungen für Grenzfälle unverändert ihren Wert. Während für stationäre Umströmungsprobleme zahlreiche Untersuchungen zur Güte der Lösung vorliegen, hat der Autor solche **Untersuchungen für die stationäre Aerodynamik** nicht in dem wünschenswerten Umfang vorgenommen. Ausgerichtet ist die Untersuchung auf die Verwendung des DLR-Taucode als CFD-Löser.

Ziel

Ziel dieser Untersuchung ist im Rahmen des DLR-Projekts iGREEN der Einfluss einer Störung, die von einer Tragfläche auf das stromab liegende Leitwerk ausgeübt wird. Dabei wird diese Konfiguration im Hinblick auf Experimente im Transsonischen Windkanal Göttingen modellhaft approximiert. Im Kern geht es um die Beschreibung des Transports der Störung mittels des DLR-Taucodes. Die Störung kann periodisch durch Eigenschwingungen oder aperiodisch durch eine Bö verursacht sein. Die bislang durchgeführten numerischen Untersuchungen haben gezeigt, dass eine numerisch genaue Lösung (nachgewiesen durch Konvergenzkriterien) keineswegs auch von gleicher Güte physikalisch richtig sein muss. Dies gilt für die Lösung auf der Oberfläche des umströmten Körpers, erst recht aber für die Strömung im Außenfeld und insbesondere stromab. Neben der physikalischen Modellierung der Strömung (Fluid mit und ohne Viskosität, Annahme kleiner Störungen, Turbulenzmodell, Machzahl) spielt die Diskretisierung des Rechenraums eine zentrale Rolle. Dessen Aufteilung durch ein Rechnernetz entscheidet wesentlich über die physikalische Güte beim Transport einer Störung. Für diese „handwerkliche“ Aufgabe gilt es Erfahrungen zu sammeln, die bislang nicht vorliegen oder nicht zugänglich sind.

Zur Beurteilung der Frage, in welchem Bereich des Lösungsgebiets eine Lösung „physikalisch richtig“ ist, ist primär der Erhalt der Wirbeldichte herangezogen worden. Diese zentrale mathematische Größe gestattet intrinsische Tests, denn sie liefert in weiten Bereichen des physikalischen Parameterraums eine Invariante, die Zirkulation. Daneben liefert die Analyse der Leistungen der am Bewegungsvorgang beteiligten Freiheitsgrade, bei periodischen Vorgängen deren mittlere Leistungen, wertvolle Hinweise auf die Güte der Lösung.

Lösungsweg

Vom Autor ist in einer früheren Arbeit [1] eine Näherung der Wirbeltransportgleichung hergeleitet worden

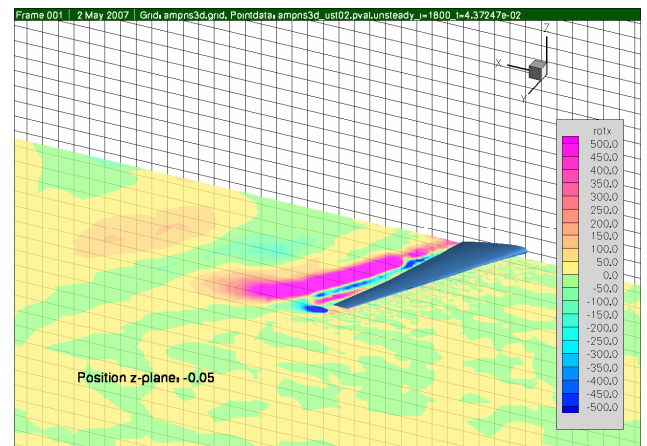
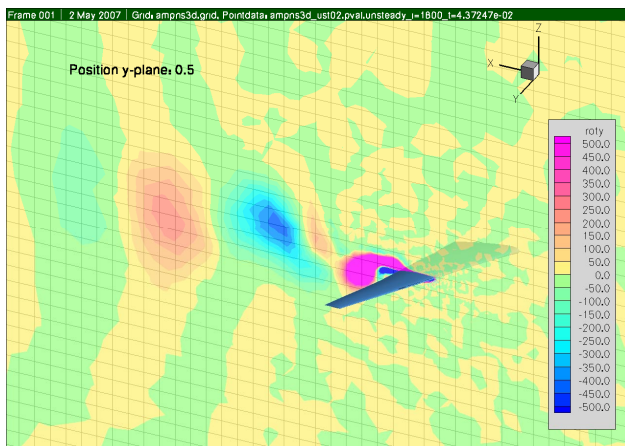
$$\frac{d}{dt} \mathbf{j}(\mathbf{x}, t) = \mathbf{j}(\mathbf{x}, t) \cdot \text{grad} \mathbf{v}(\mathbf{x}, t) + \frac{\eta}{\rho(p)} \Delta \mathbf{j}(\mathbf{x}, t) - \theta(\mathbf{x}, t) \cdot \mathbf{j}(\mathbf{x}, t)$$

Die Gleichung beruht auf der Vereinfachung, dass die Terme, in denen die Effekte Kompressibilität und Viskosität als Produkt auftreten, als sekundäre physikalische Effekte vernachlässigt sind. $\theta = \text{div} \mathbf{v}$ ist die bereits erwähnte Quelldichte. Ist Γ der skalare Fluss von $\mathbf{j}$ (Zirkulation) durch eine mit den Partikeln fest verbundene (mitbewegte) Fläche S , dann liefert diese Gleichung ein für die Untersuchung sehr hilfreiches Ergebnis

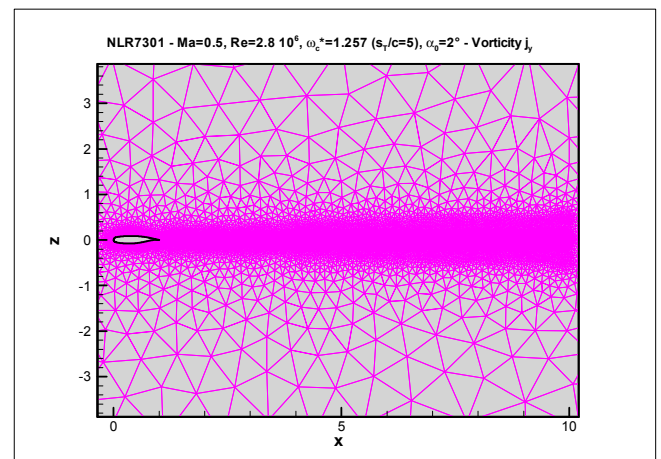
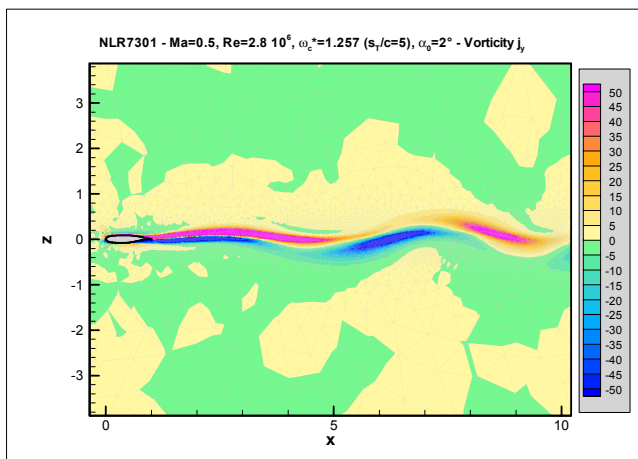
$$\frac{d}{dt} \delta \Gamma = \left[\frac{d}{dt} \mathbf{j} - \mathbf{j} \cdot \text{grad} \mathbf{v} + \theta \cdot \mathbf{j} \right] \cdot d\mathbf{S} = \left[\frac{\eta}{\rho(p)} \Delta \mathbf{j} \right] \cdot d\mathbf{S} \quad \text{mit} \quad \Gamma(\mathbf{j}) = \iint_S \mathbf{j} \cdot d\mathbf{S}$$

Die Zirkulation einer mitbewegten Fläche bleibt auch in stoßfreier Unterschallströmung erhalten, solange Diffusion von Wirbeldichte in der Umgebung der Fläche durch Auslassen des Diffusionsterms ausgeschlossen bleibt.

Ergebnisse



Auflösung der Wirbeldichte beim AMP-Flügel (3D Navier-Stokes) – Fehlende Auflösung im Nachlauf



Auflösung der Wirbeldichte für NLR7301 (2D Navier-Stokes) – Nachlauf fein aufgelöst

Die beiden voranstehenden Bilder illustrieren den näherungsweisen Erhalt bzw. Verlust der Wirbeldichte auf einem angepassten und einem nicht angepassten Rechnernetz. Ergänzt wird der Vortrag durch die Analyse ausgewählter stationärer Lösungen im Vergleich mit anderen Rechenverfahren.

Weiteres Vorgehen

Die bisherigen und noch folgenden Untersuchungen werden in einem Bericht zusammengestellt, der auch Empfehlungen enthält für das Vorgehen im Hinblick auf die Beschaffung physikalisch konsistenter Ergebnisse.

Literatur und Quellenangaben

- [1] W. Send, *Zur Lösung des räumlichen Interferenzproblems in der stationären Aerodynamik*, DFVLR FB 95-42, Hrsg. Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V., Köln 1995, ISSN 0939-2963.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Ralf Hartmann

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

**Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig**

**Telefon: 0531/2953331
Telefax: 0531/2952914
e-mail:
ralf.hartmann@dlr.de**

Thema: Entwicklung von Discontinuous Galerkin Verfahren höherer Ordnung auf unstrukturierten, adaptiv verfeinerten Gittern inklusive Fehlerschätzung

Ausgangssituation: Finite Volumen (FV) Verfahren auf unstrukturierten Gittern (z.B. der DLR TAU-Code) sind in der Praxis auf zweite Ordnung beschränkt, was zu übermäßig vielen Gitterpunkten und langen Simulationszeiten für große Anwendungen führt. Discontinuous Galerkin (DG) Verfahren sind Finite Elemente (FE) Verfahren mit unstetigen Ansatz- und Testfunktionen. Die DG und FV Verfahren erster Ordnung sind identisch. DG Verfahren, im Gegensatz zu FV Verfahren, lassen sich aber auf unstrukturierten Gittern auf beliebig hohe Ordnung erweitern. Da es sich bei DG Verfahren um Finite Elemente Verfahren handelt, steht zudem die gesamte FE Theorie zur Fehlerschätzung und ziel-orientierten adaptiven Gitterverfeinerung zur Verfügung. Diese erlaubt die verlässliche Berechnung von aerodynamischen Größen wie Widerstands- oder Auftriebsbeiwerte mit deutlich weniger Rechen-aufwand als mit den lokalen Gitterverfeinerungen, die derzeit in der Aerodynamic genutzt werden.

Ziel: Im Rahmen der Helmholtz-Hochschul-Nachwuchsgruppe „New flow solver technology based on adaptive higher order Discontinuous Galerkin methods“ am DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik soll der DG Strömungslöser PADGE von zwei-dimensionalen laminaren auf dreidimensionale turbulente Strömungen erweitert werden. Hierzu müssen insbesondere auch effiziente Lösungsalgorithmen für die Diskretisierungen höherer Ordnung entwickelt werden. Dies beinhaltet eine Erweiterung der Lösung der Strömungsgleichungen als auch der adjungierten Gleichungen, welche zur Fehlerschätzung und ziel-orientierten (adjungiert-basierten), adaptiven Gitterverfeinerung benötigt werden. Das Ziel ist, grosse („large scale“) Simulationen aus der industriellen Anwendung mit einer höheren Genauigkeit pro eingesetzter Rechenzeit durchführen zu können, als dies mit heutiger Strömungslösertechnologie (z.B. der FLOWer-Code oder der TAU-Code) möglich ist.

Lösungsweg und Ergebnisse: 1. *Verfahren höherer Ordnung:* Numerische Verfahren höherer Ordnung erlauben es, genaue aerodynamische Beiwerte auf deutlich gröberen Gittern zu berechnen als dies mit Verfahren zweiter Ordnung möglich ist [5]. U.a. erlauben es Verfahren höherer Ordnung viskose Randschichten auf deutlich gröberen Gittern aufzulösen. So gibt es Fälle, in denen 3 Zellschichten in der Randschicht mit einem Verfahren 4. Ordnung dieselbe Genauigkeit liefert, wie 36 Zellschichten in der Randschicht mit einem Verfahren 2. Ordnung.

Theoretische Analysen haben gezeigt, dass DG Diskretisierungen, um von möglichst hoher Ordnung zu sein, nicht nur konsistent sondern im Zusammenhang mit dem zu betrachteten Zielfunktionalen (z.B. aerodynamischer Beiwert) auch adjungiert-konsistent sein müssen. Hierfür nötige Modifikationen an der Diskretisierung von Randbedingungen und an der Auswertung der aerodynamischen Beiwerte wurden hergeleitet und implementiert [2,3]. Numerische Tests haben mehrere theoretische Vorhersagen bestätigen können, u.a. dass die diskrete adjungierte Lösung, die zuvor irregulär war, nun glatt ist und dass die Genauigkeit und für bestimmte Fälle auch die Ordnung des Verfahrens hierdurch erhöht wurde.

2. *Fehlerschätzung und adjungiert-basierte Verfeinerung:* Häufiges Ziel von Strömungssimulationen ist, z.B. die aerodynamischen Beiwerte effizient und möglichst genau zu berechnen. Die Lösung von adjungierten Problemen bietet nun nicht nur die Möglichkeit, eine Folge von lokal verfeinerten Gittern zu erzeugen, welche speziell zur effizienten Berechnung des jeweiligen Beiwerts geeignet ist, sondern sie liefert auch eine verlässliche Schätzung des Fehlers des berechneten Beiwerts [1,6].

STAB

Im EU-Projekt ADIGMA wurde die Fehlerschätzung und adjungiert-basierte Verfeinerung bzgl. eines Beiwertes auf mehrere Beiwerte erweitert. Basierend auf den Entwicklungen in [4] braucht das neue Verfahren anstelle der Lösung mehrerer adjungierter Lösungen nur die Lösung eines adjungierten Problems und eines adjungiert-adjungierten Problems, unabhängig von der Anzahl der Werte.

Die ziel-orientierte (adjungiert-basierte) Verfeinerung wurde mit einer anisotropen Verfeinerung kombiniert, um insbesondere anisotrope Strömungsphänomene, wie z.B. Randschichten, effizient auflösen zu können. Hierzu wurde die bestehende isotrope Verfeinerung von Vierecken auf anisotrope Verfeinerung erweitert und anisotrope Verfeinerungsindikatoren entwickelt, die auch für Verfahren höherer Ordnung mit den adjungiert-basierten Indikatoren kombiniert werden können [7].

3. *Erweiterung auf drei-dimensionale Strömungen:* Das DG Verfahren höherer Ordnung wurde von zwei- auf drei-dimensionale laminare Strömungen erweitert. Erste Ergebnisse für einen laminaren Delta-Flügel Testfall zeigen, dass auch in 3d mit höherer Ordnung vergleichbare Genauigkeit auf deutlich größeren Gittern als mit Verfahren zweiter Ordnung erreichbar sind.

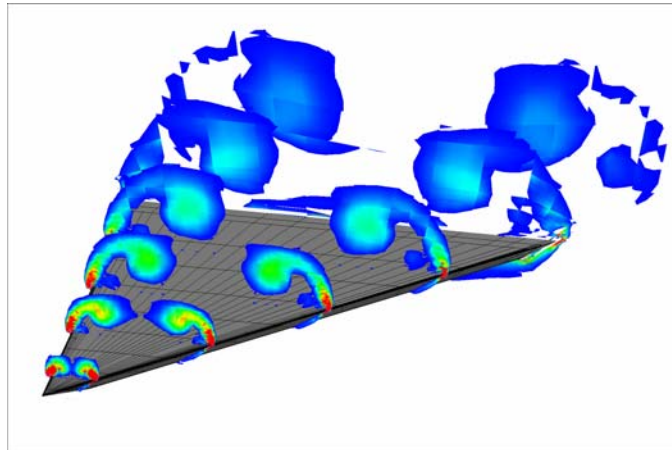


Bild 1: ADIGMA Testfall: Delta-Flügel, laminare Strömung, $M=0.3$, $\alpha=12.5^\circ$, $Re=4000$.
Numerische Lösung eines Verfahren 4. Ordnung auf lokal verfeinertem Gitter mit 8211 Elementen (Halbmodell).

Literatur:

- [1] Hartmann, R. Adaptive discontinuous Galerkin methods with shock-capturing for the compressible Navier-Stokes equations. *Int. J. Numer. Meth. Fluids* 51(9-10): 1131-1156, 2006.
- [2] Hartmann, R. Adjoint consistency analysis of Discontinuous Galerkin discretizations. *SIAM J. Numer. Anal.* (2007). To appear.
- [3] Hartmann, R. Error estimation and adjoint based refinement for an adjoint consistent DG discretization of the compressible Euler equations. *Int. J. Computing Science and Mathematics* (2007). To appear.
- [4] Hartmann, R. and Houston, P. A Posteriori Error Estimation for Multiple Target Functionals. In T.Y. Hou and E. Tadmor, editors, *Hyperbolic Problems: Theory, Numerics, Applications*, pp. 579-588, Springer, 2003.
- [5] Hartmann, R. and Houston, P. Symmetric Interior Penalty DG Methods for the Compressible Navier-Stokes Equations I: Method Formulation. *Int. J. Numer. Anal. Model.* 3(1): 1-20, 2006.
- [6] Hartmann, R. and Houston, P. Symmetric Interior Penalty DG Methods for the Compressible Navier-Stokes Equations II: Goal-Oriented A Posteriori Error Estimation. *Int. J. Numer. Anal. Model.* 3(2): 141-162, 2006.
- [7] Leicht, T. and Hartmann, R. Anisotropic mesh refinement for discontinuous Galerkin methods in two-dimensional aerodynamic flow simulations. *Int. J. Numer. Meth. Fluids* (2007). To appear.

Weiteres Vorgehen: Derzeit wird an der Erweiterung des laminaren Strömungslösers auf turbulente Strömungen gearbeitet. Hierzu werden die kw-Gleichungen implementiert. Desweiteren gibt es Arbeiten an einem effizienten impliziten Lösungsverfahren. Basierend auf innerer Kondensation soll die Komplexität eines linearisierten Lösungsschrittes einer Diskretisierung höherer Ordnung auf die Komplexität einer Diskretisierung zweiter Ordnung reduziert werden. In einem weiteren Schritt sollen die reduzierten linearen Probleme mit Hilfe eines linearen geometrischen (Agglomerations-)Mehrgitter vorkonditioniert werden. Desweiteren werden die Techniken zur Fehlerschätzung und adjungiert-basierten Verfeinerung auf 3d und später auf turbulente Strömungen erweitert.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Tobias Knopp

**Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung
Numerische Verfahren**

Adresse: Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092451

Telefax: 0551 7092416

e-mail: Tobias.Knopp@dlr.de

weitere Partner: Bernhard Eisfeld, DLR Braunschweig, AS-NV

Javier Bartolome Calvo , DLR Braunschweig, AS-NV

Thema: Eine neue Erweiterung für das $k-\omega$ Turbulenzmodell zur Berücksichtigung von Wandrauhigkeit.

In turbulenter Strömung erhöht sich durch Rauigkeit einerseits der Widerstand, andererseits verschiebt sich das logarithmische Geschwindigkeitsprofil. In Abhängigkeit von der Rauigkeitsreynoldszahl $k_r^+ = k_r u_\tau / \nu$ (u_τ Schubspannungsgeschwindigkeit, ν kinematische Viskosität, k_r äquivalente Sandrauhigkeit) werden nach Nikuradse (1933) drei Bereiche unterschieden: Hydraulisch glatte Wand ($k_r^+ < 5$), transitionelle Rauigkeit ($5 < k_r^+ < 70$), und vollrauhiger Bereich ($k_r^+ > 70$). Die in den drei Bereichen auftretenden Effekte lassen sich durch eine Modifikation des Turbulenzmodells erfassen.

Ausgangssituation:

Zur Berechnung von Wandrauhigkeitseffekten wurden im Auftrag von Airbus entsprechende Erweiterungen von Aupoix und Spalart (2003) für das Spalart-Allmaras Modell und von Wilcox (1998) für $k-\omega$ -Modelle in den TAU-Code implementiert. Dabei stellte sich heraus, dass die Berücksichtigung von Rauigkeitseffekten nach Wilcox erheblich feinere Netze in Wandnähe als bei glatten Wänden erfordert.

Ziel:

Es sollte eine Erweiterung des $k-\omega$ -Modells entwickelt werden, die die Rauigkeitseffekte bei üblicher Netzauflösung für glatte Wände korrekt wiedergibt.

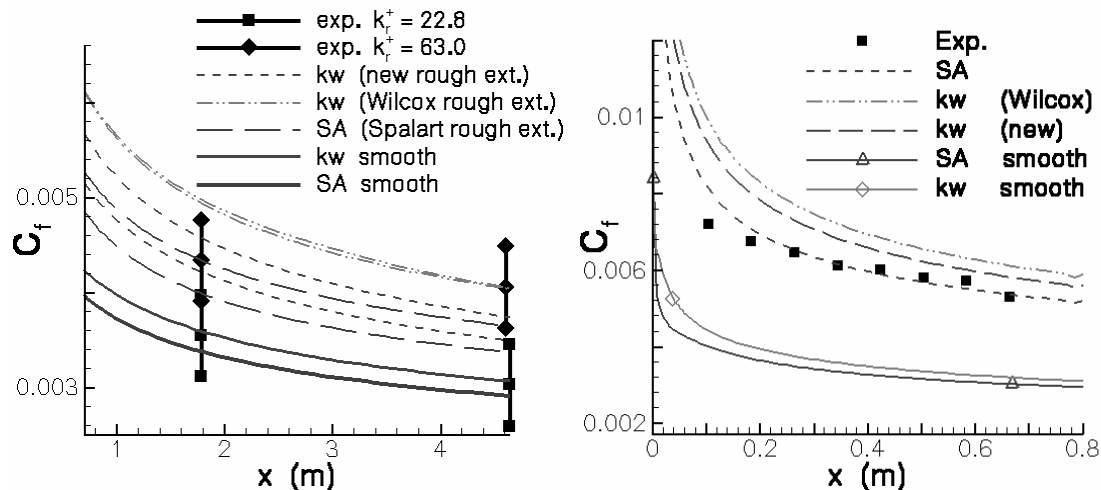
Lösungsweg:

Zunächst wurde der vollrauhige Bereich betrachtet, für den geeignete Wandwerte für k und ω aus theoretischen Betrachtungen für die logarithmische Schicht angegeben werden können, in Anlehnung an Arbeiten von Durbin et al. (2001) und von Aupoix und Spalart (2003). Für den Bereich transitioneller Rauigkeit ist es nötig, das Modell zu modifizieren, um sowohl eine geeignete Verschiebung der Geschwindigkeitsprofile als auch eine geeignete Änderung des Wandschubspannungsbeiwerts in Abhängigkeit von der Rauigkeitsreynoldszahl zu erreichen. Zur Kalibrierung wird dabei der Testfall nach Ligrani und Moffat (1986) betrachtet, bei dem bei festgehaltener Rauigkeitshöhe die Änderung der Rauigkeitsreynoldszahl durch Variation der Anströmgeschwindigkeit erreicht wird. Für diesen Testfall sind die Vorhersagen der Wandschubspannung sensitiv von der Rauigkeitsrandbedingung der Turbulenzmodells abhängig. Als Modifikation wird nun der Wandwert von ω mit einer Funktion multipliziert, die geeignet von der Rauigkeitsreynoldszahl abhängt.

Die neue Rauigkeitsrandbedingung wird für mehrere Testfälle validiert, u.a. für das Rohrströmungsexperiment nach Nikuradse (1933) und für Strömungen über ebene Platten mit Wandrauhigkeit ohne Druckgradient nach Hosni et al. (1993) und nach Blanchard (1977).

Ergebnis:

Die neue Rauigkeitsrandbedingung liefert für den transitionell rauhen und den vollrauen Bereich gute Übereinstimmung mit den experimentellen Daten für mehrere verschiedene Testfälle, sowohl hinsichtlich der Verschiebung der Geschwindigkeitsprofile als auch der Wandschubspannung. Die Ergebnisse liegen nahe der Vorhersagen der Spalartschen Rauigkeitsmodifikation für das Spalart-Allmaras Modell. Die Resultate liegen auch nahe an denen der Wilcox'schen Rauigkeitsmodifikation, aber für transitionelle Rauigkeitswerte ist die qualitative Vorhersage der Wandschubspannung für das neue Modell verbessert.



Links: Ebene Platte mit transitioneller Rauigkeit nach Ligrani und Moffat (1986) wobei die Fehlerbalken der Messung auch angegeben sind. Rechts: Ebene Platte nach Blanchard (1977) mit voll-rauher Oberfläche.

Literatur:

Aupoix and Spalart (2003): Aupoix, B. and Spalart, P.R.: Extensions of the Spalart-Allmaras turbulence model to account for wall roughness. *Int. J. Heat Fluid Flow* (24), 454-462, 2003.

Wilcox (1998): Wilcox, D.C.: *Turbulence modelling for CFD*, 2nd Edition. DWC Industries.

Nikuradse (1933): Nikuradse, J. *Strömungsgesetze in rauhen Rohren*. VDI-Forschungsheft 361, Berlin, 1933.

Schlichting (1968): Schlichting, H. *Boundary layer theory*, 6th Edition. McGraw-Hill, 1968.

Patel and Yoon (1995): Patel, V.C. and Yoon, J.Y. Application of Turbulence Models to Separated Flow over Rough Surfaces. *J. Fluid Eng. – T. ASME* (117), 234-241, 1995.

Durbin et al. (2001): Durbin, P.A., Medic, G., Seo, J.M., Eaton, J.K., Song, S. Rough wall modification of two layer k - ϵ . *J. Fluid Eng. – T. ASME* (123), 16-21, 2001.

Ligrani and Moffat (1986): Ligrani, P.M., Moffat, R.J. Structure of transitionally rough and fully rough turbulent boundary layers. *J. Fluid Mech.* (162), 69-98, 1986.

Hosni et al. (1993): Hosni, M.H., Coleman, H.W., Taylor, R.P. Measurement and Calculation of Fluid Dynamic Characteristics of Rough-Wall Turbulent Boundary-Layer Flows. *J. Fluid Eng. – T. ASME* (115), 383-388, 1993.

Blanchard (1977): Blanchard, A. *Analyse Expérimentale et Théorique de la Structure de la Turbulence d'une Couche Limite sur Paroi Rugueuse*. Dissertation, Université de Poitiers U.E.R.- E.N.S.M.A., 1977.

weiteres Vorgehen:

Das entwickelte Modell soll untersucht werden für Strömungen mit Ablösung. Außerdem wird das Modell gegenwärtig erweitert zur Vorhersage des Wärmetransports. Schließlich soll es auf Untersuchungen zur Vereisung von Tragflügeln angewendet werden.

Datum:

STAB

Vortragsanmeldung
für den 13. STAB-Workshop
vom 14.-16. Nov. 2007 im DLR-Standort Göttingen

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Dr.-Ing. Andreas Krumbein

Institution: DLR – Insitut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstraße 10
 37073 Göttingen

Telefon: 0551-709 2557
Telefax: 0551-709 2416
e-mail: andreas.krumbein@dlr.de

weitere Partner: Dipl.-Ing. Normann Krimmelbein, Technische Universität Braunschweig,
 Institut für Strömungsmechanik
 Dr. Géza Schrauf, Airbus, Bremen

Thema:

Automatic Transition Prediction in the DLR TAU Code - Current Status of Development and Validation

Der momentane Status der automatischen Transitionsvorhersage im DLR TAU-Code, der über ein Transitionsvorhersagemodul an ein Reihe von Softwaretools zur Transitionsvorhersage gekoppelt ist, Fig. 1, und der Stand der Validierungsarbeiten wird an einer Reihe von Testbeispielen, z.B. dem 2-Elementprofil NLR7301 mit Hinterkantenklappe, Fig. 2, und einer generischen Gesamtflugzeugkonfiguration, Fig. 3, vorgestellt. Insbesondere wird auf Sensitivitäten der Kopplungsstruktur eingegangen.

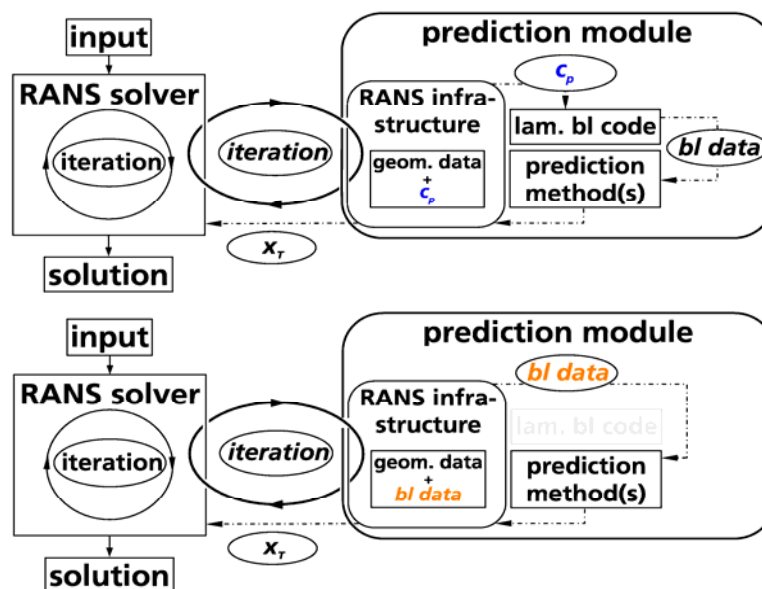


Figure 1. Kopplungsstruktur des RANS-Lösers TAU mit dem Transitionsvorhersagemodul.

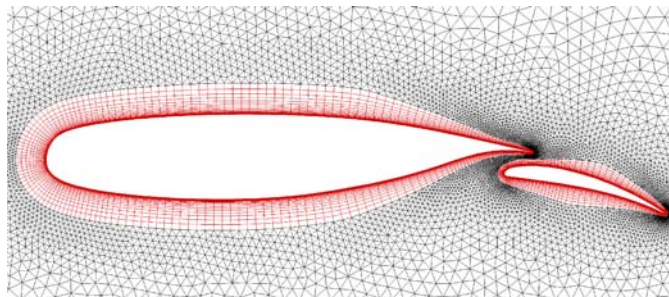


Figure 2. 2-Elementprofil NLR7301 mit Hinterkantenklappe, für das Simulationsergebnisse für $Re_\infty = 1.35 \times 10^6$, $M_\infty = 0.185$ und $\alpha = 6.0^\circ$ mit dem Spalart-Allmaras Eingleichungsturbulenzmodell gezeigt werden.

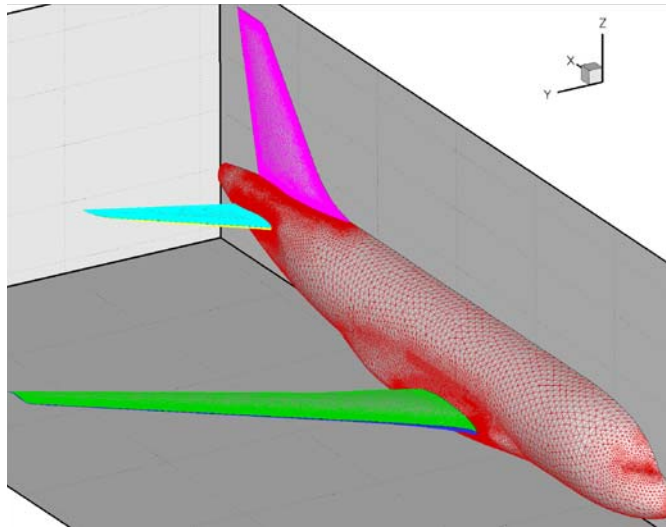


Figure 3. Generisches Gesamtflugzeug, für das Simulationsergebnisse für $Re_\infty = 2.3 \times 10^6$, $M_\infty = 0.2$ und $\alpha = -4.0^\circ$ mit dem Spalart-Allmaras Eingleichungsturbulenzmodell gezeigt werden.

References

Krumbein, A.: "Automatic Transition Prediction for High-Lift Systems Using a Hybrid Flow Solver", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 5, 2005, pp. 1150-1164

Krumbein, A.: "Navier-Stokes Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU code – A Sensitivity Study", *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design · Volume 92*, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics V, Contributions to the 14th AG STAB/DGLR Symposium, Bremen, Germany 2004, pp. 192-199, Springer Verlag, Berlin-Heidelberg-New York, 2006

Krumbein, A.; Krimmelbein, N.: "Navier-Stokes High-Lift Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU Code", 15. DGLR-Fach-Symposium der STAB, Technische Universität Darmstadt, 29. Nov. – 1. Dez. 2006 (angenommen zur Publikation als rezensiertes Paper in *Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design · New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics*, Springer Verlag)

Krumbein, A.: "Navier-Stokes High-Lift Airfoil Computations with Automatic Transition Prediction using the DLR TAU Code", Abschlusstreffen des Common Research Project MIRACLE von DLR und ONERA, ONERA-Châtillon, 29. –30. Jan. 2007, Paris, Frankreich

Krumbein, A.; Krimmelbein, N.; Schrauf, G.: "Application of a Hybrid Navier-Stokes Solver with Automatic Transition Prediction", AIAA-2007-4284, 25th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 25. – 28. Juni 2007, Miami, Florida, USA

Datum: 12. Oktober 2007

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Supersonic/Turbulent

Ansprechpartner: Vamshi K. Togiti
Dr. Heinrich Lüdeke

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Raumfahrzeuge

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-3321
Telefax: (0531) 295-2320
e-mail: vamshi.togiti@dlr.de

Thema:

Detached Eddy Simulation of Supersonic Flow over a Three-Dimensional Cavity

Ausgangssituation:

Cavity flows, in aeronautic application, can be observed around , for example, landing gear well of the aircraft and weapon bays. The flow phenomena, in the cavity flow, involves boundary layer separation at the leading edge and formation of free shear layer. As the shear layer convects to downstream, large scale structures evolved which eventually impinge and splash on the trailing edge of the cavity. After impingement, pressure waves are generated which propagate upstream inside the cavity towards the leading edge of the cavity. The free shear layer is perturbed as pressure waves propagate and a feed back loop is formed.

For the computation of such kind of complex flows advanced turbulence models are required. Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) models have been applied to investigate supersonic cavity flows, but most of them with limited success. In recent times, Large-Eddy Simulation (LES) has been applied but, the very fine LES grid required to resolve the flow structures in the near wall regions lead to high computational costs. Due to these disadvantages, high computational effort and limited success, Detached Eddy simulation (DES) and different version of it are used for the computations. DES is a non-zonal, hybrid method, which combines RANS and LES. DES works as RANS model close to solid walls and as an LES away from the wall in regions of turbulence.

Ziel:

The main aim of the present work is to investigate cavity flow using Detached-eddy simulation and to examine the influence of different modifications [2] [3] on predictions.

Lösungsweg:

The configuration of this study is based on the experimental work done by N.Zhuang [4]. In the experiments the cavity has a length to depth ratio (L/D) of 5.16 and length to width ratio (L/D) of 5.92. The free stream Mach number is set 2 in the experiment, and a Reynolds number based on length of the cavity is $2.8 \cdot 10^6$. In the present study, structured grid is used and it has 3.5 million nodes. The computations are done using DLR TAU-code [5], which is an unstructured compressible flow solver. In the computations the convective fluxes are approximated by advection upstream splitting method type scheme, AUSM+up, and the diffusion fluxes are evaluated by central scheme. The time advancement is done using an implicit dual timestepping scheme of second order accuracy with an implicit Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel algorithm, LUSGS.

Ergebnis:

The computed results are compared with the available experimental results, which includes rms pressure along the cavity floor, streamwise and normal velocity distributions and streamwise and normal resolved stresses. Large differences are observed with different DES modifications and the conclusions are not drawn yet as the work is underway.

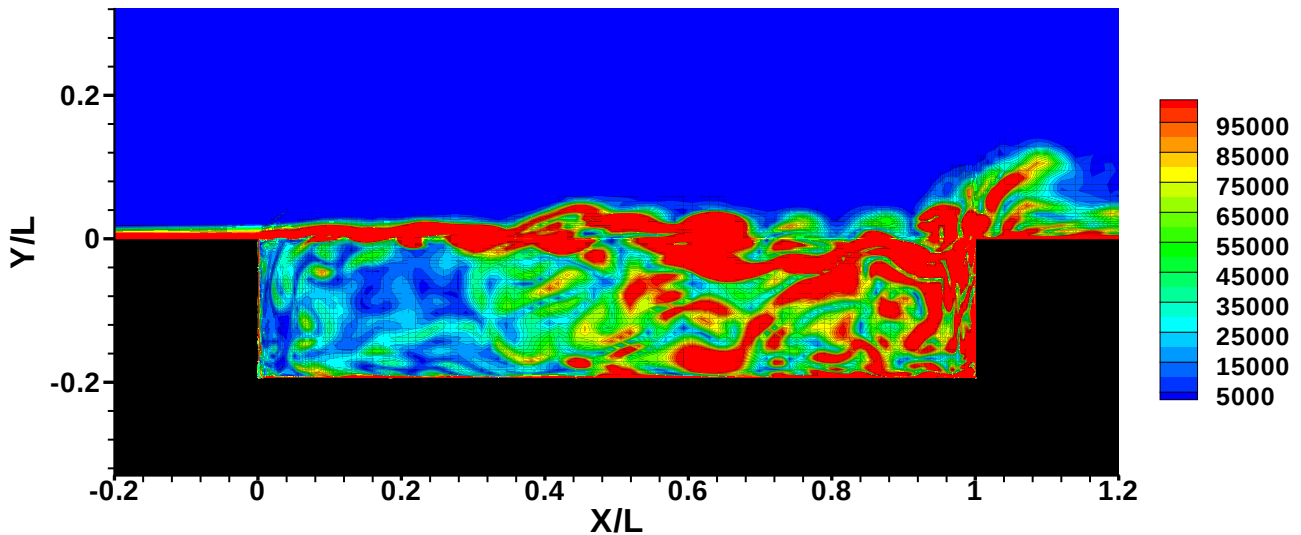


Abbildung 1: Instantaneous vorticity magnitude

Literatur:

- [1] Spalart, P. R., Jou W-H., Strelets M., and Allmaras, S. R., *Comments in the Feasibility of LES for wings, and on a Hybrid RANS/LES approach*,. Advances in DNS/LES, 1st AFSOR Int. Conf. on DNS/LES, Aug 4-8, 1997, Greyden Press, Columbus oh.
- [2] M. Breuer, N. Jovicic, and K. Mazaev, *Comparison of DES, RANS and LES for the separated flow around a flat plate at high incidence*. Int. J. Num. Meth. in fluids. 41:357-388.
- [3] Andrey K. Travin, Mikhail L. Shur, Philippe R. Spalart and Mikhail Kh. Strelets, *Improvement of Delayed Detached-Eddy Simulation for LES with wall modeling*. ECCOMAS CFD 2006.
- [4] Ning Zhuang, *Experimental investigation of Supersonic Cavity Flows and Their Control*. PhD thesis, Florida State University, 2007.
- [5] H. Lüdeke, A. Filimon, *Time Accurate Simulation of Turbulent Nozzle Flow by the DLR TAU-code*. AG STAB, 2004.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Mathematische Grundlagen/ Numerische Simulation

Ansprechpartner: Xiaoqin Zhang

**Institution: Institut für Numerische und Angewandte Mathematik (NAM),
Georg-August- Universität Göttingen**

Adresse: Lotzestrasse 16-18, 37083 Göttingen

Telefon: 0551 395022

e-mail : xiazhang@math.uni-goettingen.de

**weitere Partner: Tobias Knopp, DLR Göttingen, Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen
Roland Kessler, DLR Göttingen, Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen
Gert Lube, NAM, Georg-August-Universität Göttingen**

Thema: LES for high Reynolds number flows using the DLR THETA code

Ausgangssituation: The DLR THETA code is the unstructured solver for incompressible flows developed at DLR Göttingen based on a finite volume scheme on collocated grids using a projection method and the interpolation scheme by Rhie and Chow. At the start of the project, the THETA code was validated only as a RANS solver. Different upwind schemes (simple upwind scheme, linear upwind scheme (LUDS), and quadratic upwind scheme (QUDS)) were implemented. For time accurate simulations only a first order accurate time discretisation scheme was validated. Turbulence modelling was restricted to the standard k-epsilon model with classical wall functions.

Ziel: The goal is to use the THETA code for large-eddy simulation (LES) with near-wall modelling for high Reynolds number flows.

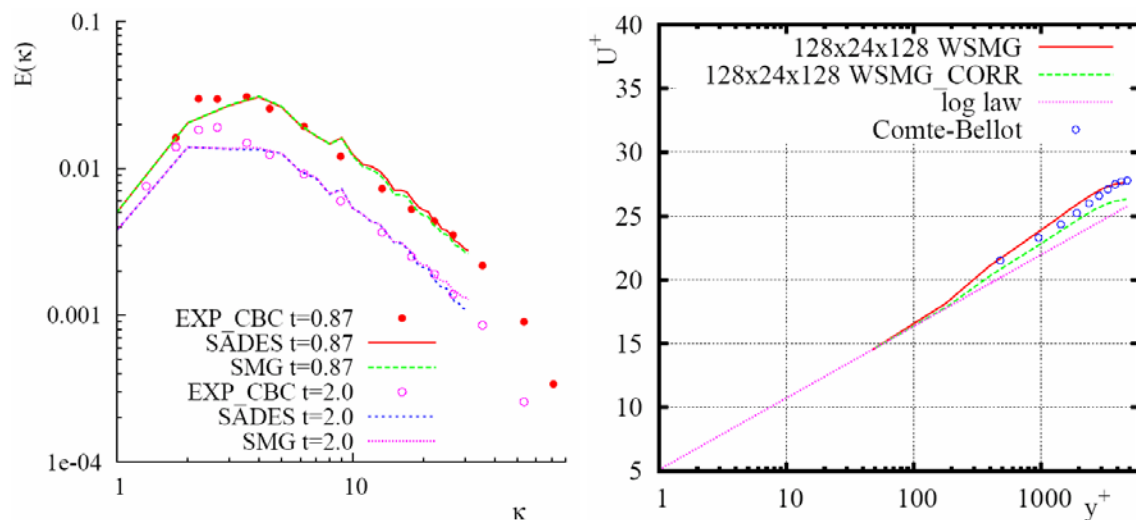
Lösungsweg: Before considering the physical modelling issues for LES, the numerical scheme of the industrial RANS solver THETA is investigated and improved to maintain the high accuracy demands required for LES. First the spatial discretisation is considered. CDS, LUDS and QUDS show the same convergence rate ($O(h^2)$ for velocity and $O(h^{1.5})$ for pressure) for an academic test case for which a smooth analytic solution of sinus-type for velocity and pressure exists. For the test case of decaying isotropic turbulence (DIT), however, only CDS is suitable to resolve the large wave-number part of the spectrum, whereas LUDS and QUDS produce excessive damping at high wave-numbers. Combining QUDS with a skew-symmetric formulation for the convective fluxes gives some improvement.

In the second step, the role of the time-discretisation scheme is investigated. For turbulent channel flow at $Re_\tau=395$ (with periodic b.c. in streamwise direction) the BDF(2)-scheme properly resolves the turbulent fluctuations. Two subgrid-scale models are considered, viz., the standard Smagorinsky model with van Driest damping and the modified proposal by Travin et al. (2006). From these two test cases the suitability of the improved THETA solver for LES at least for low Reynolds numbers is concluded.

In the next step, the standard SA-DES model by Spalart et al. (1997) is considered for the DIT test case and for turbulent channel flow at $Re_\tau=395$, as the goal is to apply an LES-type approach to high Reynolds number flows. Then the SA-DES model is applied to the turbulent channel flow at higher Reynolds number $Re_\tau = 4800$ (with periodic b.c. in streamwise direction), which requires a much finer mesh in wall-normal direction, but also a refinement in streamwise and spanwise direction in conjunction with a smaller time step, which makes the simulation very time consuming. As a remedy, universal wall functions are used to bridge the near-wall region, which reduces the computing time by an order of magnitude due to the saving in grid points in wall-normal direction and the possibility to use a larger time step size.

It is well known that the original DES concept for coupling RANS and LES region gives two logarithmic layers, see Nikitin et al. (2000). The lower layer is the modeled log layer of the RANS model, while the upper layer is the resolved log-layer of the LES model. Moreover it is known that the application of wall-functions as a wall model for LES requires a correction at the corresponding RANS-LES interface, see e.g., Templeton et al. (2005). This approach is used in the present work for the different LES and DES models considered where we use hybrid wall functions based on the law of the wall by Reichardt. Finally some first results for the flow over a backward facing step at $Re_h=5100$ are presented.

Ergebnis: The results for the test cases of DIT and turbulent channel flow at $Re_\tau=395$ show that CDS clearly outperforms the upwind schemes even if a skew-symmetric form for the convective term is used. Moreover it is seen that a second order accurate scheme for time discretisation is necessary for channel flow. Regarding turbulence modelling, best results for channel flow at $Re_\tau=395$ are obtained for the model by Travin et al. (2006). For $Re_\tau=4800$, the error in friction velocity can be reduced by around 50% using the method by Templeton et al. (2005) and the mismatch between the two log-layers from RANS model and LES model respectively can be reduced significantly.



Left: DIT on $64 \times 64 \times 64$ mesh for SA-DES and Smagorinsky model. Right: Turbulent channel flow at $Re_\tau=4800$.

Literatur:

Spalart et al. (1997): Spalart, P.R., Jou, W.-H., Strelets, M., Allmaras, S.R. Comments on the feasibility of LES for wings, and on a hybrid RANS/LES approach. 1st AFOSR International Conference on DNS/LES. In: Advances in DNS/LES, C.Liu and Z. Liu (Eds.), Greyden Press, Columbus, OH, 1997.

Nikitin et al. (2000): Nikitin, N.V., Nicoud, F., Wasistho, B., Squires, K.D., Spalart, P.R. An approach to wall modeling in large-eddy simulation. Phys. Fluids (12) pp. 1629-1632, 2000.

Templeton et al. (2005): Templeton, J.A., Medic, G., Kalitzin, G. An eddy-viscosity based near-wall treatment for coarse grid large-eddy simulation. Phys. Fluids (17), 2005.

Travin et al. (2006): Travin, A.K., Shur, M.L., Spalart, P.R., Strelets, M.Kh. Improvement of delayed detached-eddy simulation for LES with wall modelling. In: Proceedings of the European Conference on Computational Fluid Dynamics (ECCOMAS CFD 2006), 2006.

weiteres Vorgehen: Future work will be on continuation of the wall-resolved LES for the flow over the backward facing step. The results will also be compared with wall-modeled LES methods. Additional work will be on the turbulent channel flow at high Reynolds number with focus on alternative methods for coupling hybrid wall-functions with LES.

Datum:

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Grundlagen (evtl. instationär Aero oder MAV)

Ansprechpartner: D. Rival und C. Tropea

Institution: Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik,
Technische Universität Darmstadt

Adresse: Flughafenstrasse 19 **Telefon:** 06151/166201
64347 Griesheim **Telefax:** 06151/166246
e-mail: rival@aero.tu-darmstadt.de

Thema: **Auftriebsverstärkung durch Vorderkantenwirbel bei
hintereinander angeordneten Profilen**

Ausgangssituation:

Die Ausbildung, Verstärkung und Kontrolle des Vorderkantenwirbels an Libellenflügeln sind von übergeordneter Bedeutung für die Auftriebserzeugung der Libelle im Flug. Am Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA) findet experimentelle Forschung zu aerodynamischen Interferenzen zwischen zwei bewegten Flügeln im Windkanal statt. Diese Erkenntnisse können für die Entwicklung leistungsfähiger MAVs (Micro Air Vehicles) genutzt werden. Gleichzeitig sind schon numerische URANS Simulationen durchgeführt worden, um den riesigen Parameterraum zu verkleinern [1]. Das Hauptergebnis dieser Simulationen ist die Erkenntnis, dass der Hinterflügel eine grosse Rolle bei der Verstärkung des Vorderkantenwirbels am Vorderflügel spielt. Dies ist in Übereinstimmung mit zuvor realisierten Visualisierungen der Flügelumströmung fliegender Libellen mit gegenphasigen Schlägen [2], die zeigten, dass bei den Vorderflügeln ein starker Vorderkantenwirbel während des Abschlags entsteht und der Hinterflügel eine permanent angelegte Strömung hat.

Ziel:

Das Ziel dieses Forschungsprojekts ist das genauere Verständnis der auftriebsverstärkenden Interaktionen zwischen zwei hintereinander bewegten Flügeln. Als erstes soll untersucht werden in welcher Form die vom Vorderflügel produzierte Wirbelenergie vom Hinterflügel genutzt werden kann. Als zweites soll der Einfluss des Hinterflügels bei gegenphasigen Schlägen auf die Vorderkantenwirbelentstehung des Vorderflügels betrachtet werden.

Lösungsweg:

Das Experiment, das im Eiffelwindkanal der TU Darmstadt durchgeführt wird, besteht aus zwei SD7003 Profilen, die kontrollierbare Hub- und Drehbewegungen ausführen können. Mit der Anwendung von vier Piezoelektrik-Kraftsensoren werden die instationären Auftriebs- und Drehmomentbeiwerte aufgenommen. Momentan werden Rauchvisualisierungen und zeitaufgelöste PIV Messungen des Strömungsfelds durchgeführt. Die sinusförmigen Hub- und Drehbewegungen beider Profile werden durch folgende Gleichungen repräsentiert:

$$h(t) = h \cos(\gamma t) \quad (1)$$

$$\alpha(t) = \alpha_o + \alpha_I \cos(\gamma t + \varphi) \quad (2)$$

Folgende zum Teil konstante Parameter werden verwendet:

- Reynoldszahl: $Re = 24000$ bis zu 60000
- Reduzierte Frequenz: $k = 0,05$ bis zu $0,25$
- Dimensionsloser Hub: $h/c = \pm 0,5$
- Mittlerer Anstellwinkel: $\alpha_o = 5^\circ, 10^\circ$
- Amplitude des Anstellwinkels: $\alpha_I = -10^\circ$ bis zu 5°
- Phase zwischen Dreh- und Hubbewegung: $\varphi = 90^\circ$

Ergebnis:

Die unten dargestellten Auftriebs- und Drehmomentenbeiwerte für ein einzelnes bewegtes Profil zeigen starke Unterschiede bei zwei verschiedenen reduzierten Frequenzen. Deutlich sind die ‚Dynamic Stall‘ Effekte zu erkennen, wobei besonders die Konvektion des Vorderkantenwirbels über die Saugseite des Profils in einer Steigerung des Auftriebs (im Vergleich mit den stationären Werten – Selig *et al.* 1995) und einem stark kopflastigen Drehmoment resultiert.

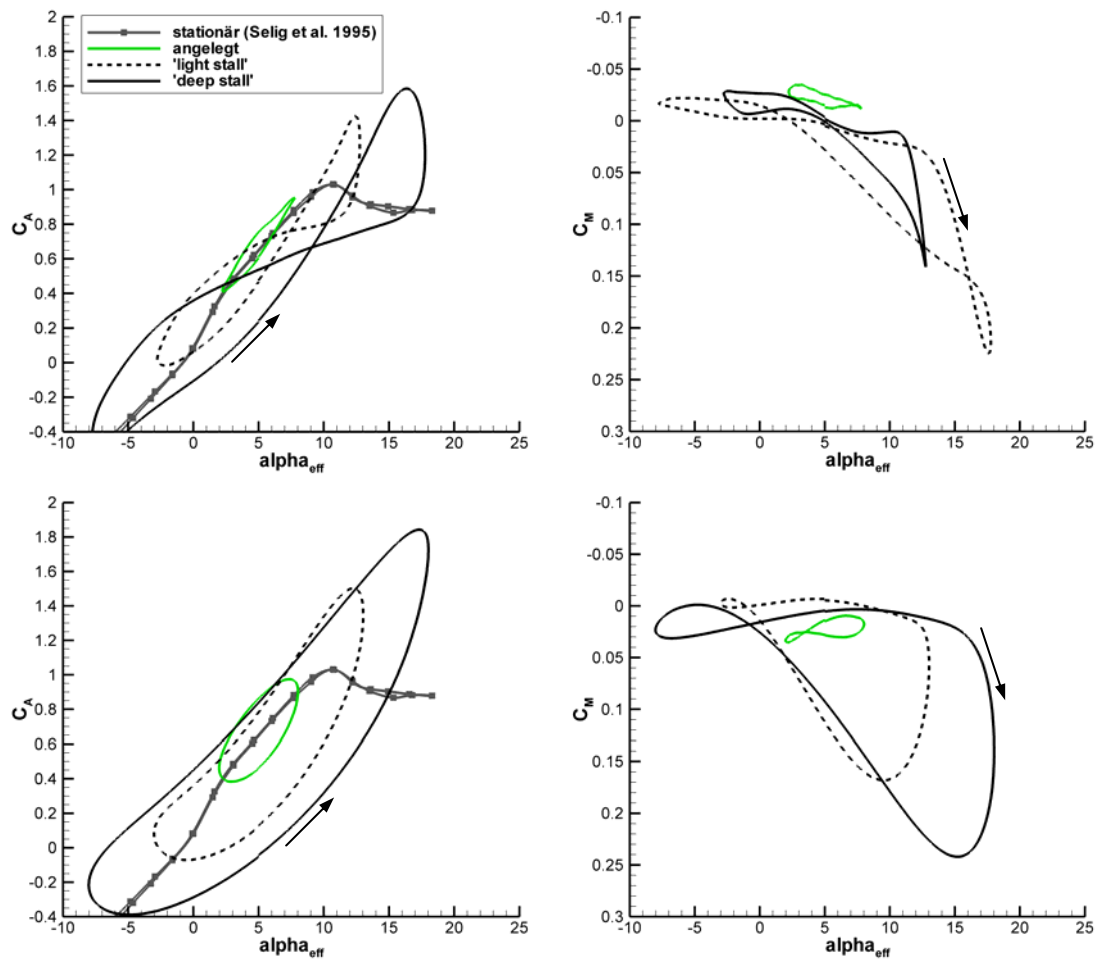


Abb.1: Auftriebs- und Drehmomentenbeiwerte für $k = 0,05$ (oben) und für $k = 0,1$ (unten), wobei $Re = 60000$ und $\alpha_o = 5^\circ$ konstant sind.

Literatur:

- [1] Rival, D., Dumond, J. and Tropea, C., (2008) Lift Augmentation for Two Pitching and Plunging Airfoils in Tandem Formation. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, USA
- [2] Thomas, A. L. R., Taylor, G. K., Srygley, R. B., Nudds, R. L., and Bompfrey, R. J., (2004) Dragonfly flight: free-flight and tethered flow visualizations reveal a diverse array of unsteady lift-generating mechanisms, controlled primarily via angle of attack. Journal of Experimental Biology, 207:4299–4323

weiteres Vorgehen:

Rauchvisualisierungen und zeitaufgelösten PIV-Messungen des Strömungsfelds sollen zum besseren Verständnis über die Entstehung der Vorderkantenwirbel und des Wirbelnachlaufs. Mit diesem Wissen können entsprechende Testfälle für zwei hintereinander angeordnete Profile festgelegt werden.

Datum: 12.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Fernando Seling, Dr. 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: Fernando.Seling@dlr.de

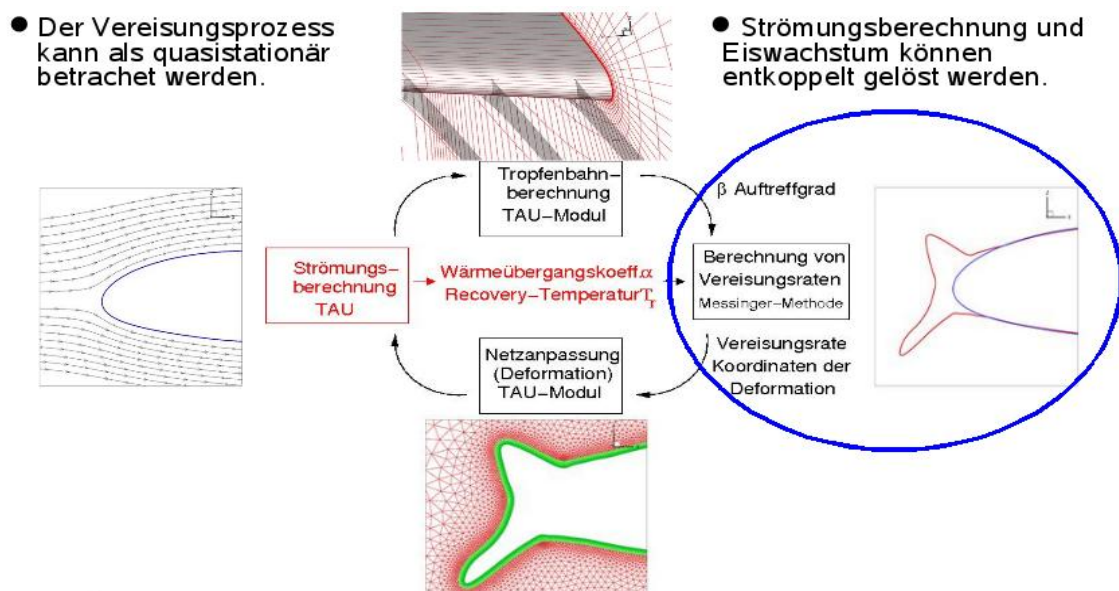
weitere Partner: AIRBUS Deutschland

Thema: Vereisung in der Luftfahrt

Berechnung des Wärmeübergangs an der Wand

Ausgangssituation:

Die Eisbildung an Flugzeugen und Hubschraubern, insbesondere an Tragflügel- und Leitwerksvorderkanten durch unterkühlte Wassertröpfchen, die beim Auftreffen anfrieren, kann die aerodynamischen Eigenschaften des Flugkörpers so beeinflussen, dass ein sicherer Flug nicht mehr gewährleistet ist. Bei Vereisungsgefahr werden Enteisungsanlagen in Betrieb genommen. Die Dimensionierung dieser Enteisungsanlagen benötigt eine zuverlässige Vorhersage der angefrorenen Wassermenge. Ein wichtiger Punkt dieser Vorhersage ist die Bestimmung der verbleibenden Zeit, bis ein aerodynamisch kritischer Zustand erreicht wird. Ferner muss im Rahmen des Zulassungsprozesses von Flugzeugen die Flug- und Steuerbarkeit unter Vereisungsbedingungen sichergestellt werden. Die numerische Strömungssimulation erlaubt es, die aerodynamischen Auswirkungen von Vereisungen frühzeitig im Entwicklungsprozess zu beurteilen. In enger Kooperation zwischen DLR und Airbus soll der gesamte Vereisungsprozess mit Hilfe des reynoldsgemittelten Strömungslösers TAU simuliert werden.



Im ersten Schritt wird die Strömung um die nicht vereiste Konfiguration berechnet. Auf Basis der berechneten Lösung werden dann die Bahnen der Wassertröpfchen verfolgt, bis sie auf die Oberfläche des Flugkörpers auftreffen. Im nächsten Schritt wird die eingefrorene Wassermenge berechnet und im letzten Schritt die Vernetzung der vereisten Geometrie für die nächste Strömungsrechnung durchgeführt. Ein grundlegender Faktor für die Bestimmung der eingefrorenen Wassermenge ist die genaue Berechnung des lokalen Wärmeübergangskoeffizienten zwischen dem Fluid und der Oberfläche.

Ziel:

Ziel der hier vorgestellten Arbeit ist die Entwicklung einer Vorgehensweise zur genauen Berechnung des Wärmeübergangs und die Verifikation anhand experimenteller Daten.

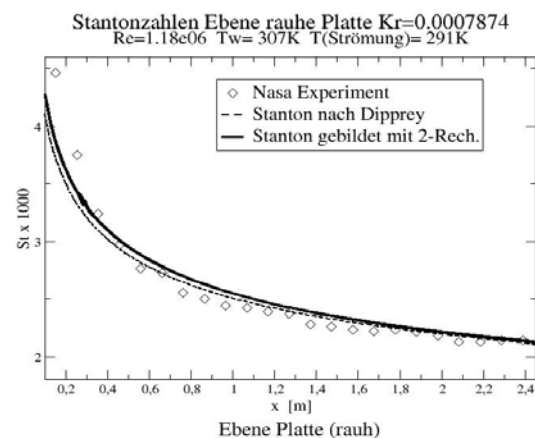
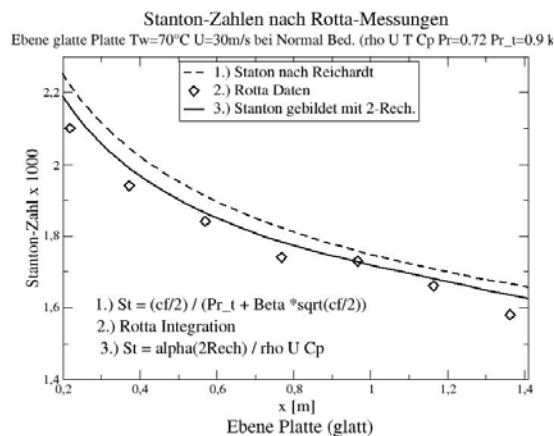
STAB

Lösungsweg:

Zur Berechnung des Wärmeübergangs wurden zwei Ansätze näher untersucht. Die erste Vorgehensweise ermittelt die Abhängigkeit des Wärmestroms von der Wandtemperatur auf Basis zweier Strömungsrechnungen mit verschiedenen Wandtemperaturen. Der zweite Ansatz basiert auf bekannten theoretisch und empirisch gewonnenen Korrelationen, die aus einer Strömungslösung den gesuchten Wärmeübergangskoeffizienten liefern.

Ergebnis:

Der Wärmeübergang an der Körperwand wird signifikant durch den Reibungswiderstand beeinflusst. Dieser wird durch den Grad der Rauigkeit der Wand bestimmt. Zur Validierung der angewandten Ansätze wurden die experimentell gewonnenen dimensionslosen Wärmeübergangskoeffizienten (Stantonzahlen) für die glatte ebene Platte (Rotta 1973) und für die raue ebene Platte (Pimenta/Moffat/Kays 1975) herangezogen. Die Strömungsrechnungen wurden mit dem Turbulenzmodell von Spalart-Allmaras durchgeführt. Bei der Bestimmung des Wärmeübergangs (Stantonzahl) durch den Einsatz von Korrelationen wurde für glatte Oberflächen die von Reichardt angegebene Beziehung angewandt. Für raue Oberflächen wurde die Beziehung von Dipprey eingesetzt. Die berechneten Stantonzahlen durch Anwendung der Korrelationen mit den Strömungsdaten aus TAU ergaben eine sehr gute Übereinstimmung mit den experimentell gewonnenen Werten (siehe Bilder).



Literatur:

Rotta J. C., Die turbulente Grenzschicht an einer stark geheizten ebenen Platte bei Unterschallströmung, Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e. V., Inst. für Strömungsmechanik, 1974 / D-3400, Göttingen, Bunsenstr. 10 Deutschland.

Pimenta M. M., The turbulent boundary layer: an experimentall study of the transport of momentum and heat with the effect of roughness, Stanford University, 1975, Department of Mechanical Engineering, Stanford California USA.

Seling ,F., Eine Methode zur Bestimmung von Wärmeübergangskoeffizienten mit Hilfe von CFD , DLR Interner Bericht IB 124-2006/010, 2006 Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig Deutschland.

weiteres Vorgehen:

Die angewandten Korrelationen basierend auf der Reynoldsanalogie gelten nicht im Stau-punktbereich einer Profil/Flügelumströmung. Für diesen Bereich müssen alternative Ansätze untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Physikalische Grundlagen

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. Michael Weismüller, Prof. Dr.-Ing. Cameron Tropea

Institution: TU Darmstadt
Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik

Adresse: Flughafenstr. 19
64347 Griesheim

Telefon: 06151-16-6223

Telefax: 06151-16-6246

e-mail: m.weismueller@aero.tu-darmstadt.de

weitere Partner:

Thema:

Freiflug- und vergleichende Windkanalexperimente zum Einfluss atmosphärischer Turbulenz auf Laminarprofile

Ausgangssituation:

Ende der 1990er Jahr wurde bei manchen modernen Segelflugzeugen mit Laminarprofil beim Einflug in atmosphärische Turbulenz, z.B. in der Thermik, ein Verlust an Flugleistung beobachtet. Dieser Effekt verstärkt sich bei den betroffenen Mustern zum Nachmittag hin, während andere vergleichbare Flugzeugmuster scheinbar nicht betroffen sind. Aufgrund der im Tagesgang zunehmenden Turbulenzintensität in der konvektiven Schicht der Atmosphäre liegt der Verdacht nahe, dass Turbulenz der Auslöser dieses Problems ist.

Ziel:

Im Rahmen dieses Projektes wird der Einfluss atmosphärischer Turbulenz auf Laminarprofile untersucht. Dabei sind zwei verschiedene Theorien zu überprüfen:

1. Makroskopische Skalen der atmosphärischen Turbulenz führen zu schnellen Anstellwinkelschwankungen, die im Bereich hoher Auftriebsbeiwerte zu einer starken Widerstandszunahme bei nur geringer oder keiner Auftriebszunahme führen.
2. Mikroturbulenz dringt als Störung in die Grenzschicht ein und führt über die Anregung instabiler Frequenzen zu vorzeitigem laminar-turbulentem Umschlag und erhöhtem Widerstand. Es handelt sich also um ein Rezeptivitätsproblem.

Dabei ist zu klären, welcher atmosphärische Turbulenzgrad bei verschiedenen Profildruckverteilungen und damit Stabilitäten der Grenzschicht zu einem vorzeitigem Umschlag führt und ob das Problem im Windkanal ebenfalls nachvollziehbar ist. Endgültiges Ziel ist die Entwicklung eines Design-Kriteriums für Laminarprofile, das zu Profilen führt, die auch in turbulenter Umgebung minimalen Leistungsverlust bei gleichzeitig guten Leistungen in ruhiger Umgebung ermöglichen.

Des Weiteren ist zu klären, ob das Problem übertragbar ist auf andere Flugzeugklassen, die Laminarprofile mit natürlicher Laminarhaltung verwenden, z.B. moderne Motorflugzeug der General Aviation, UAVs oder die neue Klasse der Very Light Jets (VLJ).

Lösungsweg:

Zur Untersuchung des Einflusses atmosphärischer Turbulenz ist zunächst eine Datenbank über kleinskalige Turbulenz zu erstellen. Dies ist notwendig, da meteorologische Messungen in der Atmosphäre keine kleinen Skalen auflösen und darum bisher keine ausreichenden Daten zur Verfügung stehen. Zur Messung der Turbulenzgrößen und Erstellung einer Turbulenzdatenbank werden Messflüge mit dem Forschungsflugzeug des Fachgebiets Strömungslehre und Aerodynamik (SLA), einem Motorsegler vom Typ *Grob G109b*, durchgeführt. Mit Hilfe einer Hitzdrahtsonde wird die Anströmgeschwindigkeit mit hoher Aufzeichnungsfrequenz gemessen. Die höherfrequenten Schwankungen können als atmosphärische Turbulenz betrachtet und der Turbulenzgrad sowie das Turbulenzspektrum bestimmt werden.

STAB

Im weiteren Verlauf wird das Messflugzeug mit einem Handschuh mit Laminarprofil ausgerüstet. In diesen Handschuh wird Oberflächenmesstechnik zur Bestimmung der Anfachungsraten von TS-Instabilitäten sowie der Transitions-lage integriert. Zusätzlich wird mit einer am Handschuh angebrachten X-Draht-Sonde sowohl der Turbulenzgrad der Anströmung als auch der Anstellwinkel bestimmt. Auf diese Weise kann bei unterschiedlichen Druckgradienten am Profil der Einfluss von Mikroturbulenz als auch Anstellwinkelschwankungen untersucht werden. Vergleichende Messungen mit dem Laminarhandschuh im Windkanal des FG SLA sollen zeigen inwiefern sich das Problem in den Windkanal übertragen lässt und ob sich atmosphärische Turbulenzgrade mit denen im Windkanal vergleichen lassen. Das Verhalten des Profils bei Anstellwinkelschwankungen wird mit Hilfe numerischer Simulationen (URANS) untersucht, dabei werden die im Flugversuch ermittelten Anstellwinkelschwankungen als Eingangsgröße verwendet.

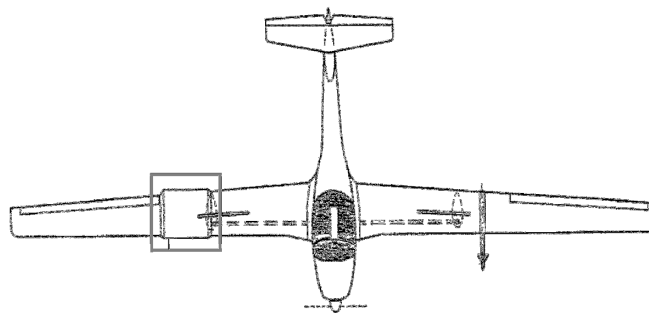


Abb. 1: Messflugzeug G109b mit Laminarhandschuh

Ergebnis:

Erste Messungen (s. Abb. 2) der atmosphärischen Turbulenz in der konvektiven Schicht zeigen ein gemittelttes Spektrum entsprechend der allgemeinen Kolmogorov-Hypothese für Turbulenz im Inertialbereich. Die Turbulenzintensität nimmt dabei im Tagesverlauf zu. Der horizontale Verlauf der Spektren bei hohen Frequenzen wird durch die maximale Auflösung der Messanlage verursacht (Quantisierungsfehler). Führt man die Spektralanalyse nur für kurze Zeiträume aus, so erkennt man die Dominanz jeweils unterschiedlicher Skalen. Die Annahme eines einheitlichen Turbulenzgrades und normierter Störungen ist somit für den Freiflug nicht gerechtfertigt. Aus diesem Grund sind Turbulenzintensität und Anstellwinkelverlauf zusammen mit den Auswirkungen am Profil (Transitions-lage, TS-Instabilitäten) gleichzeitig zu messen, um Aussagen über die Auswirkungen atmosphärischer Turbulenz zu ermöglichen.

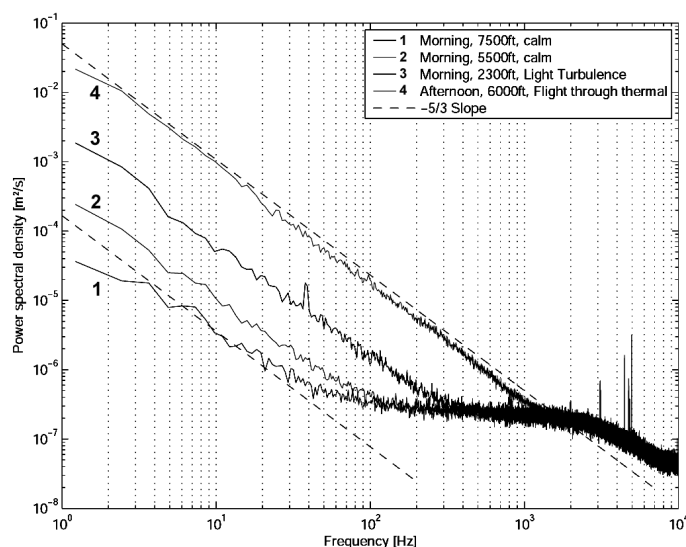


Abb. 2: Spektren atmosphärischer Turbulenz in der konvektiven Schicht

Literatur:

BERTOLOTI, F.P.: *Effect of atmospheric turbulence on a laminar boundary-layer*. XXVI OSTIV Congress, Bayreuth, Germany, 6-13 August 1999
HAMMERTON, P.W.; KERSCHEN, E.J.: *Leading-edge receptivity for bodies with mean aerodynamic loading*. In: J. Fluid Mech., vol. 535, 2005, S. 1–32
ZANIN, B.Y.: *Transition at Natural Conditions and Comparison with the Results of Wind Tunnel Studies*. Laminar-Turbulent Transition IUTAM Symposium, Novosibirsk, 1984, edited by V.V. KOZLOV, Springer Verlag, Berlin, Heidelberg, 1985

weiteres Vorgehen:

Messungen mit Laminarhandschuh im Freiflug und im Windkanal sowie numerische Simulationen wie im Lösungsweg beschrieben.

Datum: 11.10.2007

STAB

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:

Ansprechpartner: Klaus de Groot, Jörg B. Meyer, Saskia Hempel, Thomas Weddig

Institution: Konfigurativer Entwurf, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig

Telefon: (0531) 295-2426

Telefax: (0531) 295-2320

e-mail : Klaus.deGroot@dlr.de

weitere Partner:

Thema: **Erste Ergebnisse zur Entwicklung einer instationären Infrarot-Thermografie in Windkanal- und Flugversuchen**

Ausgangssituation:

Infrarot-Thermographie hat sich in den letzten Jahren als eine sehr effiziente Methode zur Visualisierung von Strömungseffekten in der Grenzschichtströmung sowohl bei Windkanal- als auch bei Flugversuchen etabliert [2, 3, 5]. Beim Einsatz der Thermographie bei aerodynamischen Untersuchungen wird der Umstand ausgenutzt, dass in der laminaren und turbulenten Grenzschichtströmung unterschiedliche Wandschubspannungen vorhanden sind. Da die Wandschubspannung linear mit dem Wärmeübergangskoeffizienten korreliert ist, ergeben sich bei Vorhandensein eines Temperaturgradienten auch unterschiedliche Oberflächentemperaturen im laminaren und turbulenten Bereich [1]. Diese Unterschiede in der Oberflächentemperatur sind zwar sehr gering, können jedoch mit empfindlichen Infrarotkameras nachgewiesen werden. Daher stand bei den ersten Untersuchungen mit der Thermographie insbesondere die laminar-turbulente Transition im Vordergrund. In der Zwischenzeit wird die Infrarot-Thermographie aber auch zum Nachweis von laminaren Ablöseblasen, Wirbeln und Strömungsablösungen eingesetzt. In der Vergangenheit waren diese Untersuchungen bislang aber auf stationäre Bedingungen beschränkt.

Ziel:

In der letzten Zeit sind vermehrt auch Forderungen nach instationären Untersuchungsmethoden aufgestellt worden (z.B. das dynamische Verhalten von Flugzeugen bei Nick-, Roll- und Hubschlagbewegungen oder das Problem des dynamischen Strömungsabrisses an Hubschrauberprofilen, usw.)[4]. Die heutigen, modernen Infrarotkameras sind prinzipiell (mit Abtastraten von bis zu einigen hundert Hz) dazu in der Lage, jedoch ist die thermische Reaktionszeit der bisher verwendeten Modelloberflächen wegen ihrer hohen Wärmekapazität, insbesondere bei metallischen Modellen, viel zu groß. Um trotzdem auch mit der Thermographie instationäre Untersuchungen zu ermöglichen, kann das Ziel nur darin bestehen, Oberflächen mit geringer Wärmekapazität und dadurch geringe thermische Antwortzeiten bereitzustellen.

Lösungsweg:

Die thermische Antwortzeit einer Oberfläche hängt unmittelbar mit ihrer Wärmekapazität, und damit auch mit ihrer spezifischen Dichte zusammen, hohe Wärmekapazitäten ergeben eine thermisch träge Oberfläche und umgekehrt. Thermisch schnell reagierende Oberflächen kann man daher nur erreichen, wenn zum einen die Oberfläche mit einer sehr dünnen Beschichtung mit geringer Wärmekapazität (geringer Dichte) und andererseits mit einer guten Wärmeisolierung gegenüber der eigentlichen Modellstruktur versehen wird.

In einem Laborversuch wurde dazu ein Testaufbau mit einem entsprechend gestalteten Versuchsbehälter zur Aufnahme der zu untersuchenden Oberflächenproben und einem

speziellen Infrarotstrahler realisiert. Damit war es möglich, durch Aufnahme der Abkühlkurven und Ermittlung der Zeitkonstanten verschieden modifizierter Oberflächen vergleichend zu untersuchen. Parallel dazu wurden im Rahmen einer Studienarbeit [6] Flugversuche mit einem Segelflugzeug unter instationären Bedingungen durchgeführt, welches mit einer Infrarotkamera und verschiedenen modifizierten Testoberflächen ausgerüstet war, um das instationäre Verhalten der laminar-turbulenten Transition zu untersuchen.

Ergebnis:

Die Auswertung der Messergebnisse sowohl der Labor- als auch der Flugversuche (Abb. 1 und 2) hat gezeigt, dass es durchaus möglich ist, durch geeignete Modifikationen der Oberflächen die thermische Antwortzeit auf wechselnde Temperaturverhältnisse entscheidend zu verringern. Dabei kommt es wesentlich auf eine gute Wärmeisolierung zwischen der Beschichtung und der eigentlichen Modellstruktur bzw. des Flügels an. Wird die zusätzliche Beschichtung, z.B. in Form einer dünnen Folie, ohne Isolierung aufgebracht, wird der Effekt der niedrigen Wärmekapazität der Beschichtung durch den hohen Wärmefluss vom Modell zum größten Teil wieder aufgehoben. Erst, wenn dieser Wärmefluss durch eine Wärmeisolierung entschieden verringert wird, kann die niedrige Wärmekapazität der dünnen Beschichtung zu einer wesentlichen schnelleren thermischen Reaktionszeit führen.



Abb.1: Segelflugzeug Janus mit modifizierter Flügeloberfläche (rot) und Infrarotkamera

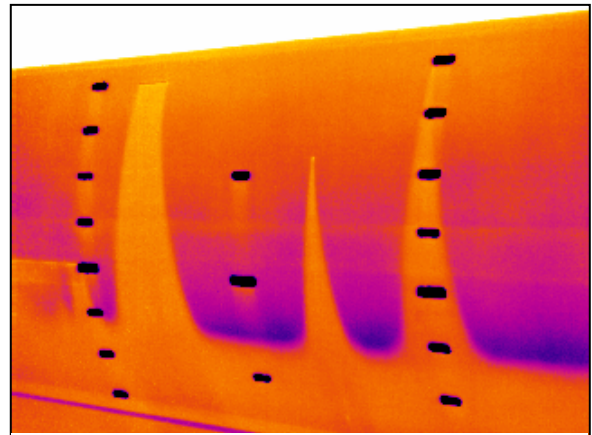


Abb.2: Infrarotbild des Segelflugzeugprofils mit Transition, und turbulenten Keilen

Weiteres Vorgehen:

Mit den Untersuchungen ist ein Weg aufgezeichnet, wie man unter Laborbedingungen thermisch schnelle Oberflächen realisieren kann. Diese Oberflächen mit einer dünnen Folie und einer guten Isolierung weisen jedoch noch nicht die notwendige Festigkeit auf, um sie bei realen Windkanal- oder Flugversuchen einsetzen zu können. Das Ziel des weiteren Vorgehens muss es daher sein, das Prinzip einer thermisch schnellen Oberfläche durch eine dünne Beschichtung in Kombination mit einer guten Wärmeisolierung durch geeignete Methoden (z.B. spezielle Materialien aus der Oberflächenphysik) zu flug- und windkanaltauglichen Oberflächen weiterzuentwickeln. Zusätzlich sind weitere Flugversuche mit einem Segelflugzeug geplant.

Literatur:

- [1] H. Schlichting, *Grenzschicht-Theorie*, 5. Auflage, Verlag G. Braun, 1965
- [2] A. Quast: *Detection of Transition by Infrared Image Technique*, IEEE Publication CH2449-7/87, 1987
- [3] K. de Groot, *Application of the Infrared Technology for Investigation of the Boundary Layer*, ONERA/DLR meeting, Lille, 2005
- [4] H. Mai, G. Dietz, W. Geißler, K. Richter, K. de Groot, J. Bosbach, H. Richard, *Dynamic Stall Control by Leading Edge Vortex Generators*, AHS Forum 62, 2006
- [5] U. Fey, K. de Groot, Y. Le Sant, *Thermography as a Tool in Wind Tunnel Testing*, European Windtunnel Association (EWA), ANE3-CT-2004-502889, Network of Excellence, Priority 4, Aeronautics and space, Deliverable 2.10, 2006
- [6] Ch. Schlettig, *Bestimmung des laminar-turbulenten Umschlags am Segelflugzeug-Tragflügel mit Hilfe der Thermografie*, Studienarbeit, Technische Universität Dresden, 2007

Datum: 18.10.2007

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Messtechnik

Ansprechpartner: T.J. Möller, S. Zhang, H.-G. Büsing,

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:

Thema: Experimentelle Studie zur Verschmutzung von Bodenfahrzeugen

Ausgangssituation:

Bei der Entwicklung von Fahrzeugen ist unter anderem Fahrzeugverschmutzung im Hinblick auf Sicherheit und Ästhetik von Interesse. Auch bei starkem Regen darf die Sicht des Fahrers auf den Außenspiegel nicht behindert werden. Die bei diesem Vorgang auftretenden physikalischen Vorgänge sind von hoher Komplexität (instationäre Strömung, Mehrphasenströmung, Wasserfilmbildung). Die numerische Modellierung dieser Phänomene ist schwierig. Ziel ist es, solche Vorgänge im Zuge einer virtuellen Fahrzeugentwicklung frühzeitig im Entwicklungsprozess zu berechnen. Bislang ist die Prognosegüte numerischer Verfahren [1] hierfür nicht ausreichend. Da das Zusammenwirken der einzelnen Teilprobleme sehr komplex ist, gelingen nur qualitativ gute Ergebnisse.

Ziel:

Im Rahmen dieses Vorhabens wurden Grundlagenversuche zur Fahrzeugverschmutzung in einem Windkanal an einer einfachen Geometrie durchgeführt, um eine erste Datenbasis für die Validierung von Berechnungsverfahren zu erarbeiten. Der Gesamtvorgang der Verschmutzung kann in die Phasen Filmbildung, Filmtransport und Filmzerfall zerlegt werden. Hier soll zunächst der Filmtransport eines Wasserfilms an einer generischen Wasserfangleistengeometrie und das zugehörige Geschwindigkeitsfeld in einem Windkanal untersucht werden, so dass diese Daten zur Validierung numerischer Verfahren eingesetzt werden können. Im Anschluss an eine erste Untersuchung [2] sollen nun neue Auswerteverfahren eingesetzt werden, um mit diesen Methoden weitere Daten zu gewinnen.

Lösungsweg:

Die Messungen wurden am Großem Gitterkanal Braunschweig (GGB) des Instituts für Strömungsmechanik der TU Braunschweig durchgeführt. Zur Bestimmung der Wasserfilmdicke wurde die Laserlichtschnitttechnik mit einer CMOS Kamera verwendet. Die Auswertung der Bilder wurde mittels digitaler Bildverarbeitung ausgeführt. Hierfür wurde eine Routine entwickelt, die die automatisierte Auswertung der einzelnen Messungen erlaubt. So konnte die zeitliche Entwicklung der Wasserfilmdicke als Funktion der Zeit an drei exemplarischen Positionen bestimmt werden. Zur Vermessung der Geschwindigkeitsfelder wurde die Particle Image Velocimetry (PIV) eingesetzt. Dabei wurde eine Ebene senkrecht zum Modell in der Symmetrieebene für verschiedene Strömungsfälle untersucht.



Ergebnis:

Abb. 1 zeigt exemplarisch einen Verlauf der Wasserfilmhöhe über der Zeit für die Anströmgeschwindigkeit $U_\infty = 41,2 \text{ km/h}$. Die Höhe des Wasserfilms steigt über die Zeit im Mittel deutlich an. Im Zeitverlauf sind deutliche Schwankungen der Filmdicke erkennbar. Diese Schwankungen werden durch Oberflächenwellen des Wasserfilms erzeugt, was sich auch in Videoaufnahmen der Wasseroberfläche erkennen lässt. Um diese Oberflächenwellen genauer zu beschreiben, wurde eine

Frequenzanalyse des Zeitsignals für alle drei untersuchten Positionen gemacht. Das Resultat dieser Analyse ist in Abb. 2 gezeigt. Es ergibt sich, dass die dominierende Frequenz der Oberflächenwellen mit zunehmendem Abstand vom L-Profil ansteigt. Der Verlauf der Übertritte des Wasserfilms ist weitgehend unabhängig von dem zugeführten Wasservolumenstrom. Abb. 3 zeigt das Geschwindigkeitsfeld der Luftströmung vor dem L-Profil mit Wasserfilm bei $x=2,8\text{cm}$ und $U_\infty = 41,2\text{ km/h}$. Es zeigt sich deutlich, dass die Strömung durch das Profil und den Wasserfilm beeinflusst wird und sich zwischen Film und L-Profil ein Gebiet mit geringer Strömungsgeschwindigkeit entwickelt. Für den Fall der Strömung mit Wasserfilm zeigt sich für $x=0,6\text{cm}$, dass dieser den Einfluss des L-Profiles auf die Strömung reduziert. Abb. 4 zeigt das Geschwindigkeitsfeld für den Fall $x=0,6\text{cm}$ und $U_\infty = 41,2\text{ km/h}$. Bei der mittleren Anströmungsgeschwindigkeit $U_\infty = 60\text{ km/h}$ hingegen ist kein Filmwachstum mehr auszumachen. Sobald Wasser aus der Zufuhr entweicht, werden für diesen Fall die Amplituden der Oberflächenwellen sehr schnell so groß, dass der Flüssigkeitsfilm vollständig zerfällt, bevor er das L-Profil erreichen kann.

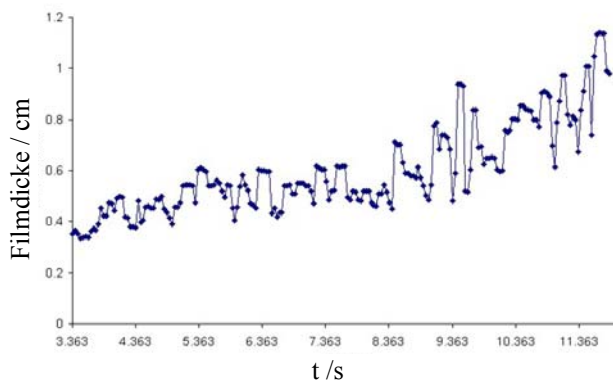


Abbildung 1: Verlauf der Filmdicke als Funktion der Zeit mit Filmfront bei $x=28\text{mm}$ und $U_\infty = 41,2\text{ m/h}$

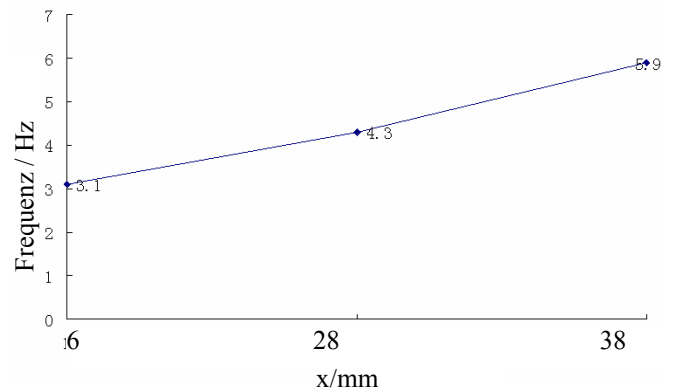


Abbildung 2: FFT der Filmdickenzeitfunktion an drei Positionen, für $U_\infty = 41,2\text{ km/h}$

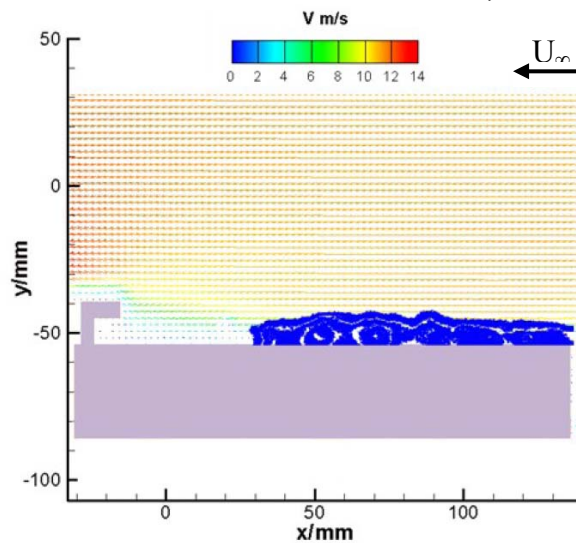


Abbildung 3: Strömungsfeld mit Filmfront bei $x=28\text{mm}$ und $U_\infty = 41,2\text{ km/h}$

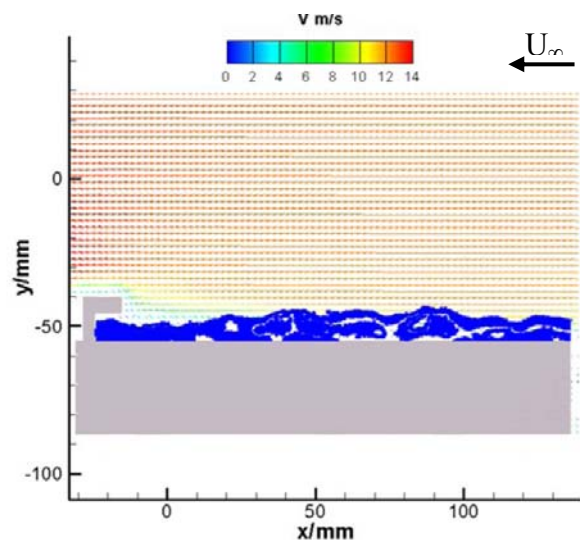


Abbildung 4: Strömungsfeld für Film bis zum L-Profil und $U_\infty = 41,2\text{ km/h}$

Literatur

- [1] Islam M: Advanced Topics in the Simulation of External Vehicle Flows at Audi, STAR CD User Conference, London, 2004
- [2] Büsing H-G: Experimentelle Studie zur Regenabscheidung an Kraftfahrzeugen, Studienarbeit 483, TU Braunschweig, 2005
- [3] Zhang S.: Experimental Study for Vehicle Soiling, Studienarbeit 514, TU Braunschweig, 2007

weiteres Vorgehen:

In der Fortführung des Vorhabens sollen detaillierte Filmdicken- und PIV Messungen an generischen Modellen eines Außenspiegels und einer Windschutzscheibe ausgeführt werden.

Datum: 26.10.07

STAB

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Acisu	30	Hempel	156	Radespiel	52, 54, 82
Adams	24, 32, 62, 100, 116, 128	Herrig	134	Rashad	88
		Hirner	36	Reimann	60
		Höld	98	Rist	46, 66, 88, 90, 130
		Hylla	74	Rival	150
Babucke	130				
Banuti	38	Imiela	112		
Barth	40			Sartorius	92
Bauer	64	Janetzke	120	Schade	30
Baysal	66	Jensch	92	Schmidt	124
Bertsch	132	Jung	24	Schneider	114
Borodulin	92			Schüleln	78, 106
Bosbach	126	Kachanov	92	Seiler	108, 110
Breitsamter	24, 32, 96, 100, 116	Kähler	54	Selent	90
Büsing	158	Karl	56	Seling	152
		Klar	100	Send	138
Calvo	42	Kloker	46, 92, 130	Siefert	136
Carnarius	68	Knopp	142	Smorodsky	92
		König	26	Srulijes	110
		Konstantinov	122	Stemmer	62
de Groot	156	Korfanty	58		
Dittrich	44	Kovar	102	Thiele	68, 74
Dobrzynski	132	Krämer	26, 36, 134	Thouault	32
		Kriegseis	72, 84, 86	Togiti	146
Edelmann	46	Krumbein	144	Tropea	72, 84, 86, 150, 154
Eggers	48	Kruse	28		
Eisfeld	152				
Estorf	50, 52	Longo	44, 58	Vogel	116
Ewert	136	Lüdeke	146	von Geyr	34
		Lutz	26, 36		
Furman	96			Wagner, C.	122, 126
		Meyer	156	Wagner, S.	92
Gotzig	124	Möller	158	Weddig	156
Grund	70	Nastase	104	Weismüller	154
Grundmann	72, 84, 86			Westhoff	126
Guérin	132	Nitsche	64, 70, 76, 94, 120	Winkler	128
Günther	74			Würz	92, 134
Haff	118	Pätzold	70	Zander	64, 94
Hannemann	60	Peltzer	70, 76	Zhang, S.	158
Hartmann	140	Pernpeitner	128	Zhang, X.	148
Haucke	76	Petz	64		
Hecklau	94	Pfingsten	92		
Hein	78, 80	Quadros	72, 84, 86		
Heitmann	54				