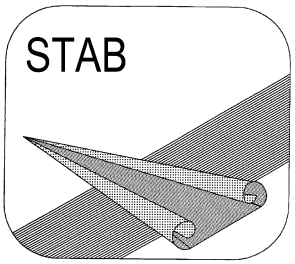
STAB



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

2013

zum

16. STAB-Workshop

12. - 13. November 2013

Göttingen

„Deutsche Strömungsmechanische Arbeitsgemeinschaft, STAB“

INHALT

Mitteilungen der Geschäftsstelle 5

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation
Gremien 7

Verfassen von "Mitteilungen" für den nächsten Jahresbericht 13

Wissenschaftliche Zeitschriften :
“CEAS Aeronautical Journal“ und “CEAS Space Journal“ 14

Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen":
(Beiträge zum 16. STAB-Workshop, 2013) 15

Mitteilungen 20

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren 145

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Früher erschienen die STAB-Jahresberichte im Frühjahr des Folgejahres. Hiervon wird seit 2011 abgewichen. Die Berichte werden bei den alternierenden Veranstaltungen Symposium und Workshop als Sammlung der Kurzfassungen der Vorträge an die Teilnehmer verteilt. Somit erscheint dieser STAB-Jahresbericht 2013 zum 16. STAB-Workshop, der am 12. und 13. November 2013 in Göttingen stattfindet.

Der Bericht enthält 62 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen, über die beim Symposium vorgetragen wird. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 15 bis 22), welches nach Projektgruppen/ Fachkreisen gegliedert ist. Innerhalb der Rubriken ist α,β-tisch nach Verfassern sortiert. Die Beiträge verteilen sich (bezogen auf den Erst-Autor) zu 12 % auf die Industrie, 38% auf die Hochschulen, 50% auf Forschungseinrichtungen (DLR). Auf Seite 145 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Die Jahresberichte werden nur an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Alle Teilnehmer des diesjährigen STAB-Symposiums erhalten zur Veranstaltung ein Exemplar. Weiterhin wird der Jahresbericht an die Mitglieder der STAB-Gremien weiter Interessierte versandt.

Falls Sie ein Exemplar des nächsten Jahresberichts, in diesem Fall 2014, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muss jährlich neu angefordert werden.

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 190 Exemplaren. Einige Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

Änderung in der STAB-Geschäftsstelle:

Neuer Wissenschaftlicher ist ab 1. Juni 2014
Prof. Dr. Claus Wagner (Tel.: 0551 – 709 2261)

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

Göttingen, im Oktober 2013

---

auch über e-mail: hp.kreplin@dlr.de (bis 30.05.2014)
danach: stab@dlr.de

O Ich bitte um Zusendung des "STAB-Jahresberichts 2014"

Name:

Organisation:

Anschrift:

Telefon:
e-mail :

Geschäftsstelle der STAB
c/o D L R
Dr. H.-P. Kreplin
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Zielsetzungen, chronologische Entwicklung und Organisation

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

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

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

Vor einigen Jahren ist STAB als ‚Kompetenznetzwerk' der DGLR angegliedert worden. Offen ist bisher, wie sich STAB über diesen Status 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
- 17. DGLR-Fach-Symposium	Berlin, 09. - 10.11.2010
- 18. DGLR-Fach-Symposium	Stuttgart, 06. - 07.11.2012
- 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
- 14. STAB-Workshop Göttingen, 11.-12.11.2009
- 15. STAB-Workshop Göttingen, 09.-10.11.2011
- 16. STAB-Workshop Göttingen, 12.-13.11.2013

Kurs über "Application of Particle Image Velocimetry, PIV":
findet seit 1993 regelmäßig im DLR-Göttingen statt,
letztmalig am 18.-22.03.2013

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. Hönlinger; 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. Hönlinger; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007

- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 112; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, M. Klaas, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, W. Schröder; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2010

- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 121; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, I. Peltzer; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2013

- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 124; Eds.: A. Dillmann, G. Heller, E. Krämer, H.-P. Kreplin, W. Nitsche, U. Rist; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2014

Vorschau:

- 19. DGLR-Fach-Symposium München, 4. - 5.11.2014
  (aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite gestellt)

- 23. Kurs "PIV" Göttingen, 10.-14. März 2014

Programmleitung

Dipl.-Ing. R. Behr (Astrium-Space, München)
roland.behr@astrium.eads.net Tel.: 089 / 607-251719

Prof. Dr. C. Breitsamter (Technische Universität München)
Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de Tel.: 089 / 289-16137

Prof. Dr. A. Dillmann (Sprecher) (DLR, Göttingen)
andreas.dillmann@dlr.de Tel.: 0551 / 709-2177

Prof. Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord)
dnw@nlr.nl Tel.: 0031 527 / 248521

Prof. Dr. J. Fröhlich (TU Dresden)
Jochen.Froehlich@tu-dresden.de Tel.: 0351 / 463 37607

Dr. R. Höld (LFK Schrobenhausen)
roland.hoeld@mbda-systems.de Tel.: 08252 / 99 8845

Dr. G. Heller (Sprecher) (Airbus, Bremen)
gerd.heller@airbus.com Tel.: 0421 / 538-2649

Prof. Dr. E. Krämer (Universität Stuttgart)
kraemer@iag.uni-stuttgart.de Tel.: 0711 / 685-63401

Prof. Dr. W. Nitsche (Sprecher) (Technische Universität Berlin)
w.nitsche@ilr.tu-berlin.de Tel.: 030 / 314-24449

P. Nöding (EADS Astrium GmbH, Bremen)
peter.noeding@astrium.eads.net Tel.: 0421 / 539-4752

Dipl.-Ing. T. Pinar. (EADS Cassidian, Manching)
thilo.pinar@cassidian.com Tel.: 08459 / 81-7 92 50

Prof. Dr. R. Radespiel (Technische Universität Braunschweig)
r.radespiel@tu-braunschweig.de Tel.: 0531 / 391-94250

Prof. Dr. C.-C. Rossow (DLR, Braunschweig)
Cord.Rossow@dlr.de Tel.: 0531 / 295-2400

Prof. Dr. U. Rist (Universität Stuttgart)
rist@iag.uni-stuttgart.de Tel.: 0711 / 685-63432

Dipl.-Ing. D. Schimke (Eurocopter Deutschland, München)
dieter.schimke@eurocopter.com Tel.: 089 / 6000-6566

Prof. Dr. W. Schröder (RWTH, Aachen)
office@aia.rwth-aachen.de Tel.: 0241 / 80 95410

Prof. Dr. L. Tichy (DLR, Göttingen)
lorenz.tichy@dlr.de Tel.: 0551 / 709-2341

Projektgruppen	**Sprecher:**
Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration	Dr. H. von Geyr (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2430 e-mail: Heiko.vGeyr@dlr.de
Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen	Dr. M. Hepperle (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-3337 e-mail: martin.hepperle@dlr.de und Dipl.-Ing. D. Reckzeh (Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2136 e-mail: daniel.reckzeh@airbus.com
Turbulenzforschung/ -modellierung	Prof. Dr. W. Schröder (RWTH, Aachen) Tel.: 0241 / 80 95410 e-mail: office@aia.rwth-aachen.de und Prof. Dr. N. Adams (Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16120 e-mail: Nikolaus.Adams@tum.de
Hyperschall-aerothermodynamik	Dr. T. Eggers (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2436 e-mail: Thino.Eggers@dlr.de
Flow Control, Transition und Laminarhaltung	Dr. G. Schrauf (Airbus Deutschland, Bremen) Tel.: 0421 / 538-3232 e-mail: geza.schrauf@airbus.com
Hochagile Konfigurationen	Dr. R. Höld (LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH, Schrobenhausen) Tel.: 08252 / 99 8845 e-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de
Drehflügleraerodynamik	Dr. K. Richter (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2631 e-mail: kai.richter@dlr.de
Technische Strömungen	Prof. Dr. C. Wagner (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2261 e-mail: claus.wagner@dlr.de

Fachkreise:

siehe hierzu die

‚Querschnittsthemen (Q)' der DGLR unter www.dglr.de:

Aeroelastik und Strukturdynamik Q 1.2	Dipl.-Ing. J. Schweiger (EADS Deutschland) Tel.: 089 / 607-23124 e-mail: johannes.schweiger@cassidian.com
Fluid- und Thermodynamik Q 2	Dr. B. Eisfeld (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-3305 e-mail: Bernhard.Eisfeld@dlr.de
Numerische Aerodynamik Q 2.1	Prof. Dr. N. Kroll (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2440 e-mail: norbert.kroll@dlr.de
Experimentelle Aerodynamik Q 2.2	Dr. C. Breitsamter (Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137 e-mail: Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de
Strömungsakustik/Fluglärm Q 2.3	Prof. Dr. J. Delfs (DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2170 e-mail: jan.delfs@dlr.de
Versuchsanlagen Q 2.4	Prof. Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521 e-mail: dnw@nlr.nl
Wissenschaftlicher Koordinator	Dr. H.-P. Kreplin (DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2259 e-mail: hp.kreplin@dlr.de
ab 1. Juni 2014:	Prof. Dr. Claus Wagner (DLR Göttingen) Tel. 0551 / 709-2261 e-mail: claus.wagner@dlr.de

Stand: Oktobert 2013

Verfassen von „Mitteilungen“:

Auf der Sitzung der Programmleitung von STAB am 09.11.2010 in Berlin wurde der Beschluss gefasst, den Jahresbericht in der bisherigen Form abzuschaffen. Stattdessen sollen die Anmeldungen zum STAB-Symposium bzw. STAB-Workshop zusammengefasst werden und bei der jeweiligen Veranstaltung als Bericht/ Proceedings an die Teilnehmer verteilt werden. Diese zum Ende des laufenden Jahres erscheinende Broschüre ersetzt somit den bisher im ersten Quartal des Folgejahres erstellten Jahresbericht.

Die bisherige recht starre Vorgabe für die Form der Mitteilungen wird ersetzt durch eine zweiseitige Kurzfassung des Beitrags, bei der nur der Kopf vorgegeben ist mit:

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Thema / Titel des Beitrags

Autor(en)
Institution
Adresse
e-mail

Bitte halten Sie sich bei der Anmeldung zur STAB-Veranstaltung unbedingt an die vorgegebenen 2 Seiten pro "Mitteilung".
Tragen Sie bitte keine Seitenzahlen ein.
Der Druck erfolgt weiterhin ausschließlich in schwarz/weiß.

Für Rückfragen steht Ihnen die Geschäftsstelle gerne zur Verfügung:

Tel.: 0551 / 709 - 2259
Fax : 0551 / 709 - 2135
e-mail: hp.kreplin @dlr.de

Mit freundlichen Grüßen
Ihre Projektgruppenleiter / Ihre Fachkreisleiter / Ihre Geschäftsstelle

The **CEAS Aeronautical Journal** and the **CEAS Space Journal** were created under the umbrella of CEAS to provide an appropriate platform for excellent scientific publications submitted by scientists and engineers. The German Aerospace Center (DLR) and the European Space Agency (ESA) support the Journals.

CEAS Aeronautical Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies
ISSN: 1869-5582 (print version)
Journal no. 13272
Springer Wien
http://www.springer.com/13272

Editor-in-Chief: Rolf Henke, DLR, Koeln
Managing Editors: Hans-Peter Kreplin, DLR, Goettingen
Cornelia Hillenherms, DLR, Koeln

The CEAS Aeronautical Journal is devoted to publish new developments and results in all areas of aeronautics-related science and technology. Also of interest are (invited) in-depth reviews of the status of development in specific areas of relevance to aeronautics and descriptions of the potential way forward. The topics of the journal are aeroacoustics, aeroelasticity, air transport system, air traffic management, flight mechanics, flight physics and aerodynamics, propulsion, structures and materials. Also welcome are reports on new developments in design and manufacturing of aircraft, rotorcraft, missiles and unmanned aerial vehicles.
The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communications.

CEAS Space Journal

An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies
ISSN: 1868-2502 (print version), 1868-2510 (electronic version)
Journal no. 12567
Springer Wien
http://www.springer.com/12567

Editor-in-Chief: Constantinos Stavrinidis (ESA)
Managing Editor: Wilhelm Kordulla (ESA), Torben Henriksen (ESA)

The CEAS Space journal is devoted to publish new developments and results in all areas of space-related science and technology, including important spin-off capabilities and applications as well as ground-based support systems and manufacturing advancements. Of interest are also (invited) in-depth reviews of the status of development in specific areas of relevance to space, and descriptions of the potential way forward. Typical disciplines of interest include mission design and space systems, aerothermodynamics, environmental control and life support systems, guidance, navigation and control, mechanisms, propulsion, power, robotics, structures, testing and thermal issues.
The journal publishes peer-reviewed original articles, (invited) reviews and short communications.

1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“

		Seite
Illi, Lutz, Krämer	Untersuchungen zum Common Research Model bei steigender Modellierungskomplexität	20
Keye, Brodersen	Untersuchung aeroelastischer Effekte auf die DLR-Ergebnisse des 5. AIAA CFD Drag Prediction Workshop	22
Ritter	Untersuchung des Einflusses der Position eines eng gekoppelten Ultra-High-Bypass-Triebwerks auf eine Hochauftriebskonfiguration	24

2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“

Send	Projekt „Leonardo 2.0“ – Motorgestützter Menschlicher Schwingenflug	26

3. Projektgruppe „Turbulenzforschung/ - modellierung“

François, Radespiel	Implementation of an anisotropic and inhomogeneous synthetic turbulence generator in DLR TAU-Code for embedded LES approaches	28
Knopp, Schanz, Schröder	Investigation of the law-of-the-wall for a turbulent boundary layer flow at adverse pressure gradient at Re_θ up to 10000 using large-scale PIV	30
Lüdeke	Validierung eines impliziten finite-Differenzen Verfahrens für Direkte numerische Simulationen	32
44Ma, Schröder	Active control of turbulent flow separation over a backward-facing step using acoustic tube	34
Öngüner, Egbers	Experimental Investigation of Turbulent Pipe Flow Structures in High Reynolds Numbers	36
Probst, Reuß	Qualifizierung des DLR-TAU Codes für skalenauflösende Simulationen von wandgebundenen Strömungen	38
Rubbert	Untersuchungen zum Entwurf von unstrukturierten Rechennetzen für eine Hochauftriebs-Flugzeugkonfiguration für RANS-Simulationen	40
Schmid, Knopp	Untersuchungen zum Entwurf von unstrukturierten Rechennetzen für eine Hochauftriebs-Flugzeugkonfiguration für RANS-Simulationen	42
Schmidt	Über den Nutzen stochastischer Turbulenzmodelle bei der Simulation von Strömungen in Natur und Technik	44
Spallek, Knopp	Höherwertige Wandfunktionen für Strömungen mit Druckgradient und Ablösung mit OpenFoam.	46

	4. Projektgruppe „Hyperschallaerothermodynamik“	Seite
Ehresmann, Behruzi, Noeding	Untersuchungen der Anwendbarkeit von SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) auf raumfahrtrelevante Strömungen	48
Franze	Nickstabilitätsuntersuchung von SHEFEX-III im Transschall	50
Hagemann, Wendt	Ableitung von Übertragungskoeffizienten für thermische Systemanalysen aus CFD Rechnungen	52
Hock, Martinez Schramm	Heat flux determination in the High-Enthalpy Shock Tunnel using the Temperature-Sensitive Paint method	54
Lorenz, Mundt	Numerische Untersuchung des Oswatitsch’schen Machzahlunabhängigkeitsprinzips	56
May, Bozic	Bestimmung der Wärmelasten am Düsenausgang eines Hybridraketentriebwerks	58
Noeding	Aspekte der aero(thermo)dynamischen Modellierung eines auf dem Autorotationsprinzip basierenden atmosphärischen Eintritts- und Lande-Systems für den Mars	60
Poppe, Bozic	Charakterisierung der Innenballistik und der Wärmeübertragung in der Brennkammer von Feststoff- und Hybridraketentriebwerken	62
	5. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“	
Axtmann, Rist	Untersuchung von Gittereffekten an sensorisch behaarten Oberflächen zur selektiven Erfassung charakteristischer Stromungsfeldmuster (Koinzidenzdetektor)	64
Barth, Stapel, Hein, Rütten, Rosemann	Auslegung eines Prinzipexperiments zur Kontrolle von Querströmungsinstabilitäten im Verbundvorhaben AKSA	66
Kurz, Simon, Grundmann, Tropea	Kombination von aktiver TS-Wellendämpfung und Grenzschichtstabilisierung im Flugversuch	68
Lengers	Test and industrial assessment of overall aircraft driven local active flow control	70
Plogmann, Würz, Krämer	The Influence of a Cylindrical Roughness Element on the Disturbance Evolution in a Perturbed Laminar Boundary Layer	72
Schrauf	Review of Sand[paper] Roughness	74

		Seite
Staats, Bauer, Nitsche	Analyse des Innenströmungsfeldes eines fluidischen Aktuators zur aktiven Strömungskontrolle	76
Su, Rist, Krämer	Stability analysis of the streaky boundary-layer induced by a roughness element	78
Theiß, Hein	Numerische Untersuchungen zur Transition laminar/turbulent an einem generischen Kapselmodell	80
Zahn, Rist	Numerische Untersuchungen zum Einfluss von Fügestellen auf die laminar-turbulente Transition	82

6. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“

Höld	Virtueller Windkanal - von der Numerik zum Flugversuch, Erfahrungen aus der Praxis	84
Koch	Experimente am integrierten Einlauf mit Grenzschichteintrag im DNW-KRG	86
Schnepf, Wysocki, Schülein	Numerische Untersuchung zum Effekt einer leicht gebogenen Nase auf die Wirbelbildung an einem Flugkörper	88
Schülein, Tomek, Schnepf	Stoß- und Transitionsbedingte Lasten an Flugkörperkomponenten	90

7. Projektgruppe „Drehflügleraerodynamik“

Lang	Anwendung der TSP Messtechnik zur Bestimmung der Transitionslage an rotierenden Systemen	92
Lütke	Aerodynamische Auslegung einer nickschwingenden Rotorblattspitze für den TWG	94

8. Projektgruppe „Technische Strömungen“

Heine, Ehrenfried	Beeinflussung des Druckgradienten im Eisenbahntunnel durch Variation der Portalgeometrie	96
Konstantinov, Wagner	Thermischer Komfort bei der Quellluftkonvektion in der Kabine Do728	98

		Seite
Tegtmeyer, Petzold, Möller	Numerische Untersuchung der aerodynamischen Wirksamkeit eines Heckdiffusors an einem Formula SAE Fahrzeug	100

9. Fachkreis „Aeroelastik und Strukturdynamik“

Alder, Lübker	Numerische Studien zum transsonischen Panelflattern	102
Kaiser, Nitzsche	Numerische Untersuchung des Einflusses von Windkanalwänden auf instationäre Ruderschwingungen an einem zweidimensionalen, superkritischen Profil	104
van Rooij	Small-scale limit-cycle oscillations of the NLR 7301 airfoil in fully turbulent flow	106
Winter, Breitsamter	Entwicklung von Verfahren reduzierter Ordnung für die instationäre aeroelastische Analyse basierend auf neuronalen Netzwerkstrukturen	108

10. Fachkreis „Numerische Verfahren/ Aerodynamik“

Dimitrov	Betrachtung von nichtlinearen Böenantwortproblemen auf Basis eines halb-empirischen Dynamic Stall Modells	110
Lemke, Reiss, Sesterhenn	Adjungierte Optimierung reaktiver Strömungen	112
Lenz	Application of time step adaptation on the simulation of a gust encounter	114
Magagnato	Calculation of Combustion Instabilities with the Harmonic Balance Method	116
Rasthofer, Wall, Gravemeier	Eine variationelle Mehrskalenmethode mit multifraktaler Subskalenmodellierung zur Grobstruktursimulation turbulenter Strömungen mit passivem und aktivem Skalartransport	118
Schmidt, Breuer	Hybrid LES–URANS Method for External Flows with Laminar Separation Bubbles	120
Schoenawa	Eine Discontinuous Galerkin Diskretisierung höherer Ordnung der Reynolds-averaged Navier-Stokes Gleichungen mit dem Shear-Stress Transport Turbulenzmodell	122
Togiti, Eisfeld	Einfluss des Turbulenzmodells auf die Vorhersage der Eckenströmung am NASA Common Research Model	124
Wallraff, Leicht	Application of Higher Order Multigrid Algorithms for Turbulent Flows	126

		Seite
Wurst, Keßler, Krämer	Verwendung von Chimeragittern mit dem Discontinuous-Galerkin-Verfahren	128

11. Fachkreis „Experimentelle Aerodynamik / Mess- und Versuchstechnik“

Falk, Klein, Bruse, Ondrus, Beifuss	Transitionsuntersuchungen an einem Windkraftanlagenprofil im Hochdruckwindkanal	130
Freudenhammer, Grundmann	Untersuchung des Einströmvorgangs in einem Verbrennungsmotormittels MR-Velocimetrie	132
Haselsteiner, Wiggen	Transitionsdetektion mittels Infrarotthermographie mit ungekühlten Kameras	134
Nickel Klein Ondrus Röhle Boetzer	Vermessung eines generischen Kühlkanals unter Verwendung von Temperature-Sensitive Paint (TSP)"	136
Ponitz, Brücker	Aerodynamik beim Sturzflug des Wanderfalken (Falco peregrinus)	138
Wassermann, Freudenhammer, Grundmann	Dreidimensionale Temperaturmessungen mittels MR Thermometrie	140

12. Fachkreis “Strömungsakustik/ Fluglärm”

Werner, Würz, Krämer	Experimental Investigations of Tonal Noise on Vehicle Side Mirror	142

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge

Untersuchungen zum Common Research Model
bei steigender Modellierungskomplexität

Sebastian A. Illi, Th. Lutz, E. Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik
Universität Stuttgart, Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart
illi@iag.uni-stuttgart.de

Einleitung

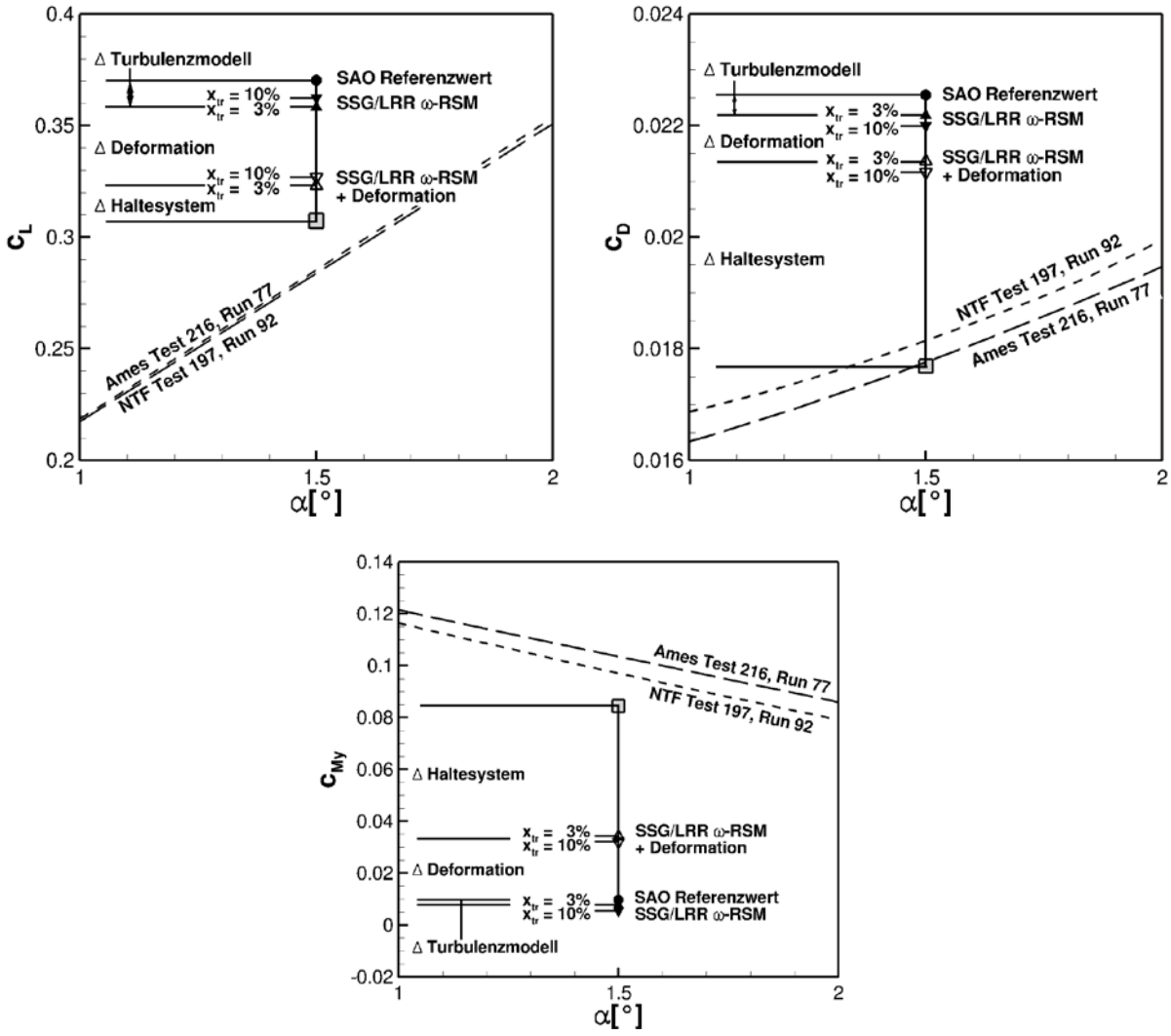
Im Zuge der Drag Prediction Workshops (DPW) der NASA wurde zur Validierung numerischer Strömungslöser von Vassberg et al. das Common Research Model (CRM) entwickelt [1] und in zwei Windkanälen vermessen. Das CRM entspricht einer Vollkonfiguration, deren Auslegungspunkt mit Re = 40e6, M = 0.85 und c_L = 0.5 an heutige Transportflugzeuge angelehnt ist. Der Tragflügel des Modells liegt ohne Klappen und FTFs vor. Das Triebwerk und das Höhenleitwerk sind modular integriert und lassen sich bei Bedarf entfernen. In den DPWs IV und V wurden mit unterschiedlichen CFD-Codes auf diversen Gittern konsistente Lösungen erzielt. Der Vergleich der integralen Beiwerte zeigte jedoch starke Differenzen zu den Windkanaluntersuchungen der NASA [2]. Neben numerischen Einflussgrößen wie Netztopologie und Turbulenzmodell spielen die aeroelastische Deformation und die Integration des Haltesystems eine entscheidende Rolle. Im Rahmen aktueller Arbeiten am IAG soll der Einfluss der einzelnen Größen bewertet werden und schließlich eine Vergleichbarkeit mit den Windkanaldaten erzielt werden. Die Arbeiten dienen zudem der Vorauslegung der vom IAG initiierten Messkampagne im ETW, die innerhalb des EU Projektes ESWIRP [3] am CRM durchgeführt wird.

Modellierung

Am IAG wurde für das CRM ein Gitter mit dem Netzgenerator Gridgen erstellt. Die Software ermöglicht eine starke Einflussnahme auf die Netztopologie, Auflösung und Ausrichtung der Zellen und lässt sich auch skriptbasiert ausführen. Ein besonderer Augenmerk wurde auf den Bereich der Flügel-Rumpf- und Flügel-Höhenleitwerks-Verschneidung gelegt, in denen Hexaederblöcke zum Einsatz kamen um die Grenzschichten der jeweiligen Geometrieelemente ausreichend aufzulösen [4]. Da am IAG weitläufige Untersuchungen zum sub- und transsonischen Buffet angedacht sind, bei denen auch die Interaktion mit dem Leitwerk betrachtet werden soll, wurde das Höhenleitwerk mit i_H = 0° integriert. Zur Propagation des Nachlaufes wurde zusätzlich ein hoch aufgelöster Tetraederblock eingebettet um die numerische Dissipation zu reduzieren. Im Hinblick auf die instationären Simulationen musste ein Kompromiss zwischen Genauigkeit und verfügbarer Rechenzeit gefunden werden. Das Netz ist somit im Vergleich mit den DPWs als ein Netz mittlerer Auflösung einzustufen und besitzt 13.5 Millionen Punkte. Der Vergleich mit den Ergebnissen der Teilnehmer des DPW IV [5] zeigt eine gute Übereinstimmung. Zur Berücksichtigung der Aeroelastik wurden Daten aus Fluid-Struktur gekoppelten Simulationen von Keye et al. [6] verwendet. Basierend auf der Biegelinie und Änderung in der Schränkungsverteilung wurde ein Programm zur Deformation des vorhandenen Gridgennetzes entwickelt. Als Strömungslöser wurde der DLR TAU Code Version 2012.2.0 mit dem SSG/LRR ω-RSM verwendet.

Exemplarische Ergebnisse

Aufgrund der guten Verfügbarkeit von Messdaten (integrale Beiwerte, PSP) wurde der Polarenpunkt Re = 5e6, M = 0.85, α = 1.5° gewählt. In den Abbildungen ist der Einfluss des Turbulenzmodells, der Transitionslage, der aeroelastischen Deformation und der Integration des Haltesystems auf die integralen Beiwerte des CRM dargestellt. Ausgehend vom Modellierungsgrad der DPWs, konnte so sukzessiv eine zufriedenstellende Übereinstimmung mit den Windkanaldaten erzielt werden.



Referenzen

[1] Vassberg, J. et al.: Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies, *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* 2008

[2] Rivers, M. B. & Dittberner, A.: Experimental Investigations of the NASA Common Research Model, *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* 2010

[3] Lutz, T. et al.: Going for Experimental and Numerical Unsteady Wake Analyses Combined with Wall Interference Assessment by Using the NASA CRM Model in ETW, *51st AIAA Aerospace Sciences Meeting,* 2013

[4] Illi, S. A.; Fingskes, C.; Lutz, T. & Krämer, E.: Transonic Tail Buffet Simulations for the Common Research Model, *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference,* 2013

[5] Morrison, J.: Statistical Analysis of CFD Solutions from the Fourth AIAA Drag Prediction Workshop, *28th AIAA Applied Aerodynamics Conference,* 2010

[6] Keye, S. et al.: Investigation of Fluid-Structure-Coupling and Turbulence Model Effects on the DLR Results of the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop, 3*1st AIAA Applied Aerodynamics Conference,* 2013

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Transportflugzeuge/Aeroelastik und Strukturdynamik

Untersuchung aeroelastischer Effekte auf die DLR-Ergebnisse
des 5. AIAA CFD Drag Prediction Workshop

Stefan Keye, Olaf Brodersen
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
E-Mail: Stefan.Keye@dlr.de

Zusammenfassung:
Zur Abschätzung des Einflusses aeroelastischer Deformationen auf die numerische Vorhersage aerodynamischer Beiwerte sowie statischer Flügeldruckverteilungen wurden mit Hilfe der Fluid-Struktur-Kopplung (FSK) stationäre aeroelastische Simulationen an dem im Rahmen des 5. AIAA CFD Drag Prediction Workshop (DPW-5) als Referenzkonfiguration verwendeten Common Research Model (CRM) durchgeführt. Der zur Bestimmung des aeroelastischen Gleichgewichtszustands verwendete Simulationsansatz, Abb. 1, basiert auf einer direkten Kopplung hochgenauer Verfahren zur numerischen Strömungssimulation und Strukturanalyse. Die simultane Wechselwirkung zwischen äußerer Umströmung und flexibler Flugzeugstruktur wird dabei iterativ durch abwechselndes Lösen der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen und der Grundgleichungen der Strukturmechanik sowie Interpolation der aerodynamischen Kräfte und Strukturverschiebungen zwischen CFD- und Strukturoberfläche nachgebildet. Für die hier beschriebenen Untersuchungen wurden das im Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelte CFD-Verfahren TAU und das kommerzielle Strukturanalyseprogramm NASTRAN® eingesetzt. Die Arbeiten dienen der Bewertung des Einflusses statischer aeroelastischer Effekte auf die aerodynamischen Beiwerte und die Flügeldruckverteilungen sowie der Validierung des Simulationsansatzes zur numerischen Fluid-Struktur-Kopplung mit Hilfe experimenteller Daten aus den im Rahmen des DPW-5 durchgeführten Windkanalversuchen.

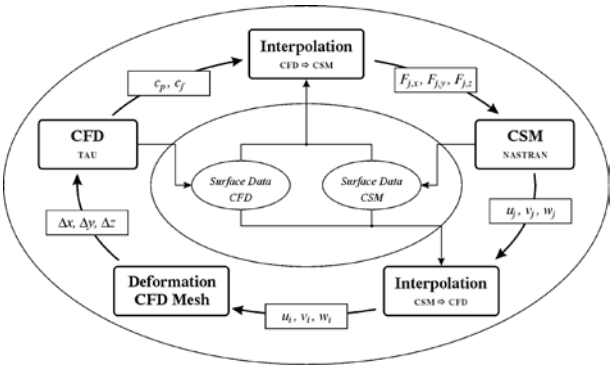


Abb. 1: Simulationsansatz zur Fluid-Struktur-Kopplung

Einleitung:
Beim Vergleich der numerischen Ergebnisse des 5. Drag Prediction Workshops mit Windkanalergebnissen aus zwei Meßkampagnen in der *National Transonic Facility* (NTF) und dem *Ames 11-Foot Transonic Wind Tunnel* (TWT) der NASA wurden erhebliche Abweichungen der aerodynamischen Beiwerte, insbesondere des Nickmomentenbeiwertes, beobachtet. Diese konnten in dem Workshop nachfolgenden Untersuchungen zum einen auf die am Rumpfheck angeordnete Modellaufhängung und zum anderen auf Abweichungen der spannweitigen Flügelverwindung zwischen der den CFD-Rechnungen zugrundeliegenden und der tatsächlich gefertigten Modellgeometrie zurückgeführt werden. Zweck der hier beschriebenen Untersuchungen ist eine weiterführende Bewertung des Einflusses von Flügeldeformationen auf die statischen Druckverteilungen und die aerodynamischen Beiwerte mit dem Ziel, zur Quantifizierung aeroelastischer Effekte im Zusammenhang mit den beobachteten Abweichungen zwischen numerischen Vorhersagen und Windkanalergebnissen beizutragen.

Numerische Untersuchungen:
Den im Folgenden gezeigten Ergebnissen liegen das *medium (L3) common grid* mit $5.1 \cdot 10^6$ Punkten und ein vom Configuration Aerodynamics Branch des NASA Langley Research

Centers zur Verfügung gestelltes, aus Tetraeder-Elementen aufgebautes NASTRAN® Finite-Elemente-Strukturmodel mit $1.47 \cdot 10^6$ Knoten und $8.2 \cdot 10^6$ Freiheitsgraden zugrunde. Die verwendeten Anströmbedingungen orientieren sich am DPW-5 *test case 2* mit $Ma = 0.85$ und $Re = 5.0 \cdot 10^6$ bezogen auf eine Referenzflügeltiefe von $c_{ref.} = 0.1891$m. Der Anstellwinkel variiert zwischen $\alpha = 0.0°$ und $\alpha = 4.5°$ in Schritten von $\Delta\alpha = 0.5°$.

Grundsätzlich sind die am CRM beobachteten aeroelastischen Effekte stärker ausgeprägt als bei der im 2. und 3. DPW verwendeten DLR-F6-Konfiguration. In Abb. 2 ist der Auftriebsbeiwert C_L als Funktion des Anstellwinkels für die konventionelle CFD- und die FSK-Rechnung zusammen mit experimentellen Daten aus der Meßkampagne im NTF aufgetragen. Im Vergleich der numerischen Ergebnisse führt die gekoppelte Simulation erwartungsgemäß zu einem niedrigeren Gesamtauftrieb, wobei die Abweichungen zur konventionellen CFD-Analyse zu höheren Anstellwinkeln zunehmen. Der in den numerischen Daten auftretende Auftriebseinbruch oberhalb von $\alpha = 3.0°$ resultiert aus einer Strömungsablösung im hinteren Bereich des Flügel-Rumpf-Übergangs. Diese wird bei Verwendung des Spalart-Allmaras (SA) Turbulenzmodels in Verbindung mit dem L3-Netz deutlich zu groß vorhergesagt. Im linearen Bereich für $\alpha < 3.0°$ zeigen sich zwischen der gekoppelten Simulation und den Meßwerten deutlich kleinere Abweichungen als bei der konventionellen CFD-Rechnung. Ein Vergleich mit Untersuchungen von Rivers et al. zum Einfluß der Modellaufhängung[1)] läßt vermuten, daß eine zusätzliche Einbeziehung der von der am Rumpfheck angebrachten Aufhängung bedingten aerodynamischen Effekte in die numerische Simulation die beobachteten Abweichungen zu den experimentellen Daten weiter reduzieren lassen.

Abb. 3 zeigt einen Vergleich der statischen Druckverteilungen über der Flügeltiefe der CFD- und FSK-Ergebnisse mit NTF-Meßdaten bei $\alpha = 3.0°$ für einen spannweitigen Schnitt $\eta = 0.727$. Die Unterschiede zwischen CFD und FSK infolge der aeroelastischen Deformation treten hier bereits deutlich zutage. Die Verwindung des Flügels und damit die Reduktion des lokalen Anstellwinkels gegenüber der starren CFD-Geometrie liegt bei $\varepsilon = -1.09°$, was sich insbesondere in einer genaueren Vorhersage der Position des Verdichtungsstoßes und einem reduzierten Rooftop-Druckniveau in der gekoppelten Simulation niederschlägt.

Im Verlauf des Widerstandsbeiwertes treten erst oberhalb des Entwurfspunktes signifikante Abweichungen zwischen CFD- und FSK-Rechnung auf, die hauptsächlich aus der unterschiedlichen Entwicklung der stoßinduzierten Strömungsablösung im Flügelaußenbereich resultieren. Auch die Unterschiede zwischen numerisch und experimentell bestimmtem Nickmoment werden durch die Berücksichtigung der Flügeldeformation deutlich reduziert, zeigen aber einen größeren Einfluß der Modellaufhängung, als der Auftriebsbeiwert.

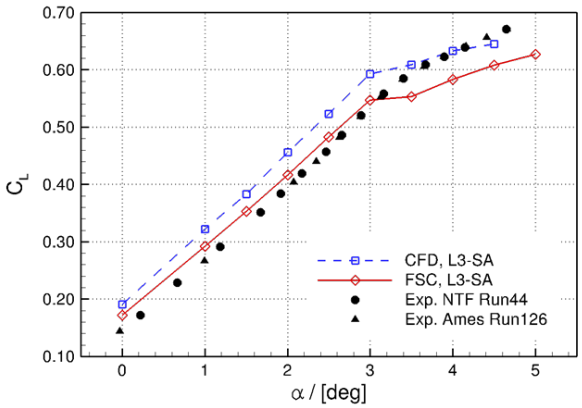


Abb. 2: Einfluß aeroelastischer Effekte auf den Auftriebsbeiwert.

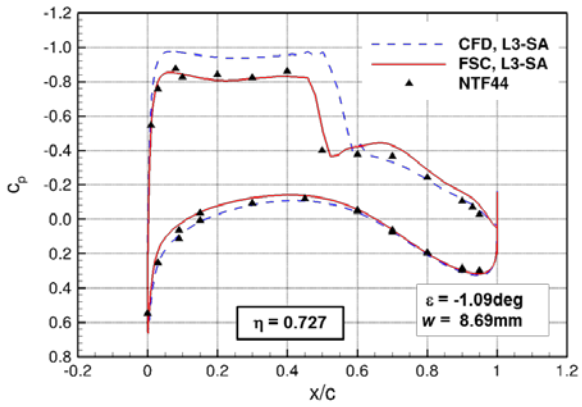


Abb. 3: statische Flügeldruckverteilung bei $\alpha = 3.0°$.

[1)] M. Rivers, G. Hunter: *Support System Effects on the NASA Common Research Model*, AIAA-Paper 2012-0707, Januar 2012.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Triebwerksintegration

Untersuchung des Einflusses der Position eines eng gekoppelten Ultra-High-Bypass-Triebwerks auf eine Hochauftriebskonfiguration

Sebastian Ritter
DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig,
sebastian.ritter@dlr.de

Die ACARE-Selbstverpflichtungen der europäischen Luftfahrtindustrie und Luftfahrtforschung stellen hohe Ansprüche an die Aerodynamik eines zukünftigen Transportflugzeugs. Die Integration moderner, ökologisch und ökonomisch effizienter Flugantriebe stellt dabei eine besonders große Herausforderung dar.

Gl. (1) und (2) zeigen, dass bei gegebener Fluggeschwindigkeit u_0, die Steigerung des Vortriebswirkungsgrads eines Turbofantriebwerkes η_p, ohne Verringerung des Schubs F, nur durch eine Erhöhung des Massenstroms $\dot{m}$ erfolgen kann. Weiterhin führt in der Betrachtung des thermodynamischen Triebwerkskreisprozesses die Forderung nach einem niedrigen spezifischen Kraftstoffverbrauch und kleinen Strahlgeschwindigkeiten u_e zur Lärmreduzierung zwangsläufig zu einem hohen Bypassverhältnis. Aktuelle Entwicklungen zeigen, dass mit Getriebfan-Triebwerken, die eine drehzahlmäßige Entkopplung des Fans von der Niederdrucksektion zulassen, mit großen Triebwerksdurchmessern, das Bypassverhältnis (BPR) enorm gesteigert werden kann.

Vereinfachte Gleichungen für Schub und Vortriebswirkungsgrad eines Turbofan-Triebwerks:

$$F = \dot{m} \cdot (u_e - u_0) \qquad (1) \qquad\qquad \eta_p = \frac{2 \cdot u_0}{u_e + u_0} \qquad (2)$$

Als vielversprechendes Zukunftskonzept untersucht das DLR in Verbund mit AIRBUS, im Rahmen des MOVE.ON-Projektes, die Integration von Turbofantriebwerken mit sehr hohen Bypassverhältnissen (BPR > 15). Maßgebliche Zielsetzung ist die Erforschung der Interaktion des eng an den Flügel gekoppelten Treibwerks mit verschiedenen Hochauftriebssystemen an der Flügelvorderkante. Mit Hilfe des Strömungslösers TAU wird dazu am unendlichen, schiebenden Flügel die Abhängigkeit der Strömungsgrößen von der Positionierung des Triebwerks erforscht.

Abbildung 1a zeigt die untersuchte generische Triebwerk-Flügel-Konfiguration mit ausgefahrenen Vorder- und Hinterkanten-Hochauftriebshilfen. Die Konfiguration enthält keinen Pylon, der Slat-Cut wird der jeweiligen Triebwerksposition angepasst, um den freien Querschnitt zwischen Triebwerk und Vorflügel zu minimieren. Die Auswertung der RANS-Ergebnisse beinhaltet die Analyse der Veränderung von Auftrieb und Widerstand hinsichtlich einer Triebwerks-Refernzposition. Die Verschiebung in positive und negative x- und z-Richtung beträgt 50 bzw. 100 mm (vgl. Abb.1b). Eine wesentliche Rolle spielt bei der Analyse die Schub- / Widerstandbilanzierung. Diese ermöglicht eine Aufschlüsselung aller Kräfte in Schub, aerodynamischen Widerstand und eigenen Verlusten des Triebwerks.

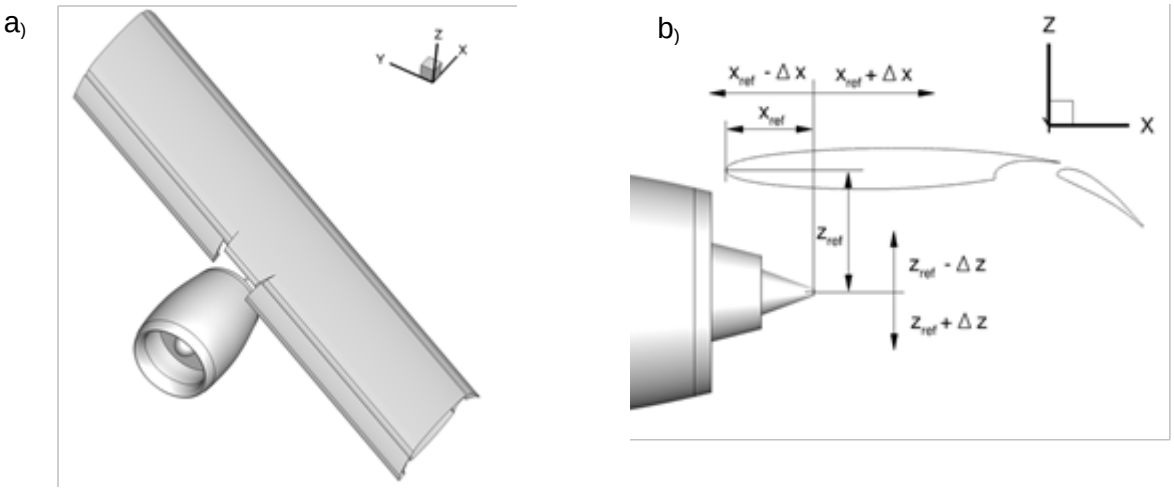


Abbildung 1: Generisches Flügelmodell mit UHBR-Triebwerk und ausgefahrenen Hochauftriebshilfen

Die Ergebnisse zeigen, dass für eine Stromauf- und Stromab-Verschiebung des untersuchten generischen Ultra-High-Bypass-Ratio-Triebwerks (UHBR) keine Vorzugsrichtung für eine Verbesserung der Auftriebs- und Widerstandswerte angegeben werden kann. Eine Vergrößerung des Abstandes von Triebwerk zu Flügel führt zu einer Verringerung des Widerstandes (vgl. Abb. 2a) bei gleichzeitiger Verringerung des Auftriebs (Abb. 2b). Die auftriebssteigernden Effekte sind im wesentlichen auf die Interaktion von Triebwerksstrahl und Hinterkantenklappe zurückzuführen. Der Widerstandsanstieg geht vorallem mit der Vergrößerung der Interaktion der Druckkräfte des Strahls mit dem Flügel einher.

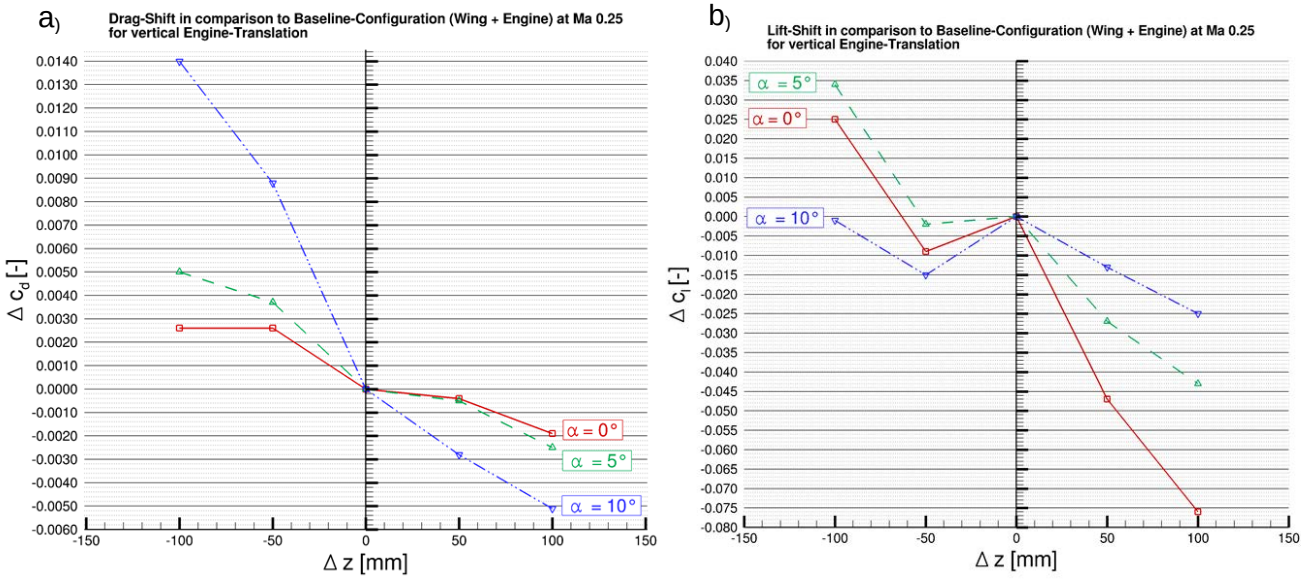


Abbildung 2: Widerstands- und Auftriebsänderung für die Verschiebung des UHBR-Triebwerkes ausgehend von der Referenzposition

Weitere numerische Versuche werden an einer Flügel-Rumpf-Pylon-Konfiguration durchgeführt. Mitte 2014 erfolgt die Validierung der Ergebnisse in einer Windkanalmesskampagne mit einem angetriebenen Triebwerkssimulator (TPS).

Stand 02.10.2013

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:
Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Projekt „Leonardo 2.0“ – Motorgestützter Menschlicher Schwingenflug

Wolfgang Send
ANIPROP GbR, Sandersbeek 20, 37085 Göttingen
wsend@aniprop.de

Einführung. Die Leistungsfähigkeit des Biegetorsionsantriebs, über den vom Verfasser zuletzt auf dem DLRK 2010 vorgetragen wurde[1], konnte ein Jahr später auf der Hannovermesse 2011 mit dem künstlichen Vogel *SmartBird* unter Beweis gestellt werden. Die Flugeigenschaften der Flugmaschine, die unter anderem auf der theoretisch und konstruktiv lange unbeachtet gebliebenen aktiven Torsion beruhen[2], finden unverändert weltweit Beachtung und Anerkennung. Die langfristige Perspektive einer technischen Nutzung des Biegetorsionsantriebs ist jedoch nur denkbar, wenn die Lücke zwischen der natürlichen Evolution der fliegenden Lebewesen und der technischen Evolution der Luftfahrzeuge geschlossen ist (Bild 1).

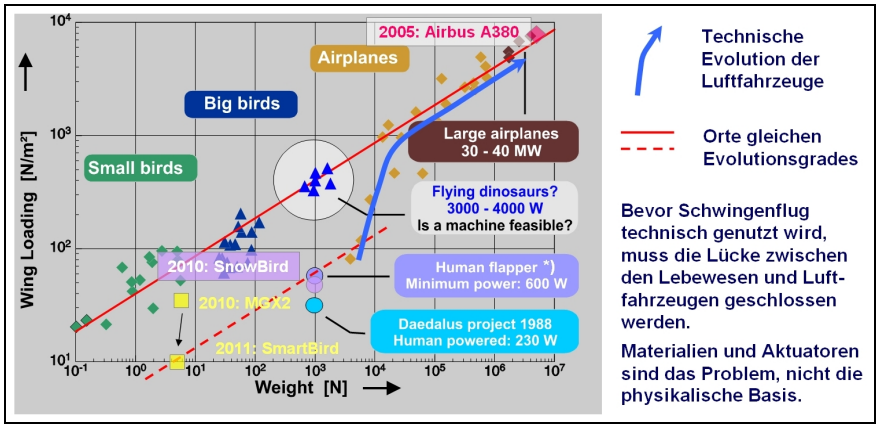


Bild 1. Normalfliegerdiagramm mit Orten gleichen Evolutionsgrades. Der Vorläufer MGX2 hatte einen höheren Evolutionsgrad als SmartBird selbst.
*) bezieht sich auf Referenz 3 dieser Vortragsanmeldung.

Das Ziel. Das Projekt „Leonardo 2.0“ hat Entwicklung und Bau eines von einem Menschen geflogenen Schwingenfliegers zum Ziel, wie er prototypisch von Leonardo da Vinci entworfen worden ist (Bild 2).

Der Vortrag führt nach einem Rückblick auf wichtige Projekte zum menschlichen Schwingenflug und zur Technik des Biegetorsionsantriebs mit aktiver Torsion zur Definition des Begriffs *Evolutionsgrad*, wie er vom Verfasser zur Klassifizierung von fliegenden Lebewesen und Luftfahrzeugen verwendet wird[3]. Flugmaschinen

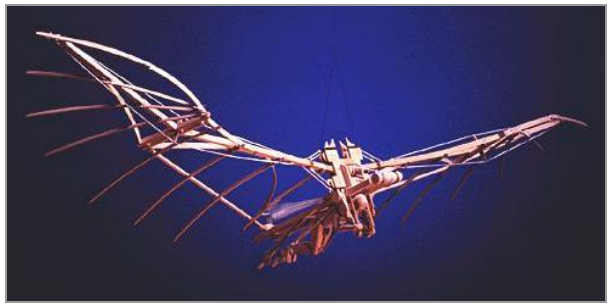


Bild 2. „Leonardo 1.0“, Vorbild für „Leonardo 2.0“.
Quelle: Instituto e Museo di Storia Della Scienza, Florenz.

[1] W. Send, *Tragflächen als Biege-/Torsionsantrieb – Ein Beitrag zum Jahr der Energie*, DLRK 2010, Arbeit 1295.
[2] W. Send et al., *Artificial Hinged-Wing Bird with Active Torsion and Partially Linear Kinematics*, 28th International Congress of the Aeronautical Sciences ICAS, Brisbane 2012, Paper 53.
[3] W. Send, *Der Traum vom Fliegen*, Naturwissenschaftliche Rundschau 2/2003, 65-73.

auf der durchgezogenen roten Linie in Bild 1 gelten im begrifflichen Sinne als voll entwickelt. Auf der Basis vorhandener Kenntnisse und Technologien zeigt das Normalfliegerdiagramm, dass die physischen Leistungen des Menschen als einzige Leistungsquelle nur für Fluggeräte weitab von *Normalfliegern* ausreichen. Auch dann sind noch sportliche Höchstleistungen erforderlich. Die physikalische Basis für diese Einschätzung wird skizziert.

Der **Kern des Vortrags** gilt der These, dass der motorgestützte menschliche Schwingenflug als Normalflieger heute technisch möglich ist. Dazu werden zunächst die flugtechnischen Eckdaten für eine solche Flugmaschine erarbeitet. Moderne Elektromotoren des Typs bürstenloser Außenläufer haben die notwendige Leistungsdichte, um die Antriebsleistung im Bereich 3 bis 4 kW aufzubringen. Auch das Gewicht der Akkumulatoren in Lithium-Polymer-Technik reicht für kürzere Flugstrecken. Die konstruktive Herausforderung liegt einerseits im Bau des Getriebes mit den ultraleichten, gelenkigen Tragflächen, zum zweiten in der Beherrschung des Wechselspiels zwischen Flugsteuerung und Sensorik. Die Bewegungen des Menschen ahmen den Schwingenflug nach, die Sensorik gibt diese Bewegung an den bordeigenen Flugrechner weiter, dessen Ausgangsdaten vom Getriebe und den Aktuatoren kraftverstärkt in eine stabile Flugbahn umgesetzt werden. Start, Flug und Landung beruhen auf errechneten Daten.

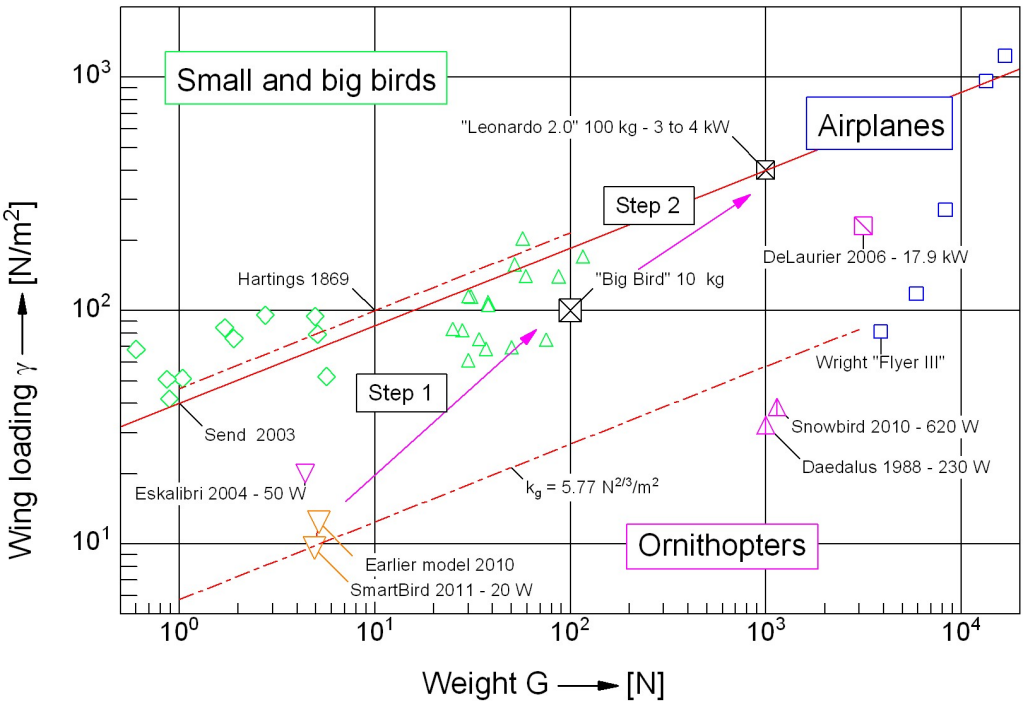


Bild 3. Projekt „Leonardo 2.0“ in zwei Schritten: „Big Bird“ als Zwischenschritt und das Ziel „Leonardo 2.0“.

Erreichbarkeit des Ziels. Das Ziel ist nicht in einem einzigen Entwicklungsschritt zu erreichen, da mehr als zwei Größenordnungen im Gewicht überschritten werden müssten. Daher teilt sich das Projekt in zwei Schritte auf. Der Zwischenschritt ist **„Big Bird“** oder „Großer Vogel“ mit einem Evolutionsgrad bei 20 und einer Masse im Bereich von 10 kg. Erst die Beherrschung dieser Gewichtsklasse wird es gestatten, mit **„Leonardo 2.0“** den „weißen Fleck“ auf der Landkarte der Luftfahrtzeuge zu erobern, der die großen Vögel von den Flugzeugen trennt.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/ -modellierung

Title:
”Implementation of an anisotropic and inhomogeneous synthetic turbulence generator in DLR TAU-Code for embedded LES approaches”.

Daniela Gisele François and Rolf Radespiel
Instituts für Strömungsmechanik, Hermann-Blenk-Str. 37, 38108 Braunschweig,
d.g.francois@tu-braunschweig.de

Performing reliable computations of massively separated flows will lead to a better understanding of the process taking part during critical flight conditions and thereby promoting optimal designs which may increase the limits of safe operation.
Performing those reliable computations is a great challenge of today being DNS (Direct Numerical Simulation) and LES (Large Eddy Simulation) the only alternatives which allow computing accurately such cases. But regrettably, both methods are excessively expensive in terms of computational resources to be adopted in industrial environments.
A potential alternative to those techniques are DES (Detached Eddy Simulation) approaches which attempt to apply RANS models where they are known for providing accurate solutions and locally LES where detached flow or detailed information of the turbulent structures need to be computed.
In the framework of the research project DFG FOR 1066 it has already been working extensively on DES approaches. As result of this work, the ε^h-RSM – ADDES was implemented in the DLR TAU-Code which provides notable improvements with respect to previous DES implementations like SA-DDES, SA-IDDES.
Among the enhancements achieved are:

- Accurate solution of the boundary layer development and precise detection of the separation onset thanks to the ε^h-RSM model used as background RANS model.
- Accurate shielding of the attached boundary layer avoiding Modeled-Stress Depletion and exact switch between RANS and LES modes due to the implemented algebraic sensors.

Despite the above mentioned improvements, the approach still under-resolved the turbulence content in the LES region because of the large transition area needed until the LES mode is able to re-construct the turbulent content of the flow missed during the RANS/LES transition.
For the purpose of restricting this disability of the ε^h-RSM – ADDES, a synthetic turbulence generator was added in the DLR TAU-code. This algorithm provides a velocity field of fluctuations that accurately reproduces the Reynolds stress tensor provided by the RANS solution just before the RANS/LES interface. In addition, the generated field of fluctuations contains information of time and space correlation which is expected to be transferred to the resolved flow of the LES domain.
In order to assess this implementation, first several tests were performed in a standalone code of the synthetic turbulence generator to check the statistic features of the generated velocity field. Then, actual computations of a 3D flat plate were carried out as to appraise the effectiveness of the method in speeding up the production of realistic turbulence in the LES domain.

Supplementary, certain parameters of the synthetic turbulence generator were modified in the interest of determining the influence of the fluctuations features on the obtained resolved turbulence in the LES domain.
As a result, the addition of the synthetic turbulence generator effectively sped up the process of generating resolved turbulence within the LES domain. Furthermore it was observed that the continuity and smoothness of the transition from the modeled to the resolved turbulence depends mainly on the settings of the synthetic turbulence generator whilst the realism of the resolved turbulent structures further downstream of the RANS-LES interface depends on the inherent capacities of the LES approach and the proper grid design.
These findings have given a good understanding about the capabilities of the synthetic turbulence approach which is intended to be applied on real detached study cases like the HGR-01 airfoil in order to validate it against experimental data.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Tobias Knopp, Daniel Schanz, Andreas Schröder

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092451
Fax: 0551 709-2416
E-Mail: Tobias.Knopp@dlr.de

Weitere Partner: Nicolas A. Buchmann, Christian Cierpka, Rainer Hain, Christian J. Kähler, Institute for Fluid Mechanics and Aerodynamics, Universität der Bundeswehr (UniBw) München, 85577 Neubiberg

Thema: Investigation of the law-of-the-wall for a turbulent boundary layer flow at adverse pressure gradient at Re_θ up to 10000 using large-scale PIV

The reliable prediction of low-speed flow separation of a turbulent boundary layer on a smooth surface due to an adverse pressure gradient is still an open issue. In the literature, there is no agreement on a law-of-the-wall in case of an adverse pressure gradient.
The objective of a recent and ongoing research investigation started in the DLR internal project RETTINA is to build up a worldwide unique set of experimental data for a turbulent boundary layer flow at adverse pressure gradient obtained by a joint large-scale PIV campaign of DLR and UniBw München, and to investigate existing and to develop improved proposals for the law-of-the-wall in case of an adverse pressure gradient.
We designed a flow experiment using the DLR TAU-code and based on a literature survey within the DLR project RETTINA [2]. The flow starts from a fully developed turbulent boundary layer at zero pressure gradient at Re_θ=8000. Then the streamwise pressure gradient acts continuously and slowly on the flow such that successive changes in the log-law can be seen. The measurements were performed in the atmospheric wind-tunnel at UniBw. For the dependence of U versus y we study different so-called mean velocity slope diagnostic functions $\Xi=1/K\ (du^+/dy^+)_{exp}/(du^+/dy^+)_{theor}$ given by the ratio of $(du^+/dy^+)_{exp}$ from the experimental data and $(du^+/dy^+)_{theor}$ from a theoretical wall-law [1]. In case of the log-law we have $(du^+/dy^+)_{theor}=1/(\kappa y^+)$. For adverse pressure gradient flows, a modified log-law $u^+=1/K[\log(y^+)+2\log(2/((1+\alpha y^+)^{1/2}+1))+2(1+\alpha y^+)^{1/2}-2]+B$ with $\alpha=\lambda\Delta p_x^+$ was proposed e.g. by McDonald [3], where the effect of the pressure gradient parameter Δp_x^+ is reduced by λ to model the mean inertial terms U dU/dx + V dU/dy.
A large data base of mean velocity profiles is obtained using large-scale 2D2C PIV and stereo-PIV, see Fig. 1 (left). Moreover, at a few positions the velocity profile is measured down to the wall using long-range microscopic PIV with particle tracking velocimetry (PTV) to determine the wall shear stress directly [4]. We observe a breakdown of the log-law in the large outer part of the inner layer, where a modified log-law [3] gives a good description, see Fig. 1 (right). In a thin region around y^+=100 the data can be fitted to a

log-law with slope $1/K_i$, see Fig 2 (left). K_i is decreasing with increasing Δp_x^+ compared to the value of κ for a zero-pressure gradient turbulent boundary, see Fig. 2 (right).

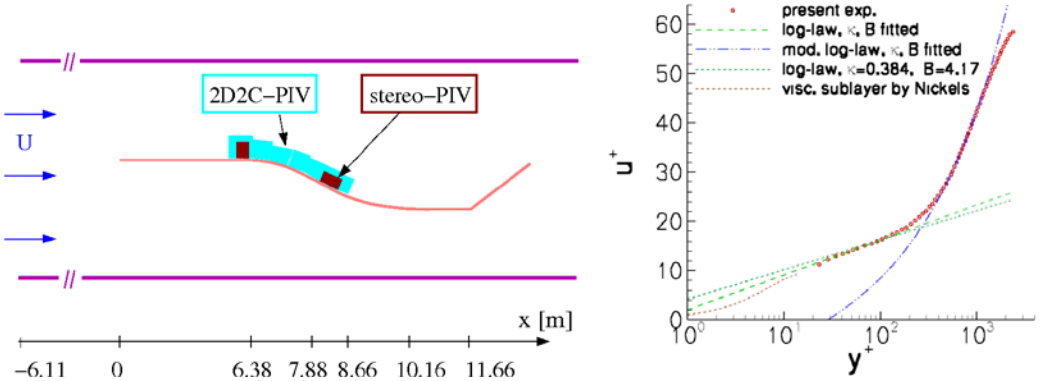


Fig. 1 – Left: Sketch of the geometry and of the measuring system using large-scale 2D2C PIV and stereo-PIV. Right: Structure of the wall-law for the wall-parallel mean velocity in the adverse pressure gradient region. The inner part of the inner layer consists of the viscous sublayer followed by a "log-law-fit" region. The outer part of the inner layer can be described by a modified log-law, which is a generalized half-power law, see [3]. The outer part of the boundary layer is the wake region.

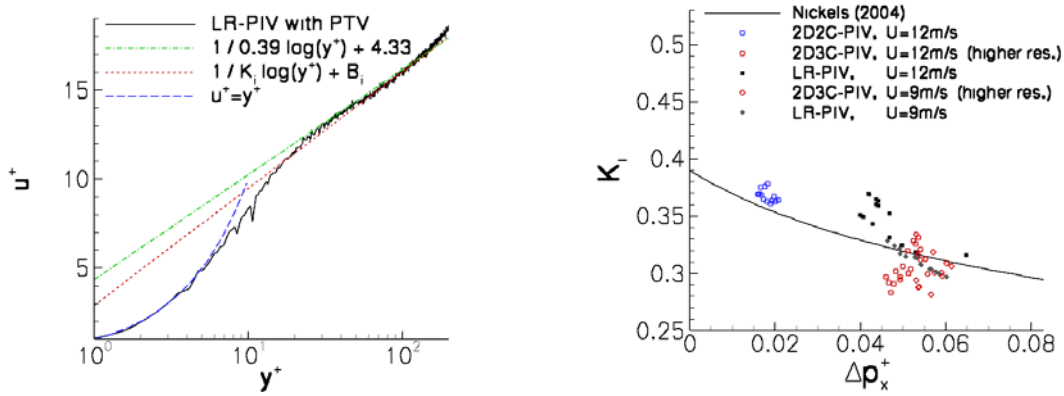


Fig. 2 - Left: Velocity profile in the viscous sublayer and in the log-law-fit region obtained by long-range microscopic PIV together with particle tracking velocimetry (PTV) at x=7.90m. The wall shear stress can be determined directly from the velocity gradient in the viscous sublayer and can be compared with different versions of the indirect Clauser chart method (CCM). Right: The slope parameter K_i of the velocity profiles in the log-law fit region is significantly reduced by the adverse pressure gradient compared to the value of the von Kármán constant κ for a zero-pressure gradient turbulent boundary layer.

Literatur:

[1] Gersten, K., Herwig, H. *Strömungsmechanik. Grundlagen der Impuls-, Wärme- und Stoffübertragung aus asymptotischer Sicht.* Vieweg-Verlag, 1992.

[2] Knopp, T. et al.: „Experimental investigation of the log-law for an adverse pressure gradient turbulent boundary layer at Re_θ =10000". Flow, Turbulence & Combustion, 2013, DOI 10.1007/s10494-013-9479-3

[3] McDonald, H.: "The effect of pressure gradient on the law of the wall in turbulent flow". Journal of Fluid Mechanics, 35:311-336, 1969

[4] Kähler, C. J., Scharnowski, S., Cierpka, C.: „On the uncertainty of digital PIV and PTV near walls". Experiments in Fluids, 52:1641-1656, 2012.

Datum: 30.09.2013 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung/ -modellierung

Autor: H. Lüdeke Tel. 0531/295-3315 heinrich.luedeke@dlr.de

Institution: Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

Adresse: Lilienthalplatz 7 Telefon 0531/295-3315
38108 Braunschweig Telefax 0531/295-2320

e-mail: Heinrich.Luedeke@dlr.de

Weitere Partner: S. Enk, A. Seitz

Thema: Validierung eines impliziten finite-Differenzen Verfahrens für Direkte numerische Simulationen.

Ausgangssituation: Zur Transitionsvorhersage in laminaren Grenzschichten werden nach dem aktuellen Stand der Technik im Wesentlichen lokale sowie nichtlokale lineare Stabilitätsanalysen (LST) eingesetzt, da die Alternative einer direkten numerischen Simulation der Gesamtkonfiguration einen zu hohen Rechenaufwand erfordert. Da die LST unterschiedlichen Restriktionen unterworfen ist, wird am Institut AS intensiv an Verfahren geforscht den Übergang laminar-turbulent mit Hilfe der direkten numerische Simulation von lokalen Strömungsbereichen zuverlässiger vorherzusagen. Diese Art von Vorhersagen erfordert ein speziell aufgebautes numerisches Schema mit hoher Wirbelauflösung und geringen numerischen Fehlern [1]. Zur Verifikation dieser Anforderungen werden unterschiedliche Standard-Testfälle untersucht, darunter der Zerfall des dreidimensionalen Taylor-Green Wirbels und die kompressible turbulente Kanalströmung

Ziel: Um zuverlässige DNS Vorhersagen zu gewährleisten soll ein Verfahren identifiziert werden, das sowohl zur Simulation technologisch relevanter Fälle geeignet ist, als auch den hohen numerischen Anforderungen einer direkten numerischen Simulation genügt. Dazu gehören unter anderem eine hohe Rechengenauigkeit, gute Parallelisierbarkeit sowie geringe numerische Dissipation und Dispersion.

Lösungsweg: Unter verschiedenen Verfahren zur direkten numerischen Simulation erlaubt unter den genannten Anforderungen auch die implizit formulierte Version des DLR-FLOWer codes unter Verwendung eines kompakten Pade-Schemas vierter Ordnung [2] die Untersuchung verschiedener DNS Testfälle. Nachdem dieses Verfahren bei der Untersuchung von Mack-Moden im Überschall gute Ergebnisse gezeigt hat [3], wurde es für die gezeigte Arbeit auch im Unterschall anhand der oben genannten Testfälle erfolgreich validiert.

Ergebnis: Neben dem Zerfall des dreidimensionalen Taylor-Green Wirbels und seiner Dissipationseigenschaften sowie zweidimensionaler kompressibler und inkompressibler Wirbel und Scherschichten ließ sich auch der akustische Testfall der Von-Karmanschen Wirbelstraße unter Berücksichtigung von Druckstörungen erfolgreich simulieren. Letzterer zeigte im Vergleich mit einem akustischen Verfahren höherer Ordnung sehr gute Übereinstimmungen. Als voll turbulenter dreidimensionaler Testfall hoher Auflösung wurde der „Periodic-Hill“ mit periodischen Rändern gewählt, auch dieser zeigte eine gute Übereinstimmung mit Referenzdaten.

Weiteres Vorgehen: Im nächsten Schritt sollen die Einflüsse von Oberflächenstörungen wie Welligkeiten, Stufen und Spalten auf Grenzschichtinstabilitäten betrachtet und mit LST-Ergebnissen verglichen werden. Im Weiteren sollen sowohl Experimente, als auch Referenzen früherer Untersuchungen nachgerechnet werden.

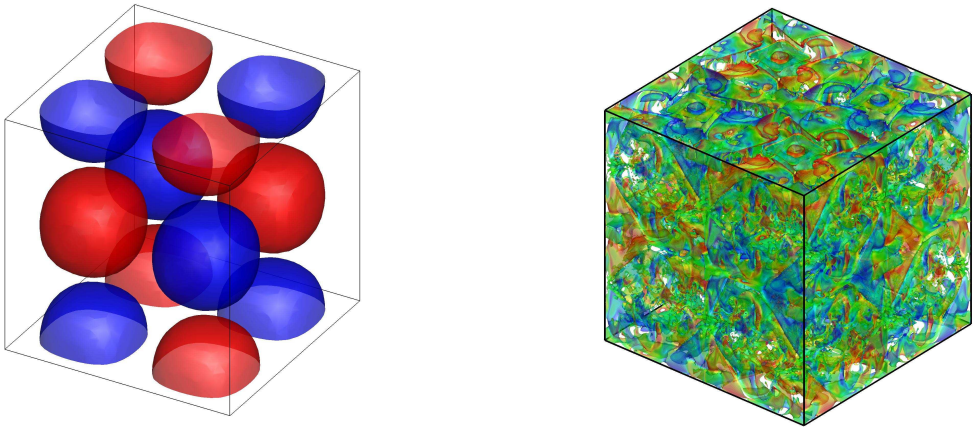


Bild 1: Illustration des Taylor-Green Wirbels zu den dimensionslosen Zeitschritten t = 0 (links) und t = 20 (rechts). Vorticity Iso-flächen mit Konturen der Z-Komponente der dimensionslosen Wirbelstärke.

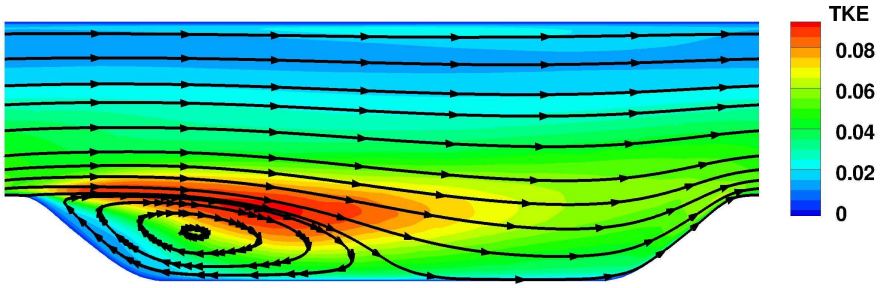


Bild 2: Stromlinien und turbulente kinetische Energie des zeitlich- und spannweitig gemittelten Geschwindigkeits-Feldes. Simulation mit vierter Ordung Pade-Schema und achter Ordnung implizitem Filter.

Literatur:

[1] Coleman, G.N., Sandberg, R.D. 2010 , A Primer on Direct Numerical Simulation of Turbulence, Methods, Procedures and Guidelines. Aerodynamics & Flight Mechanics Research Group, School of Engineering Sciences, University of Southampton.

[2] Enk, S. 2007 Ein Verfahren höherer Ordnung in FLOWer für LES. DLR IB-124-2007/8, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Braunschweig, Germany.

[3] Sandham, N.D., Lüdeke, H. 2009 A numerical study of Mach 6 boundary layer stabilization by means of a porous surface. AIAA Journal 47, pp 2243-2252, 2009.

Datum: 10. Oktober 2013 **AG STAB**

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Xingyu Ma, Andreas Schröder

Institution: DLR – Institute of Aerodynamics and Flow Technology

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 709-2683
Fax: 0551 709-2830
E-Mail: xingyu.ma@dlr.de

Weitere Partner: Reinhard Geisler, Janos Agocs

Thema: Active control of turbulent flow separation over a backward-facing step using acoustic tube.

An active flow control device was designed and implemented in backward-facing step flow and the effect was investigated experimentally. Different periodic perturbations were introduced into the turbulent shear flow by an acoustic tube. Planar particle image velocimetry (PIV) was employed phase-locked and –unlocked to measure the separated flow as well as the reattachment area downstream.[1][2] The time-averaged and phase-averaged flow fields were obtained and the Reynolds stresses in clean and controlled cases were compared. It can be shown that in the controlled case the flow separation was suppressed and the reattachment length was reduced by as much as 47.6 % (Fig. 1). Furthermore, the method of proper orthogonal decomposition (POD) was applied to the flow fields in order to extract large-scale coherent motions.[3] The resulting phase-averaged motions of main POD modes provide more insight into the evolution of the shedding vortices as well as the interaction between mean flow and oscillating motions.[4][5]

The objective of the acoustic tube is the control of flow separation by inducing periodic small perturbations near the separation point. The basic flow case, backward-facing step flow, presented a separated turbulent shear layer from a fixed sharp edge. The span of the step was w = 1300 mm and provided a two-dimensional flow field for the acoustic tube. The Reynolds number, based on the height of the step h = 30 mm and free stream velocity U = 10 m/s, was 2.0×10^4. The actuator consisted of a spanwise tube with square cross-section and a loudspeaker mounted at one side. The other side of the tube was sealed by a hard surface to reflect the sound waves inside. Therefore, standing waves were generated along the tube and fixed anti-nodes with the maximum pressure oscillations in the center was utilized as perturbations. A thin, horizontal slot at the top of the backward surface was employed to generate periodic perturbations at certain amplitudes and frequencies (Fig. 2).

The region of interest was 310mm × 70mm in x- and y- direction respectively which covered the turbulent boundary layer on the step, the separated layer and the reattachment

area. A high-resolution camera PCO4000 was mounted in the side view to record images with an array size of 3900×910 pixels. The flow was illuminated by a vertical laser sheet with thickness d =1 mm from downstream orientation (Fig. 3). Non phase-locked flow fields were recorded to obtain statistically independent data. Moreover, 12 phases at equally phase-shifted intervals were chosen in one period and were recorded as well. The resulting consecutive phase-locked flow fields provide insight into the entrainment, development and dissipation of induced vortices and the role of periodic and non-periodic fluid motions in the turbulent shear layer.

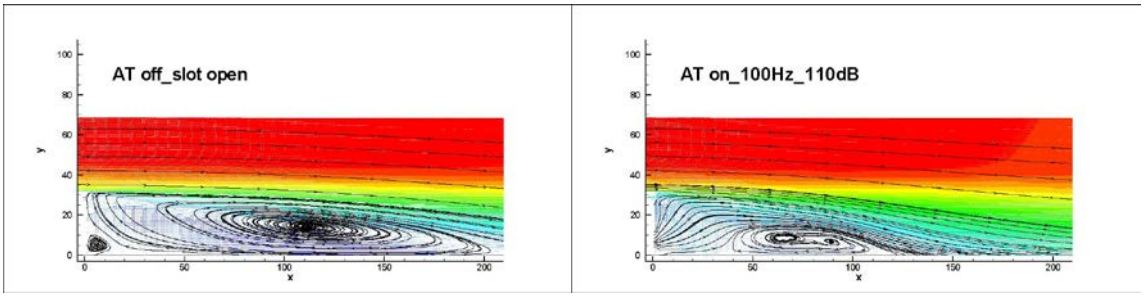


Figure 1. Time-averaged mean flow without (left) and with (right) control

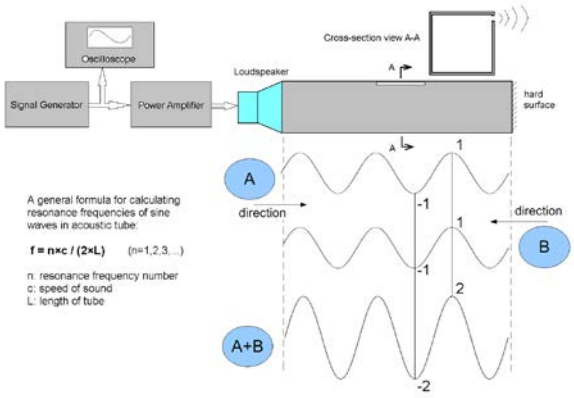


Figure 2. Sketch of the acoustic tube

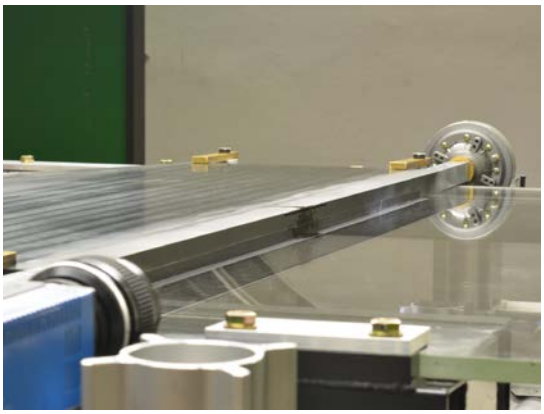


Figure 3. Experimental set-up of acoustic tube

Literature

[1] Raffel M., Willert C.E., Werely S.T., Kompenhans J. (2007): *Particle Image Velocimetry, A Practical Guide*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg

[2] Schröder A., Willert C.E. (2008): *Particle Image Velocimetry, New Developments and Recent Applications*, Springer-Verlag Berlin Heidelberg

[3] Hussain A.K.M.F. (1986): *Coherent structures and turbulence*, J. Fluid Mech. 172, 303-356

[4] Perrin R. (2007): *Obtaining phase averaged turbulence properties in the near wake of a circular cylinder at high Reynolds number using POD*, Exp. Fluids, 43:341–355

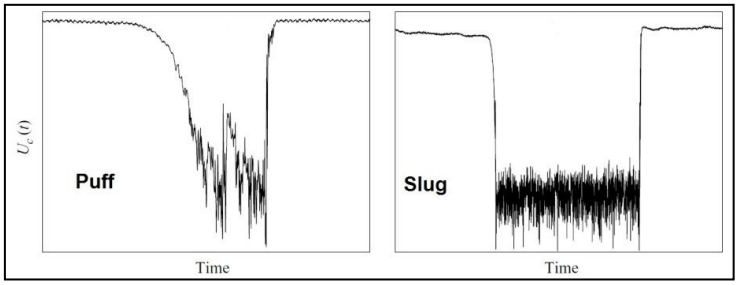
[5] Kostas J. (2005): *A comparison between snapshot POD analysis of PIV velocity and vorticity data*, Exp. Fluids, 38:146–160

Datum: 11.10.2013 **STAB**

Experimental Investigation of Turbulent Pipe Flow Structures in High Reynolds Numbers

Emir Öngüner, Christoph Egbers
Brandenburg University of Technology Cottbus-Senftenberg
Department of Aerodynamics and Fluid Mechanics, Siemens-Halske-Ring 14, 03046-Cottbus
emir.oenguener@tu-cottbus.de, egbers@tu-cottbus.de

Turbulence studies in pipe flows have been sufficiently performed in order to recognize the transition characteristics from laminar to turbulent state in low Re-numbers ranges. Literature studies provide us a huge amount of information stating that transiton in high Re-numbers occurs in forms of *slugs* and in low Re-numbers in forms of *puffs*. These are usually induced by some disturbances at the inlet of the pipe. With increasing the Re-number puff-splitting can be observed and the flow is generated into slug. The most detailed study of transition in a turbulent pipe was performed by Wygnanski & Champagne (1973) in the Re-number range 1000-50 000. The above mentioned two transitional flow states "*puffs*" and "*slugs*" (Figure 1) were identified depending on Re-number and these flow structures have two interfaces (rear: upstream and front: downstream). Some disturbance effects have been investigated by many authors as Bandyopadhyay (1986), Durst & Ünsal (2006), Nishi et al. (2008). The main objective was the investigation of these structures under artificial transition conditions in low Reynolds numbers.



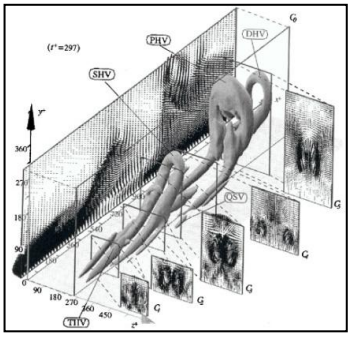


Figure 1 : Velocity-time plot of puff- and slug-type structures [Durst & Ünsal(2006)] (left)
Figure 2 : Hairpin packets in a channel flow [Zhou et. al. (1999)] (right)

On the other hand in terms of coherent structures, also the so called "*hairpin vortices*" are observable in wall turbulence (Figure 2) which are a further developed version of *slugs*. Theodorsen (1952) investigated the perturbations of vortex lines of the mean flow that were strechted by the shear into hairpin loops. Adrian (1991) used PIV (Particle Image Velocimetry) to examine these structures in streamwise wall-normal plane by low Reynolds numbers. The related direct numerical simulation studies by Zhou et. al. (1999) similar conditions were observed. Bailey & Smits (2010) give us an overview about the characteristics of these structures in the range of $Re=1.5x10^5$. In the outer layer the so called *large-scale motions (LSM)* are composed of detached eddies with wide range of azimuthal scales. The *very-large-scale motions (VLSM)* have radial scales, are concentrated around a single azimuthal mode and make a smaller angle with the wall compared to the LSM. These results are obtained by using hot-wire-measurements and power spectral analysis.

The above mentioned phenomenas are going to be investigated by high Reynolds numbers in the new pipe facility "*CoLa*-Pipe" (*Co*ttbus-*La*rge Pipe) at the Department of Aerodynamics and Fluid Mechanics of Brandenburg University of Technology Cottbus – Senftenberg. The facility is designed to be closed-return with two available test sections providing a length-to-daimater ratio of L/D = 148 and L/D = 79. Zimmer et. al. (2011) and König et. al. (2013) provide us an outline for conditions of fully developed turbulent flow state with natural and

artificial transition up to Re ≤ 10^6. The fully developed turbulent flow state is reached at L/D ≥ 75 (Figure 3). It is also shown that triggering pipe flow turbulence using orifices is insufficient with respect to minimizing the necessary development length.

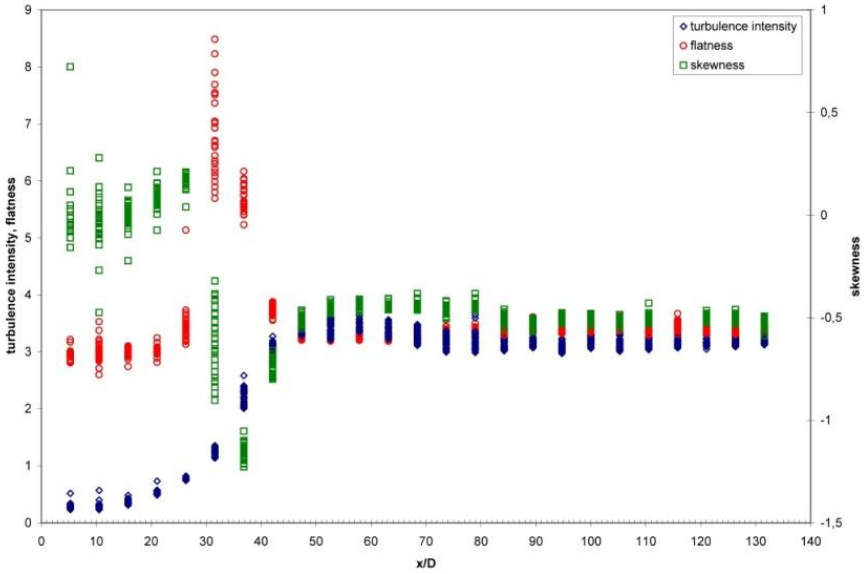


Figure 3 : Statistical quantities (turbulence intensity, skewness, flatness) of CoLa-Pipe for $1.5x10^5$ ≤ Re ≤ $8.5x10^5$ [Zimmer et. al. 2011]

Considering these fully developed flow conditions at CoLa-Pipe, next investigatins will be primarily focused on obtaining velocity signals of disturbances in high Reynolds numbers. Therefore the critical Reynolds number should be considered below which the disturbance either decays or first forms *puffs* and than decays further downstream in the pipe. Above the critical Re-number, *puffs* grow through splitting into *slugs*. In case of investigating only high Re-ranges, *puff* structures will be no longer observable. If velocity signals are observable as in low Re-numbers, the hairpin structures (as advanced slugs) in boundary layer in terms of *LSM* and *VLSM* will be investigated using power spectra analysis. After achieving a motion characteristic, PIV-measurements will be performed in order to identify these structures optically. The main aim of this work will be comparing the structure types of high Re-numbers with those of low Re-numbers and also finding out the similarities of the observed flow structures in Rayleigh-Benard- and Taylor-Couette-flows (as part of FOR1182 research unit) on the basis of turbulent stress profiles.

References:

- Theodorsen, T., 1952, Mechanism of turbulence., In Proc. Midwestern Conf. Fluid Dyn., OhioState University, Columbus, Ohio
- Wygnanski, I. J. & Champagne, F. H., 1973, On transition in a pipe. Part 1. The origin of puffs and slugs and the flow in a turbulent slug, J. Fluid Mech. 59, 281–351
- Bandyopadhyay, P. R., 1986, Aspects of equilibrium puff in transitional pipe flow, J. Fluid Mech. 163, 439–458
- Adrian, R.J., 1991, Particle imaging techniques for experimental fluid mechanics, Ann. Rev. Fluid Mech. 23, 261-304
- Zhou, J., Adrian, R.J., Balachandar, S., Kendall, T.M., 1999, Mechanisms for generating coherent packets of hairpin vortices in channel flow, J. Fluid Mech., 387, 353-396
- Durst, F., Uensal, B., 2006, Forced Laminar-to-turbulent transition of pipe flows, J. Fluid Mech. 560, 449–464
- Nishi, M., Uensal, B., Durst, F., Biswas, G., 2008, Laminar-to-turbulent transition of pipe flows through puffs and slugs, J. Fluid Mech., 614, 425–446
- Bailey, S.C.C, Smits, A.J., 2010,Experimental investigation of the structure of large- and very-large-scale motions in turbulent pipe flow, J. Fluid Mech., 651, 339–356
- Zimmer, F., Zanoun, E.-S., Egbers, Ch., 2011, A Study on the Influence of Triggering Pipe Flow Regarding Mean and Higher Order Statistics, 13. European Turbulence Conference ETC, 12.-15. September, Warsaw, Poland
- König, F., Zanoun, E.-S., Jehring, L., Egbers, Ch., 2013, The CoLaPipe - A high Reynolds number pipe test facility, 4th International Conference on Jets, Wakes and Separated Flows, Sept.17-21, Japan

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Qualifizierung des DLR-TAU Codes für skalenauflösende Simulationen von wandgebundenen Strömungen

Axel Probst, Silvia Reuß
DLR, C²A²S²E, 37073 Göttingen, Bunsenstr. 10, axel.probst@dlr.de

Einführung

Der Anwendungsbereich von hybriden RANS/LES Methoden für die Flugzeugaerodynamik verlagert sich von den anfänglich betrachteten Strömungen mit massiver Ablösung zunehmend hin zu wandgebundenen Grenzschichtströmungen (WMLES) [1]. Ein Beispiel sind Mehr-Elementprofile, bei denen einer lokalen Ablösung in der Vorflügelkehle eine anliegende Grenzschicht auf dem Hauptflügel folgt, die infolge der stromab konvektierten aufgelösten Turbulenzstrukturen ebenfalls in einem skalenauflösenden Modus modelliert wird [2], vgl. Abb. 1 (links). Um den kompressiblen Strömungslöser DLR-TAU für diesen neuartigen Anwendungsbereich zu qualifizieren, werden numerische Untersuchungen an generischen Wandgrenzschichten durchgeführt, mit denen sich sowohl die Eigenschaften der hybriden Modellierung als auch die Einflüsse des numerischen Schemas analysieren lassen. Für unabhängige Untersuchungen der numerischen Aspekte eignen sich zudem wandaufgelöste Large-Eddy Simulationen, in denen die Modellierung stärker in den Hintergrund rückt.

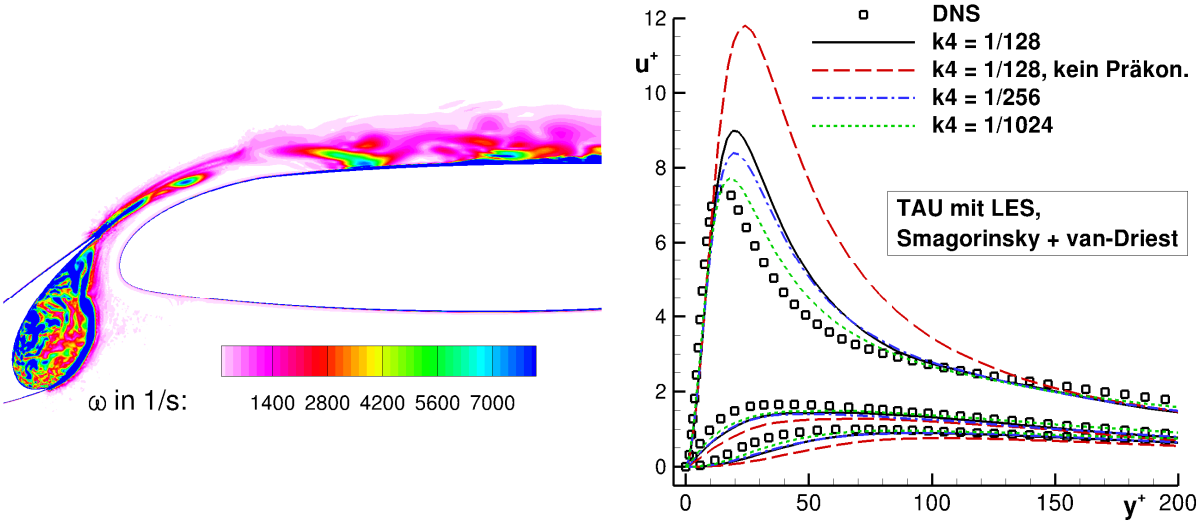


Abb. 1. Links: Aufgelöste Strukturen in einer hybriden RANS/LES eines Mehr-Elementprofils [2]. Rechts : Einfluss numerischer Parameter auf die Reynoldsspannungsprofile in einer wandaufgelösten LES des Kanals bei Re_{bulk} = 6875.

Durchgeführte Arbeiten und Ergebnisse

Für eine Bewertung der skalenauflösenden Simulationsfähigkeiten des DLR-TAU Codes für wandgebundene Strömungen wurden Berechnungen der vollentwickelten turbulenten Kanalströmung bei Re_{bulk} = 6875 (entspricht $Re_{\tau,DNS}$ = 395) und Ma = 0,15 durchgeführt und mit DNS-Referenzdaten [3] verglichen. Das Rechengebiet wird in Längs- und Querrichtung periodisch behandelt, wobei der vernachlässigte Längsdruckgradient im Kanal durch einen zusätzlichen Quellterm in der Impulsgleichung nachgebildet wird.
Der erste Teil der Untersuchungen konzentriert sich auf wandaufgelöste LES Rechnungen mit einem hierfür geeigneten Rechennetz ($\Delta x^+ \approx 30$, $\Delta y^+(1) \approx 1$, $\Delta z^+ \approx 13$) sowie gut etablierten Subskalen-Modellen (Smagorinsky mit Wanddämpfung bzw. WALE). Ausgangspunkt für

die räumliche Diskretisierung ist ein zentrales Schema 2. Ordnung mit künstlicher Matrix-Dissipation 4. Ordnung (Skalierungsfaktor k4) sowie eine Präkonditionierung für kleine Machzahlen. Eine schief-symmetrische, und damit Energie erhaltende, Diskretisierung des konvektiven Terms ermöglicht dabei selbst ohne zusätzliche Dissipation ein stabiles Lösungsverhalten. Die Zeitauflösung wurde mit $\Delta t^+ \approx 0{,}4$ hinreichend fein gewählt, um Einflüsse des zeitlichen Diskretisierungsfehlers auszuschließen. Bei deaktivierter Dissipation (k4 = 0) zeigen die Simulationsergebnisse räumliche Oszillationen in der zeitgemittelten Lösung, die den Bedarf nach einem Mindestmaß an künstlicher Stabilisierung verdeutlichen. Mit einer sehr niedrig skalierten Dissipation von k4 = 1/1024 (gegenüber k4 = 1/64…1/128 bei üblichen RANS-Anwendungen) lassen sich dagegen stabile Ergebnisse in zufrieden stellender Übereinstimmung mit DNS-Daten erzielen, vgl. Abb. 1 (rechts) und Abb. 2 (links). Weiterhin wurden die Einflüsse der Präkonditionierung sowie der bei RANS-Anwendungen üblichen Dissipationsskalierung in Abhängigkeit von der lokalen Zellstreckung untersucht.
Nachdem in den wandaufgelösten Simulationen ein geeigneter Satz an numerischen Parametern ermittelt wurde, soll deren Übertragbarkeit auf Simulationen mit wandnaher Modellierung in einem hybriden RANS/LES Verfahren überprüft werden. Hierzu wurden Improved Delayed Detached-Eddy Simulationen (IDDES) durchgeführt, die in der vorliegenden Kanalströmung vollständig in einem wand-modellierenden Modus (WMLES) operieren [1]. Um die reduzierten Anforderungen einer WMLES an die räumliche Auflösung zu bewerten, wurde neben dem oben erwähnten LES-Netz (G1) ein vergröbertes IDDES-Netz (G2) betrachtet. Nach Abb. 2 (rechts) zeigen die Simulationen mit der angepassten künstlicher Dissipation (k4 = 1/1024) auf beiden Netzen ähnliche Ergebnisse mit nur wenig größerer Abweichung von den DNS-Daten, als die oben beschriebenen LES-Rechnungen. Bei erhöhter Dissipation (k4 = 1/128) verschlechtert sich laut Abb. 2 (rechts) nicht nur die Übereinstimmung mit DNS, sondern es zeigt sich zusätzlich ein deutlicher Netzeinfluss, der auf die Abhängigkeit der künstlichen Dissipationsterme von der Gitterweite zurückzuführen ist. Des Weiteren wurden die Einflüsse des zugrunde liegenden RANS-Modells (SST- statt SA-IDDES) sowie der LES-Filterdefinition untersucht, die bei dieser Strömung erwartungsgemäß gering ausfallen.
Zusammenfassend konnten mit diesen Untersuchungen die Fähigkeiten des DLR-TAU Codes sowohl für wandaufgelöste als auch für wandmodellierte LES Anwendungen demonstriert und hierfür geeignete numerische Schemata und Parameter definiert werden.

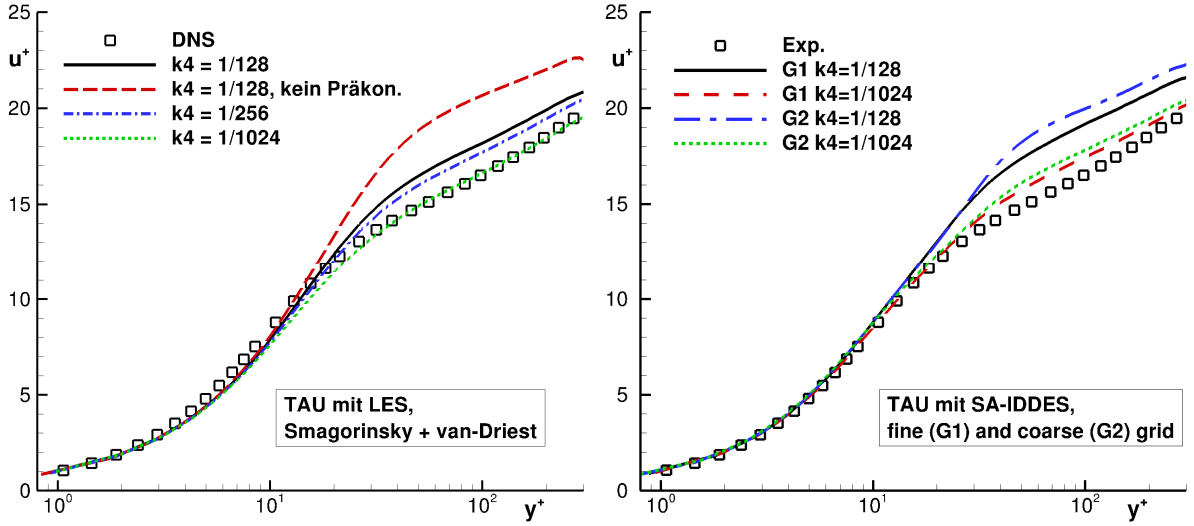


Abb. 2: Kanalströmung bei $Re_{bulk} = 6875$: Einfluss numerischer Parameter auf das Geschwindigkeitsprofil bei LES (links) und SA-IDDES (rechts).

Referenzen

[1] Shur, M. L., Spalart, P. R., Strelets, M. K., Travin, A. K.: *A Hybrid RANS-LES Approach with Delayed-DES and Wall-Modelled LES Capabilities. IJHFF*, 29(6), pp. 406–417, 2008.

[2] Reuß, S., Knopp, T., Schwamborn, D.: *Hybrid RANS/LES simulations of a three-element airfoil*. NNFMMD, Vol. 117: Progress in Hybrid RANS-LES Modelling, 2012.

[3] Kim, J., Moin, P., & Moser, R. : *Turbulence Statistics in Fully Developed Channel Flow at Low Reynolds Number*. Journal of Fluid Mechanics, 177(1), pp. 133–166, 1987.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: **Turbulenzforschung/-modellierung**

PIV-Messung einer turbulenten Kanalströmung unter Aufprägung eines periodischen Druckgradientens

Alexander Rubbert
Aerodynamisches Institut der RWTH Aachen, Wüllnerstr. 5a, 52062 Aachen, a.rubbert@aia.rwth-aachen.de

Ein relativ neuer Ansatz von Wang und Peters [1][2] zur Beschreibung von Turbulenz ist die Bestimmung sogenannter Dissipationselemente. Dieser Ansatz basiert auf der Ermittlung lokaler Minimal- und Maximalpunkte eines fluktuierenden skalaren Feldes anhand von Gradiententrajektorien, welche von jedem Punkt in Richtung des am steilsten fallenden bzw. steigenden skalaren Gradienten verlaufen. Hierbei ist ein Dissipationselement als jenes Gebiet definiert, das alle Punkte der Trajektorien enthält, welche das gleiche Minimum und Maximum verbinden. Das Hauptaugenmerk bei der Interpretation der Eigenschaften von Dissipationselementen liegt in deren variabler Längenverteilung in Anlehnung an die Energiekaskade turbulenter Strömungen von Richardson.

Die Methode der Dissipationselemente wurde bereits auf verschiedene DNS Felder von homogener Scherturbulenz angewendet, wobei unter anderem die drei Geschwindigkeitskomponenten sowie die kinetische Energie als skalare Felder verwendet wurden.

Letzterer Ansatz wurde bei der experimentellen Untersuchung aufgegriffen, bei welcher ebenfalls Dissipationselemente auf Basis der drei Geschwindigkeitskomponenten sowie der kinetischen Energie ermittelt wurden, um die Eigenschaften der auf Grundlage der DNS ermittelten Dissipationselemente zu validieren.

Gegenstand der bisherigen Untersuchungen war eine vollausgebildete, turbulente Kanalströmung ohne Druckgradienten. Hierfür wurde ein offener Eiffelkanal errichtet, bei welchem anhand von Kalibrationsmessungen mit planarer Zwei-Komponenten (2C2D) PIV sowie Laser Doppler Velocimetry (LDV) die gewünschte Referenzströmung nachgewiesen wurde.

Da Dissipationselemente als dreidimensionales Strömungsphänomen auch eine dreidimensionale Messtechnik erfordern, wurde mittels tomographischer sowie holographischer Particle-Image Velocimetry jeweils ein 3C3D-Vektorfeld in der Kernregion des Kanals vermessen und in Hinblick auf Dissipationselemente analysiert. Dabei ergab sich insbesondere bezüglich der Längenverteilung der Dissipationselemente eine weitgehende Übereinstimmung mit DNS-Ergebnissen und der durch Wang und Peters vorgeschlagenen Modellfunktion. In der Kernregion der Kanalströmung liegt die mittlere Länge der detektierten Elemente im Bereich einiger Taylor-Längenskalen [3].

Für die aktuelle Untersuchung wurde der Strömung durch den einseitigen Einbau einer gewellten Wand ein lokal variierender Druckgradient aufgeprägt, dessen Einfluss auf die Längenverteilung der

Dissipationselemente untersucht werden soll. Wie bereits im Falle der glatten Kanalwand wurden zunächst 2C2D-Messungen durchgeführt. Es zeigt sich, dass die Strömung auf der welligen Kanalseite wie erwartet eine ortsabhängige Beschleunigung bzw. Verzögerung erfährt, die zu einer Abweichung vom ausgebildeten mittleren Geschwindigkeitsprofil führt. Die weiterhin glatte Kanalseite zeigt einen qualitativ der ungestörten ausgebildeten Kanalströmung entsprechenden Verlauf. Im Vergleich zur Voruntersuchung ist das Geschwindigkeitsniveau hier leicht erhöht, um den Volumenstromrückgang auf der gewellten Seite zu kompensieren. Dass das Halbprofil der glatten Kanalseite als Referenz herangezogen werden kann, wird durch die Rekonstruktion des mittleren Druckgradienten in der Messebene deutlich (vgl. Abbildung 1). Die durch die Wellenform aufgeprägten Gebiete starker Druckgradienten liegen wie zu erwarten an den Flanken der gewellten Kanalwand und erstrecken sich nicht über die Kanalmitte hinaus.

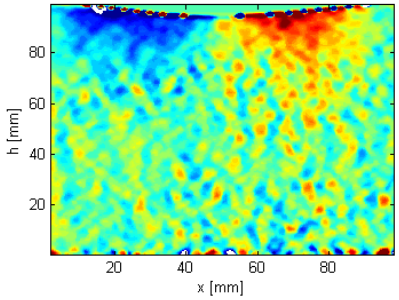


Abbildung 1: Rekonstruierte Druckgradienten im Bereich einer Kanalwelle

Um die Verteilung der Größenskalen aus den vorhandenen 2D-Daten abzuschätzen, wurde eine an das Verfahren der Dissipationselemente angelehnte Methode von Wang [4] angewandt. Dabei wird die Strömungsgeschwindigkeit entlang mehrerer Stromlinien betrachtet und in Segmente zwischen Geschwindigkeitsmaxima und –minima unterteilt. Ähnlich wie bei Dissipationselementen lassen sich Längenverteilung und Geschwindigkeitsdifferenzen zwischen Maximum und Minimum auswerten. Trotz rein zweidimensionaler Betrachtung ergeben sich Längenverteilungen bekannter Form.

Referenzen:

[1] **Wang, L. & Peters, N.** 2006 The length-scale distribution function of the distance between extremal points in passive scalar turbulence. *J Fluid Mech.* **554**, 457-475.

[2] **Wang, L. & Peters, N.** 2008 Length-scale distribution functions and conditional means for various fields in turbulence. *J Fluid Mech.* **608**, 113-138.

[3] **Schäfer, L et al.** 2011 Investigation of dissipation elements in a fully developed turbulent channel flow using tomographic particle-image velocimetry, *PhysFluids* ***23,*** *035106.*

[4] **Wang, L.** 2010 On Properties of Fluid Turbulence along Streamlines. *J Fluid Mech.* **648**, 183–203.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Ansprechpartner: Matthias Schmid und Tobias Knopp
Institution: DLR – Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Adresse: Bunsenstr. 10
37073 Göttingen

Telefon: 0551 7092896
Fax: 0551 709-2416
E-Mail: Matthias.Schmid@dlr.de
lrt65492@stud.uni-stuttgart.de

Thema: Untersuchungen zum Entwurf von unstrukturierten Rechennetzen für eine Hochauftriebs-Flugzeugkonfiguration für RANS-Simulationen

Ein wesentlicher Einflussfaktor auf die Vorhersagegüte der aerodynamischen Leistungsvorhersage von Flugzeugkonfigurationen ist das Rechennetz. Hierzu wurden in [1] die Gittergeneratoren SOLAR und Gridgen für die DLR-F11-Konfiguration, eine Flügel-Rumpf-Konfiguration mit einem Drei-Element-Hochauftriebsflügel, bei Re=15.1Mio und Ma=0.175 verglichen. Für diese Konfiguration wurde die sog. Geometriekomplexitätsstufe 2 wegen der einfacheren (block)strukturierten Vernetzbarkeit verwendet. Dieser Geometrie fehlen im Vergleich zu Stufe 4 Flap-Track-Fairings und Slat-Tracks. Stufe 5 besitzt zusätzlich noch Pressure-Tube-Bundles. Dies führt zu einem relativ kleinen Einfluss im linearen Bereich der Polaren, jedoch zu einem signifikanten Einfluss auf den Bereich nahe C_L-max [2].
Das SOLAR-Netz mit 29.8 Mio Punkten, erstellt bei DLR AS-TFZ, besitzt eine Oberflächenvernetzung bestehend aus Dreiecken und Vierecken. Das Volumennetz ist aus einem extrudierten O-Netz-Block auf den viskosen Wänden und einem Tetraedernetz im Fernfeld aufgebaut. Die Gridgen-Netze besitzen größtenteils eine strukturierte Oberflächenvernetzung aus Rechtecken, die anisotrop vergröbert in spannweitiger Richtung sind. Für den Bereich der Spalt- und Nachlaufströmungen werden bei den Gridgen-Netzen Hexaederelemente für eine feine Auflösung der Gradienten der Lösung, im SOLAR-Netz dagegen Tetraederelemente verwendet, s. Abb. 1.

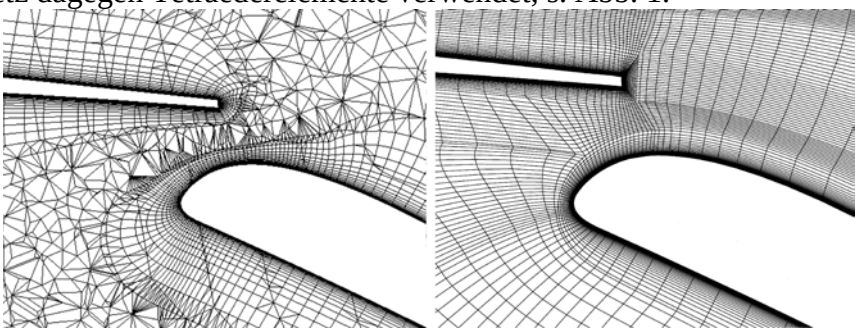


Fig. 1 – Vernetzung von Spalt und Nachlauf mit SOLAR (links) und Gridgen GG1 (rechts)

So werden für das Gridgen-Netz eine verbesserte Auflösung der Scherschichten für die Turbulenzgrößen, s. Abb.2, und für die Hauptströmungsgrößen, s. Abb.3 (links), größere Geschwindigkeiten im Bereich der Elementnasen und somit höhere Saugspitzen erreicht.

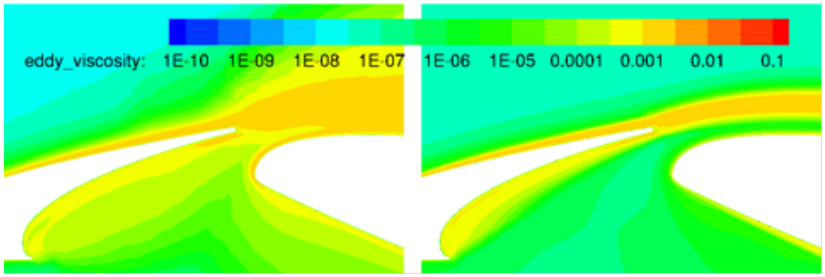


Fig. 2 – DLR F11 bei α=18.4°, gerechnet mit dem SST-Modell. Darstellung der Wirbelviskosität im Nachlauf des Slat bei η=0.715 auf dem SOLAR-Netz (links) und auf dem Gridgen-Netz GG1 (rechts).

Eine examplarische Darstellung für die Druckverteilung ist in Abb. 3 (rechts) gezeigt.

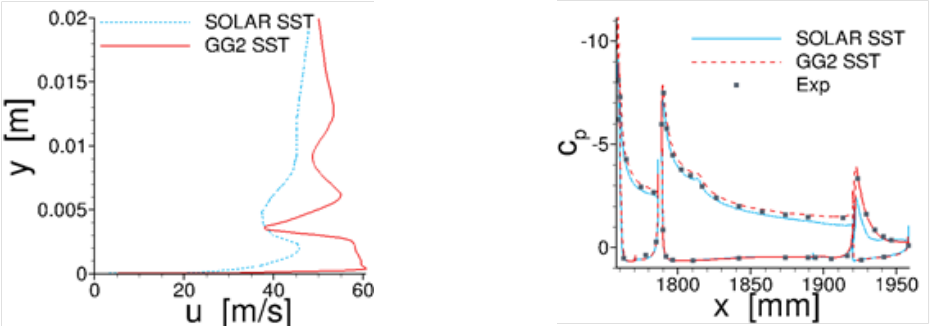


Fig. 3 –Links: Geschwindigkeitsprofile auf der Klappe bei η=0.874 und α=18.4° mit Klappengrenzschicht und den Nachläufen von Hauptelement und Vorflügel. Rechts: cp-Verteilung für α=18.4° bei η=0.891.

Der Flügel-Rumpf-Übergang wurde mit Gridgen mit Hexaederelementen vernetzt. Zusätzlich wurde bei den Gridgen-Netzen der Einfluss der Hinterkantenvernetzung untersucht. Das GG1-Netz mit 26.5Mio Punkten besitzt einen O-Netzblock um jedes Profil. Dieser wurde beim GG3-Netz (32.1Mio Punkte) aufgetrennt und als C-Netz weitergeführt. Dies hat aber keinen sichtbaren Einfluss auf die Beiwerte (s. Abb. 4).

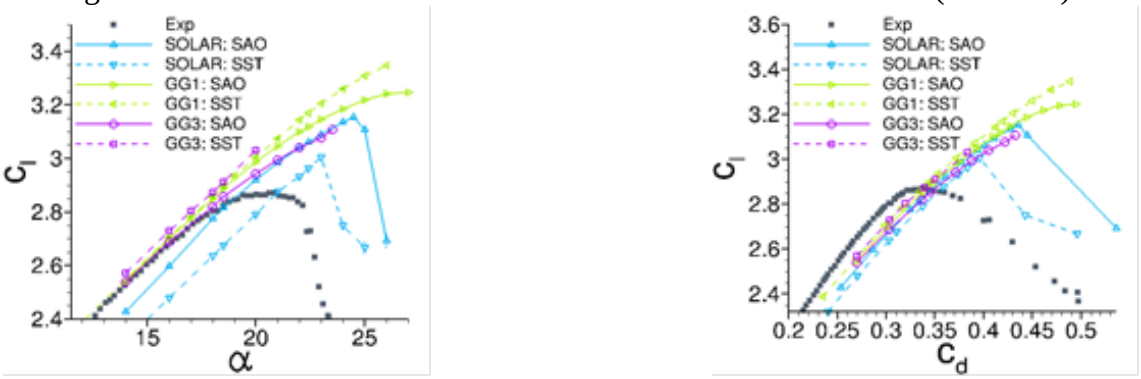


Fig. 4 – Vgl. der integralen Beiwerte. Die Experimente gehören zu einer komplexeren Geometrie. Für das SOLAR-Netz deutliche Annäherung an exp. Daten für α<19° bei globaler Verfeinerung, s. Rudnik in [2].

Literatur:

[1] Schmid, M.: „*Untersuchungen zum Entwurf von unstrukturierten Rechennetzen für eine Hochauftriebskonfiguration für RANS-Simulationen*“, Diplomarbeit, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Uni Stuttgart, 2013.

[2] Rumsey, C. L. Hrsg.: „*2nd AIAA CFD High Lift Prediction Workshop (HiLiftPW-2)*“. Jan. 2013, URL: http://hiliftpw.larc.nasa.gov.

Datum: 30.09.2013 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/ -modellierung

Über den Nutzen stochastischer Turbulenzmodelle
bei der Simulation von Strömungen in Natur und Technik

Heiko Schmidt
BTU Cottbus-Senftenberg, Siemens-Halske Ring 14, schmidth@tu-cottbus.de

Die korrekte Beschreibung turbulenter auftriebsbehafteter Strömungen stellt aufgrund der Vielzahl relevanter Zeit- und Längenskalen eine der großen Herausforderungen für die Strömungssimulation dar.
Direkte numerische Simulation (DNS) ist heutzutage *der* numerische Ansatz, um fundamentale Probleme der Strömungsmechanik zu untersuchen. Hierbei werden die physikalischen Erhaltungsgleichungen ohne weitere Annahmen gelöst. Trotzdem ist selbst auf hochparallelen Rechnerarchitekturen die auflösbare Skalenbreite stark limitiert, welches den Einsatz für industrielle Anforderungen derzeit quasi unmöglich macht. *Large Eddy Simulation* (LES) ist die Methode der Wahl, wenn große Skalen die Strömungen haupsächlich dominieren. Wenn kleine Skalen, welche in LES nur parametrisiert betrachtet werden, allerdings einen entscheidenden Einfluss auf die Gesamtdynamik eines Prozesses haben, ist Vorsicht geboten. Interessante Ansätze, die dieses Dilemma angehen sind z.B. Mehrskalenmethoden, welche auf stochastischen Ansätzen aufbauen.
Ein Vertreter letzterer Konzepte ist das One Dimensional Turbulence (ODT) Modell. ODT wurde zunächst als rein eindimensionales Modell von *Kerstein* entwickelt [1], welches dreidimensionale Turbulenzeigenschaften inkorporiert. Die Modellierungsstrategie wurde sehr erfolgreich im Bereich der Verbrennung und bei geophysikalischen Strömungen genutzt, s. z.B. [2,3]. Zur Illustration des Verfahrens sind in Abb. 1 (links) beispielhaft ODT-Ergebnisse bzgl. der Longitudinalkomponente der Geschwindigkeit in einer Kanalströmung zu zwei verschiedenen Zeiten und im Mittel dargestellt. In Abb. 1 (rechts) ist das Wandverhalten mit DNS-Ergebnissen [4] verglichen. Trotz der zum Teil beeindruckenden Ergebnisse dieser Modelle im Vergleich zu DNS und Experimenten wird ODT aufgrund der statistischen Eindimensionalität immer noch skeptisch bewertet. Wenn mehrdimensionale Effekte, wie z.B. Rezirkulationszonen oder komplexe Geometrien die Strömung bestimmen, ist diese Skepsis sicherlich auch gerechtfertigt. Eine logische Folge ist die Entwicklung von ODTLES, einer mehrdimensionalen Erweiterung von ODT [5,6]. ODTLES wird in unserer Gruppe für technische und geophysikalische Fragestellung weiterentwickelt und getestet. In Abb. 2 sind beispielhaft Ergebnisse zur Rayleigh-Bénard Konvektion dargestellt. In dem Vortrag werden verschiedene Ergebnisse auf ODT basierenden Simulationen im Bereich technischer und geophyskalischer Strömungen vorgestellt und diskutiert.

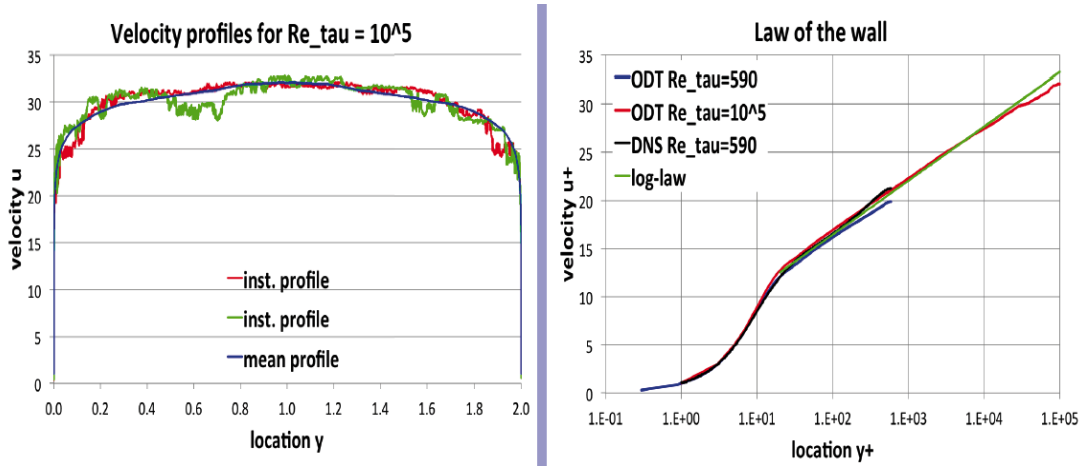


Abbildung 1: Longitudinale Geschwindigkeitsprofile einer sehr hoch turbulenten Kanalströmung (links) und wandnahes Verhalten für verschiedene Reτ-Werte (rechts).

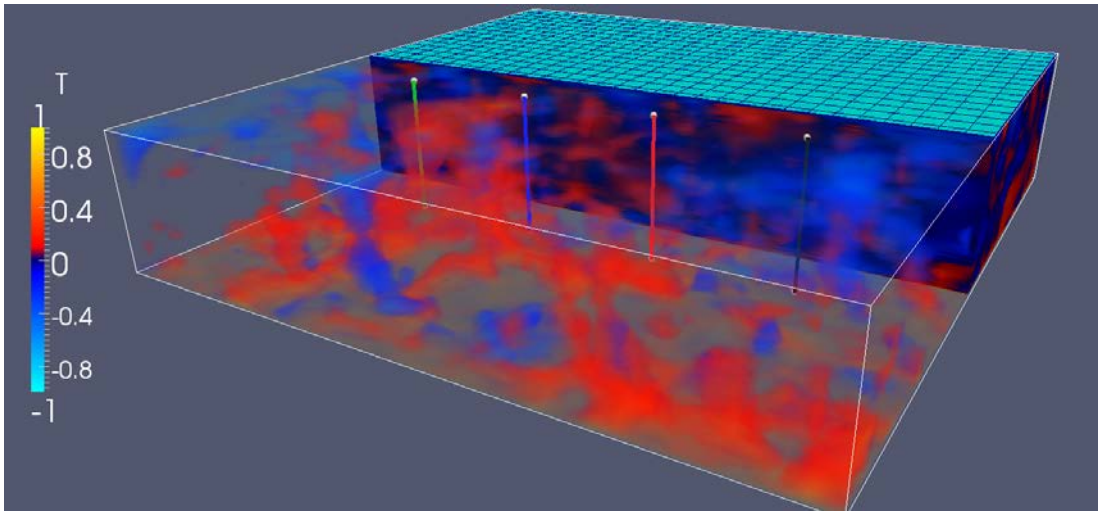


Abbildung 2: Temperaturfeld einer Rayleigh-Bénard Konvektion simuliert mit ODTLES: Warme Bereiche (rot) signalisieren einen Auftrieb und kalte Bereiche (blau) einen Abtrieb. Zu beachten ist, dass kleinskalige Strukturen sichtbar werden, welche unter der LES-Auflösung liegen. Die vier dargestellten Linien symbolisieren exemplarische ODT-Linien.

[1] Kerstein, A.R.: One-Dimensional turbulence: Model formulation and application to homogeneous turbulence, shear flows, and buoyant statistical flows, *J. Fluid Mech.*, **392**, 277-334 (1999) DOI 10.1017/S0022112099005376

[2] Schmidt, H., Kerstein, A.R., Nédélec, R., Wunsch, S., Sayler, B. J.: Analysis and numerical simulation of a laboratory analog of radiatively induced cloud-top entrainment using ODT, *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, **27**, 377-395 (2013). DOI 10.1007/s00162-012-0288-4

[3] Schulz, F.T., Glawe, C., Schmidt, H., Kerstein, A.R.: Toward modeling of CO_2 multiphase flow patterns using a stochastic multi-scale approach, *Environmental Earth Science* (2013). DOI 10.1007/s12665-013-2461-5

[4] Moser, R.D., Kim, J., Mansour, N.N.: Direct numerical simulation of turbulent channel flow up to Reτ = 590, *Physics of Fluids* **11**(4), 943-945 (1999). DOI 10.1063/1.869966

[5] E. D. Gonzalez-Juez, R. C. Schmidt, and A. R. Kerstein: ODTLES simulations of wall-bounded flows, Phys. Fluids 23, 125102 (2011); doi: 10.1063/1.3664123

[6] Glawe, C., Schulz, F.T., Gonzalez-Juez, E.D., Schmidt, H., Kerstein, A.R.: ODTLES simulation of turbulent flows through heated channels and ducts, *8th Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena*, Poitiers, France (2013)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Turbulenzforschung

Ansprechpartner: Fabian Spallek

Institution: Volkswagen AG
EKTB/3 – Methodenentwicklung numerische Strömungsberechnung

Adresse: Brieffach 011/16973
38436 Wolfsburg

Telefon: +49-5361-9-36647
E-Mail: Fabian.Spallek@volkswagen.de

Weitere Partner: Tobias Knopp, DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen

Thema: Höherwertige Wandfunktionen für Strömungen mit Druckgradient und Ablösung mit OpenFOAM

Strömungsprobleme, die in industriellen Anwendungen wie dem Automobilentwicklungsprozess auftreten, zeichnen sich durch komplexe Geometrien aus und erfordern ein hohes Maß an Automatisierbarkeit der Berechnungsabläufe. Die Verwendung von low-Reynoldszahl Turbulenzmodellen wie dem Spalart-Allmaras Modell (SA-Model) für RANS Rechnungen erfordert sog. low-Re Rechengitter mit einer großen Anzahl von Zellen im wandnahen Bereich, welche die viskose Unterschicht ausreichend auflösen. Die Verwendung von low-Re Netzen ist für realistische Anwendungsfälle in der Automobilindustrie, insbesondere im Rahmen von Optimierungsproblemen oder Entwurfsstudien, aufgrund begrenzter Rechenkapazität, begrenzter zeitlicher Ressourcen und der Anforderung einer automatischen Netzgenerierung aber meist nicht möglich. Zudem erhöhen low-Re Netze die numerische Steifigkeit und verschlechtern somit das Konvergenzverhalten. Auch auf Netzen mit deutlich höheren $y^+(1)$-Werten an der Wand können dennoch, durch den Einsatz von Wandfunktionen, oftmals adäquate Strömungslösungen erreicht werden. Um komplexe Strömungsphänomene wie druckinduzierte Ablösung (z.B. am Fließheck eines Autos) oder nichtisotherme Effekte (z.B. bei Motorumströmung) zu erfassen, sind meist höherwertige Wandfunktionen nötig.

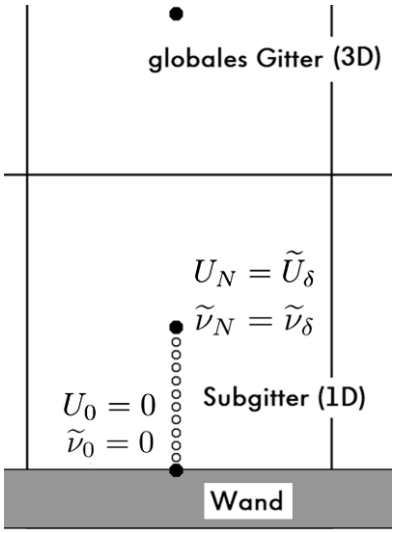
Ausgangssituation: Universelle Wandfunktionen basieren auf der Näherung einer einfachen Plattenüberströmung ohne Druckgradienten. Höherwertige Wandfunktionen wie z.B. die von Shih et al. (1999), berücksichtigen die Konvektionsterme in den Grenzschichtgleichungen nicht oder sind, wie die auf einer numerischen Integration der 2D-Grenzschichtgleichungen basierenden Wandfunktion von Craft et al. (2004) [1], zur Bestimmung der konvektiven Terme auf Informationen aus Nachbarzellen angewiesen, was für unstrukturierte, parallelisierte Strömungslöser und komplexe Geometrien nur mit erheblichem Aufwand möglich ist.

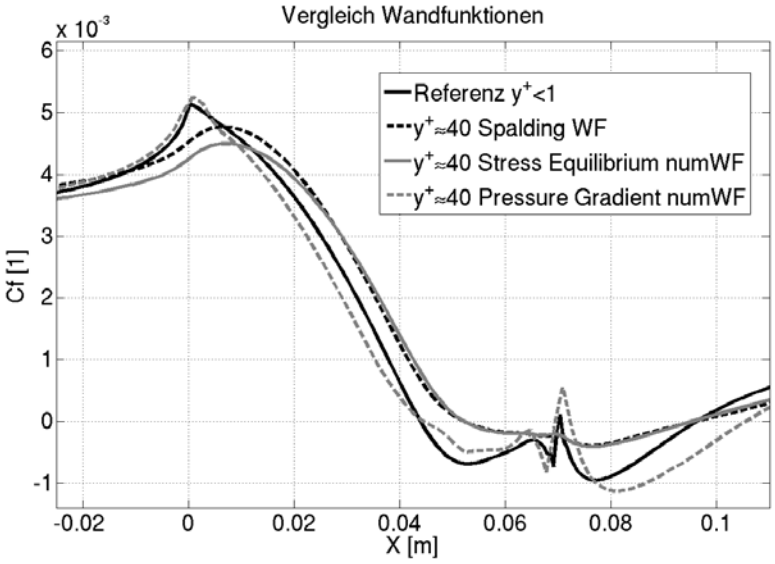
Ziel: Höherwertige Wandfunktionen sollen in OpenFOAM implementiert werden, um in komplexen industriellen Anwendungsfällen die Vorhersagegenauigkeit von turbulenten Wandschichten zu verbessern. Das Verfahren soll dazu auf einem eingebettenen Sub-Gitter geeignete Approximationen der gekoppelten Grenzschichtgleichungen lösen, um innerhalb jeder wandnächsten Zelle Wandprofile für die wandtangentiale Geschwindigkeit und für die Turbulenzgrößen zu bestimmen. Für massiv-parallele Simulationen auf unstrukturierten Netzen soll die Grenzschichtgleichung dabei nur Informationen aus dem Wandknoten und der wandnächsten Zelle benötigen, sodass der Zugriff auf weitere stromauf bzw. stromab gelegene benachbarte Zellen nicht erforderlich ist.

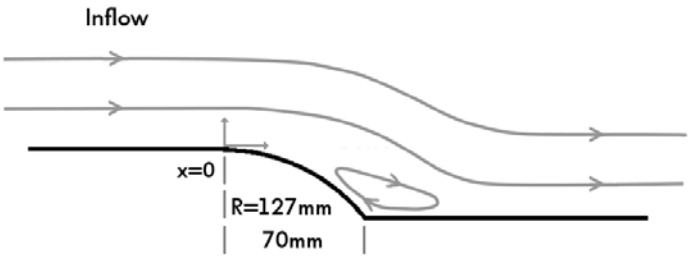
Lösungsweg: Die 2D-Grenzschichtgleichungen für Impuls und Turbulenzgröße (SA Modell) müssen in geeigneter Weise auf gekoppelte gewöhnliche Differentialgleichungen in

wandnormaler Richtung vereinfacht werden [2]. Eine Untersuchung und Abschätzung der Größenordnung der relevanten Terme in der Geschwindigkeitsgleichugn zeigt, dass die Terme von Druckgradient und Konvektion in Strömungsrichtung von vergleichbarer Größenordnung sind. Um den relevanten Konvektionsterm aus rein lokal vorhandenen Strömungsgrößen der Wandzelle zu berechnen, wird eine quadratische Approximation verwendet [2]. Die gewöhnlichen DGL werden auf dem Subgitter in 2. Ordnung diskretisiert, wobei für die Kopplung zum globalen 3D Solver am Wandzellknoten eine Dirichletsche Randbedingung benutzt wird. Das so entstehende Tridiagonalsystem kann effizient explizit gelöst werden. Nach der gekoppelten Lösung der Wandprofile auf dem Subgitter wird die Wandschubspannung extrahiert und an den globalen Strömungslöser zurückgegeben.

Ergebnis: Für einfache Plattenüberströmungen ohne Druckgradient erreichen turbulenzmodellspezifische höherwertige numerische Wandfunktionen in OpenFOAM vergleichbare Ergebnisse wie universelle Wandfunkionen, welche für diese Anwendung kalibriert sind. In der Strömung mit Druckgradient über eine glattkonturierte Rampe zeigen sich deutliche Verbesserungen bei der Berechnung sowohl der durch eine lokale Strömungsbeschleunigung hervorgerufenen Saugspitze als auch der Strömungsverzögerung infolge des positiven Druckgradienten und der Strömungsablösung.







Links: Skizze des eingebettetes Subgitters, auf dem die Grenzschichtgleichungen gelöst werden, und Randbedingungen zur Kopplung mit dem globalen 3D-FVM Strömungslöser; Unten: Turbulente Strömung über eine glattkonturierte Rampe („Smoothly contoured Ramp“) bei $Re_\theta = 3500$ nach Song et al. (2000), Skizze von Strömung und Rückströmgebiet; Rechts: Vergleich des Reibungsbeiwertes auf der Rampe für universelle und höherwertige Wandfunktionen mit der low-Re Lösung.

Literatur:

[1] Craft T.J., Gant S.E., Iacovides H., and Launder B.E. *"A new wall function strategy for complex turbulent flows"*, Numer. Heat Transfer, Part B, **45**:301-318, 2004

[2] Knopp, T. *“Improved Wall Functions Based on the 1D Boundary Layer Equations for Flows with Significant Pressure Gradient”*, NNFM 112, p.51, Springer, 2010

Weiteres Vorgehen:

Die höherwertigen Wandfunktionen sollen auf komplexe automobilrelevante Anwendungsfälle wie die Umströmung eines Fahrzeugkörpers angewendet werden. Weiterhin ist eine Erweiterung der Methode für nicht-isotherme Strömungsphänomene geplant.

STAB

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Verfahren

Untersuchungen der Anwendbarkeit von SPH (Smoothed Particle Hydrodynamics) auf raumfahrtrelevante Strömungen

Manfred Ehresmann, Philipp Behruzi, Peter Noeding
Astrium GmbH, Airbus-Allee 1, 29199 Bremen
Philipp.Behruzi@astrium.eads.net

Ausgangssituation:
In den Treibstoff-Tanks von Trägerraketen und anderen Raumfahrzeugen stellen sich Fragen bezüglich Entleerungsvorgängen und Flüssigkeitsschwappen unter verschieden Beschleunigungsvektoren bis hin zu μg-Bedingungen. Die derzeitige Berechnung von Schwappbewegungen, Kräften und benetzten Oberflächen in μg - Umgebung ist mit konventionellem CFD (Finite Differenzen-/Finite Volumen-Verfahren) relativ zeitaufwändig. Dadurch werden parametrische Studien erschwert.

Die Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) Methode [1] erscheint hier potenziell attraktiv, da sie als lagrangescher Beschreibungsansatz intrinsisch mit beliebigen Verformungen umgehen kann. SPH ist eine gitterfreie Methode in der das Fluid durch „Partikel“ im Sinne von „Fluidpaketen“ (welche typischerweise jeweils sehr viele Atome/ Moleküle repräsentieren können!) diskretisiert wird. Die einzelnen Partikel interagieren über distanzabhängige Verteilungsfunktionen (sog. Kernel) miteinander. Wenn die SPH Methode auf GPU implementiert wird, dann sind Simulationen mit mehreren zehntausend Partikeln (und mehr) in Echtzeit möglich [2]. Des Weiteren erlaubt die SPH Methode grundsätzlich auch eine Anwendung auf kompressible Hochmachzahl-Strömungen. Hier erscheint die Möglichkeit attraktiv mit der SPH Methode den Übergang zwischen Kontinuums- und freier Molekularströmung zu modellieren ohne die Methode (z.B. von CFD nach DSMC) wechseln zu müssen.
Um das künftige Potential der Methodik für solche Anwendungen besser einschätzen zu lernen werden erste Studien auf Basis eines bei ASTRIUM angepassten und erweiterten, verfügbaren SPH Codes [1] durchgeführt.

Erste Ergebnisse:
Der OpenSource SPH Code von M.B.Liu und G.R. Liu [1] wird derzeit weiterentwickelt um Schwappvorgänge besser abzubilden. Des Weiteren wurde ein Oberflächenspannungsmodell implementiert. Der Code ist prinzipiell auch zur Analyse kompressibler Hochmachzahlströmungen ausgelegt.
Zur korrekten Analyse des Schwappverhaltens mussten die Randbedingung einer starren Wand korrigiert werden. Starre Wände werden derzeit realisiert indem man sogenannte virtuelle Partikel an die Position der Wände legt. Diese werden nach jedem Zeitschritt wieder zurückgesetzt. Ankommenden Partikeln wirken entsprechende virtuelle Partikel mit einer exponentiellen Kraft entgegen. Diese wird mit dem Lennard-Jones Potential modelliert um somit eine undurchdringbare Wand zu realisieren.

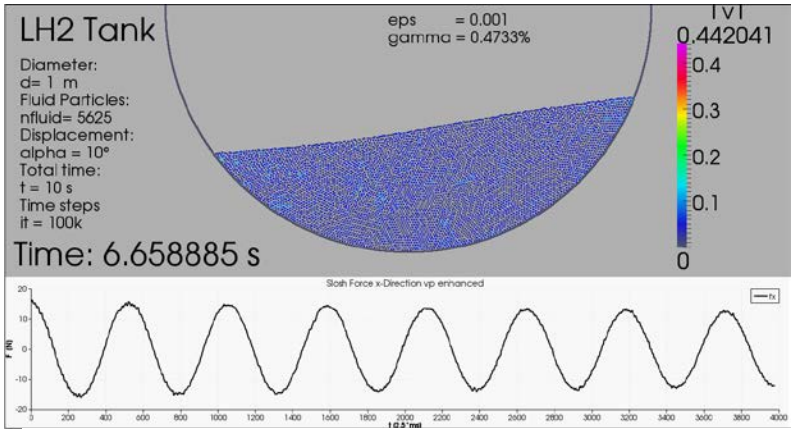


Abb1. Beispiel Output 2D Schwappen. Paraviewdarstellung.

Des Weiteren musste sichergestellt werden, dass kein unphysikalischer Übergang von Impuls und Energie zwischen Fluidteilchen und Wandteilchen stattfindet, da ansonsten der Schwappvorgang stark gedämpft würde. Ein unphysikalischer Druckanstieg im Bereich der Wand wurde eliminiert, indem der Druck des Fluids den Druck der Wand vorgibt.

Die Schwappkräfte werden an den Beschleunigungen der virtuellen Teilchen gemessen, da der Druck für schwachkompressible Fluide bei der SPH Methode stark schwankt. Die Ergebnisse wurden mit dem kommerziell verfügbaren CFD (finite Volumen) Programm FLOW-3D® von Flow Science, sowie mit analytischen Näherungen validiert.

Das Schwappverhalten in μg-Umgebung ist bei geringer Bond-Zahl stark abhängig von der Oberflächenspannung des Fluids. Allerdings ist die Detektion der freien Oberfläche von Partikelwolken bei SPH nicht trivial. Zur Lösung des Problems wurde die in der Literatur übliche Farbgradientenmethode implementiert [3]. Das Farbfeld hat den Wert 1 wenn sich dort Flüssigkeit befindet und 0 im flüssigkeitsfreien Raum. Am Rand befindet sich somit ein starker Gradient. Er gibt die Richtung der Oberflächenspannungskraft an. Das Modell wurde verfeinert, um glattere Übergänge zu realisieren und korrekte Richtungen der Kräfte zu erhalten.

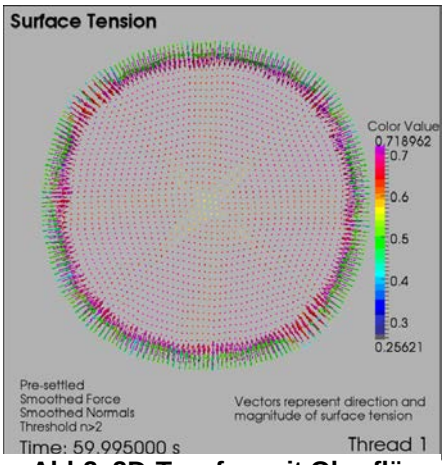


Abb2. 2D-Tropfen mit Oberflächenspannung

Weiteres Vorgehen :

Der verwendete Softwarecode ist grundsätzlich auch für die Behandlung gasdynamischer Vorgänge bei hohen Machzahlen ausgelegt. Erste 2D Testrechnungen verwenden künstliche Viskosität in Zusammenhang mit Euler-Lösungen. Der Stoß wird gut abgebildet. In nächsten Schritt besteht aber Entwicklungsbedarf, um die Strömung im Nachlauf der Stöße korrekt abzubilden. Mögliche Anwendungsgebiete für SPH umfassen auch die Betrachtung von freier Molekularströmung. Künftig soll diese Möglichkeit untersucht werden. Anwendungsbeispiel: Austritt von Gas in das Vakuum, z.B. in Zusammenhang mit der Ausbreitung-Analyse von Abgasstrahlen an Lageregelungs-Triebwerken von Satelliten in Hinblick auf die Kontaminierung von Teilen der Satelliten-Struktur. Die Partikelnatur der SPH Methode bietet sich dafür an.

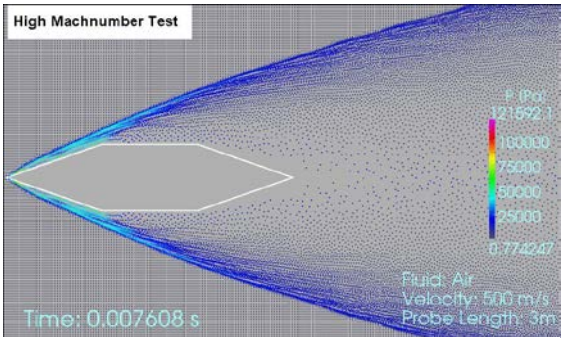


Abb3. Keilkörper mit Schrägstößen

References :

[1]] M.B.Liu, G.R. Liu. 2003. Smoothed Particle Hydrodynamics. World Scientific Publishing Co
.

[2] Z. Horvàth. 2012. Real-time particle simulations of fluids. Faculty of Information Technology. Brno University of Technology.

[3] J. P. Morris. Simulating surface tension with smoothed particle hydrodynamics.
International Journal for Numerical Methods in Fluids, 33:333–353, June 2000.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschall-Aerothermodynamik

Nickstabilitätsuntersuchung von SHEFEX-III im Transschall

Dipl.-Ing. Marius Franze
DLR e.V., Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Raumfahrzeuge
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
Marius.Franze@dlr.de

SHEFEX, das **Sh**arp **E**dge **F**light **Ex**periment, des DLR ist eine Studie für ein wiederverwendbares Wiedereintrittsfahrzeug, dass kostengünstige erdorbitale Mikrogravitationsexperimente anbieten soll. Der erwünschte Wiedereintritt macht es erforderlich, dass SHEFEX im gesamten Geschwindigkeitsbereich vom Hyperschall bis zur Landung stabil fliegt.

In der hier vorliegenden Arbeit wird die Nickstabilität im Transschall, also der Übergang vom Überschall zum Unterschall, im Bereich vom 1.2 < Ma < 0.9 am Beispiel einer vorläufigen Geometrie von SHEFEX-III betrachtet.
Hierfür werden die dynamischen Nickderivate mithilfe von gekoppelten Strömungs- und Flugmechaniksimulationen bestimmt. Als Strömungslöser kommt das DLR TAU Verfahren zum Einsatz, dass durch ein gekoppeltes Flugmechanikmodul erweitert wurde. Mit diesem Verfahren werden URANS und Euler Rechnungen angefertigt und miteinander verglichen um einen eventuellen Reibungseinfluß zu bestimmen.

Die Bestimmung der Nickderivate, in den Bildern mit C_{maq} gekennzeichnet, erfolgt durch zwei Verfahren, der erzwungenen Oszillation und der freien Oszillation.

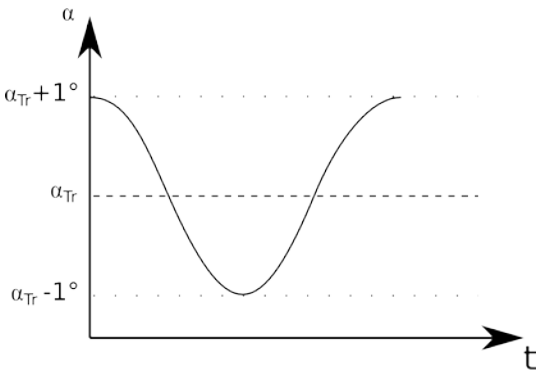


Abbildung 1: Nickwinkelschwingung bei erzwungener Oszillation

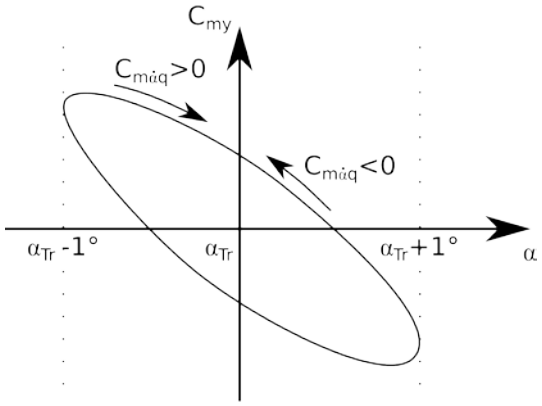


Abbildung 2: Nickwinkelverlauf bei erzwungener Oszillation

Bei erster wird, wie in Abbildung 1 dargestellt, eine cosinusförmige instationäre Flugbahn mit Nickwinkelschwingung vorgegeben. Die Kennwerte der Schwingung, wie Trimmwinkel und Frequenz, werden hierfür aus statischen Rechnungen ermittelt. Die Bestimmung der Nickderivate erfolgt über den sich ergebenden dynamischen Nickbeiwertsverlauf. Die Einteilung in stabil bzw. nicht stabil erfolgt über den Umlaufsinn der Kurve, siehe Abbildung 2.

Bei der Freien Oszillation werden mit einem Offset vom ebenfalls statisch bestimmten Trimmwinkel aus instationäre Rechnungen gestartet. Die Flugbahn ergibt sich durch die gekoppelte Flugmechanikauswertung mit dem Strömungslöser. Die Nickderivate werden aus dem dynamischen Nickwinkelverlauf um den Trimmwinkel über der Zeit bestimmt, siehe Abbildungen 3 bis 5.

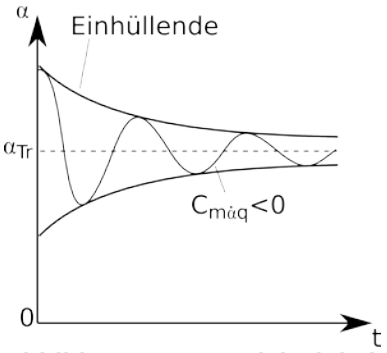


Abbildung 3: Nickwinkelschwingung bei stabiler freien Oszillation

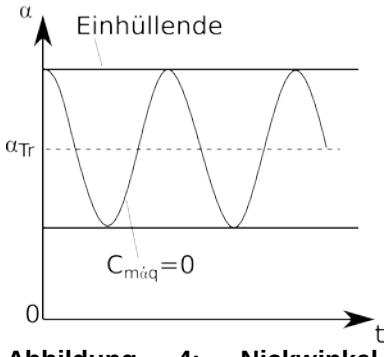


Abbildung 4: Nickwinkelschwingung bei indifferenter freien Oszillation

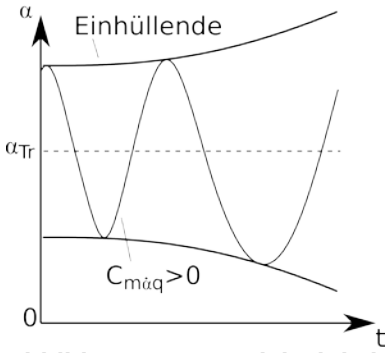


Abbildung 5: Nickwinkelschwingung bei instabiler freien Oszillation

Aus den statischen Nickpolaren werden für einen Steuerklappenausschlag von $\eta = -1°$ geeignete Trimmwinkel bestimmt, welche im betrachteten Geschwindigkeitsbereich bei $45° < \alpha_{Tr} < 59°$ liegen.

Es können maßgebliche Unterschiede zwischen den reibungsbehafteten und reibungsfreien Rechnungen festgestellt werden, die im Wesentlichen durch ein großes Ablösegebiet im Totwasser auf der Oberseite von SHEFEX-III zurückzuführen sind, welches bei den hohen erforderlichen Trimmwinkeln entsteht. Weiterhin nehmen die reibungsinduzierten Differenzen zwischen den bestimmten Nickderivaten mit sinkender Machzahl zu. Dies macht es nötig weitere Auswertungen reibungsbehaftet zu betrachten.

Des Weiteren bestimmen die beiden Schwingungsverfahren die Nickstabilität qualitativ gleich gut, wobei die erzwungene Schwingung deutlich weniger Rechenzeit benötigt, da zur Auswertung im Trimmwinkel lediglich eine Schwingung berechnet werden muss.

So ergibt sich zusammenfassend ein dynamisch stabiles Nickverhalten bei Ma = 1.2, welches ab $Ma \leq 1.05$ in ein dynamisch instabiles Nickverhalten übergeht. Dies bedeutet, dass die vorläufige Geometrie, abgesehen von Steuerklappenausschlägen, ohne Zuhilfenahme von weiteren Steuermaßnahmen, wie beispielsweise Steuerdüsen, stabil bis Ma = 1.2 geflogen werden kann. Danach müssten Steuermaßnahmen ergriffen oder ein Fallschirm geöffnet werden, um ein sicheres Landen zu ermöglichen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

- Ableitung von Übertragungskoeffizienten für thermische Systemanalysen aus CFD Rechnungen -

L. Hagemann, Dr. C. Wendt
EADS ASTRIUM Space Transportation, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen,
lars.hagemann@astrium.eads.net

Einleitung

Stufen von Trägerraketen bestehen hauptsächlich aus Tanks, welche von einigen Sub-Systemen und weiterer Struktur umgeben sind. Es ergeben sich dazwischen Hohlräume (siehe Abbildung 1), sogenannte Kavitäten. Diese Kavitäten müssen mit einem inerten Gas gespült werden, um explosionsfähige Gasgemische zu vermeiden. Jedoch unterliegt das Spülgas starker natürlicher Konvektion, da hohe Temperaturgradienten zwischen kryogenem Tank und Außenwand auftreten können. Der konvektive Wärmeübergang bestimmt damit einen Großteil der Wärmebilanz der Stufe während den Startvorbereitungen.
Das thermische Verhalten der kryogenen Obestufe der Ariane 5 Trägerrakete wird auf Systemebene mit Hilfe eines knoten-basierten thermischen mathematischen Modells (TMM) analysiert. Um das thermische Verhalten in den Kavitäten mit dem TMM zu simulieren, werden stationäre CFD Rechnungen durchgeführt und aus den Ergebnissen die erforderlichen Übertragungskoeffizienten, für die Modellierung des konvektiven Verhaltens der Strömung in der Kavität, bestimmt. Das damit gewonnene "Reduced Order Model" (ROM) der Kavität kann so im TMM für das Gesamtsystem implementiert werden und mitsamt der gesamten Trägerrakete für Systemanalysen betrachtet werden ohne eine Vielzahl gekoppelter CFD- und Thermalanalysen zu erfordern.

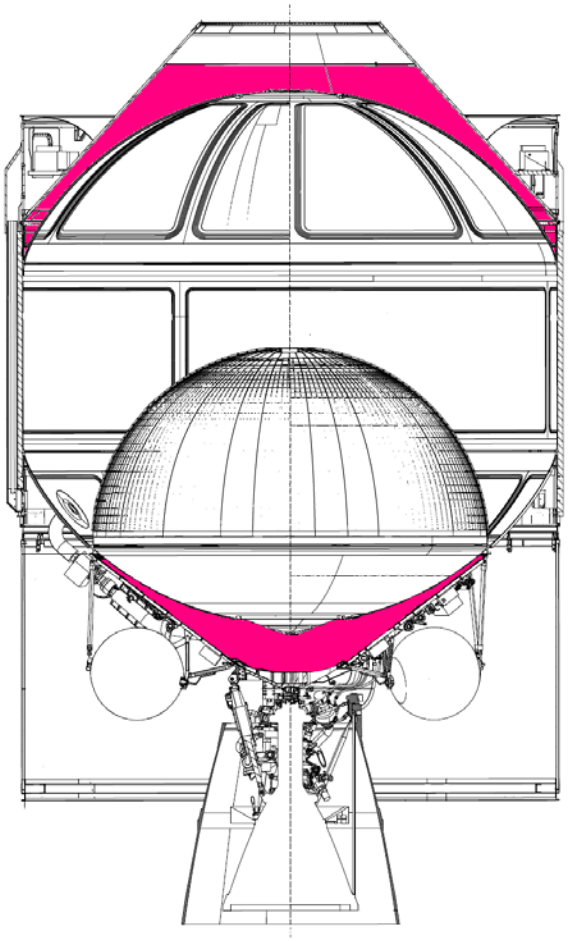


Abbildung 1: A5ME Oberstufe / Kavitäten

Verfahren

Das ROM der Kavität basiert auf zwei stationären CFD Rechnungen, welche die Grenzfälle mit dem höchsten ("heißer Fall") und niedrigsten ("kalter Fall") erwartbaren Temperaturniveau repräsentieren. Hierzu wird die weitere Verwendung der Ergebnisse der CFD Rechnungen für das TMM berücksichtigt, d.h. im CFD Modell werden die Oberflächen und Volumina entsprechend der Knotenverteilung des TMM eingeteilt und die Randbedingungen so gewählt, dass sich ein heißer und kalter Fall ergeben.

Um das ROM erstellen zu können, müssen folgende thermischen Kopplungen für das TMM bestimmt werden:

- Wand - Fluid
- Fluid - Fluid
- Spülgas Einlass - Fluid

Alle für das TMM erforderlichen Werte, wie Oberflächen- und Gastemperaturen bzw. Oberflächenwärmeströme, werden aus den Ergebnissen der CFD Rechnungen (siehe Abbildung 2) ermittelt.

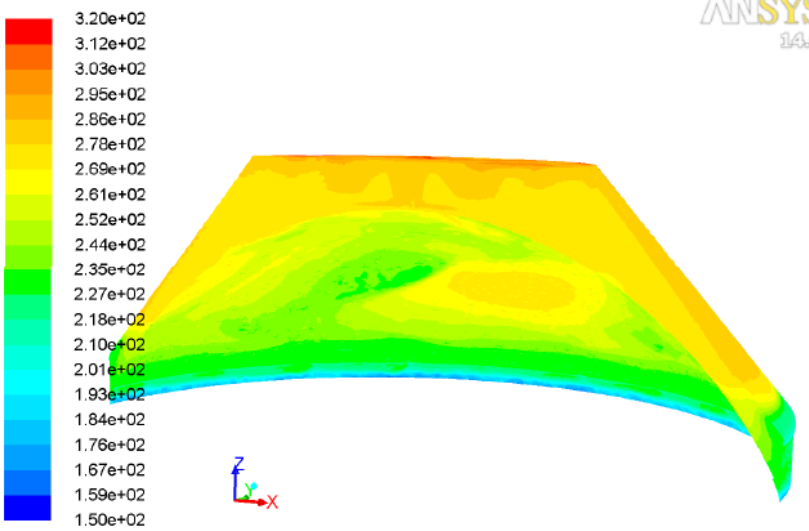


Abbildung 2: Ergebnis einer CFD Rechnung / Temperaturverteilung in einer Kavität

Für das TMM nimmt man ein linearen Verlauf des thermischen Verhaltens, zwischen den Grenzfällen und etwas darüber hinaus, an. D.h. man kennt die Evolution der Energiebilanz der Gasknoten in diesem Bereich.
Mit den thermischen Kopplungen zwischen Wand und Fluid bzw. Fluid und Fluid (siehe Abbildung 3) kann man mit dem TMM stationäre und im gewissen Maß auch transiente Rechnungen durchführen, da die Übertragungskoeffizienten in einem weitem Bereich gültig sind.

Gültigkeit

Mit der beschriebenen Methode ist man in der Lage, mit Hilfe eines ROM einer typischen Kavität, in den definierenden stationären "heißen" und "kalten" Grenzfällen, exakt die gleichen Ergebnisse zu erzeugen wie in den zugrunde liegenden stationären CFD-Rechnungen.
Für die Systemanalyse aller technisch interessanten Fälle, zwischen heißem und kalten Fall, ergeben sich nur geringe Abweichungen zwischen stationären CFD und stationären TMM.

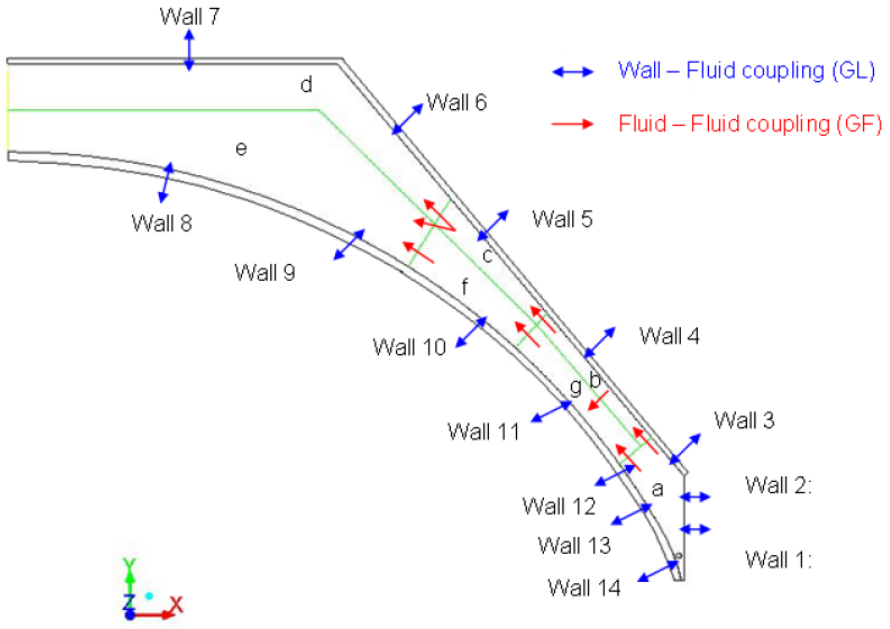


Abbildung 3: Thermische Knoten und Kopplung im TMM

Ausblick

Derzeitige Bemühungen beschäftigen sich damit, die Methode auf transiente Probleme zu erweitern. Damit wäre man in der Lage, Modelle von Konvektion in Flüssigkeiten und Temperaturschichtung in einem TMM abzubilden. Desweiteren ist eine transiente Betrachtung notwendig, wenn man eine variable Phasengrenze, z.B. beim entleeren eines Tanks, modellieren möchte.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Heat flux determination in the High-Enthalpy Shock Tunnel using the Temperature-Sensitive Paint method

Stephan Hock, Jan Martinez Schramm,
DLR Göttingen, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen,
Stephan.Hock@dlr.de Jan.Martinez@dlr.de

The paper will present the experimental findings on the usability of temperature sensitive paints (TSP) in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) of the German Aerospace Center (DLR). The HEG is one of the major European hypersonic test facilities. It was commissioned for use in 1991 and was utlised since then extensively in a large number of national and interna-tional space and hypersonic flight projects. Originally, the facility was designed for the investigation of the influence of high temperature effects such as chemical and thermal re-laxation on the aerothermodynamics of entry or re-entry space vehicles. Over the last years its range of operating conditions was subsequently extended. In the this framework the main emphasis was to generate test section conditions which allow investigating the flow past hypersonic flight configuration from low altitude Mach 6 up to Mach 10 in approximately 33 km altitude. The studies performed focused on the external as well as internal aerodynamics including combustion of hydrogen in complete supersonic combustion ramjet configurations.

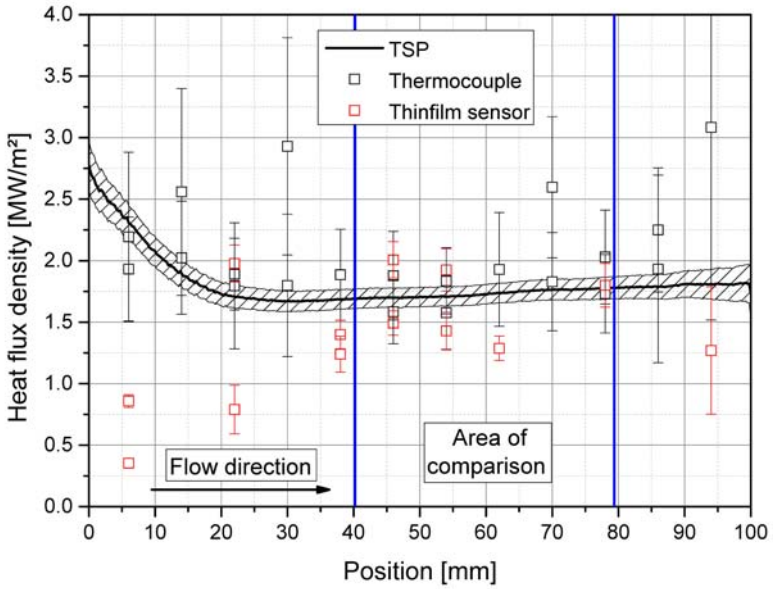
One important property determined during measurements in HEG is the wall surface heat flux. The determination has been commonly performed with the aid of ultrafast thermocouples. This technique allows for well calibrated absolute measurents, but lack the spatial resolution, that could be achieved by using temperature sensitive paints.

Experiments were performed to proof the feasibility of the heat flux determination using TSP in the HEG. The main challenges are the limited measurement time in the HEG, and therefore the need for high acquisition rates up to 100 kHz; high temperature gradients and thus again the need for a high temporal resolution and finally the the occurance of radiating plasma, which could interfere with the luminescent emission of the TSP. The feasibility proof consisted of two main parts: the calibration of the acquisition system, a high-speed CMOS-camera; and the calibration of the TSP and its primer in the small shock tube of the DLR Göttingen.

Ahead of the TSP calibration in the small shock tube, the heat flux density in the tube was measured using established devices: thermocouples and thinfilm sensors. Objective of these measurements was to quantify the expected heat flux density and also to proof the reliability of the measurements in the small shock tube. The measurements were repeated 50 times with the same settings (initial pressure ratio, gases in the two chambers). After this, 20 shots were performed with changed sensor positions, but still the same initial conditions. The result was, that a constant, reliable heat flux only occurs in the central part of the measurement chamber. Its value differs approximatly between 1.6 and 1.8 MW/m². A χ^2-independence test was performed to show, that at least 20 shots are necessary to measure the correct heat flux density with a statistical significance of 95%.

The determination of a heat flux density by use of TSP depends on two different aspects : the thermal properties of the complete TSP layer (density, heat capacity, heat conductivity) and the calibration function of the TSP, which is an empirical relation between the relative intensity and the surface temperature of the model. The temporal change of the measured surface temperature in combination with the thermal properties leads then to the heat flux into the model.

The first step of the TSP calibration is therefore the measurement of the product of the thermal properties of the TSP layer by comparison of the heat flux obtained from measurments with thermocouples and thinfilm sensors to TSP.



The figure above illustrates the comparison obtained for a side wall measurement in the small shock tube. Shown ist the heat flux density obtained with the varios techniques applied, the paper will summarize all findings.

Conclusively, heat flux determination by means of TSP in the HEG is possible. A method of obtaining thermal properties and calibration data for higher temperatures on TSP was determined. Intensities with a satisfying signal-to-noise ratio can be measured at the required acquistion frequencies. The spatial resolution of the method is limited only by the resolution of the acquisiton sensor. Finally, the temperature sensitivity of the TSP is capable to determine realistic heat flux densities, at least at typical HEG flow conditions. This is valid for low enthalpy flow with a specific reservoir enthalpy in HEG smaller than 5MJ/kg. The proof for higher enthalpies will be tackled in future work.

Mittelung
Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Numerische Untersuchung des Oswatitsch'schen Machzahlunabhängigkeitsprinzips

Dipl.-Ing. Volkmar Lorenz, Prof. Dr.-Ing. Christian Mundt

Universität der Bundeswehr München, 85579 Neubiberg
Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik
Volkmar.Lorenz@unibw.de, Christian.Mundt@unibw.de

Nach dem Machzahlunabhängigkeitsprinzip von Oswatitsch [1] hat die Machzahl im Falle hypersonischer Flugzustände ($Ma_\infty > 5$) keinen Einfluss auf die dimensionslose Formulierung der Geschwindigkeitskomponenten, die Dichte und den Druck. Zur Lösung des bekannten Stumpfkörperproblems wurde das von Oswatitsch entwickelte, stationäre System partieller Differentialgleichungen in die folgende instationäre Formlulierung unter der Annahme $Ma \to \infty$ für ideale Gase überführt (hier für ebene Strömungen):

$$\begin{pmatrix} u \\ v \end{pmatrix}_t = \frac{u_\infty^2}{2\kappa c_v}\left(1 - \frac{\vec{v}^2}{u_\infty^2}\right)\begin{pmatrix} s_x \\ s_y \end{pmatrix} + \left(v_x - u_y\right)\begin{pmatrix} v \\ -u \end{pmatrix} \tag{1}$$

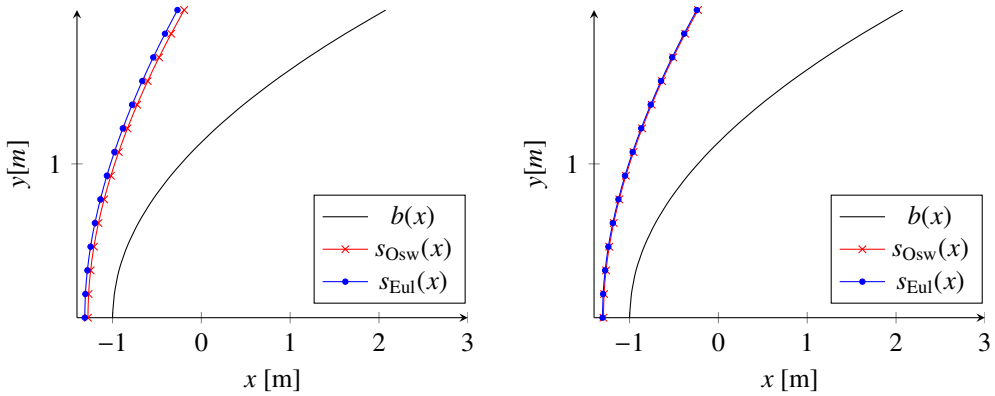
$$u u_t + v v_t + (u^2 - \alpha)u_x + (v^2 - \alpha)v_y + uv\left(u_y + v_x\right) = \alpha \ln \bar{\rho}_t \tag{2}$$

mit

$$\alpha = \frac{\kappa - 1}{2} u_\infty^2 \left(1 - \frac{\vec{v}^2}{u_\infty^2}\right) \text{ sowie } \bar{\rho} = \frac{\rho}{\rho_\infty}.$$

Gl. (1) ist dabei der Crocco'sche Wirbelsatz und (2) die gasdynamische Grundgleichung, die sich aus den Impulssätzen und der Kontinuitätsbeziehung sowie dem 1. und 2. Hauptsatz der Thermodynamik ergeben. u und v sind die in x- bzw. y-Richtung zerlegten Komponenten des Geschwindigkeitsvekors $\vec{v}$, u_∞ die Anströmgeschwindigkeit, ρ die Dichte, κ der Isentropenexponent, s die Entropie und c_v die spezifische Wärmekapazität bei konstantem Volumen. Das Symbol ∞ bezeichnet Umgebungsbedingungen und t die Zeit. Ableitungen nach einer bestimmten Variable werden als Index dargestellt.

Zur Lösung dieses partiellen nichtlinearen Differentialgleichungssystems wurde das bekannte Predictor-Corrector-Verfahren nach MacCormack verwendet. Im Folgenden werden einige Resultate mit den Ergebnissen der Euler-Gleichungen bei Umströmung der Körperkontur $b(x) = 0,769\,x^2 - 1$ verglichen, Abb. 1, [2].



(a) Stoßlagen bei $Ma_\infty = 15$

(b) Stoßlagen bei $Ma_\infty = 30$

Abbildung 1: Stoßlagen um einen Paraboloiden bei Euler- (Eul) und Oswatisch'schen (Osw)-Gleichungen

Da die durch das MacCormack-Verfahren benötigten einseitigen Differenzen an den Rändern - Verdichtungsstoß $s(x)$ und Körper $b(x)$ - zu Stabilitätsproblemen führen können, werden die aus dem Innenfeld erhaltenen Ergebnisse zu den Rändern hin linear extrapoliert und anschließend korrigiert. Der Drucksprung p_2/p_∞ (Index 2: hinter dem Stoß) wird ermittelt über

$$\frac{p_2}{p_\infty} = \exp\left(\frac{s_2 - s_\infty}{c_v} - \kappa \ln\left(\bar{\rho}_2\right)\right) \tag{3}$$

und kann anschließend mit der Rankine-Hugoniot-Beziehung für schräge Verdichtungsstöße

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\kappa Ma_{1n}^2 - (\kappa - 1)}{\kappa + 1}\,. \tag{4}$$

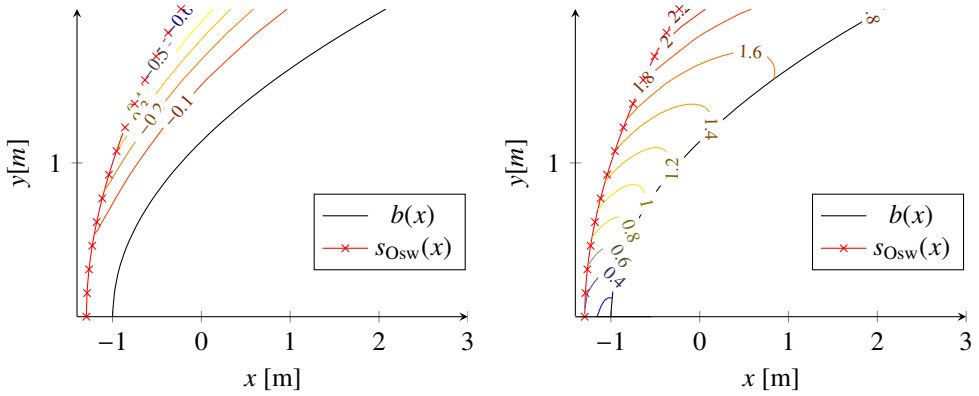
gleichgesetzt werden. Es ergibt sich dadurch die horizontale Anströmmachzahl Ma_{1n} zu

$$Ma_{1n} = \sqrt{\exp\left(\frac{s_2 - s_\infty}{c_v} - \kappa \ln\left(\bar{\rho}_2\right)\right)\frac{\kappa + 1}{2\kappa} + (\kappa - 1)}\,. \tag{5}$$

Jeder Stoßpunkt wird um das Wegstück Δx verschoben, wobei a_∞ der Schallgeschwindigkeit der Umgebung und k_{rel} einem Relaxationsfaktor der Größenordnung 10^{-1} entspricht:

$$\Delta x = k_{rel}\,\Delta t\, W = k_{rel}\,\Delta t\,(Ma_\infty - Ma_{1n})\,a_\infty. \tag{6}$$

Es konnte, wie auch in Abb. 1 ersichtlich, festgestellt werden, dass die Stoßkontur s_{Osw} mit steigender Machzahl Ma_∞ der für den Euler-Fall fast identisch wird. Resultate von Machzahl- sowie Entropieverlauf sind in Abb. 2 dargestellt. Sie stimmen mit den Lösungen der vier zeitabhängigen Euler-Gleichungen annähernd überein, die Abweichung liegt bereits für $Ma_\infty \geq 30$ randbedingungsabhängig bei unter 1%.



(a) Entropie $s' = s_{oblique\ shock} - s_{normal\ shock}$ (b) Machzahl Ma

Abbildung 2: Ergebnisse für $Ma_\infty = 30$

Hinsichtlich der Konvergenzrate ist festgestellt worden, dass die drei Oswatitsch'schen Gleichungen im Vergleich zu den vier Euler-Gleichungen resistenter gegen höhere CFL-Zahlen sind, vgl. Tab. 1. Zusätzlich sind pro Iteration infolge der geringeren Gleichungsanzahl weniger Rechenoperationen notwendig, was insgesamt zu einer weiteren Reduktion der Rechenzeit führt. Zudem muss beachtet werden, dass aus einer dimensionslosen Lösung mehrere Lösungen für unterschiedliche Machzahlen Ma_∞ rücktransformiert werden können. Oswatitsch leitete das Machzahlunabhängigkeitsprinzip für ideale Gase her. Die Erweiterung des Prinips auf chemisch reagierende Gase und räumliche Geometrien ist geplant.

Tabelle 1: Iterationsanzahl

CFL	0,9	0,9	0,9	maximal
Ma	10	30	50	50
ben. Iterationen Euler	1539	1527	1480	1217 (CFL_{max} = 1,2)
ben. Iterationen Oswatitsch	1757	2609	3064	1054 (CFL_{max} = 1,4)

Literatur

[1] K. Oswatitsch: *Ähnlichkeitsgesetz für Hyperschallströmung*, ZAMP, vol 2, 1951, pp. 249-264.

[2] Ch. Mundt, R.R. Boyce, E.H. Hirschel: *Simulation of hypersonic, reacting flow around reentry bodies - Comparisons of numerical and experimental results*, Zeitschrift für Flugwissenschaften und Weltraumforschung, Bd.19, pp. 492-501, 1995

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Bestimmung der Wärmelasten am Düsenausgang eines Hybridraketentriebwerks

Stefan May und Ognjan Božić
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
stefan.may@dlr.de, ognjan.bozic@dlr.de

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) entwickelt in Braunschweig am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik im Rahmen des **AHRES**-Programms (**A**dvanced **H**ybrid **R**ocket **E**ngine **S**imulation) ein Hybridraketentriebwerk als sichere und kostengünstige Alternative zu den nach heutigem Stand der Technik verwendeten Triebwerken. Insbesondere versprechen Hybridraketentriebwerke großes Einsatzpotential für Raketenoberstufen in kleinen und mittleren Trägersystemen.

Ein besonderes Problemfeld bei der Entwicklung dieser Triebwerke ist die Auslegung der Düse und die im Betrieb auftretende Erosion, speziell im Bereich des Düsenhalses. Um das Problem der Erosion verstehen und beschreiben zu können, wird zunächst eine detaillierte Kenntnis des Wärmeübertragungsprozesses innerhalb der Düse unter Berücksichtigung aller relevanten Einflussgrößen voraussgesetzt. Daher wurde das Simulationsprogramm **SARINA** (**S**imulation of **A**veraged **R**adiation heat transfer **I**n **N**ozzle **A**pplications) zur Bestimmung der Wärmelastenverteilung über die Düsenwand entwickelt. Dieses Programm diskretisiert eine vorgegebene Düsengeometrie entlang der Strömungsachse und berücksichtigt neben der konvektiven Wärmeübertragung auch die Wärmeübertragung durch Strahlung heißer Gase, durch Rußpartikel sowie durch Metall- und Metalloxidpartikel im Abgasstrahl. Für die Simulation der Gasstrahlung wird ein Modell von Farbar verwendet und für die Rußstrahlung ein abgewandeltes Modell nach Chiaverini. Zur Bestimmung der Strahlung durch Metall- und Metalloxidpartikel wird auf Erkenntnisse von Dombrovsky zurückgegriffen.

Zur Validierung von **SARINA** wurde eine Testmessung der Düsentemperatur mittels eines Zwei-Farben-Pyrometers sowie mit einem Hochtemperatur-Thermoelement während eines Testlaufs des AHRES-Triebwerks durchgeführt. Außerdem wurde die Simulation für die gegebenen Parameter ausgeführt.

Es zeigten sich einige Abweichungen sowohl zwischen den einzelnen Messwerten als auch den Simulationsergebnissen. Diese resultieren größtenteils aus der Bildung von Pyrolyseflüssigkeit, welche die Messstellen füllte und damit die Messung störte. Weiterhin führt die im Programmcode hinterlegte Annahme stationärer Wärmestromprozesse zu Abweichungen zwischen den Simulatiuonsergebnissen und den Messungen. Dennoch sind die Ergebnisse grundsätzlich physikalisch plausibel. Weitere Versuche und eine Erweiterung des Simulationscodes durch ein instationäres Wärmeleitungsmodell sind in Arbeit. Dadurch soll **SARINA** weiter validiert werden, um es zur Düsenauslegung und zur Analyse der Erosionsprozesse nutzen zu können.

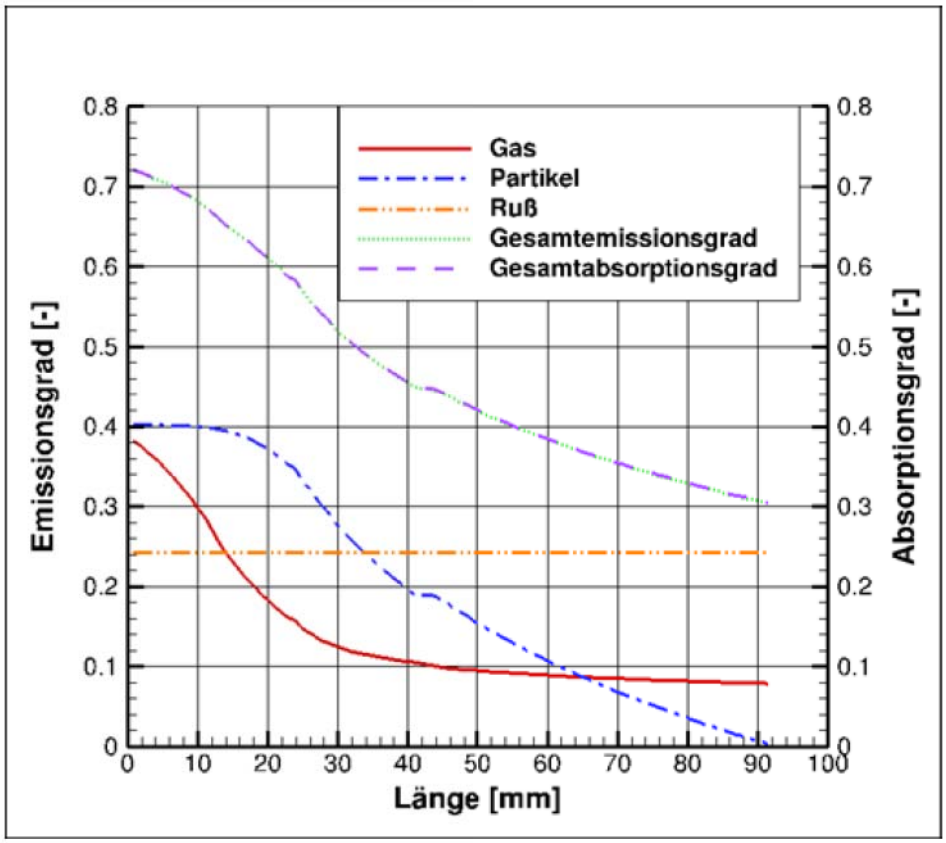


Abbildung 1: Verschiedene Emissionsgrade über die Düsenlänge, berechnet mit dem in SARINA enthaltenen Strahlungsmodell

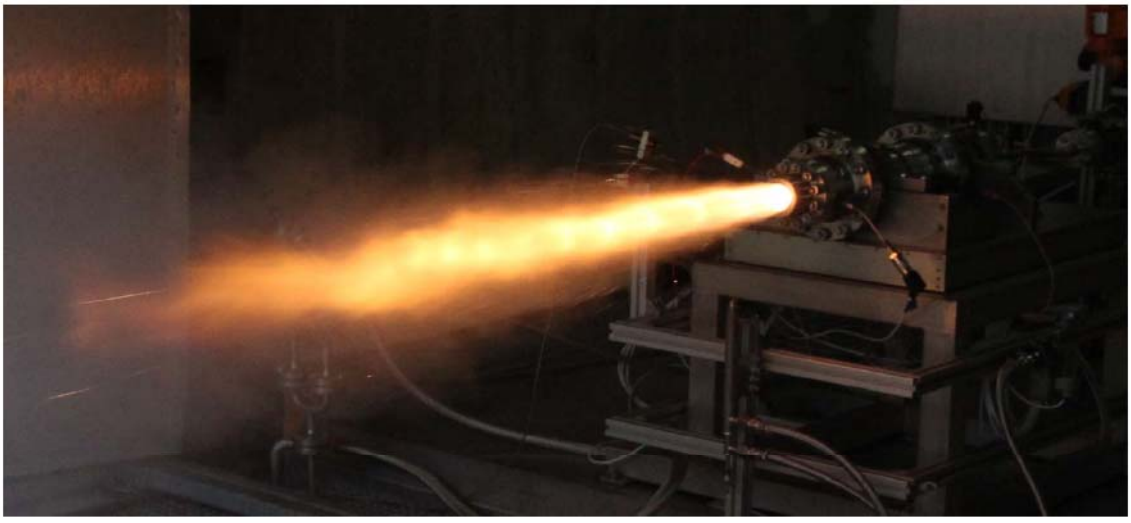


Abbildung 2: Durchführung eines Testlaufs mit dem AHRES-Hybridraketentriebwerk

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Aspekte der aero(thermo)dynamischen Modellierung eines auf dem Autorotationsprinzip basierenden atmosphärischen Eintritts- und Lande-Systems für den Mars

Peter Noeding
EADS Astrium GmbH, Airbus-Allee 1, 28199 Bremen
Peter.Noeding@astrium.eads.net

Raumsonden zur Landung auf dem Mars verfügten in der Vergangenheit im Allgemeinen als EDSL-System (Entry Descent and Landing System) über eine Kombination aus stumpfem Hitzeschild zum Abbremsen aus dem Hyperschallbereich beim Eintritt in die Atmosphäre, gefolgt von einem weiteren Abstieg am Fallschirm und einer durch Bremsraketen ermöglichten „weichen“ Landung.

Eine durch ESA initiierte erste Machbarkeits-Studie bei ASTRIUM zielte auf den möglichen Ersatz des Fallschirms und der Bremsraketen durch ein (ausfaltbares) Rotorsystem ab. Der verwendete Rotor sollte nicht über einen Antrieb verfügen, sondern frei rotieren (Autorotation). Der Auftrieb welcher durch nur vom Fahrtwind angetriebene Rotoren erzeugt wird reicht aus, um z.B. im Notfall eine antriebslose Landung von Hubschraubern nach Triebwerkausfall zu ermöglichen.

Der potentielle Vorteil für das EDSL-System eines Mars-Landers wird in günstigen horizontalen Gleitreichweiten (durch leichte Neigung der Rotorkreisebene in der gewünschten Flugrichtung via schwenkbarem Rotorkopf) und einer guten Steuerbarkeit für präzisere Landungen gesehen, welche so nicht mit fallschirmbasierten Konzepten erreichbar sind. Eine besondere Herausforderung ist dabei die extrem geringe Dichte der Mars Atmosphäre (an der Marsoberfläche ca. 1/100 der atmosphärischen Dichte an der Erdoberfläche), welche sehr große Rotoren erforderlich macht, die dennoch leicht und auf geringes Volumen einfaltbar sind.

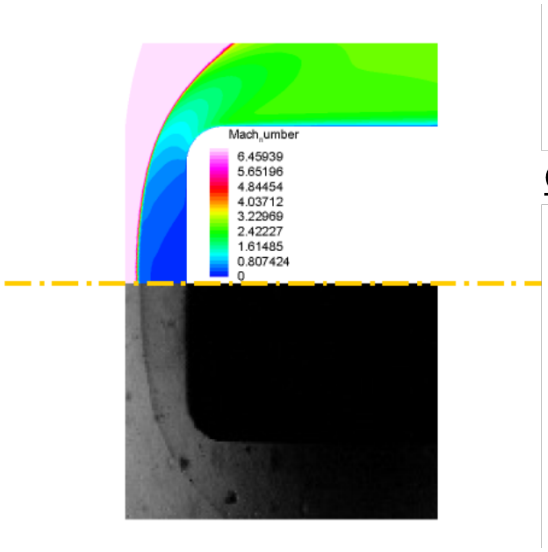
Im Rahmen der Studie waren mehrere verschiedene Ansätze erforderlich, um die aerodynamischen Parameter der betrachteten EDSL-Konzepte zu ermitteln:

- Die Analyse der Hyperschallströmung beim Eintritt der Kapsel in die CO_2 Atmosphäre des Mars mittels CFD kann sich mittlerweile auf verbesserte thermochemische Gasmodelle stützen, welche von verschiedenen Partnern aus EU und Russland im Rahmen der SACOMAR-Studie (EU FP7) erarbeitet und in umfangreichen, mit CO_2 betriebenen Bodentestanlagen untersucht wurden.

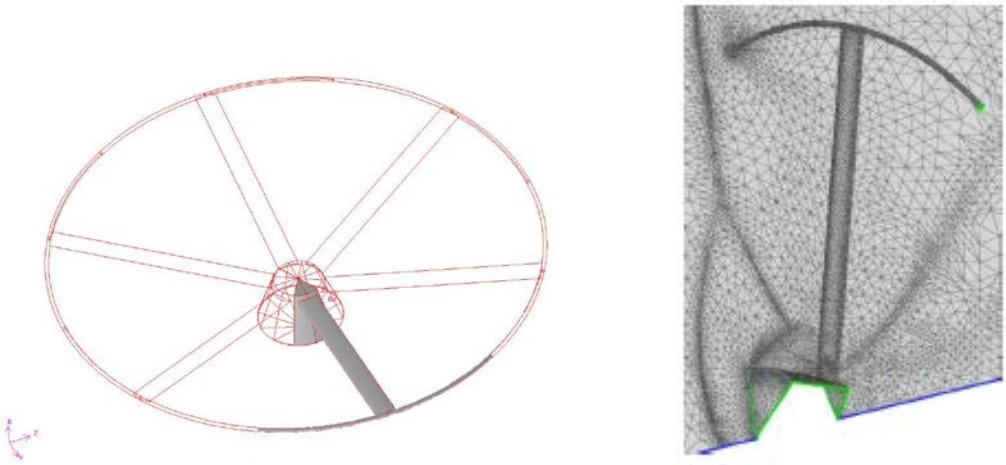
- Dimensionierende aerodynamische Analyse auftriebserzeugender Rotoren, welche beim Abstieg im Autorotationsbetrieb mit signifikanten horizontalen Geschwindigkeitskomponenten betrieben werden sollen: Klassische Propeller(Blattelement)-Theorie, angewendet für die Bedingungen der Marsatmosphäre.

- CFD Rechnungen unter Bedingungen der Marsatmosphäre zur Ermittlung der aerodynamischen Kräfte bei Entfaltung des Rotorsystems (aufblasbare Struktur)

- Windkanaltests um das Entfalten des Rotorsystems unter aerodynamischen Lasten, welche für die Entfaltung unter Marsbedingungen repräsentativ sind, zu demonstrieren.



SACOMAR wind tunnel test probe (and matching TAU-Code result compared to experimental Schlieren image)



60° sector of rotor system modelled (left) and CFD mesh after 1st adaptation (plane of symmetry and 60°sector of rotor system and entry capsule)

Downscaled inflatable rotor, first deployment test in wind tunnel

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschallaerothermodynamik

Charakterisierung der Innenballistik und der Wärmeübertragung in der Brennkammer von Feststoff- und Hybridraketentriebwerken

Georg Poppe, Ognjan Božić
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
georg.poppe@dlr.de, ognjan.bozic@dlr.de

Das DLR in Braunschweig entwickelt derzeit im Vorhaben AHRES (Advanced Hybrid Rocket Engine Simulation) Berechnungsprogramme für einen schnellen Entwurf von Hybridraketentriebwerken.

Im Rahmen dieser Arbeit wurden der Aufbau und die Prozessabläufe in Feststoff- und Hybridraketentriebwerken dargestellt. Feststoffraketentriebwerke sind relativ einfach aufgebaut und der Treibstoff ist gut lagerbar. In Hybridraketentriebwerken liegen der Oxidator und der Brennstoff getrennt in unterschiedlichen Phasen vor. Meistens werden ein flüssiger Oxidator und ein fester Brennstoff verwendet.

Des Weiteren wurde das Berechnungsverfahren für die innerballistischen Prozesse in der Brennkammer von Feststoff- und Hybridraketentriebwerken dargestellt. Hierzu wurde mit dem CEA-Code die Rauchgaszusammensetzung und daraus die benötigten gasdynamischen Größen bestimmt. Neben der Struktur der Strömungsgrenzschicht in Hybridraketentriebwerken, wurde das Verfahren nach Raizberg, Erohin und Samsonov für die Berechnung der Strömungsgrößen in der Brennkammer erläutert. Das beschriebene Verfahren berücksichtigt dabei Verluste durch Reibung und Wärmeleitung im inneren Strömungskanal des festen Treibsatzes.

Mit den bekannten Strömungsgrößen ist die Berechnung der Wärmeübertragung in Brennkammern von beiden Triebwerkstypen möglich. Diese Berechnung wurde anhand von zwei verwandten Berechnungsverfahren für die Wärmeübertragung detailliert beschrieben. In Hybridraketentriebwerken wird die Wärmeenergie in einer dünnen Flammenzone in der Strömungsgrenzschicht freigesetzt und von dort mittels Konvektion und Strahlung zur Brennstoffwand transportiert. Die Regressionsrate wird durch den verwendeten Brennstoff und den Gesamtmassenstrom im Strömungskanal der Brennkammer beeinflusst. Das verwendete Strahlungsmodell berücksichtigt Strahlung durch das Rauchgas, Strahlung von Rußpartikeln und Strahlung durch Metallpartikel und -tropfen. Die Regressionsrate und die konvektive Wärmeübertragung wurden über zwei untersuchte Modelle von Marxman und Chiaverini bestimmt. Eine Bestimmung der Wandtemperatur ist damit möglich.

In Feststoffraketentriebwerken befindet sich die Reaktionszone auf der Oberfläche des festen Treibsatzes. Bei kleinen Geschwindigkeiten im Strömungskanal ist die Regressionsrate nur vom Brennkammerdruck abhängig. Bei hohen Massenströmen und Geschwindigkeiten kommt es zu einer zusätzlichen Erosion der Treibstoffoberfläche. Hierzu wurden zwei unterschiedliche Berechnungsmodelle betrachtet.

Die Wärmeübertragung durch den Brennstoff wurde mit einem zeitabhängigen, quasistationären Temperaturmodell betrachtet. Die dabei bestimmte Durchwärmungsdicke, trifft eine Aussage darüber, ob und wie stark sich die Brennkammerwand während des Abbrands erhitzt. Der Hitzeschutz und die Brennkammeraußenwand wurden mit einem weiteren quasistationären Wärmeübertragungsmodell berücksichtigt. Bei der Betrachtung der Übertragung der Wärme von der Triebwerksoberfläche in die Umgebung wurden die Wärmestrahlung und die freie Konvektion berücksichtigt.

Zum Abschluss wurden mit den entwickelten innerballistischen Berechnungsprogrammen zwei Beispiele berechnet und die Ergebnisse dargestellt. Dabei handelt es sich um ein Feststoffraketentriebwerk einer Trägerrakete und das AHRES-Hybridraketentriebwerk.

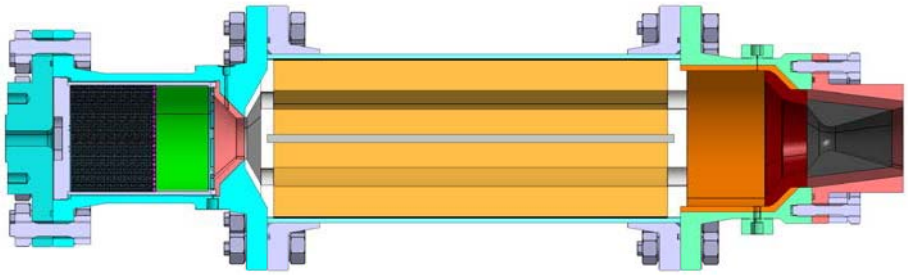


Abbildung 1: Aufbau des AHRES-Hybridraketentriebwerks

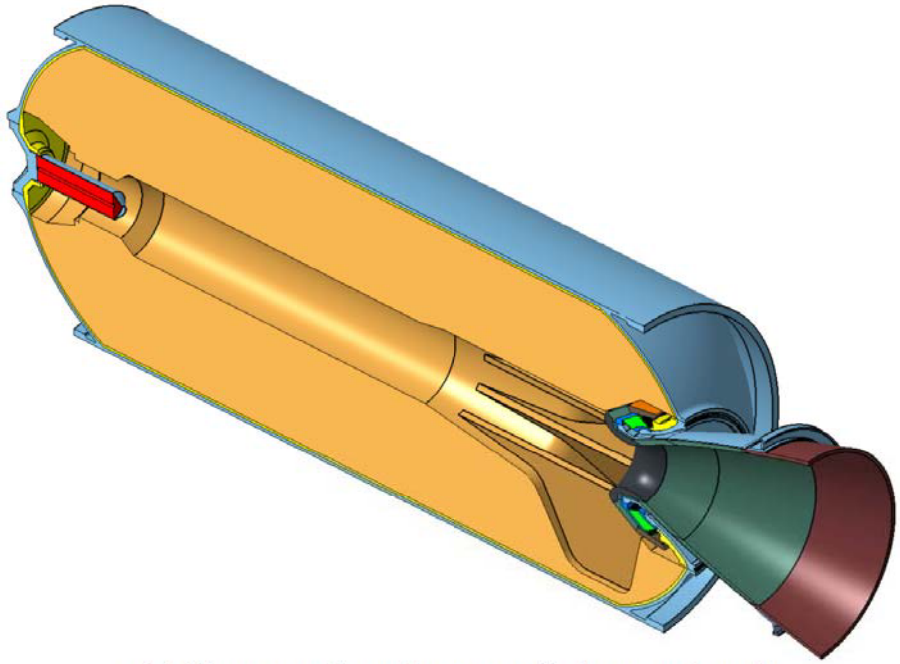


Abbildung 2: Aufbau des Feststoffraketentriebwerks

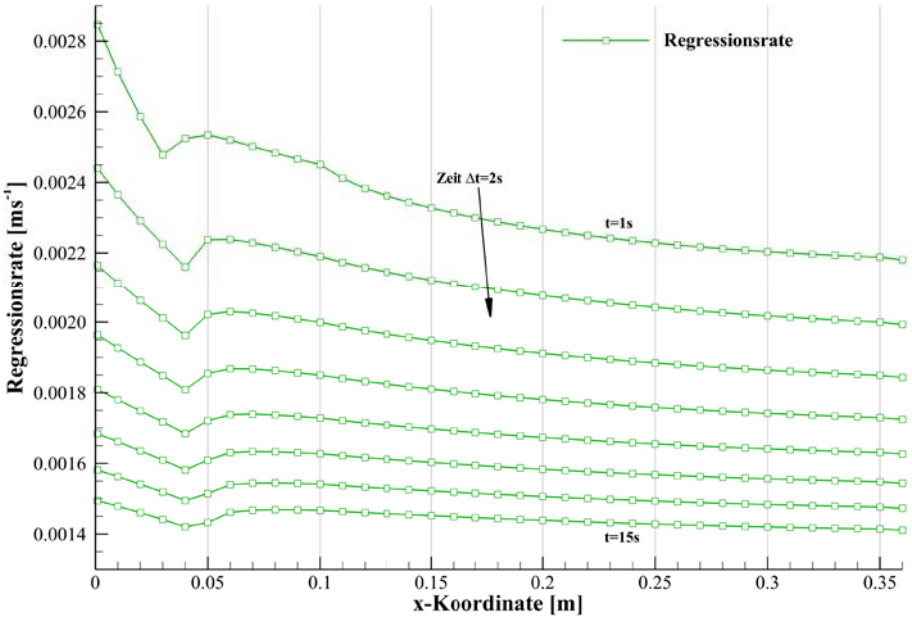


Abbildung 3: Regressionsraten im AHRES-Hybridraketentriebwerk über die Brennkammerlänge und die Abbrandzeit

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Untersuchung von Gittereffekten an sensorisch behaarten Oberflächen zur selektiven Erfassung charakteristischer Strömungsfeldmuster (Koinzidenzdetektor)

G. Axtmann, U. Rist
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Uni-Stuttgart, Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart, axtmann@iag.uni-stuttgart.de

In der Arbeit wird mit Hilfe direkter numerischer Simulation das Verhalten von behaarten Oberflächen hinsichtlich sensorischer Strömungsmustererkennung untersucht. Die Haare befinden sich zunächst auf einer ebenen Platte. Über der Platte herrschen zunächst Freistrombedingungen mit einer normierten Anströmgeschwindigkeit u_∞=1 m/s, einer statischen Temperatur von T_∞=293 K und einem statischen Druck von p_∞=1 bar. In die Strömung wird eine Störung wahlweise über den Plattenrand als auch über einen mitbewegten Störstreifen eingegeben. In Abbildung 1 ist dies visualisiert.

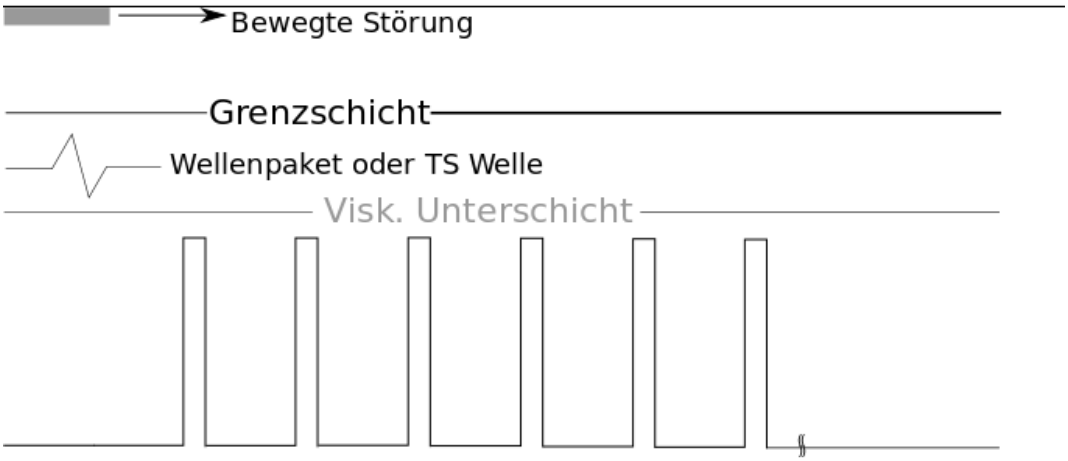


Abbildung 1 : Haarsensoren in Kanalströmung

Das Ziel dieser Arbeit zur Umströmung von strukturiert angeordneten Haarsensoren ist das Verständnis der Gittereffekte von Gruppenanordnungen in räumlich und zeitlicher Hinsicht auf dem Hintergrund einer rauschbehafteten Umgebung. Dies ermöglicht neue Konzepte zur sensorischen Mustererkennung und Signalreduktion. Diese Störmuster können einerseits von außen der Grundströmung überlagert sein aber auch Folgen der wandnahen Instabilitäten transitionaler Grenzschichten sein . In Abbildung 2 ist zur Veranschaulichung ein Muster bereits gefertigter Haarsensoren als Einzelsensor und in Gitteranordnung dargestellt.

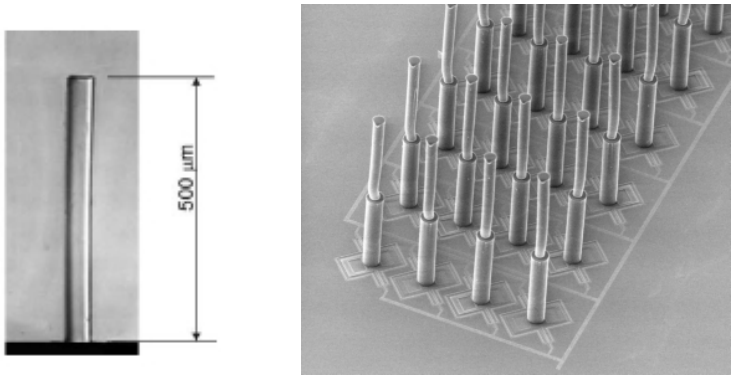


Abbildung 2 : Einzelsensor und Gitteranordnung von Haarsensoren

Die methodische Vorgehensweise ist hierfür vom Einfachen zum Komplexen. Voruntersuchungen sind hierbei zweidimensionale Rechnungen eines Einzelzylinders mit Hilfe der Toolbox OpenFOAM. Hierfür wurden für moderate Reynoldszahlen ausgewählte Parameter zur Validierung mit Literatur und Experimenten verwendet. In Abbildung 3 sind diese für den Widerstandsbeiwert aufgeführt.

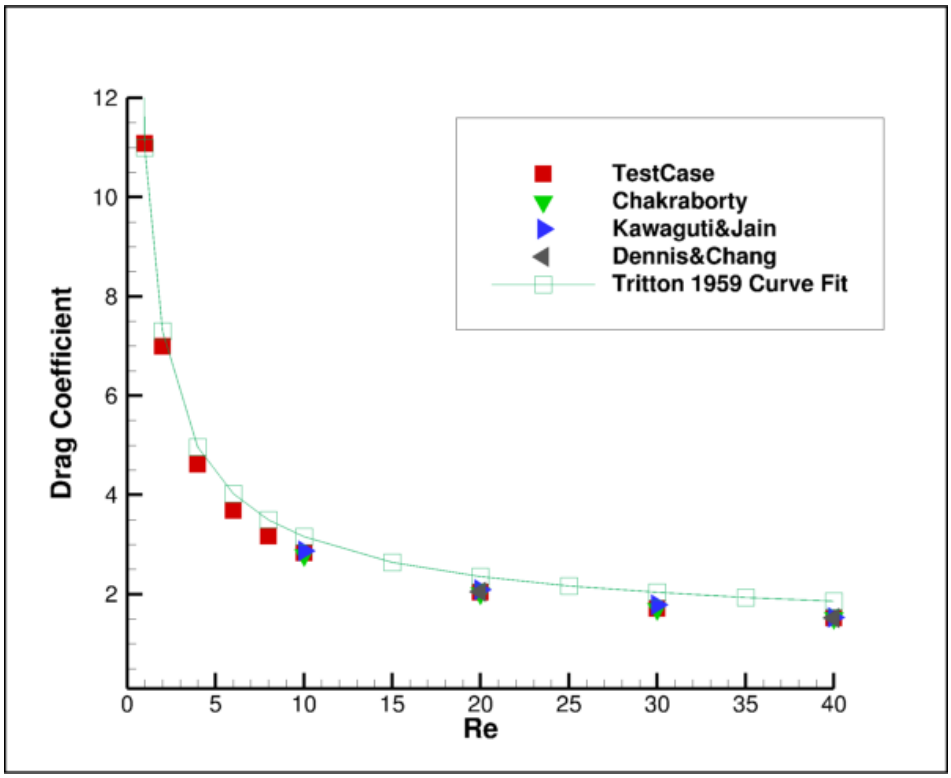


Abbildung 3 : Vergleich des Widerstandbeiwertes mit Literatur und Experiment

Nach Verifikation der DNS Fähigkeit des Codes werden nun weitere Untersuchungen hinsichtlich einer Tandemkonfiguration sowie ersten dreidimensionalen Rechnungen um die Randeffekte am Ende des Haarsensors zu beurteilen durchgeführt. Im weiteren Abschnitt dieser Arbeit (hier nicht vorgestellt) gilt es eine Methode zur Modellierung der Rückwirkung der Sensoren auf die Strömung zu gewährleisten.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Auslegung eines Prinzipexperiments zur Kontrolle von Querströmungsinstabilitäten
im Verbund AKSA
Aktive Kontrolle von Störungen in der Aerodynamik

Hans Peter Barth, Waldemar Stapel, Stefan Hein, Markus Rütten, Henning Rosemann

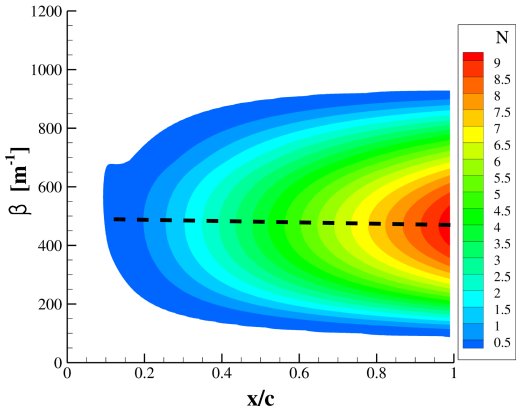
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
peter.barth@dlr.de

Einleitung: Am schiebenden Flügel wird der laminar-turbulente Umschlag häufig durch Querströmungsinstabilitäten ausgelöst. In früheren Veröffentlichungen konnte gezeigt werden, dass durch gezielte Anregung gewisser Störmoden durch diskrete Rauhigkeitselemente die Transition verzögert werden kann [1]. Im Verbundvorhaben AKSA [2] sollen alternative Beeinflussungskonzepte zur Dämpfung von Querströmungsinstabilitäten untersucht und vergleichend bewertet werden. Dazu kommt eine Konfiguration bestehend aus einer schiebenden Platte und einem Verdrängungskörper wie im Prinzipexperiment nach Bippes [3] zum Einsatz. Durch den Verdrängungskörper soll ein geeigneter Druckgradient auf die Platte und deren 3D-Grenzschicht aufgeprägt werden.

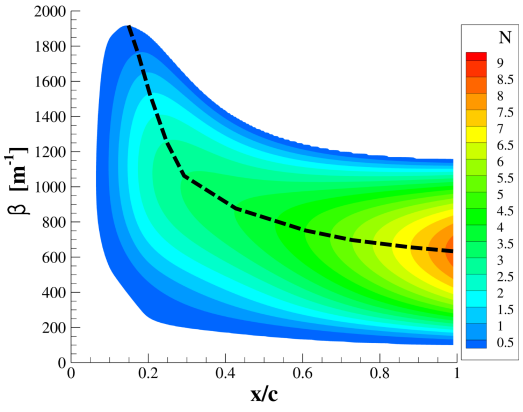
Ziel: Ziel ist die Auslegung eines Experiments zur aktiven Kontrolle querströmungs-dominanter Transition, wobei die Aktuatoren von den Projektpartnern TU Berlin und TU Darmstadt entwickelt werden. Neben Rauhigkeitselementen sollen auch flexiblere Aktuatoren wie fluidische und Plasmaaktuatoren untersucht werden. Die geplante Konfiguration mit schiebender Platte und Verdrängungskörper hat dabei den Vorteil gegenüber einem Tragflügel, dass sich die Aktuatoren leichter in die ebene Platte integrieren lassen. Zudem ist die 3D-Grenzschicht der Platte vergleichsweise dick und die zu untersuchenden Grenzschichtstrukturen sind experimentell leichter zugänglich. Zur Untersuchung sollen Hitzdraht- sowie PIV-Messungen zum Einsatz kommen.

Lösungsweg: Ausgangspunkt für die Entwicklung der Testumgebung ist das Prinzipexperiment nach Bippes [3]. Für die geplanten Beeinflussungsverfahren ist ein Verlauf des N-Faktor-Diagramms wie in Abb. 1(b) nötig. In Abb. 1(a) ist der Verlauf für das Original-Prinzipexperiment dargestellt. Das Prinzipexperiment ist also nicht direkt geeignet und die vom Verdrängungskörper aufgeprägte Druckverteilung muss angepasst werden. Ein neuer Verdrängungskörper wird entwickelt, dessen aufgeprägte Druckverteilung die gewünschte N-Faktor-Verteilung erzeugt, wobei bekannt ist, welche Eigenschaften dieser Druckverteilung erfüllen muss (vgl. Abb. 2(b)). Die Anpassung der Kontur wird als Optimierungsproblem behandelt, für das ein diskretes Adjungiertenverfahren eingesetzt wird, bei dem die Abweichung der aktuellen Druckverteilung von der Zieldruckverteilung minimiert wird.

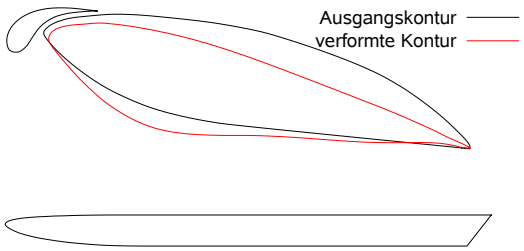
Ergebnis: In mehreren Testfällen konnten Zieldruckverteilungen zufriedenstellend erreicht werden. Im Falle der eigentlichen Konfiguration konnte die Abweichung der Druckverteilung von der Zieldruckverteilung zwar deutlich verringert, die Zieldruckverteilung aber noch nicht hinreichend angenähert werden.



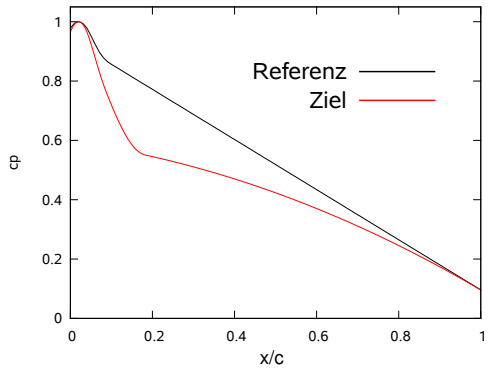
1(a) N-Faktor-Verteilung der Ausgangskonfiguration



1(b) Günstige N-Faktor-Verteilung



2(a) Konturanpassung



2(b) Druckverteilung

Weiteres Vorgehen: Die Optimierung der Kontur wird fortgesetzt bis eine Druckverteilung mit den gewünschten Eigenschaften erreicht wird. Die so erzeugte Kontur des Verdrängungskörpers wird gefertigt und die unterschiedlichen Aktuatoren der Projektpartner in die ebene Platte integriert. Im Folgenden sollen im Göttinger 1m-Windkanal mithilfe von Hitzdraht- und PIV-Messungen die Wirkungsweise der Aktuatoren auf die Entwicklung der Querströmungsinstabilitäten im Detail untersucht und zusammen mit den Projektpartnern die Einsatzmöglichkeiten und das Potential der Aktuatoren zur Transitionsverzögerung bewertet werden.

Literatur

[1] W. S. Saric, R. Carrillo, and M. S. Reibert. Leading-Edge Roughness as a Transition Control Mechanism. *AIAA Paper No. 98*, 781, 1998.

[2] K. Barckmann, C. Tropea, P. Dörr, D. Klaubert, J. Lohse, and H. Rosemann. AKSA - Aktive Kontrolle von Störungen in der Aerodynamik. In *Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress*. DGLR, 2013.

[3] H. Deyhle and H. Bippes. Disturbance Growth in an Unstable Three-Dimensional Boundary Layer and its Dependence on Environmental Conditions. *Journal of fluid mechanics*, 316:73–113, 1996.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Kombination von aktiver TS-Wellendämpfung und Grenzschichtstabilisierung im Flugversuch

A. Kurz, B. Simon, S. Grundmann, C. Tropea
Center of Smart Interfaces, TU Darmstadt, Flughafenstr. 19, 64347 Griesheim
kurz@csi.tu-darmstadt.de

Die aktive Strömungskontrolle mit Hilfe von Plasma-Aktuatoren (PA) hat in den letzten 10 Jahren großes wissenschaftliches Interesse erfahren. Dies insbesondere durch die ansprechenden Vorteile des PA als fluidischer Aktuator (geringes Gewicht, geringer benötigter Einbauraum, keine Schwächung der Struktur durch Schlitze oder Lochreihen, kurze Reaktionszeiten, keine mechanisch bewegten Bauteile). In vielen Studien wurde seine Anwendbarkeit für verschiedene Bereiche der Strömungskontrolle bewiesen. An der TU Darmstadt wird im Speziellen am Einsatz des Plasma-Aktuators für die aktive Transitionsverzögerung gearbeitet [1]. Zwei grundsätzlich verschiedene Kontrollmechanismen sind dabei zu unterscheiden. Einerseits kann der Aktuator kontinuierlich betrieben werden und verändert durch einen konstanten Impulseintrag in die untere Grenzschicht deren Stabilitätseigenschaften hin zu einem stabileren Verhalten. Auf diesem Wege wird die Anfachung von Instabilitäten verringert. Zum Anderen kann der PA moduliert betrieben werden, um eine direkte Auslöschung von TS-Instabilitäten durch lineare, negative Superposition zu erreichen. Dieser Mechanismus (active wave cancelation - AWC) basiert nicht auf einer Veränderung des mittleren Strömungsfeldes und die aufgewendete Energie ist typischerweise deutlich geringer als bei der Grenzschichtstabilisierung. Für die AWC ist allerdings ein geschlossener Regelkreis inklusive einer Sensorik notwendig, um den Impulseintrag in Bezug auf Amplitude, Phasenlage und Wellenform den Störungen in der Grenzschicht anzupassen.

Zudem erlaubt der PA eine Kombination beider Mechanismen in einem Aktuator (hybrider Modus), was kürzlich erstmals in Windkanal und Flugversuch untersucht wurde. Im hybriden Modus wird der Aktuator kontinuierlich betrieben und die für die AWC notwendige Amplitudenmodulation diesem Signal überlagert. So lässt sich die erzielbare Transitionsverzögerung deutlich steigern. Bemerkenswert ist dabei, dass sich der Energiebedarf durch die annähernd sinusförmige Modulation gegenüber der reinen Grenzschichtstabilisierung nicht erhöht.

Ziel der aktuellen Forschungsarbeiten ist es die aktive Transitionskontrolle mit Hilfe von Plasma-Aktuatoren dem Anwendungsfall näher zu bringen. Daher wurden Flugversuche angestrebt, um das Verhalten des Aufbaus unter realen Bedingungen zu untersuchen, wie sie in der Atmosphäre vorherrschen (Turbulenzspektrum, Variation von Druck, Temperatur und Luftfeuchtigkeit). Hierzu war es notwendig den verfügbaren Reynoldszahlbereich deutlich zu erweitern, ein flugfähiges Setup zu entwickeln, sowie die Sensorik des Aufbaus anzupassen. Ebenso essentiell war die Implemen-

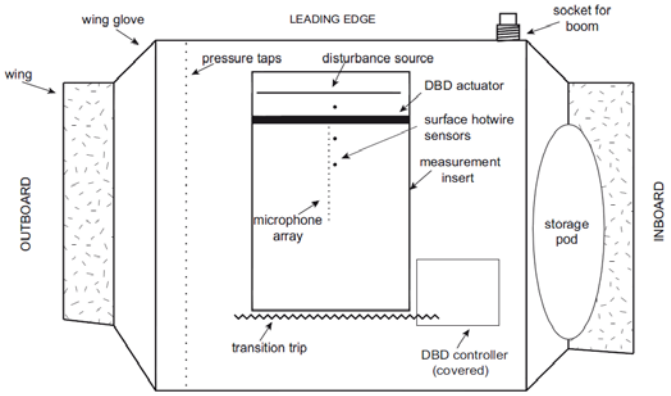


Abb. 1: Schematischer Aufbau des Flügelhandschuhs (Druckseite des Profils)

tierung effizienter Regelalgorithmen für die AWC, um den verkürzten Reaktionszeiten im Flug gerecht zu werden. Die TU Berlin stellte hierzu leistungsfähige Regelkreise zur Verfügung, die auf einem kompakten dSPACE Computersystem (MicroAutoBox II) implementiert wurden. Die Versuche wurden auf einem Laminarprofil durchgeführt, wobei das verwendete Flügelhandschuhkonzept es erlaubt, sowohl Windkanalversuche als auch Experimente im Flug auf der in Darmstadt stationierten Grob G109 durchzuführen. Abbildung 1 zeigt den schematischen Versuchsaufbau. Die Experimente wurden auf der Druckseite des Profils durchgeführt, die sich durch einen fast linearen, positiven Druckgradienten auszeichnet. Eine Störquelle erlaubt den kontrollierten Störungseintrag in die Grenzschicht. Wandbündig eingebaute Oberflächenhitzdrähte dienen dem adaptiven Regelkreis stromauf und stromab des Plasma-Aktuators als Referenz- bzw. Fehlersensor zur Berechnung der Aktuatorantwort. Die Transitionslage wurde mit Hilfe eines stromabliegenden, ebenfalls wandbündigen Mikrophon-Arrays detektiert, während über 64 Druckbohrungen, die entlang des Profils auf Ober- und Unterseite gleichmäßig verteilt sind, kontinuierlich die Druckverteilung des Profils gemessen wird.

In Windkanalversuchen wurden zunächst bei einer Reynoldszahl von $Re=0{,}94\cdot10^6$ (10m/s) die verschiedenen Kontrollmechanismen sowie eine Kombination von AWC aktiver Grenzschichtstabilisierung untersucht und miteinander verglichen. Der hybride Modus weist hierbei deutliche Vorteile gegenüber den Einzeleffekten auf. Die direkte Dämpfung der in der Grenzschicht enthaltenen Störungen durch die AWC wird dabei ergänzt durch eine Stabilisierung der Grenzschicht, die eine breitbandige Dämpfung von Frequenzen bewirkt [2]. Weiterführende Experimente wurden im Flug bei $Re=2{,}9\cdot10^6$ (≈38 m/s) durchgeführt. Abbildung 2 zeigt beispielhaft das Zeitsignal des stromabliegenden Oberflächenhitzdrahts, der dem Regelkreis als Fehlersensor dient, während der AWC.

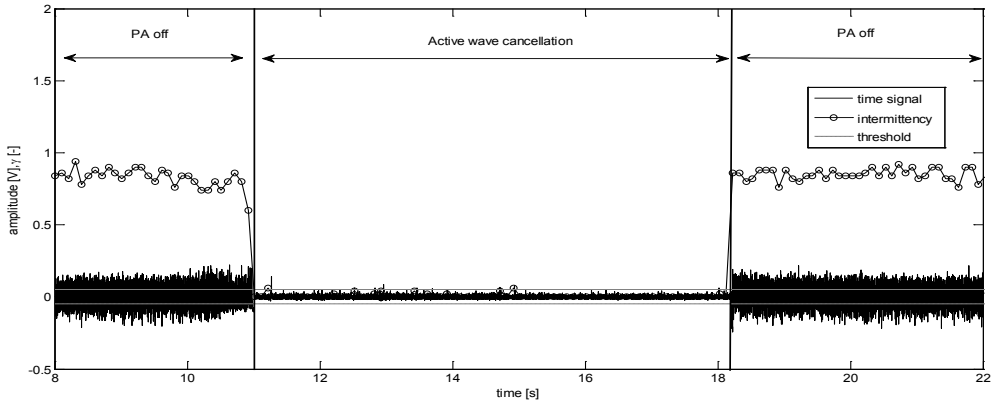


Abb. 2: Zeitlicher Signalverlauf des stromabliegenden Oberflächenhitzdrahts (Fehlersensor), Intermittenzverlauf sowie Schwellwert zur Intermittenzbestimmung

Ausgangssituation ist das Fluktuationsniveau bei eingeschalteter Störquelle. Während des Aktuatorbetriebs (t≈11s bis t≈18s) ist eine starke Abnahme der Intermittenz zu erkennen, was die Effektivität der Wellendämpfung widerspiegelt. Die Analyse der Mikrophondaten ergibt für diesen Fall eine Transitionsverzögerung von etwa 5% Flügeltiefe. Elektromagnetische Einstreuung des PA erschwert dabei eine exakte Bestimmung, allerdings zeigt der zeitliche Verlauf eine stabile Transitionslage über die Versuchsdauer. Im Vortag wird zusätzlich ein Vergleich der verschiedenen Kontrollmethoden und deren Kombination hinsichtlich der Kontrolleffektivität und der energetischen Effizienz vorgestellt.

Referenzen:
[1] Grundmann, S. and Tropea, C. (2009) “Experimental Damping of Boundary-Layer Oscillations using DBD Plasma Actuators“, Int. J. of Heat and Fluid Flow, Vol. 30, pp. 394–402

[2] Kurz, A., Goldin, N., King, R., Tropea, C., Grundmann, S. (2013) “Hybrid Transition Control Approach for Plasma Actuators”, Exp. Fluids (to be published)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transiton und Laminarhaltung

Test and industrial assessment of overall aircraft driven local active flow control

Dipl. – Ing. Matthias Lengers
Airbus Operations GmbH, Bremen, Matthias.Lengers@airbus.com

Active flow control research has been conducted for several years and has been proven by means of successful wind tunnel results as well as in numerical predictions. However, in order to fulfil the ambitious targets of the next generation aircraft it has to be shown, qualified and quantified that active flow control is able to earn its way on to the aircraft.

The work presented here is focussing on a local application of active flow control, trying to assess the aerodynamic feasibility and potential as well as addressing other disciplines in the frame of an overall aircraft design process. Focussing on a future development it has to be made sure that the technology is contributing a global benefit without dominating overall configurational aspects and jeopardizing the markets acceptance of the aircraft.

In order to integrate large turbofan engines with a high bypass ratio on transports it could essentially become necessary to reduce the span-wise extend of the inboard highlift device in order to prevent a clash of the latter with the nacelle and its thrust reverser system. This close coupling of the engine becomes necessary bearing in mind that the remaining option would be a heavy landing gear extension.

Several research campaigns over the course of the last years have shown that the wing leading edge region inboard of the engine pylon is highly dominated by complex vortical structures. Those structure as well as localized high flow angles and associated suction peaks often determine the stall angle of the overall aircraft. An additional high lift device cutback is further fostering this instability, reducing the maximum lift to potentially insufficient levels. Consequently, local active flow control, without any necessary space allocation constraints due to deployment, is investigated in order to assess if it can be used to delay the stall in this region.

A wind tunnel campaign was conducted in the Airbus Bremen low speed facility using a single aisle half-model with a span-wise droop-nose cutback. The eliminated droop-nose part was substituted with a steady blowing jet emerging from a span-wise slot in the leading edge. After material and model pre-tests several configurations were manufactured using rapid-prototyping technologies. The complex droop nose was internally pressurized and equipped with a temperature probe and pressure tabs as well as a piccolo tube. Due to the efficient manufacturing it was possible to test a matrix of three different slot lengths corresponding to cut-back lengths of the high lift device as well as three chord-wise slot positions. The pressure ratio of the jet was measured by determining the plenum pressure as well as the static jet pressure and used to calculate the jet properties.

Standard force measurements were conducted with the model equipped with tufts to observe the stalling behaviour. Additionally, oil flow pictures were obtained and vortex visualization via a laser light sheet technique was tested. Concerned with the jet noise, small microphones were applied to the fuselage of the model. While only investigating the full landing configuration, several variations of the geometry components were conducted. That is, the strake position was modified, as well as the impact of the wing pylon blend geometry was tested. Most importantly though, the jet pressure ratio and therefore the mass flow of the jet was varied and the effects analyzed. The active flow control method was found to be successfully able to increase the maximum lift coefficient and eliminate the penalty of the cutback.

Mitteilung

Projektgruppe:	Flow Control, Transition und Laminarhaltung	
Thema:	**The Influence of a Cylindrical Roughness Element on the Disturbance Evolution in a Perturbed Laminar Boundary Layer**	
Autoren:	B. Plogmann, W. Würz and E. Krämer	
Institution:	Institut für Aero- und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart	
Adresse:	Pfaffenwaldring 21 70569 Stuttgart	**Telefon:** (0711) 685 69976 **Telefax:** (0711) 685 60211 **e-mail:** plogmann@iag.uni-stuttgart.de

Introduction

The disturbance evolution downstream of roughness elements is of sustained interest as the laminar run section is often adversely affected, predominately, if surface imperfections (as caused by insects, coating spallation or erosion) are located in the airfoil leading edge region. As a consequence, the lift can be decreased and the aerodynamic drag increased, so that the airfoil performance is negatively affected. Commonly, three different types of roughness elements can be distinguished: two-dimensional roughness steps, three-dimensional isolated roughness elements [1] and distributed roughness elements [2].
Moreover, the flow structures evolving at or downstream of the roughness element alter significantly with the roughness height. For low height roughness elements (i), base flow velocity variations are small. Nevertheless, such small scale streamwise velocity variations can result in an energy transfer from external perturbations to boundary layer instability modes, referred to as receptivity [3]. For roughness heights in a medium range (ii), this receptivity process becomes non-linear and the boundary layer stability behavior is modified. Moreover, a distinct mean flow velocity distortion results in the formation of vortical structures near the roughness element (e.g. for a cylindrical roughness a horseshoe vortex wraps around the front side and a trailing vortex pair arises in the roughness wake [4]). The disturbance evolution downstream of large height roughness elements (iii) is highly non-linear and results in (bypass) transition in the near vicinity of the roughness [5], [6]. The focus of the present investigations is set on the medium roughness height range. Controlled boundary layer disturbance modes (2D Tollmien-Schlichting (TS) modes) are excited upstream of the roughness and their evolution is tracked in the roughness wake.

Experimental Setup

The experiments were conducted in the Laminar Wind Tunnel ($Tu \leq 0.02$ %, for $f = 20\text{-}5000$ Hz) of the IAG. The BE72 airfoil section was designed to have a similar pressure gradient in the leading edge region as the NACA 64_3-418 airfoil for a Reynolds number of $Re = 6 \cdot 10^6$. However, the pressure rise in the rear part is considerably more progressive to reduce the model chord to a length of $c = 2.4$ m. Therewith, experiments can be conducted both, at a typical, full-size Reynolds number for wind turbine applications and at low free stream velocity ($u_\infty = 20$ m/s). By adjusting the angle of attack, the influence of characteristic pressure gradients in the airfoil leading edge region (favorable, close to zero and adverse) can be accounted for.
Since wind turbine airfoils are often exposed to higher free stream disturbance levels, boundary layer disturbance modes are excited via a thin slit (width 0.2 mm), which is integrated at $x/c = 0.1$ into the model surface and connected to 128 individually controllable micro-loudspeakers. Using a 128 channel signal generator with a common quartz-based clock for all channels disturbance modes in a wide streamwise and spanwise wave number range can be excited. The roughness element is of cylindrical shape with a diameter of $d_r = 20$ mm. It is integrated at a streamwise position of $x/c = 0.15$ and $s/d_r = 0$ relates to the center of the roughness element. The roughness height can be changed with a linear actuator during the experiments based on closed-loop positioning with a minimal incremental motion ≤ 0.1µm.
Phase-locked hot-wire measurements were performed downstream of the roughness element with a computer-controlled traversing system in wall-normal and spanwise direction. The hot-wire signal is split into AC and DC part. The AC part is high-pass filtered and amplified. AC and DC part of the signal are acquired at the same time with an 18-Bit AD converter. All significant base flow parameters such as pressure distribution, boundary layer parameters and linear stability characteristics (in the range of interest $f = 250\text{-}700$ Hz) were measured and found to be in reasonably good agreement with calculations. For further details on the experimental setup compare for example [7].

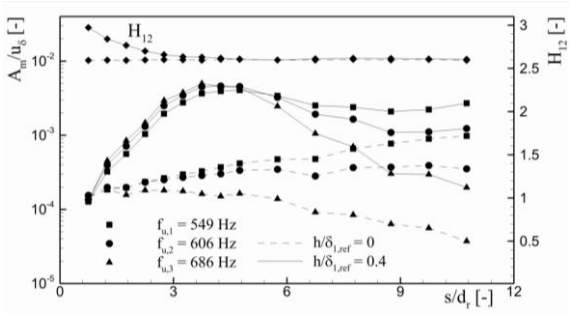


Fig. 1: Streamwise amplitude (A_m) evolution of fundamental modes on roughness centerline for $h/\delta_{1,ref} = 0$ and $h/\delta_{1,ref} = 0.4$.

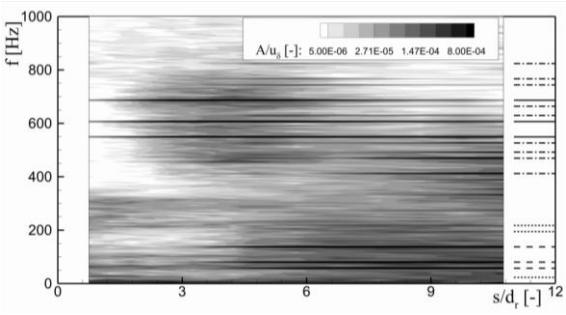


Fig. 2: Spectral disturbance evolution for $h/\delta_{1,ref} = 0.4$ at $y/\delta_{1,ref} = 0.9$, frequencies indicated at right side: f_u (solid), f_Δ (dashed), $f_{u\Delta}$ (dash-dotted), $f_{\Delta\Delta}$ (dotted).

Results

Three fundamental (f_u) TS-wave modes ($\beta=0$) at frequencies $f_{u,1} = 549$, $f_{u,2} = 606$ and $f_{u,3} = 686$ Hz were excited upstream of the roughness element (Fig. 1). The maximum RMS amplitude of the TS-wave eigenfunction (at $s/d_r = 0.75$) was adjusted to $A_m/u_\infty = 0.02$ % for each TS-wave mode in the reference case $h/\delta_{1,ref} = 0$ (with $\delta_{1,ref}$ being the displacement thickness at the roughness position in the reference case). In the near roughness wake, the growth of the excited fundamental modes is considerably more distinct for $h/\delta_{1,ref} = 0.4$ compared to $h/\delta_{1,ref} = 0$. In contrast to the reference case the growth is, at first, most pronounced for the highest frequency mode ($f_{u,3}$), which is closest to the second branch of the neutral curve at the roughness position [7]. The fundamental modes reach a maximum in the streamwise evolution before a damping is observed with the relaxation of the mean flow, as can be deduced from the comparison to the shape factor (H_{12}) on the roughness centerline. Far downstream the disturbance modes grow at the same rate as in the reference case, however, with increased amplitude showing that the stability characteristics of the undisturbed boundary layer are recovered.

The spectral evolution of the boundary layer disturbance modes (Fig. 2) suggests that the strong growth of the fundamental modes in the near wake results in an excitation of low frequency modes as distinct peaks can be observed at frequencies $f_\Delta = [f_{u,3}-f_{u,1}, f_{u,3}-f_{u,2}, f_{u,2}-f_{u,1}]$, which are not present in the reference case. In comparison to the fundamental modes the low frequency f_Δ modes grow stronger in the far roughness wake. Moreover, distinct peaks at frequencies $f_{u\Delta} = f_u \pm f_\Delta$ and $f_{\Delta\Delta} = f_\Delta \pm f_\Delta$ hint at secondary interactions in-between the fundamental (f_u) and the f_Δ modes. In compliance with the evolution of the fundamental modes, the secondary interaction modes in the high frequency range are more pronounced in the near roughness wake, whereas the low frequency interaction modes are more distinctive in the far wake. Hence, in the streamwise evolution downstream of the roughness several (predominately low frequency) modes grow considerably so that the boundary layer disturbance spectrum finally takes on a turbulent character especially in the low frequency range. Therefore, compared to a case at the same roughness height but without artificial disturbance excitation upstream of the roughness [7], the transition position is significantly shifted upstream.

Outlook

In future investigations the evolution of more ‘natural’ disturbance bands (i.e. an increased number of disturbance modes with a wider streamwise and spanwise wave number range) downstream of the roughness is focused on. Moreover, the influence of the pressure gradient will be studied.

References

[1] Tani I.: Effect of two–dimensional and isolated roughness on laminar flow, Boundary Layer and Flow Control–Pergamon Press, 1961, vol. 2, pp. 637–656.

[2] Doenhoff A.E. von and Braslow A.L.: The effect of distributed surface roughness on laminar flow, Boundary Layer and Flow Control–Pergamon Press, 1961, vol. 2, pp. 657–681.

[3] Saric W.S., Hoos J.A. and Radezsky, R.H.: Boundary layer receptivity of sound with roughness, Boundary layer stability and transition to turbulence, 1991, ASME FED 114 17-22.

[4] Tobak M. and Peake D. J.: Topology of three-dimensional separated flows. Annual Review of Fluid Mechanics, 1982, vol. 14, pp. 61–85.

[5] Acarlar M. and Smith C.: A study of hairpin vortices in a laminar boundary-layer. Part 1. Hairpin vortices generated by a hemisphere protuberance, Journal of Fluid Mechanics, 1992, vol. 175, pp. 1–41.

[6] Klebanoff P.S. , Cleveland W.G. and Tidstrom K.D.: On the evolution of a turbulent boundary-layer induced by a three-dimensional roughness element, Journal of Fluid Mechanics, 1992, vol. 237, pp.101–187.

[7] Plogmann B. and Würz W.: The Influence of a Cylindrical Roughness Element on a Perturbed Laminar Boundary Layer, AIAA Paper 2013-3109, 43rd AIAA Fluid Dynamics Conference, San Diego, 2013.

This work is supported by DFG (Wu 265/4-1).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung und Transition

Review of Sand[paper] Roughness

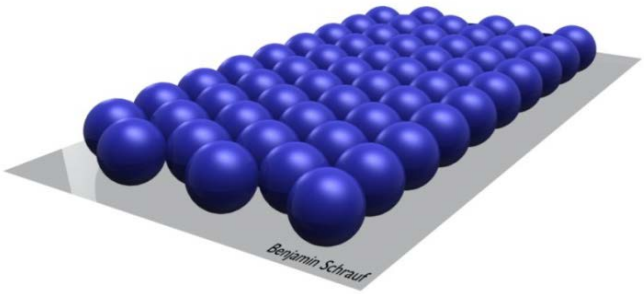
Geza Schrauf
Airbus, Airbus Allee 1, 28199 Bremen
geza.schrauf@airbus.com

To determine whether the surface roughness of a filler material for a gap between the leading edge and the wing box would be small enough not to influence laminar-turbulent transition, we performed a study of the current literature and found that the use of the terms “sandpaper roughness,” “sand roughness” and “equivalent sand roughness” is often inexact and even misleading – as, for example, in the later editions of Schlichting&Gertsen’s book “Boundary Layer Theory.”

To retrieve the original and correct meanings of these terms for turbulent as well as for laminar boundary layers, we give a critical review of the original papers of Nikuradse, Schlichting, Speidel, Feindt, Smith&Clutter. We discuss what was actually measured in their experiments and what we can learn to set up surface quality criteria for the design of laminar wing and tail surfaces.

As an example, we show a photo of the “Göttinger Sand” with one of the grain sizes used by Nikurade to establish his relations for turbulent boundary layer flow along a rough wall.

The surface shown above is definitively different from the densest packing of spheres on a flate plate,



used later by some authors as reference surface instead. This and other inconsistencies will be addressed in the presentation.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Analyse des Innenströmungsfeldes eines fluidischen Aktuators zur aktiven Strömungskontrolle

MSc Marcel Staats, Dipl. Ing. Matthias Bauer, Prof. Dr. Ing. Wolfgang Nitsche
Institut für Luft- und Raumfahrt, Marchstraße 12, 10587 Berlin,
marcel.staats@ilr.tu-berlin.de

Ausgangssituation:
Am Fachgebiet für Aerodynamik der TU-Berlin wurden in der Vergangenheit bereits viele Untersuchungen zum Thema aktive Strömungskontrolle (AFC) durchgeführt. In zahlreichen praxisnahen Untersuchungen konnte gezeigt werden, dass sich das gepulste Ausblasen von Fluid besonders zur Beeinflussung ablösegefährdeter Strömungen eignet [1,2,3]. Um einen gepulsten Fluidjet großen Volumenstroms zu erzeugen, kann ein fluidischer Verstärker verwendet werden. Dabei wird aus zwei Kammern abwechselnd Fluid ausgeblasen. Am Fachgebiet für Aerodynamik ist auf Basis der fluidischen Verstärker der Diamond Fuze Laboratories eine optimierte Aktuatorgeometrie gefunden worden, welche den Ausgangspunkt dieser Untersuchungen darstellt.

Ziel:
Zentrales Thema dieser Untersuchungen ist es Aussagen über das Innenströmungsfeld des Aktuators zu treffen. Dazu wird das Geschwindigkeitsfeld im Inneren des Aktuatorelements mittels eines 2D/2C-Standard-PIV Aufbaus vermessen. Aufgrund der schwierigen optischen Zugänglichkeit ist es nötig den Aktuator traversierbar zu lagern und in mehrenen Schritten das gesamte Strömungsfeld zu untersuchen.

Lösungsweg:
Für die experimentellen Untersuchungen wird ein Aktuator, wie er in Abbildung 1 gezeigt ist, bestehend aus zwei Strömungskammern vewendet. Diese sind durch einen Spitter voneinander getrennt und werden durch jeweils einen Kontrollport angesteuert.

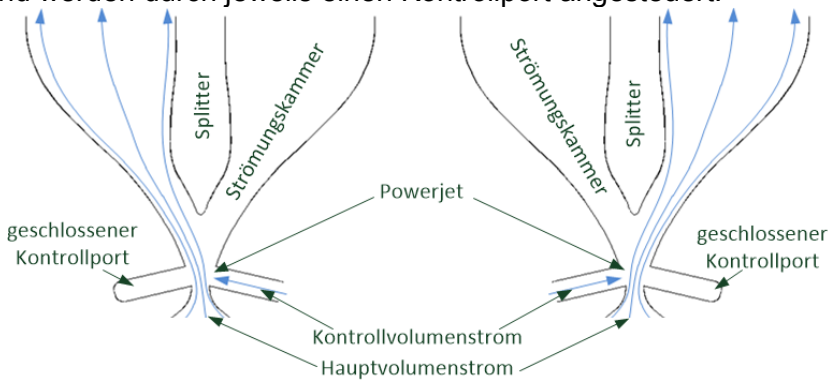


Abbildung 1: schemaische Darstellung des untersuchten Aktuators

Um den Kontrollstrom zu steuern werden Schnellschaltventile der Firma Festo verwendet. Für die Strömungsfelduntersuchungen wird ein Nd:YAG Festkörperlaser eingesetzt. Für die Aufname der Bilder findet eine Sensicam-Kamera der Firma PCO Verwendung, welche mittels eines CCD-Chips 12 bit Daten mit einer Auflösung von 1280x1024 Pixel in Graustufen speichert. Die Steuerung der PIV-Komponenten untereinander übernimmt ein Synchronizer. Während der Untersuchungen wird die Laserschnittebene größtenteils über die beiden Aktuatoraustritte eingeführt. Das Gesamte Strömungsfeld kann so durch die Aufnahme fünf verschiedenener Ausschnitte zusammengesetzt werden.

Ergebnisse:
In Abbildung 2 stellen die Vektoren das gemessene Geschwindigkeitsfeld im Aktuator dar. Der Konturplot zeigt die aus einer vorangegangenen Arbeit gewonnenen statischen Differenzdrücke zum Umgebungsdruck. In beiden Zuständen wird der Hauptvolumenstrom aus dem Plenum über die Düse beschleunigt. Der sogenannte Powerjet wird dann, je nach Schaltzustand, in verschiedene Richtungen abgelenkt. Das linke Bild zeigt den Aktuator im Zustand, in welchem die rechte Kammer geschaltet ist. Im rechten Kontrollport hat sich aufgrund von Entrainment ein Unterdruck von circa $\Delta p = 250\ [mbar]$ ausgebildet, welcher dafür sorgt, dass der Fluidstrahl zur rechten Seite hin abgelenkt wird. Aufgrund des Coanda-Effekts liegt der Strahl stromab an der rechten Wand an. Im weiteren Verlauf ist eine Abnahme der Strömungsgeschwindigkeit zu erkennen. Dieses Ergebnis spiegelt sich ebenfalls in der Erhöhung des statischen Druckes wieder. Auf der Höhe des höchsten statischen Drucks liegt der größte Querschnitt der Strömungskammern vor. Gleichermaßen ist dort die Geschwindigkeit am geringsten. Weiter stromab wird der Strömungsquerschnitt wieder verengt und der Strahl beschleunigt. Am Austritt wird das Fluid auf Umgebungsdruck entspannt. Es befindet sich dort demnach, für den dargestellten Fall ($\dot{V} = 820\ [\frac{NL}{min}]$ und $f_{Schalt} = 30\ [Hz]$), eine angepasste Düse. Der im linken Bild dargestellte Schaltzustand lässt sich auf äquivalente Weise beschreiben. In der jeweils nicht beschalteten Strömungskammer herrscht Umgebungsdruck und es tritt kein Fluid aus.

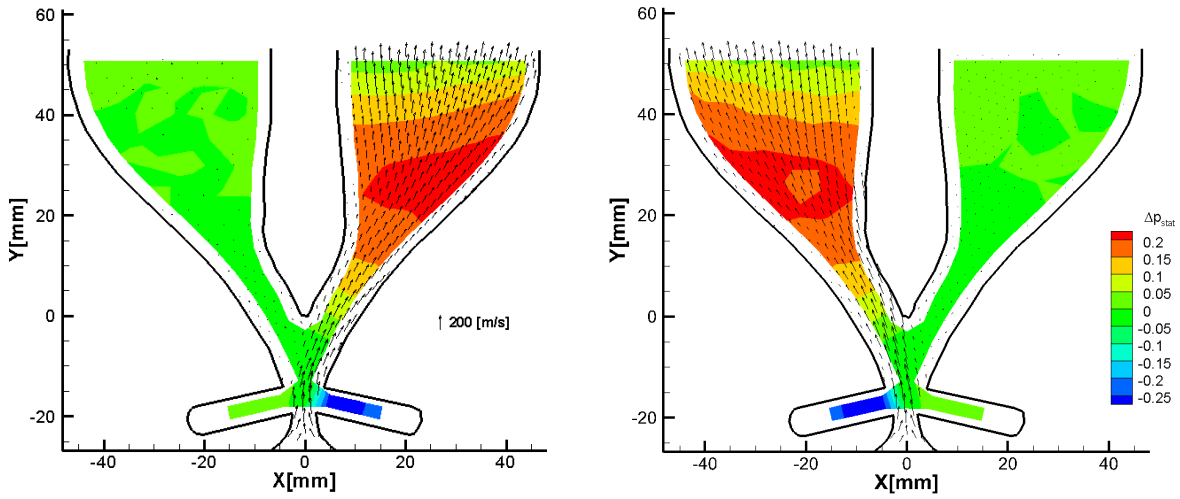


Abbildung 2: stabile Schaltzustände des Aktuators

Da der Fluidtrahl nach dem Kontrollport an der Wand anliegt, bildet sich ein unsymmetrisches Geschwindigkeitsprofil, bei dem das Maximum zur Wand hin verschoben ist, aus. Am Aktuatoraustritt liegt idealerweise ein in X-Richtung gleichmäßiges Strömungsprofil vor. Dieser Zustand wird erreicht, indem eine geometrieinduzierte Ablösung in der Strömungskammer bei der Auslegung des Aktuators vorgesehen wurde. In den PIV-Bildern zeigt sich, kurze Zeit nach dem Umschaltvorgang in die jeweilige Kammer, ein relativ konstantes Geschwindigkeitsprofil in X-Richtung. Die praktische Anwendung des hier analysieren Aktuators wird derzeit im Projekt MOVE.on. am Institut für Luft- und Raumfahrt der TU-Berlin untersucht.

Literatur:

[1] Bauer, Matthias, Inken Pelzer, Wolfgang Nitsche, und Burkhard Gölling. *Active Flow Control on an Industry-Relevant Civil Aircraft Half Model.* Springer, 2010.

[2] Grund, Thomas, und Wolfgang Nitsche. *Active Flow Control on a S10 Glider Configuration.* Springer, 2010.

[3] Gölling, Burkhard, Vlad Ciobaca, Timo Kühn, Ralf Rudnik, und Matthias Bauer. *Active Flow Separation Control on a High-Lift Wing-Body.* Honolulu, Hawaii: AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2011.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Stability analysis of the streaky boundary-layer induced by a roughness element

Shin Yong Su, Ulrich Rist, Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Universität Stuttgart
Pfaffenwaldring 21, 70549 Stuttgart
shin@iag.uni-stuttgart.de, rist@iag.uni-stuttgart.de, kraemer@iag.uni-stuttgart.de

Introduction

Fransson et al. (2005) introduced a new passive method for flow stabilization using streamwise streaks induced by an array of roughness elements in a laminar boundary-layer. This idea is based on the study of Cossu & Brandt (2004) about the stabilization of Tollmien-Schlichting waves by the spanwise velocity gradient of streaky boundary-layers. A roughness element however doesn't make only the streaks, but also a strong wall-normal shear in the wake zone. This becomes a main reason for the instability generated by obstacles in flows. Because these two contrary phenomena occur always at the same time, one should be careful to apply roughness elements as a passive method. Therefore, the aim of the present study is to investigate the stability of a streaky boundary-layer which is induced by a roughness element in detailed.

Methods

The Bi-global Linear Stability Theory (LST) (Groskopf et al., 2008) was implemented for modal stability analysis. The Navier-Stokes equation was reformulated into a generalized eigenvalue problem in the temporal approach and solved by the Arnoldi algorithm. The initial base flow was calculated by a CFD method (Herzog, 2013). The base flow at desired streamwise positions was extracted from the CFD 3D domain and interpolated into 2D stability analysis domains. The eigenvalue problem was solved in these domains independently.
Experimental measurements were carried out at the Laminar-Water-Channel. A cos^3-shaped roughness element with a height $h = 8.3\ mm$ was used for a Reynolds number $Re_h = u_h h/\nu = 329$. To seperate spanwise symmetrical and anti-symmetrical signals, two simultaneously operating hot-film probes were installed at opposite sides in spanwise direction. For an additional study to amplify the anti-symmetrical mode, an external disturbance input traversing in spanwise direction was set up in front of the leading edge.

Results

The steady base flow in Fig. 1 shows two important flow features ; separation behind the roughness element and streaks in downstream direction. Lower velocity from the separation encounters higher velocity over the roughness element and forms a strong velocity shear in

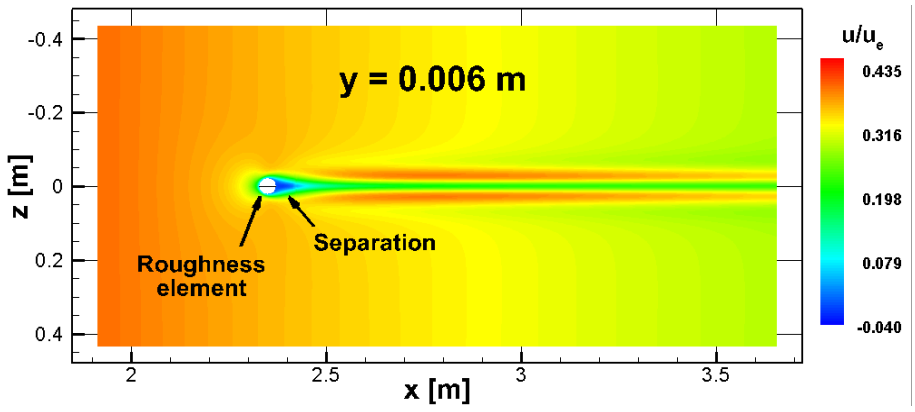
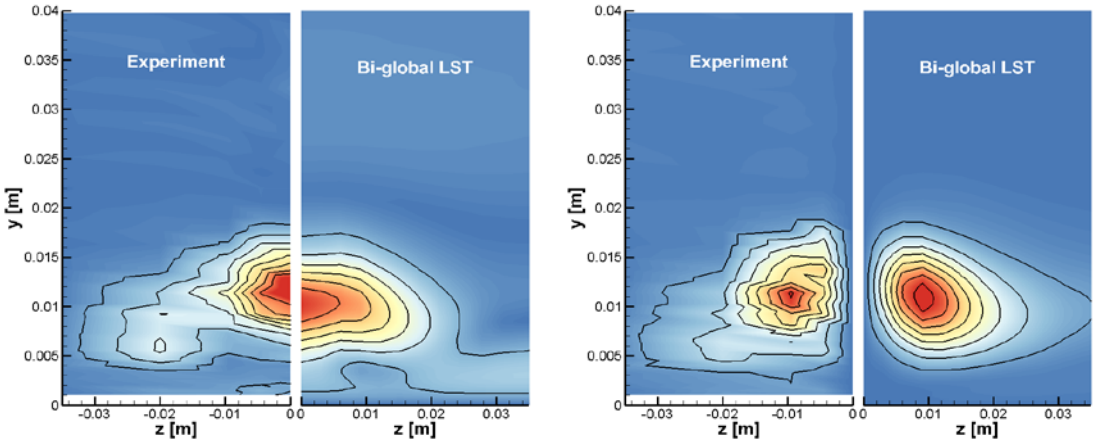


Fig. 1 : Steady base flow by CFD calculation



(a) (b)

Fig. 2 : Comparison of theoretical and experimental amplitude of perturbation at $x = 2.7\ m$ (a) symmetrical y-mode (b) anti-symmetrical z-mode

wall-normal direction. High- and low-speed streaks are established on each flank of the roughness element. Spanwise velocity gradient occurs between these high- and low speed streaks.

Two highly unstable modal modes associated with the velocity gradients in two different directions mentioned above are identified and qualitative comparisons between theoretical and experimental results are seen in Fig. 2. In spite of a little different position of the maximum amplitude (Fig. 2 (a)), the figures have a good agreement in overall. The first symmetrical y-mode in Fig. 2 (a) is the fundamental instability mode. This mode is centered on the middle of the roughness element where the wall-normal velocity gradient is concentrated and behaves symmetrically. The second mode in Fig. 2 (b) is the anti-symmetrical z-mode which locates where spanwise velocity gradient is maximum and oscillates in opposite directions. According to Cossu & Brandt (2004), this anti-symmetrical mode contributes to flow stabilization.

Additionally, an interaction between these two unstable modes was detected by observing both at several streamwise positions in downstream direction. In the wake zone near the roughness element, the symmetrical y-mode disturbs the amplitude development of the anti-symmetrical z-mode. On the contrary, the z-mode in far downstream accelerated the reduction of the y-mode, although the amplitude of the y-mode is still larger than the z-mode.

Conclusion

Several other studies have analyzed the flow instability of roughness elements on boundary-layers in terms of so-called transient growth, but we used the Bi-global LST in this work. We found both a symmetrical and an anti-symmetrical unstable mode. It is worth noting here that the existence of the anti-symmetrical mode which has one order smaller amplitude than the symmetrical mode was experimentally confirmed.

Results in downstream direction indicated a contrary interaction of these two unstable modes. Thus, if the anti-symmetrical mode were amplified, we could get more stabilization effect from roughness elements. We tried accordingly to insert an external disturbance for the amplification and showed such a possibility as a first step. An elaborate control of disturbance input in boundary-layers is requested for a further study.

References

Cossu, C., & Brandt, L. (2004) *On Tollmien–Schlichting-like waves in streaky boundary layers,* European Journal of Mechanics - B/Fluids, *23*(6), 815–833.

Fransson, J. H. M., Brandt, L., Talamelli, A., & Cossu, C. (2005) *Experimental study of the stabilization of Tollmien-Schlichting waves by finite amplitude streaks, Phys. fluids, 17*(054110).

Groskopf, G., Kloker, M. J., & Marxen, O. (2008) *Bi-global secondary stability theory for high-speed boundary-layer flows,* In Proceedings of the Summer Program, Center for Turbulence Research.

Herzog, F. M. (2013) *Numerische Untersuchungen zum Einfluss der Geometrie eines Rauigkeitselements auf eine laminare Plattengrenzschicht,* Bachelorarbeit, Universität Stuttgart

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis Transition / Numerische Verfahren/ Aerodynamik

Numerische Untersuchungen zur Transition laminar/turbulent an einem generischen Kapselmodell

Alexander Theiß, Stefan Hein
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
alexander.theiss@dlr.de, stefan.hein@dlr.de

Ausgangssituation: In der Auslegung rückkehrfähiger Raumtransportsysteme wird zur Dimensionierung des Hitzeschutzes eine vollturbulente Umströmung angenommen, welche einen bis um eine Größenordnung höheren Wärmestrom gegenüber dem laminaren Fall aufweisen kann [1]. Zur Gewichtsminimierung des Schutzschildes und einer einhergehenden Steigerung der Nutzlastkapazität sollen für zukünftige Wiedereintrittskonfigurationen die laminaren Bereiche sowie die Transitionslage mit berücksichtigt werden [2]. Dazu ist es unabdingbar, den laminar-turbulenten Strömungsumschlag für rückkehrfähige Raumtransportsysteme verläßlich berechnen zu können. Ein gängiges Verfahren zur Analyse des Wachstums von Grenzschichtinstabilitäten kleiner Amplituden ist die lokale lineare Instabilitätstheorie, die jedoch keine Gradienten senkrecht zur Strömungsrichtung berücksichtigt und somit ungeeignet ist für eine Instabilitätsanalyse hinter einem Rauigkeitselement.

Ziel: Um die Störungsentwicklungen im Nachlauf von Rauigkeitselementen an der Luvseite einer stumpfen Wiedereintrittskapsel (Abb. 1-2) analysieren zu können ist ein neues zweidimensionales Eigenwertverfahren zu entwickeln. Die Ergebnisse der sekundären Instabilitätsanalyse sollen mit Daten aus Direkter Numerischer Simulation und experimentellen Messungen der weiteren Partner im DFG-Projekt « Hyperschalltransition an der Kapselgeometrie » verglichen werden.

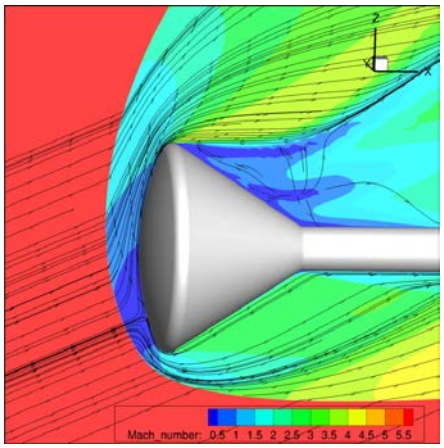


Abbildung 1: Mach-Zahlverteilung in der Symmetrieebene einer generischen Wiedereintrittskapsel mit Windkanalhalterung bei □ = 24° und Ma_∞ = 5.9

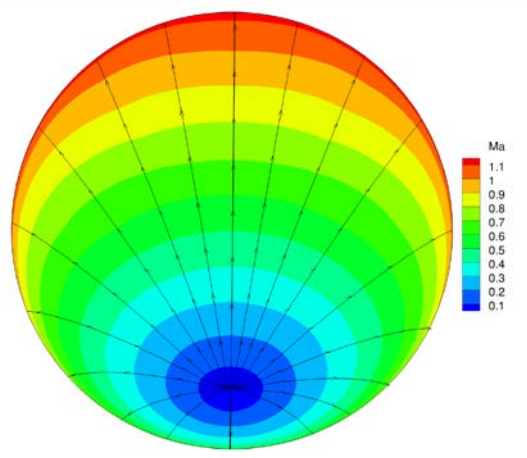


Abbildung 2: Mach-Zahlverteilung auf der Kapselvorderseite mit Grenzschichtrandstromlinien

Lösungsweg: Zur Identifikation des Einflusses der Strömungslöser und der Gitterauflösung werden umfangreiche 2D axialsymmetrische als auch 3D stationäre numerische Untersuchungen mit Hilfe der DLR-Strömungslöser TAU/FLOWer auf hybriden/strukturierten Rechennetzen durchgeführt. Die Grenzschichtdaten der laminaren Grundströmung werden zunächst ohne Rauigkeitseinfluss mit Hilfe des nichtlokalen Transitionsanalyseverfahren NOLOT/PSE [3] auf

Instabilitäten untersucht. In einem weiteren Bearbeitungsschritt wird das Rechengebiet verkleinert und die Umströmung eines diskreten Rauigkeitslementes simuliert (Abb. 4), wobei an den Begrenzungsfächen eine Vorgabe von Dirichlet Randbedingung aus den Grundströmungsergebnissen erfolgt. Basierend auf dem NOLOT-Code ist ein 2D-Eigenwertverfahren für kompressible Strömungen zu entwickeln, um die Ebene senkrecht zur Hauptströmungsrichtung hinter dem diskreten Rauigkeitselement auf sekundäre Instabilitäten zu analysieren (Abb. 3).

Ergebnis : Ein Vergleich der Grundströmungsergebnisse (mit den Anströmbedingungen Ma = 5.9, Re = 16E6/m, T = 54 K und α = 0 bzw. 24°) zwischen den zwei Strömungslösern auf identischen Rechennetzen liefert exzellente Übereinstimmungen, sodass beide Resultate als laminare Grundströmungsdaten für die lokale Stabilitätsanalyse herangezogen werden können. Aufgrund des starken Bugstoßes befindet sich die Grenzschichtrand-Mach-Zahl im transsonischen Geschwindigkeitsbereich (Abb. 1-2), sodass lediglich Instabilitäten erster Mode zu erwarten sind. Eine Instabilitätsanalyse mit dem NOLOT-Code ergab für die Anströmbedingungen nur sehr stark gedämpfte Moden, da die Verdrängungsdicken-Reynolds-Zahl für die angestellte Kapsel mit einem Durchmesser von D = 160 mm lediglich $Re_{\delta 1}$ = 498 und für eine D = 170 mm Kapsel $Re_{\delta 1}$ = 528 beträgt und somit in dem Bereich der Indifferenz-Reynolds-Zahl für eine inkompressible Plattenströmung ohne Druckgradienten liegt (Re_{ind} = 520). Die starke Beschleunigung (Abb. 1-2) und auftretende Kompressibilitätseffekte sorgen für eine Verschiebung der Erstanfachung von Störungen zu höheren Indifferenz-Reynolds-Zahlen.

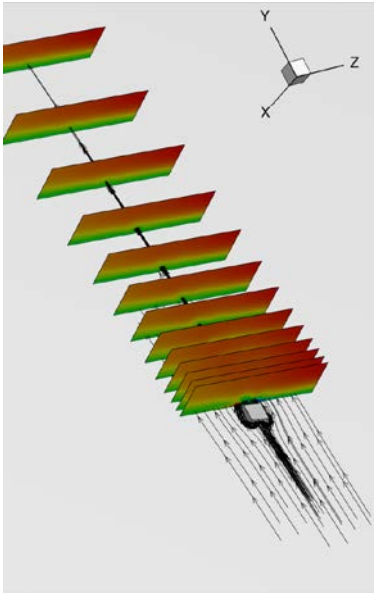


Abbildung 3: Diskretes Rauigkeitselement auf der Kapseloberfläche mit Auswerteebenen für die sekundäre Instabilitätsanalyse

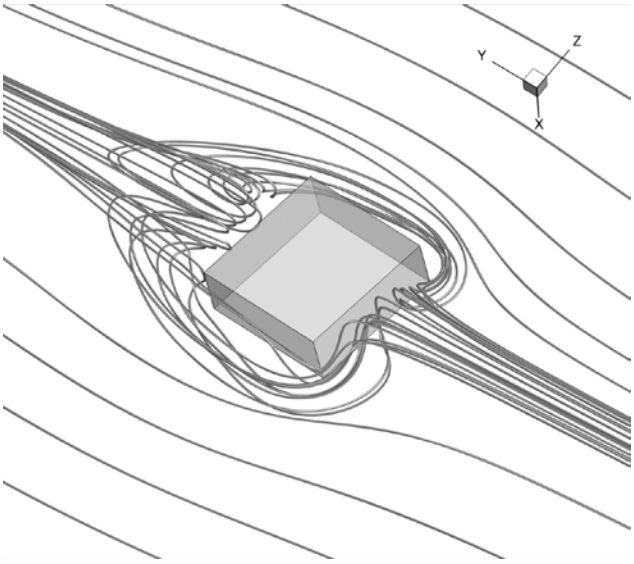


Abbildung 4: Visualisierung der Umströmung eines diskreten Rauigkeitselementes

Weiteres Vorgehen : In weiteren numerischen Simulationen ist die genaue Form, Position und Höhe des Rauigkeitselementes zu bestimmen, sowie die Nachlaufströmung zu charakterisieren. Anschließend werden die RANS-Ergebnisse mit Simulationsdaten von dem DNS-Code der RWTH-Aachen, sowie experimentellen Daten der TU Braunschweig verglichen und die Nachlaufströmung auf sekundäre Instabilitäten mit dem 2D kompressiblen Eigenwertverfahren untersucht.

Literatur :

[1] J.J. Bertin and R.M. Cummings. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. Ann. Rev. Fluid Mech., 38:129–157, 2006.
[2] S.A. Berry, T.J. Horvath, R.P. Lillard, and B.S. Kirk and A.M. Cassady. Aerothermal testing for project Orion crew exploration vehicle. AIAA Paper 2009-3842, 2009.
[3] Hein, S.; Bertolotti, F. P.; Simen, M.; Hanifi, A.; Henningson, D.: Linear nonlocal instability analysis — the linear NOLOT code —. DLR-IB 223-94 A56.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Laminarhaltung

Numerische Untersuchungen zum Einfluss von Fügestellen auf die laminar-turbulente Transition

J. Zahn, U. Rist
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Uni-Stuttgart, Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart, zahn@iag.uni-stuttgart.de

In der Arbeit wird mithilfe direkter numerischer Simulation die Auswirkung von Spalten auf Störwellen in laminaren Strömungen untersucht. Die Spalte befinden sich auf einer sonst ebenen Platte. Über der Platte herrschen Freistrombedingungen mit einer Mach-Zahl von Ma_∞=1,06, einer statischen Temperatur von T_∞=220 Kund einem statischen Druck von p_∞=1 bar. In die Strömung wird vom Plattenrand aus ein Wellenpaket eingegeben, das sich über den Spalt hinwegbewegt, siehe Abbildung 1.

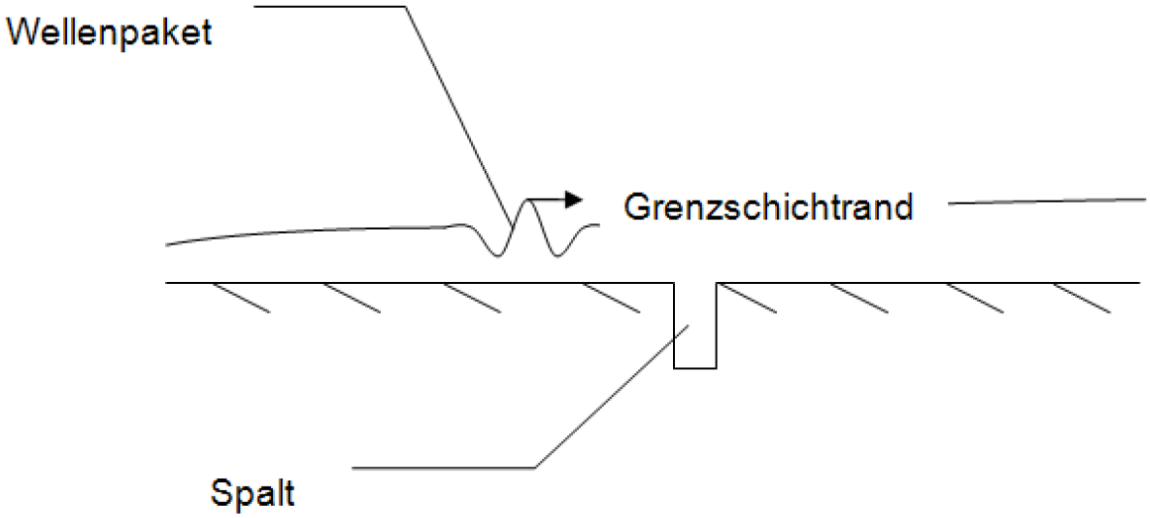


Abbildung 1: Wellenpaket in der Grenzschicht über dem Spalt

Die Amplitude bei der Wellenpaketeingabe ist klein (1*10E-6$\rho_\infty u_\infty$), sodass sich die Amplituden stets im linearen Bereich befinden. Im Wellenpaket ist ein breites Spektrum an Frequenzen enthalten, deren Amplituden über dem Spalt angefacht werden. Die Anfachung wird quantifiziert, indem die Amplituden der Frequenzen in einen N-Faktor-Verlauf überführt werden, der nach der e^N-Methode gebildet wird. Anschließend wird der Verlauf mit dem Fall der ebenen Platte ohne Spalt verglichen, woraus sich ein bestimmtes ΔN ergibt. Dieses wird durch den Vergleich mit unterschiedlichen Konfigurationen interpretiert. Dazu zählen verschiedene Spaltbreiten, -positionen und –tiefen sowie Absaugung am Spaltboden.
Die Variation der Spaltbreite zeigt, dass mit zunehmender Spaltbreite ΔN ansteigt. Allerdings sind die erreichten N-Faktoren klein, da ab einer bestimmten Spaltbreite instationäre Effekte die Bildung eines N-Faktor-Verlaufs verhindern. Das maximal erreichte ΔN beträgt bei einer Spaltbreite von 0,7 mm 0,11. Die Spaltposition beträgt dabei 66,7 mm (bemessen von der Vorderkante der ebenen Platte) und die Spalttiefe 0,8mm.

Bei der Variation der Spaltposition ergibt sich ein umso größeres ΔN, je weiter vorne in der Grenzschicht sich der Spalt befindet. Das maximal erreichte ΔN beträgt bei einer Spaltposition von 27,8 mm 0,21. Die Spaltbreite beträgt dabei 0,3 mm und die Spalttiefe 0,8mm.
Die Spalttiefe wird am ausführlichsten untersucht. Dabei zeichnet sich ein periodischer Verlauf von ΔN über der Spalttiefe ab, der auf die Reflexion von Druckwellen am Spaltboden zurückzuführen ist. Dadurch bildet sich im Spalt eine stehende Welle aus, die mit Störwellen über dem Spalt interagiert. Bei dieser Interaktion zeigen sich Gemeinsamkeiten zur Überlagerung von gleich frequenten harmonischen Schwingungen. Wenn die Reflexion von Wellen am Spaltboden durch eine quasi unendliche Spalttiefe verhindert wird, ergibt sich ein mittleres ΔN. Trotz der geringen Spaltbreite von 0,29 mm werden je nach Spalttiefe vergleichsweise große ΔN erreicht, wie Tabelle 1 zeigt:

Tabelle 1: ΔN für unterschiedliche Spalttiefen, Position: 27,8 mm, -breite: 0,3 mm

Spalttiefe [mm]	**ΔN [-]**
0,174	0,045
0,487	0,103
0,754	0,21
1,334	0,48
1,914	0,55
2,842	0,175
∞	0,325

Durch Absaugung am Spaltboden kann die Dämpfung von Störungen erreicht werden. Mit einer Absaugestärke 0,1% der freien Anströmgeschwindigkeit wird ein ΔN von -0,32 ermittelt (Spaltbreite: 0,7 mm, Spaltposition: 66,7 mm, Spalttiefe: 0,8 mm).
Weitere Untersuchungen könnten den Einfluss der Mach-Zahl auf die Anfachung über dem Spalt erfassen. Auch die Behandlung der instationären Effekte bei zunehmender Spaltbreite ist weiter offen. Durch sie wird der Parameterbereich in der Arbeit stark eingeschränkt. Nicht zuletzt bietet sich der Spalttiefeneinfluss für eine weitere Arbeit an. Die bisher gewonnenen Erkenntnisse können bestätigt und weiter entwickelt werden.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Virtueller Windkanal
von der Numerik zum Flugversuch
Erfahrungen aus der Praxis

Dr. Roland Höld
MBDA-Deutschland, Hagenauer Forst 27, 86259 Schrobenhausen,
roland.hoeld@mbda-systems.de

Überblick

Beim aerodynamischen Design und der Datensatzerstellung von Fluggeräten gewinnen numerische Methoden zunehmend an Bedeutung. Dies ermöglicht Fluggeräte in kurzer Zeit zu optimieren und Entwicklungszeiten sowie -kosten zu reduzieren. Dem gegenüber müssen durch den vermehrten Einsatz dieser neuen Methoden aber auch damit verbundene Risiken aus Unsicherheiten der numerischen Berechnungen abgedeckt werden, um gefährliche Situationen für den Flug zu minimieren.

In der vorliegenden Arbeit wurde als numerische Methode im wesentlichen der CFD (Computational Fluid Mechanics) Code Tau eingesetzt. Der aerodynamische Datensatz für den im Rahmen der Arbeit entwickelten Flugkörper basiert auf diesen CFD Rechnungen. In Flugversuchen konnte die Gültigkeit des aerodynamischen Datensatzes festgestellt werden. Windkanalexperimente wurden nicht durchgeführt.

Inhalt

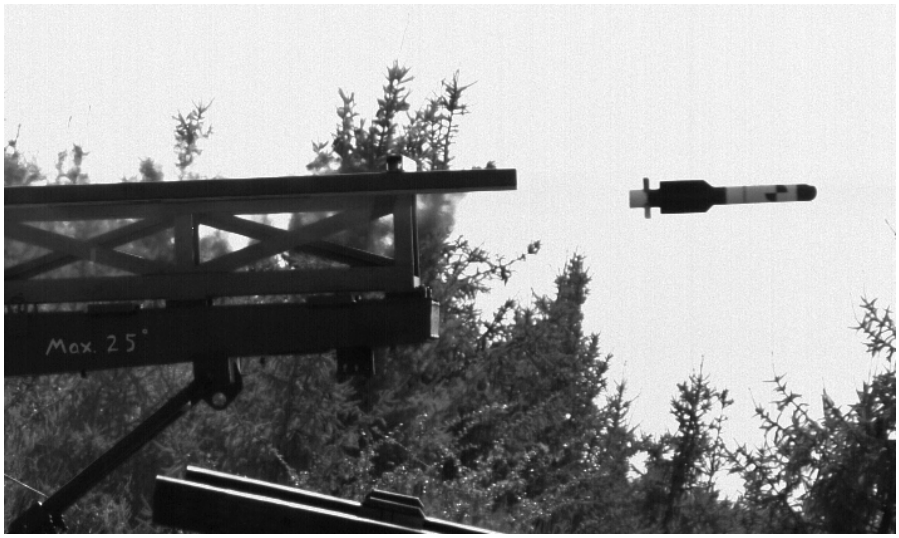
Die Arbeit beschreibt die Gestaltung des ersten industriellen Flugkörpers, bei dem auf experimentelle Windkanal Kampagnen komplett verzichtet wurde, um Entwicklungskosten zu reduzieren und die Entwicklungzeit bei gegebenen Ressourcen deutlich zu verkürzen. Die gesamte Entwicklung des aerodynamischen Datensatzes beruht dabei auf numerischen Methoden. Um Risiken zu minimieren wurden neben den reinen Datensatzrechnungen zahlreiche Empfindlichkeitsuntersuchungen durchgeführt.

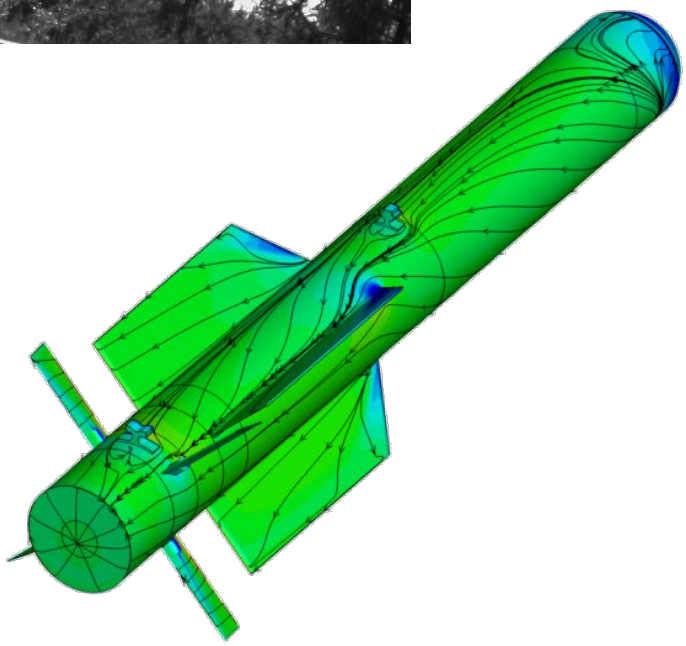
Inhalt der Arbeit sind unter anderem, die Betrachtung wichtiger Fragestellungen beim aerodynamischen Design, sowie die Erzeugung des aerodynamischen Datensatzes des Flugkörpers, basierend auf den numerische Untersuchungen. Die Vorbereitung der "virtuellen Windkanal Kampagne", Erzeugung des aerodynamiaschen Datensatzes, Überprüfung des Daten und Zusammenfassung der Daten zu einem aerodynamischen Datensatz. Dies beinhaltet auch die Beschreibung von automatisierten Tools, die erforderlich sind, um die große Anzahl der Datenpunkte in der "virtuellen Windkanal Kampagne" handhaben zu können.

Der intensive Einsatz numerischer Tools schafft zudem neue Möglichkeiten, die in klassischen Windkanalkampagnen nur mit sehr viel Aufwand zu realisieren wären. So lassen die numerischen Methoden bei geringem Zusatzaufwand zum Beispiel zu, bauteilbezogene Kraft- und Momentebeiwerte zu generieren. Während dies in den klassischen Windkanalkampagnen nur unter hohem Aufwand bei entsprechender Instrumentierung der Modelle möglich ist, müssen bei den numerischen Methoden nur die Tools in der Lage sein, Bauteile zu handhaben und die Bauteile müssen im Preprozessing definiert werden.

Diese Möglichkeit wurde bei den virtuellen Windkanalkampagnen genutzt, um zum Beispiel zusätzlich einen kompletten Ruderdrehmomentendatensatz für die Ruderstellsysteme bereitstellen zu können. Damit war es auch möglich die Lage der Ruderdrehachsen zu optimieren und somit die erforderliche Energie für das Ruderstellsystem zu minimieren sowie die maximalen Ruderdrehmomente zu reduzieren.

Zwei Videos von Flugversuchen geben einen Eindruck von der Erprobung des betrachteten Flugkörpers. Der hierfür benutzte aerodynamische Datensatz basiert dabei ausschließlich auf den im virtuellen Windkanal generierten aerodynamischen Daten.





Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:
Hochagile Konfigurationen / Experimentelle Aerodynamik

Experimente am integrierten Einlauf mit Grenzschichteintrag im DNW-KRG

Dr. Stefan Koch
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen
Bunsenstr. 10, 37124 Göttingen
Stefan.Koch@dlr.de

Unbemannte Fluggeräte werden in unterschiedlichen Bereichen eingesetzt. Die Anforderungen an ein solches Gerät sind vielfältig und von seinem Einsatzzweck abhängig. Im Falle eines Unmanned Combat Air Vehicles (UCAV) ist eine Anforderung, die einer minimalen IR- bzw. Radarsignatur, um im Einsatzfall unentdeckt zu bleiben. Eine wirksame Maßnahme ist der Einsatz eines integrierten Triebwerkseinlaufes mit geringer Einbauhöhe.

Ein solcher Einlauf hat typischerweise einen S-Schlag und es befindet sich eine benetzte Fläche stromauf des Einlaufes. Durch die strömungsmechanisch ungünstige Geometrie des Einlaufes ergibt sich die erhöhte Gefahr von abgelösten Bereichen im Zulauf des Triebwerkes, zumal die am Einlauf eintreffende Grenzschicht zu weiteren Druckverlusten führt. Eine gleichmäßige Druckverteilung am Fan-Querschnitt des Triebwerkes (Verdichtereintrittsebene) ist Voraussetzung für die avisierte Leistung eines UCAVs und ist für einen störungsfreien Betrieb des Triebwerkes von großer Bedeutung.

In der hier beschriebenen Arbeit wird der Einfluss der am Einlauf eintreffenden Grenzschicht auf die Druckverteilung am Fan-Querschnitt untersucht. Hierbei werden Parameter wie Reynoldszahl, Machzahl, Massenfluss und natürlich die Grenzschichtdicke berücksichtigt.

Die Messungen wurden am Kryo-Rohrwindkanal (KRG) der Deutsch-Niederländischen Windkanäle (DNW) an einer ebenen Platte mit integriertem Einlauf durchgeführt, Abb. 1 (links). Durch die variable Plattenlänge, den großen Reynoldszahl-Bereich des KRG und die adaptiven Ober-/Unterwände der Messstrecke, mit denen der Massenfluss im Einlauf eingestellt werden konnte, war es möglich eine umfangreiche Versuchsmatrix abzudecken. Die Druckverteilung in der Verdichtereintrittsebene (Aerodynamic Interface Plane, AIP) war, wie oben beschrieben, von zentralem Interesse. Daher wurde hier ein drehbarer Sondenrechen positioniert der u.a. die Messung der Gesamtdruckverluste erlaubte, Abb. 1 (rechts).

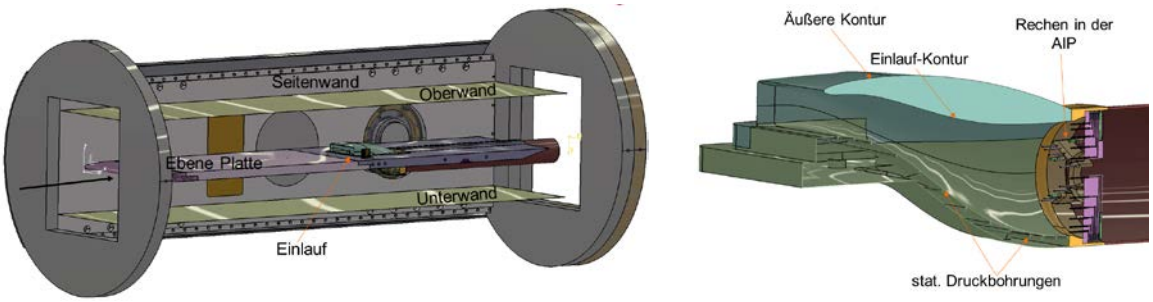


Abb. 1: Messstrecke des DNW-KRG mit eingebauter, ebener Platte mit integriertem Einlauf, stromab rechte Seitenwand entfernt (links); Einlauf mit Rechen in der Verdichtereintrittsebene (AIP), Schnitt durch die Symmetrie-Ebene (rechts)

In Abb. 2 sind die Gesamtdruckverluste in der AIP für zwei unterschiedliche Zulauflängen *x* bei konstanter Einheits-Reynoldszahl Re_1 und Anström-Machzahl *Ma* dargestellt. Abhängig vom Verhältnis der einlaufenden Grenzschichtdicke δ zur Höhe des Einlaufs *h* ergibt sich eine deutlich ungleichmäßigere Druckverteilung in der AIP bei größer Plattenlänge und damit dickerer Grenzschicht.

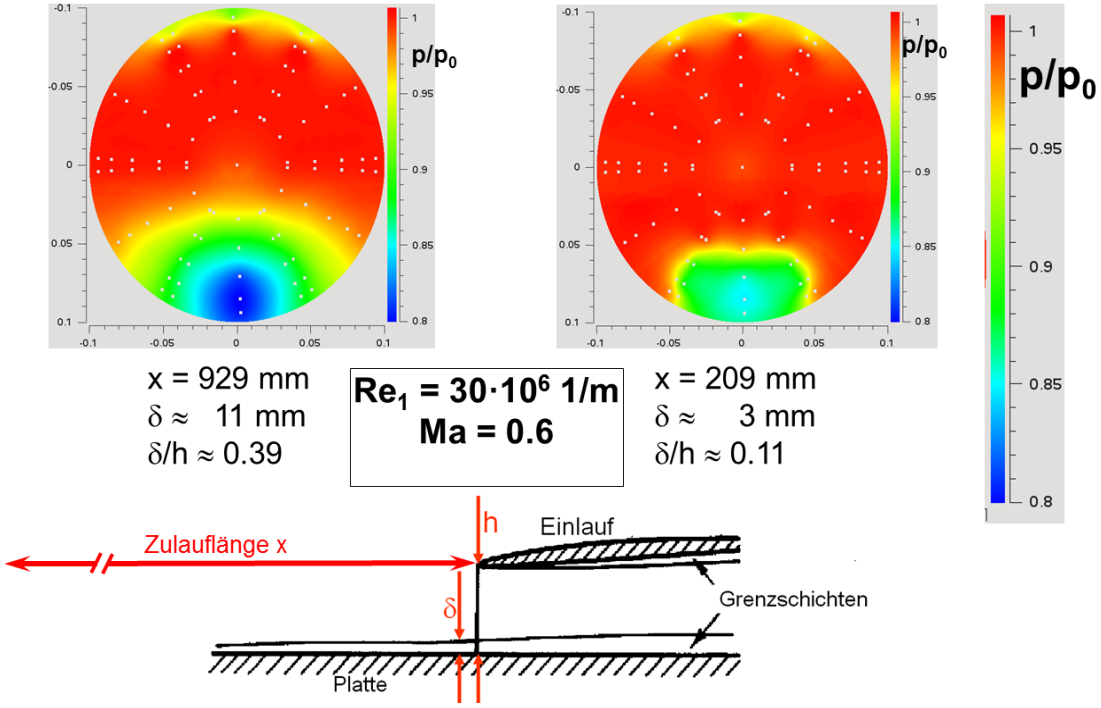


Abb. 2: Gesamtdruckverteilung an der Verdichtereintrittsebene bei unterschiedlicher Zulauflänge *x* und damit der Grenzschichtdicke δ

Ausgehend von diesen Messungen wurde der sog. DC60-Wert der Druckverteilungen in der Verdichtereintrittsebene bestimmt. Hierbei beschreibt der DC60-Wert die Gleichmäßigkeit der Druckverteilung in der AIP und ist damit ein wichtiger Parameter bei der Auslegung von Triebwerken. Die Abhängigkeiten des DC60-Wertes von verschiedenen Größen, wie Mach- und Reynoldszahl, einlaufende Grenzschichtdicke und Massenfluss im Einlauf, wurden untersucht.

Literatur

[1] M. Rein, M. Hannemann, A. D. Gardner, S. Koch. Design of a generic subsonic S-duct intake for studies on the effect of boundary layer ingestion; DLR-Interner Bericht, DLR-IB 224-2009 A28, 2009

[2] M. Rein, S. Koch, M. Rütten. Experimental and Numerical Investigations on the Influence of Ingesting Boundary Layers into a Diverterless S-Duct Intake; AIAA SciTech Conference; 2014 (noch nicht veröffentlicht)

[3] M. Rütten, S. Kuckenburg, S. Koch, M. Rein. Investigation of the Flow within Partially Submerged Scoop Type Air Intakes; 31st AIAA Applied Aerodynamics Conference, 10.2514/6.2013-2912; 2013

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Ansprechpartner: Christian Schnepf, Oliver Wysocki, Erich Schülein

Institution: DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung für Hochgeschwindigkeitskonfiguration

Adresse: Bunsenstraße 10,
37085 Göttingen

Telefon: 0551-709-2317
E-Mail: christian.schnepf@dlr.de

Titel: Numerische Untersuchung zum Effekt einer leicht gebogenen Nase auf die Wirbelbildung an einem Flugkörper

Ausgangssituation: Die Flugbahn eines modernen Flugkörpers ist gezeichnet von Flugzuständen mit hohen Anstellwinkeln und hohen Nickgeschwindigkeiten. Selbst bei diesen aerodynamisch anspruchsvollen Manövern muss eine effektive Steuerbarkeit des Flugkörpers gewährleistet sein. Im Bereich hoher Anstellwinkel können, ausgehend von der Entwicklung asymmetrischer Wirbelpaare im Leebereich des Flugkörpers, ungewollte Seitenkräfte und Giermomente auftreten. In der Literatur wird dieses Phänomen als Phantom-Yaw-Effekt bezeichnet. Im besten Fall sind flugbahnstabilisierende Maßnahmen notwendig, um eine Missweisung des Flugkörpers zu verhindern. Hierdurch wird jedoch die absolute Steuerbarkeit reduziert, falls konventionelle Steuerflächen dafür eingesetzt werden. Daher ist es von Bedeutung ein besseres Verständnis zur Wirkweise der Wirbelasymmetrie zu erlangen und geeignete Gegenmaßnahmen zu entwickeln. In der Literatur lassen sich verschiedene Quellen für die Entstehung der Wirbelasymmetrie finden, die alle an der Nase des Flugkörpers anzutreffen sind. Eine eher selten untersuchte jedoch sehr realistische Quelle ist eine leichte Auslenkung der Nase in der Gierebene, so dass die Nase nicht exakt in Strömungsrichtung weist. Experimentelle Untersuchungen im TWG zeigten, dass Auslenkungen innerhalb des Fertigungstoleranzbereichs bereits einen starken Phantom-Yaw-Effekt hervorrufen können.

Ziel: Das Ziel dieser Arbeit ist es die am TWG-Modell gefundene Auslenkung auf ein numerisches Gitter zu übertragen und mit Hilfe der URANS-Gleichungen die Strömung um diesen Körper zu simulieren, um so einen tieferen Einblick in die Flugkörperumströmung zu erhalten. Teil der Arbeit ist auch die Untersuchung zweier Methoden zur Unterdrückung des Phantom-Yaw-Effekts. Auch hierzu stehen Windkanaldaten zur Verfügung. Beide Methoden basieren auf einer erzwungenen symmetrischen Ablösung im Schulterbereich des Flugkörpers. Diese wird einmal durch geometrische Strakes hervorgerufen und einmal durch seitlich ausgeblasener Luftströme (Aerostrakes). Letztere bieten den Vorteil aktiv zugeschalten werden zu können.

Lösungsweg: Die Umströmung des Flugkörpers wurde mit Hilfe des DLR-TAU-Codes simuliert. Hierbei wird vereinfacht eine voll turbulente Strömung angenommen, die mit Hilfe eines modifizierten k-ω - Modells moduliert wird. Hauptsächlich werden instationäre Ergebnisse bei festem Anstellwinkel (α = 35°,40°,45°) und verschiedenen Auslenkungen der Nase (ε = 0µm, 200µm, 300µm, 600µm) und Auslenkungsangriffpunkten in Rollachsenrichtung für die Modelle mit Aerostrakes und geometrischen Strakes gezeigt. Die in Bild 2 skizzierte Deformation wird mit Hilfe von radialen Basisfunktionen auf ein spiegelsymmetrisches Gitter aufgebracht. Die vorläufigen Ergebnisse einer ersten Auswertung eines instationären sinusförmigen Nickmanövers ($0° \leq \alpha \leq 44°$) nehmen auch einen kleinen Teil der Arbeit ein. Die Nickbewegung erfolgt hier um einen Drehpunkt hinter dem Flugkörper und ist identisch mit der Untersuchung eines Nickma-

növers im TWG. In Abb. 1 ist die simulierte Geometrie für alle Fälle gezeigt. Um den Einfluss der Windkanalanbindung mit zu berücksichtigen ist diese Teil der Simulationsgeometrie.

Ergebnisse: Es zeigt sich für die Simulationen der Konfiguration mit Aerostrakes bei festen Anstellwinkeln und d_l = 65mm, dass die Seitenkraft zunächst betragsmäßig mit ansteigendem Anstellwinkel anwächst (siehe Symbole in Bild 3). Beim maximalen Anstellwinkel kommt es zu einem Vorzeichenwechsel in der Seitenkraft. Betragsmäßig zeigt die Seitenkraft bei $\alpha = 40°$ und $\alpha = 45°$ etwa gleiche Werte. Für alle α ist derselbe Verlauf im Bezug auf die Anstellwinkelabhängigkeit zu beobachten. Des Weiteren wächst die Seitenkraft mit größerer Auslenkung immer weiter an. Im Gegenzug sinkt die Seitenkraft mit kleiner werdendem Krümmungsradius bzw. ansteigendem d_l bei konstantem ε. Mit Hilfe der erzwungenen symmetrischen Ablösung kann im Falle der Aerostrakes und der konventionellen geometrischen Strakes die Seitenkraft reduziert werden. Bemerkenswert ist auch, dass beim größten Anstellwinkel ein Vorzeichenwechsel zwischen Aerostrake Off und ON auftritt und im Fall On über den gesamten α-Bereich eine negative Seitenkraft herrscht.
Für das Nickmanöver zeigt die Seitenkraft eine starke Abhängigkeit von der Art der Bewegung (gestrichelte Linie in Bild 3). Beim selben α tritt beim Aufnicken ein anderes Vorzeichen auf als beim Abnicken.

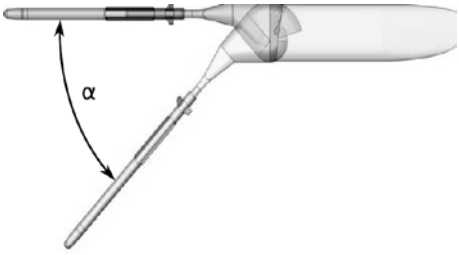


Bild 1: Simulierte Geometrie bestehend aus dem Flugkörper und der Kinematik zur Realisierung der Nickbewegung

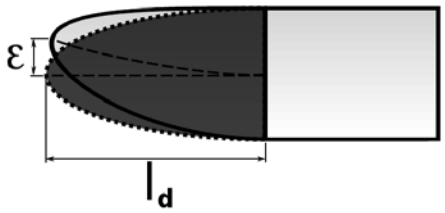


Bild 2: Skizze des Nasenbereiches des Flugkörpers mit und ohne aufgebrachter Auslenkung

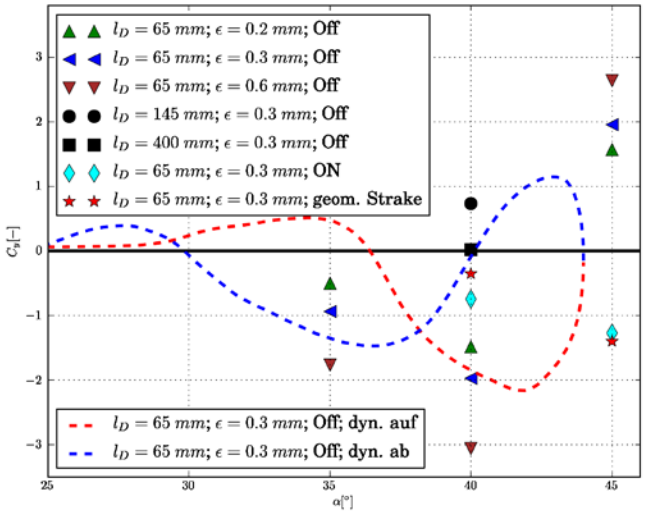


Bild 3: Seitenkraftverlauf über dem Anstellwinkel für die Simulationen mit festem α und das Nickmanöver (nicht kompletter Anstellwinkelbereich gezeigt). Off/On steht für die Aerostrakekonfiguration.

Weiteres Vorgehen: Tiefergehende Analyse der Nickbewegung und Simulation der selben deformierten Geometrie mit eingeschalteten Aerostrakes. Untersuchung des Einflusses des Drehpunkts auf den Phantom-Yaw-Effekt und der Flugkörperumströmung im Allgemeinen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen / Experimentelle Aerodynamik

Stoß- und Transitionsbedingte Lasten an Flugkörperkomponenten

E. Schülein, D. Tomek, C. Schnepf
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung Hochgeschwindigkeitskonfigurationen,
Bunsenstr.10, 37073 Göttingen, erich.schuelein@dlr.de

Die umströmten Komponenten eines Überschallflugkörpers sind im Flug hohen thermomechanischen Lasten ausgesetzt, die nur zum Teil vorhersagbar sind. Probleme der numerischen Simulation liegen vor allem in Bereichen mit stoßinduzierten Ablösungen in transitionellen Grenzschichten. Um die Vorhersage der Auswirkungen dieser Effekte zu verbessern, wird der Einfluss des Grenzschichtzustands auf die resultierenden maximalen thermischen und mechanischen Lasten an vereinfachten Modellen untersucht. Verschiedene Typen von Stoß/Grenzschicht-Wechselwirkungen sind am Beispiel eines generischen Überschalllufteinlaufs identifiziert worden (Kompression an der Einlauframpe (A1), Stoßreflektion/-en an der Innenkontur (A2), 3-D Kompression an der Seitenwand (A3), Mehrfach Stoßreflektion im Einlaufkanal (A4)) und werden aktuell an vereinfachten Modellen untersucht.
Im Mittelpunkt der Untersuchungen am Modell A2 stand der Effekt der natürlichen Transition der Wandgrenzschicht auf die induzierten Lasten bei einer Strömungsablösung, die durch eine 2D-Stoßreflektion hervorgerufen wird. Die Transitionslage an der ebenen Platte wurde mit Hilfe der Einheits-Reynoldszahl im RWG so variiert, dass der Zustand der Grenzschicht an der virtuellen Stoßauftreffstelle sich allmählich von laminar zu turbulent geändert hat. Es sind quantitative Wärmestrommessungen mittels Infrarot-Thermographie, Grenzschichtprofilmessungen, sowie Visualisierungen der Strömungsstruktur bei Variation der Reynoldszahl und der Stoßintensität bei Mach 3 und 6 durchgeführt worden. Die Stoßintensität wurde durch Änderung des Stoßgeneratorwinkels variiert.
Die gewonnenen Daten, die einen ausgeprägten Effekt des laminar-turbulenten Umschlages aufweisen, wurden analysiert und mit Ergebnissen numerischer Untersuchungen verglichen.
Einen Eindruck über die Fähigkeit des $\gamma Re_{\theta t}$ – Transitionsmodells eine natürliche bzw. stoßbedingte Transition in der Wandgrenzschicht vorherzusagen kann man anhand der Daten in Abb.1 gewinnen.

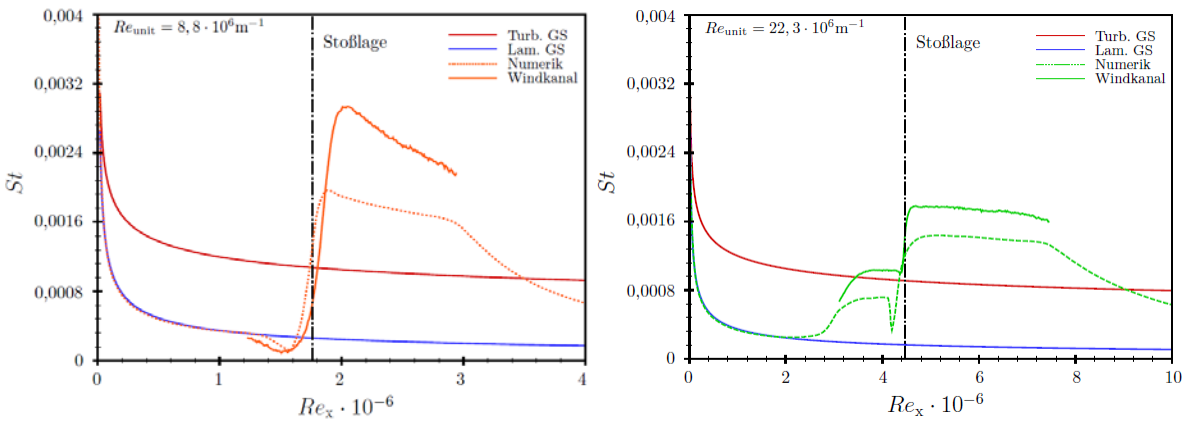


Abb. 1: Effekt der Einheits-Reynoldszahl (bzw. Transitionslage) auf die Stantonzahlverteilung im Bereich des einfallenden Lippenstoßes im Lufteinlauf (M = 3, Generatorwinkel 6°), simuliert experimentell im Rohrwindkanal („Windkanal“) und numerisch mit Hilfe von TAU („Numerik“).

Als Referenz sind jeweils die theoretischen Verläufe für laminare (blaue Linie) und turbulente (rote Linie) Bedingungen an einer ebenen Platte eingezeichnet. Obwohl die Lage des Umschlages gut reproduziert werden konnte, demonstriert die deutliche Abweichung der gemessenen und berechneten Wärmelasten im Bereich der turbulenten Strömung die vorhandenen Defizite der Turbulenzmodellierung.
Das Ziel einer weiteren Messkampagne im Rohrwindkanal war die Untersuchung der Auswirkung verschiedener Geometrie- und Strömungsparameterparameter auf die Strömungsstruktur bei Mehrfach-Stoßreflektion im Lufteinlauf (Modell A4). Das absolvierte Messprogramm beinhaltete eine Variation der Machzahl über der Rampe zwischen 2.25 und 3.0, der Einheits-Reynoldszahl im Bereich (10 – 60) $\times 10^6$ m^{-1}, der Dicke der Lippenvorderkante von 0.01 bis 0.60 mm, sowie des Kontraktionsverhältnisses zwischen 1.7 und 2.6. Zur Visualisierung der Strömungsstruktur wurde das Hochgeschwindigkeits-Schattenverfahren angewandt. Die gewonnenen experimentellen Ergebnisse bestätigen eindrucksvoll, dass die Messzeit des Rohrwindkanals für Lufteinlaufuntersuchungen völlig ausreicht. Abb. 2 zeigt als Beispiel den Effekt der Lippenvorderkantendicke auf die Stoßstruktur bei konstanten Anströmbedingungen und Kontraktionsverhältnis. Die stromauf Verschiebung der Auftreffstelle des reflektierten Lippenstoßes (gelber Pfeil), die mit der Erhöhung der Lippendicke beobachtet wurde, sollte ein Indiz für eine Erhöhung der Startmachzahl des Überschalleinlaufs darstellen, die aus früheren Untersuchgen bekannt ist. Aufbauend auf den gewonnenen Daten soll ein vereinfachtes Modell zur Berechnung kritischer Parameter bei gegebenen Kontraktionsverhältnis und Anströmbedingungen entwickelt und validiert werden.

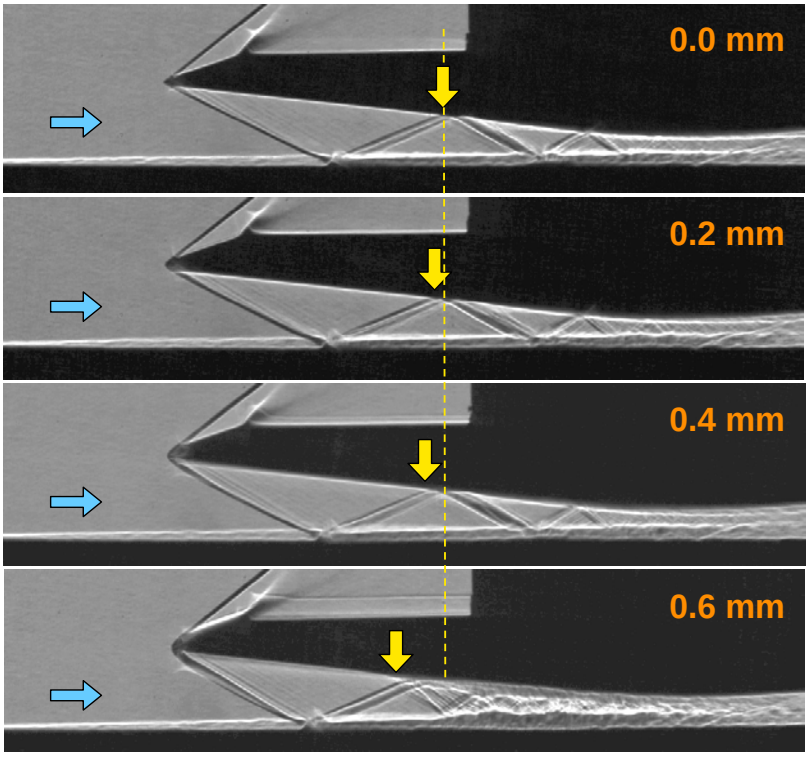


Abb. 2: Effekt der Vorderkantendicke der Einlauflippe auf die resultierende Strömungsstruktur im Innenkanal des 2-D Einlaufs (Modell A4) bei Machzahl 2.75 und einem Kontraktionsverhältnis von 2.14.

Literatur :

[1] Schülein E., Wagner A. (2012) Ludwieg-Tube Experiments on the Effects of Laminar-Turbulent Transition on the SWBLI at Mach 6, DLR-IB 224-2011 A 64, 72 S, DLR Göttingen.
[2] Tomek D. (2012) “Effekt der Transition auf die stoßinduzierte Grenzschichtablösung im Überschall”, Diplomarbeit, 86 S., IAG Universität Stuttgart & DLR Göttingen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Anwendung der TSP Messtechnik zur Bestimmung der Transitionslage an rotierenden Systemen

Waldemar Lang

DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Einführung

Die Temperaturverteilung und der Wärmetransport an einem Testkörper können mittels der „temperature-sensitive paint“ Messtechnik (TSP) dargestellt werden.
TSP ist ein bekanntes Verfahren zur zweidimensionalen Temperaturmessung und basiert auf dem „Thermal Quenching“ Prozess von temperaturempfindlichen Molekülen, die in der Farbe eingebettet sind [1]. Bei einer Anregung mit einer bestimmten Wellenlänge werden die temperaturempfindlichen Molekülen, die sogenannten Luminophore, auf einen höheren Energiezustand versetzt. Da dieser Zustand instabil ist, kehren die Luminophore unter Emission von Licht in den Grundzustand zurück. Die emittierte Lichtmenge zeigt eine Abhängigkeit von der Temperatur der Farbe. In den Bereichen mit höherer Temperatur kehren viele Luminophore in den Grundzustand zurück, ohne Licht zu emittieren, sodass TSP dunkler erscheint als im Vergleich zu den kühleren Bereichen. Da der konvektive Wärmeübergangskoeffizient in der laminaren und turbulenten Grenzschicht unterschiedlich ist, können diese Temperaturunterschiede bzw. Intensitätsunterschiede mittels TSP visualisiert werden.

Die Methode wurde bisher überwiegend bei Messungen an nicht rotierenden Körpern in Niedergeschwindigkeitswindkanälen sowie unter tiefen Temperaturen in kryogenischen Windkanälen eingesetzt [2], [3]. Es herrscht jedoch auch ein großes Interesse der Transitionsmessung bei rotierenden Systemen, wie Propeller, Turbinenschaufeln und Hubschrauberrotoren [4].
Um die TSP Messtechnik erfolgreich an rotierenden Systemen einsetzten zu können, müssen spezielle Anforderungen an die Kamera, die für Aufnahme der emittierten Lichtmenge eingesetzt wird, beachtet werden. Die Kamera muss viel Signal bei sehr kurzen Belichtungszeiten aufnehmen können, um das Signal-Rausch-Verhältnis zu erhöhen sowie die Bewegungsunschärfe zu reduzieren.

Experimenteller Aufbau

Für die TSP Messungen wurde ein 2-Blatt-Holzpropellermodell, Typ EVP-RC 33-10 cm, mit einer Spannweite von 0,33 m und einer Profiltiefe von 0,03 m verwendet. Der Antrieb des Propellers erfolgte mittels Gleichstrommotor mit maximaler Drehfrequenz von 160 Hz. In der Abbildung 1 ist ein experimenteller Aufbau sowie schematische Übersicht dargestellt. Ein Blatt wurde mit „Ru-phen“ basierten TSP beschichten, das mit einer blauen Puls-LED angeregt wurde. Für die Aufnahme der TSP Luminesenz wurde eine 16bit-EMCCD-Kamera (**E**lectron **M**ultiplying **C**harge **C**oupled **D**evice) verwendet. Des Weiteren wurde eine Wärmequelle für die Erhöhung der Oberflächentemperatur auf dem TSP-Propellerblatt benötigt, um die Temperaturunterschiede bzw. die Intesitätsunterschiede zwischen der laminaren und turbulenten Grenzschicht zu vergrößern.

Ergebnisse

Die Abbildung 2 zeigt eine Temperaturverteilung auf der Propelleroberfläche bei verschiedenen Rotationsfrequenzen.

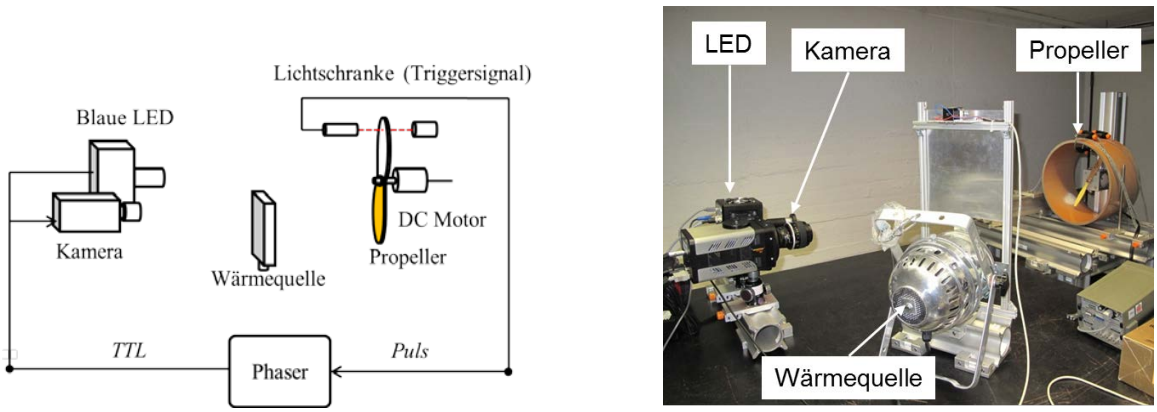


Abbildung 1: Schematische Übersicht (links), Experimenteller Aufbau (rechts)

Um eine turbulente Strömung zu erzwingen, wurden Rauhigkeitselemente in Form einer 2-dimensionalen Stufe („Transitionslinie“, roter Pfeil) und 3-dimensionalen Stufe („Transitions-dot“, schwarzer Pfeil) auf die Vorderkante des Propellerblattes aufgebracht. Die dunkleren Bereiche im Nachlauf der Stufe sowie im Bereich der Hinterkante des Propellers deuten auf eine turbulente Grenzschichtströmung und die helleren Regionen auf die laminare Grenz-schichtströmung.

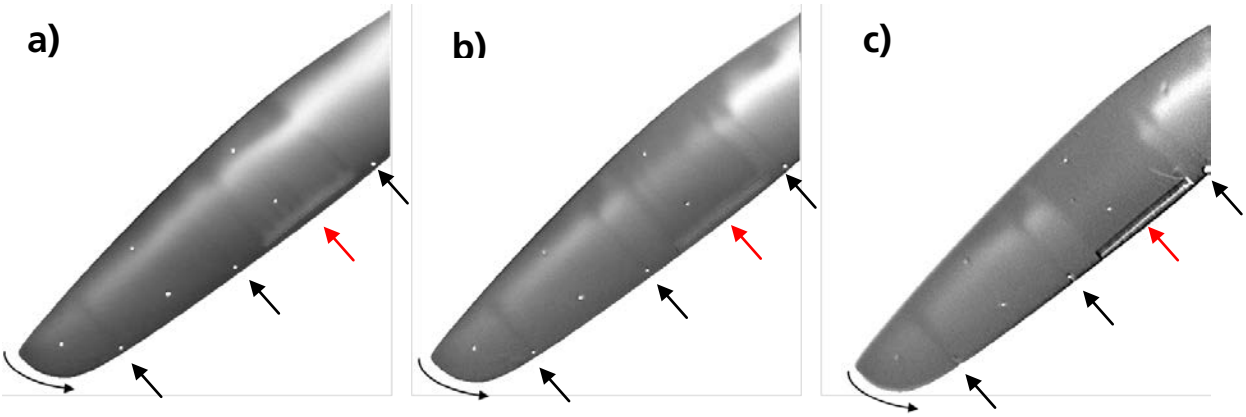


Abbildung 2: Transitionsbilder a) f = 40 Hz, b) f = 80 Hz, c) f = 160 Hz

Zusammenfassung

Die TSP Messungen wurden mittels einer sehr lichtempfindlichen Kamera erfolgreich durchgeführt. Die TSP Ergebnisse zeigen eine Entwicklung einer laminaren und einer turbulenten Grenzschichtströmung in Abhängigkeit von Rotationsfrequenz des Propellers.

Literatur

[1] Liu, T. and Sullivan, J. P., “Pressure and Temperature Sensitive Paints” Berlin: Springer, (2004).
[2] Fey, U. and Egami, Y., “Transition Detection by Temperature-Sensitive Paint”, Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics ed Tropea C., Yarin A. L. and Foss J. F., (Berlin Heidelberg: Springer-Verlag) Chap. 7.4, pp 537 – 552, (2007).
[3] Fey, U., Egami, Y., Klein, C., “Using CryoTSP as a Tool for Transition Detection and Instability Examination at High Reynolds Numbers”, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VI, Contribution to the 15th STAB/DGLR Symposium Darmstadt, Germany, Springer ISBN-10 3-540-74458-4, (2006).
[4] Yorita, D., Asai K., Klein C., Henne U., Schaber S., “Transition Detection on Rotating Propeller Blades by means of Temperature-Sensitive Paint“, AIAA Paper 2012-1187, January 2012.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Aerodynamische Auslegung einer nickschwingenden Rotorblattspitze für den TWG

Benjamin Lütke
Institut für Aeroelastik , DLR Göttingen, Bunsenstraße 10, benjamin.luetke@dlr.de

Einleitung

An einer nickschwingenden, doppelt-gepfeilten Hubschrauberrotorblattspitze (Abb.1) sollen im Rahmen des DLR-internen Projektes STELAR strömungsphysikalische Phänomene experimentell und numerisch untersucht werden. Der Fokus liegt auf der Erfassung und Bewertung des Dynamic Stall, der im schnellen Vorwärtsflug am rücklaufenden Blatt auftritt und erhebliche Steuerstangenkräfte und Vibrationen am Helikopter erzeugen kann. Mit den geplanten Untersuchungen soll eine Beschreibung und Quantifizierung der aerodynamischen Phänomene erreicht werden und gezeigt werden, wie diese sich auf die auftretenden globalen Lasten auswirken. Dazu kommen im Experiment neben diskreten instationären Druckmessungen, integralen Wagenmessungen und optischer Deformationsmesstechnik, auch Infrarot- bzw. drucksensitive Farbmethoden zum Einsatz. Der im Vorwärtsflug über einen Umlauf variierende Anstellwinkel des Rotorblattes wird im Experiment mit einem Nickschwingversuchstand realisiert. Zentrifugalkräfte, Querströmung und nichtuniforme Anströmungen treten im Vergleich zum realen Hubschrauberflug nicht auf. Umso deutlicher können der gegenseitige Einfluss des Blattspitzenwirbels, des Dynamic Stall und der strukturellen Elastizität bewertet werden [1].
Im Folgenden werden die aerodynamischen Aspekte der Auslegung des Experiments vorgestellt, welches Mitte 2014 im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) durchgeführt werden soll.

Hauptteil

Die Rahmenbedingungen für das Experiment ergeben sich aus den Leistungsdaten des TWG und des Nickschwingversuchstandes (Tabelle 1). Der Prüfling wurde aus einer vorwärts-rückwärtsgepfeilten Blattspitze abgeleitet, eine Modellspannweite von $s = 750\,mm$ und eine Profiltiefe von $c_{Root} = 166\,mm$ festgelegt. Eine geringere Profiltiefe würde den Einbauplatz für die Sensorik gefährden und die Reynoldszahl weiter absenken. Eine größere Spannweite würde den Kanalwandeinfluss an der Blattspitze vergrößern. Die im Innenbereich verwendeten EDI-M112-Profile mit 12% Profildicke zeigen für Machzahlen bis $Ma = 0.4$ und hohe Anstellwinkel ein gutmütigeres Dynamic Stall Verhalten als die EDI-M109-Profile (9% Profildicke) [2]. Diese erweisen sich für höhere Machzahlen als geeignet und sind im Außenbereich vorgesehen.

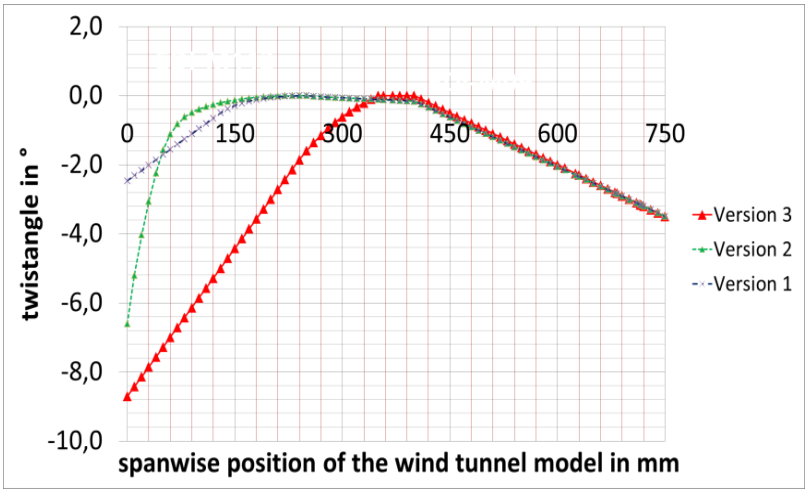


Abbildung 1: Spannweitige Verteilung des Verdrillwinkels

Die Verwindung realer Hubschrauberrotorblätter nimmt zur Blattspitze in der Regel ab. Dadurch wird der Auftrieb begrenzt, der mit zunehmender radialer Position wegen der nichtuniformen Anströmgeschwindigkeit ansteigt. Auf Grund der uniformen Anströmung im Windkanal wurde eine geringe Verwindung für den Außenbereich gewählt. Bei weiter ansteigender Verwindung hin zur Blattwurzel würde die Strömung dort als erstes ablösen. Ziel der Modellauslegung ist den Bereich des einsetzenden Dynamic Stall von der Blattwurzel zur Position des Vorwärtsknickes zu verschieben, um den wurzelseitigen Kanalwandeinfluss auf diesen Bereich zu minimieren. Zu diesem Zwecke wurde die Verwindung im Innenbereich gesenkt und nicht wie am realen Hubschrauberroterblatt erhöht.

Betriebsdruck p0 (min. - max.)	Betriebstemp. T0 (min. - max.)	Mach (min. - max.)	Profillänge (Wurzel)	Reynoldszahl max. für Ma=0.4
0.3 - 1.5 bar	293 – 315 K	0.3 – 0.9	0.16 m	2 Moi
Modellspann-weite	**Breite x Höhe Messtrecke**	**Max. Nickfre-quenz bei A=1°**	**Max. Nick-amplitude bei f=6.6 Hz**	**Red. Frequenz k Ma=0.4, f=6.6 Hz**
0.75 m	1 m x 1 m	80 Hz	8°	0.05

Tabelle 1: Eckdaten des TWG / Nickschwingversuchstandes und die sich daraus ergebenden maximalen Reynoldszahlen und reduzierten Frequenzen für die 1:2 skalierte Rotorblattspitze

Anhand vollturbulenter CFD-Simulationen (Turbulenzmodell: Menter-SST) wurde mit TAU das Ablöseverhalten der starren Blattspitze mit verschiedenen Verwindungsverteilungen (Modellversionen 1-3, Abb.1) bei $Ma = 0.4$ untersucht. Rechnungen mit und ohne Kanalwandeinfluss liegen vor. Die Rechnungen für die Modellversion 1 mit Fernfeldrandbedingungen und einer Symmetriewandrandbedingung an der Blattspitzenwurzel weisen die erste Ablösung im Bereich des größten Anstellwinkels an der Position des Vorwärtsknickes auf. An der Blattwurzel liegt die Strömung an.

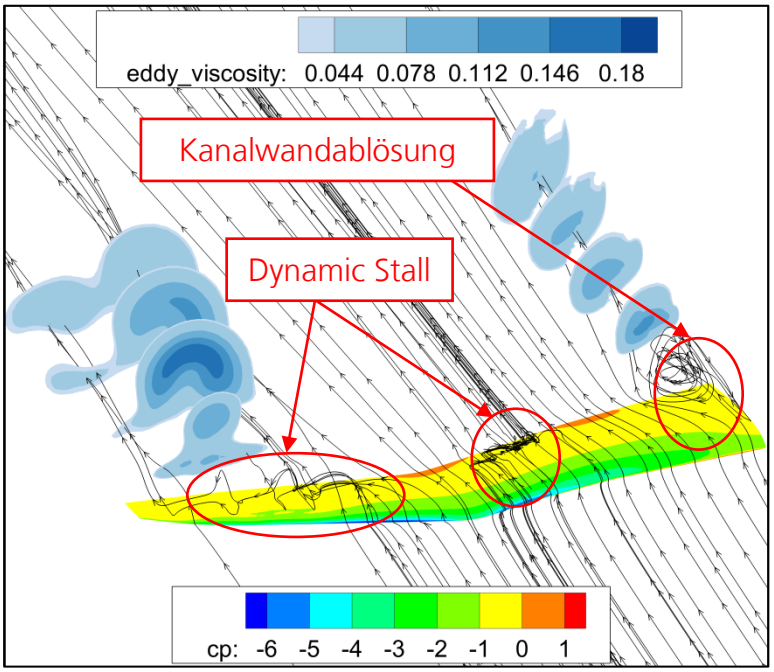


Abbildung 2: Nickschwingende Blattspitze (V8) bei AoA =16° (Ma=0.4 , Re=1.6 Mio , k=0.05 , AoA = 10°+/-8°) im Upstroke

Unter Berücksichtigung der viskosen Windkanalwände, treten bei der Modellversion 1 an der Blattwurzel massive Kanalwandablösungen auf und vermischen sich mit der Ablösung des inneren Dynamic-Stall-Bereichs. Eine Verwindungsverteilung wie in Modellversion 2 ist auf Grund der starken Verwindungsänderung für ein CFK-Modell unerwünscht. Bei Modellversion 3 ist die Verwindung im Innenbereich noch deutlicher reduziert als bei Modellversion 1. Diese Geometrie zeigt im Vorwärtsknick den gewünschten Dynamic Stall, der jetzt von der Kanalwandablösung durch einen Bereich anliegender Strömung separiert ist (Abb.2).

Ausblick

Ein FE-Modell der Blattspitze wurde erstellt. Die ersten statischen FE-Berechnungen ergeben für den in Abbildung 2 dargestellten Lastfall eine Durchbiegung von bis zu 20 mm an der Blattspitze. Die Duchbiegungen an der realen Hubschrauberrotorblattspitze sind auf Grund der zentrifugalen Versteifungseffekte kleiner. Dennoch ist mit einem nicht unerheblichen Einfluss der Elastizität auf die Aerodynamik ist zu rechnen. Dies gilt es in strömungs-struktur-gekoppelten Rechnungen, sowie im Experiment zu zeigen, mit dem Ziel die Ergebnisse zu quantifizieren und numerisch mit dem rotierenden System zu vergleichen.

Literatur

[1] K. Mulleners, K. Kindler, M. Raffel , Dynamic stall on a fully equipped helicopter model, in : Aerospace Science and Technology, 19 (2012) 72-76
[2] Gardner et al. , Experimental investigation of dynamic stall performance for the EDI-M109 and EDI-M112 airfoils, in : Journal of the American Helicopter Society, Vol.58, 1-13, januar 2013

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Beeinflussung des Druckgradienten im Eisenbahntunnel durch Variation der Portalgeometrie

Daniela Heine, Klaus Ehrenfried
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Fluidsysteme
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
daniela.heine@dlr.de, klaus.ehrenfried@dlr.de

Bei der Einfahrt eines Hochgeschwindigkeitszuges in einen Tunnel entstehen teils starke Druckwellen, welche, abhängig von der Beschaffenheit von Zug und Tunnel, ernsthafte Auswirkungen auf den Reisekomfort und den Tunnel haben und zu dem sogenannten Tunnelknall führen können (siehe bspw. [1.]-[3.]). Zur Untersuchung dieser Druckwellen und zur Entwicklung von Gegenmaßnahmen dient die Tunnel-Simulations-Anlage Göttingen (TSG). Diese Anlage verfügt über ein bewegtes Modell, was die Untersuchung transienter Vorgänge erlaubt und somit für die Studie der Tunnelwellen geeignet ist (beschrieben in [4.]). Sie besteht aus einem Katapultbereich, in dem die Modelle auf maximal 100m/s beschleunigt werden können. Die an den Beschleunigungsbereich anschließende Messstrecke ist ca. 30m lang und kann mit verschiedenster Messtechnik, typischerweise Drucksensoren, Messwaagen, Lichtschranken und optischer Messtechnik, bestückt werden. Nach dem Durchqueren der Messstrecke wird das Modell in einer mit Kügelchen gefüllten Bremsbox wieder zum Stehen gebracht. Die verwendeten Modelle sind bevorzugt aus Karbon gebaut, damit die Modelle die großen Belastungen durch die Beschleunigung in Katapult und Bremse unbeschadet überstehen. Das hier eingesetzte Modell besteht aus zwei ICE3-Endwagen im Maßstab 1:25 mit einer Gesamtlänge von etwa 2m. Der verwendete Tunnel besteht aus Plexiglas und ist einem typischen, eingleisigen Tunnel nachempfunden. Sein Maßstab ist mit 1:30 kleiner als der der Züge, um die Druckwellen in engeren Tunneln bzw. größeren Verhältnissen zwischen Zug- und Tunnelquerschnit zu untersuchen. Der Tunnel ist 10m lang und kann mit einer zusätzlichen Tunnelhaube in der Länge 1.67m erweitert werden (siehe Abb. 1). Die Haube verfügt über 24 einzeln zu verschließende Öffnungen, welche die durch die Einfahrt des Zuges in den Tunnel generierte Druckwelle beeinflussen sollen.

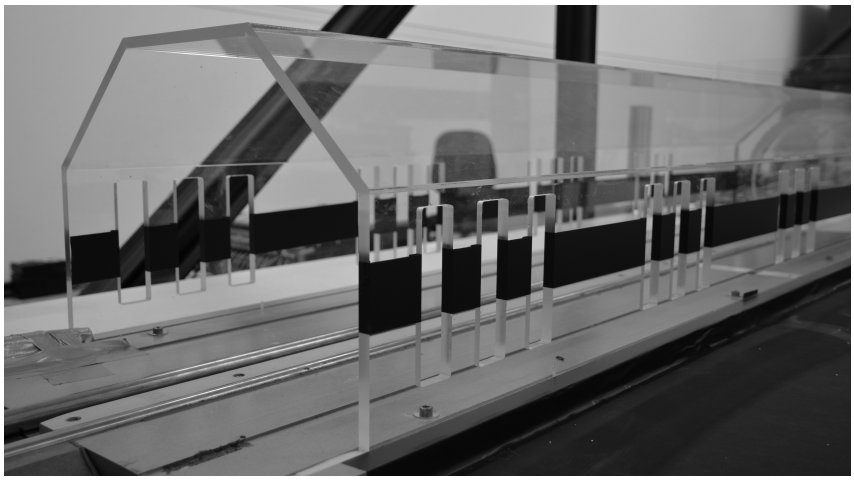


Abbildung 1: Einfahrt des Tunnelportals, alle Fenster geöffnet

Die Experimente wurden mit 5 verschiedenen Portalkonfigurationen durchgeführt. Zusätzlich zu der Grundkonfiguration ohne die Tunnelhaube (Konf. 1) wird die komplett geschlossene (Konf. 2) und die komplett geöffnete Haube (Konf. 3) untersucht. Zudem wird von den jeweils in Dreier-Verbünden zusammengefassten Fenstern ein Drittel (Konf. 4) bzw. zwei Drittel (Konf. 5) der Fenster geschlossen und der Druckverlauf im Tunnel mittels Drucksensoren zeitlich verfolgt.

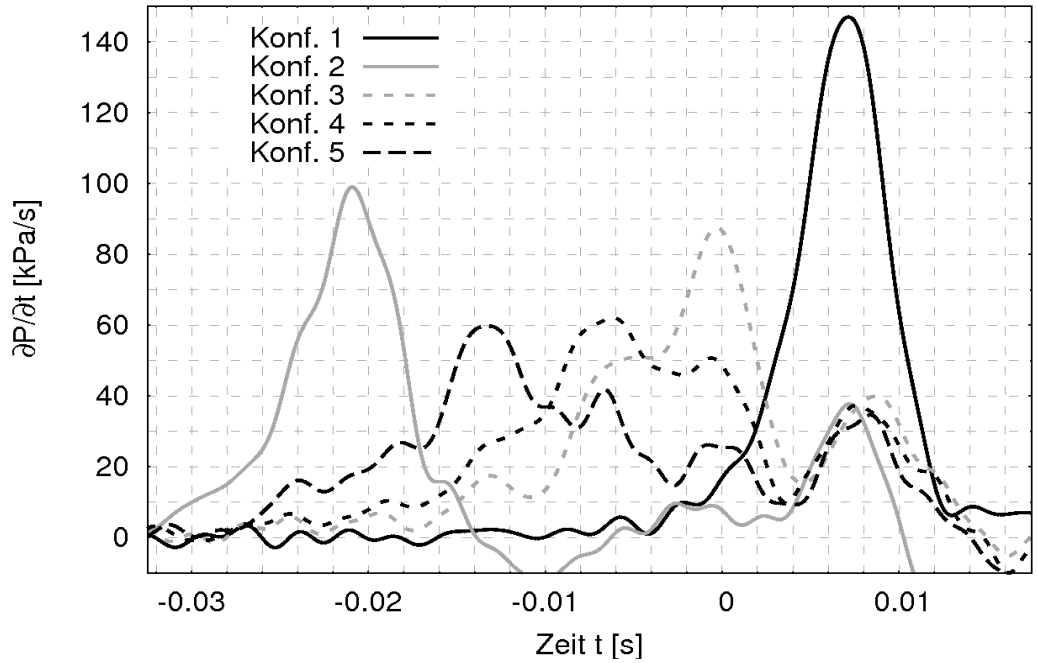


Abbildung 2: Druckgradient im Tunnel (*s* = 1,88m) für die verschiedenen Portalkonfigurationen

Abbildung 2 zeigt die zeitliche Ableitung der Druckverläufe im Tunnel bei der Einfahrt des Modellzugs mit einer Geschwindigkeit von *v* = 56m/s. Der Zeitpunkt t = 0s beschreibt die Einfahrt der Zugnase in den Tunnel, das Portal wird bereits bei t ≈ -0.029s vom Zug befahren. Die Messposition ist so gewählt, dass eine möglichst lange Messdauer zur Verfügung steht, bevor die durch das Tunnelende erzeugte Reflektion der Einfahrwelle die Sonde erreicht. Es wird der Druckgradient bzw. die zeitliche Ableitung des Drucks und nicht der Druckverlauf selbst betrachtet, da der Gradient der entscheidende Parameter für die bei einer Zugdurchfahrt durch einen Tunnel auftretenden Probleme ist.
In der Abbildung ist deutlich der Einfluss der verschiedenen Portalgeometrien auf den Druckgradienten auszumachen. Im Vergleich zur Konf. 1 ohne zusätzlicher Haube wird in jedem Fall der Druckgradient herabgesetzt, wobei sich die Ergebnisse der einzelnen Portalkonfigurationen teilweise deutlich voneinander unterscheiden. Der kleinste Wert wird für die zu zwei Dritteln geschlossene Haube erreicht. Dabei ist der maximale Wert des Druckgradienten um ca. 59% im Vergleich zur Messung ohne Haube abgesenkt. Die komplett geschlossene Haube lässt naturgemäß keine Ausströmung durch die Fenster und damit kein Angleichen des Drucks zu, weshalb der Druckgradient lediglich durch den Querschnittsflächensprung zwischen Haube und Tunnel verändert wird. Die beiden Hauben mit den Konfigurationen 3 und 5 ermöglichen zuviel Ausgleich mit der Umgebung. Bei Konf. 3 fällt auf, dass der Druck erst dann merklich ansteigt, wenn der Zug das letzte Fenster des Portals passiert und somit den unventilierten Teil der Haube befährt. Dies ist ein klares Zeichen für eine zu große Ausströmfläche in der restlichen Tunnelhaube.
Die Studie konnte zeigen, dass die Größe der Ausströmfläche eines Tunnelportals zur Abschwächung der Druckwellen in Eisenbahntunneln ein entscheidender Faktor für die Funktionsweise des Portals ist. Die Ergebnisse erlauben einen Einblick in die Wirkweise eines erweiterten Tunnelportals und werden in der Erstellung eines Programms zur Berechnung von Druckwellen in Tunneln in Abhängigkeit von der Geometrie des Portals Verwendung finden.

Referenzen:

[1.] M. S. Howe, M. Iida, T. Fukuda, T. Maeda: Theoretical and experimental investigation of the compression wave generated by a train entering a tunnel with a flared portal, Journal of Fluid Mechanics, 425, 2000
[2.] A. Vardy, M. S. Howe: Rapid prediction of train nose entry pressure gradients", Proceedings of the 13th Inter national Symposium on Aerodynamics and Ventilation of Vehicle Tunnels, 2, 2009
[3.] M. S. Howe: Mach number dependence of the compression wave generated by a high-speed train entering a tunnel, Journal of Sound and Vibration, 212[1], 1998
[4.] D. Heine, K. Ehrenfried, C. Wagner: Pressure-wave studies in the tunnel-simulation faciltiy Göttingen (TSG), Proceedings of the 15th International Symposium on Aerodynamimcs, Ventilation and Fire in Tunnels, BHR Group, 2013

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Thermischer Komfort bei der Quellluftkonvektion in der Kabine Do728

Mikhail Konstantinov, Claus Wagner
DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, mikhail.konstantinov@dlr.de

Einleitung:
In bisherigen Studien hat sich die Quellbelüftung als eine hinsichtlich der Wärmeabfuhr effiziente Ventilationstechnik für die Flugzeugkabine herauskristallisiert. Ein weiteres wesentliches Entscheidungskriterium für die Auswahl alternativer Ventilationstechniken ist der thermische Komfort der Passagieren, der mit der heute realisierten Mischbelüftung, die durch eine geringe Wärmeausfuhreffizienz gekennzeichnet ist, gewährleitet werden kann. Das Maß an thermischen Komfort in der Flugzeugkabine hängt stark von den verschiedenen Wärmequellen ab. Dabei tragen die Passagiere selbst maßgeblich zu der gesamten Wärmelaste in der Kabine bei. Für die Berechnung des thermischen Komforts steht das Finite-Elemente (FE) Programm THESEUS von P+Z Engineering GmbH zur Verfügung, das auf dem FIALA-Manikin-Modell [1] basiert. Durch Kopplung des „Computational Fluid Dynamic (CFD)"-Programms OpenFoam mit dem Programm THESEUS nach einer vorgegebenen Anzahl von Iterationsschritten eine Simulation und die numerische Modellierung des thermischen Komforts kann der erwartete Komfort für verschiedene Ventilationstechniken berechnet werden. Bei der konventioneller gemischten Belüftung tritt die kalte Luft von obendurch Luftauslässe (KLA) in die Kabine ein und wird unten abgesaugt. Beim neuen Quellluftprinzip wird die Luft lateral von unten zugeführt und oberhalb der Gepäckfächer abgeführt. In der vorliegenden Arbeit soll zudem untersucht werden, wie sich die Belüftung durch Luftsäcke, die unter den Sitzen installiert sind, auf den thermischen Komfort der Passagiere auswirkt.

Lösungsweg:
Moderne Thermische-Komfort-Modelle [2] berücksichtigen, dass der menschliche Körper aus verschiedenen Schichten besteht, indem die Wärme über den Blutkreislauf verteilt wird. Zusätzlich werden Bekleidung, Aktivität der Menschen und Luftfeuchtigkeit modelliert. Um die Wechselwirkung zwischen Kabinenströmung und dem Wärmetransport im Menschen berücksichtigen und Aussagen über den thermischen Komfort der Passagiere treffen zu können, wurde eine Prozesskette entwickelt, die auf der Kopplung zwischen dem Simulationsprogramm OpenFOAM mit dem FE-Programm THESEUS beruht. Im Einzelnen wird der Gesamtprozess in einer Abfolge von mehreren Schritten bearbeitet: An den charakteristischen Körperteilen der Passagiere werden zunächst die Temperaturwerte vorgegeben. Danach werden die Wärmeströme an den Passagiermodellen im Rahmen von Strömungsberechnungen bestimmt und an THESEUS übergeben. Letzteres berechnet drei Temperaturfelder, der äquivalenten Temperatur und der Oberflächen- und Hauttemperaturen, unter Nutzung des komplexen FIALA-Manikin-Modells. Die Werte der Oberflächentemperatur werden beim nächsten Iterationsschritt als Temperaturrandbedingungen an den Körperteilen in OpenFOAM verwendet.

Ergebnis:
Es wurden drei Varianten der Quellluftströmung in der Kabine des Versuchsträgers Do728 berechnet. Während bei einer Variante der Quellluftanteil bei 100% liegt, weisen die andere zwei Varianten ein Verhältnis zwischen Quell- und Lateralluft von 70:30 bzw. 50:50 auf.. Das Strömungsfeld der Variante 50:50 ist in Abb. 1 dargestellt. Die Ergebnisse zeigen, dass bei Quelllüftung mit der um 1K wärmen Zuluft die gleichen Kabinentemperatur von 24°C wie bei konventioneller gemischten Konvektion erreicht wird. Zudem liegt bei Quelllüftung eine homogenere Kabinenströmung vor, wie bei der Standardbelüftung. Allerdings sind die Quellluftkomfortwerte geringer als bei der konventioneller Belüftung. Sie befinden sich, aber im

komfortablen Bereich. Die CFD-Ergebnisse stimmen gut mit der Experimenten mit Probanden im Versuchsträger Do728 überein (Abb. 2).

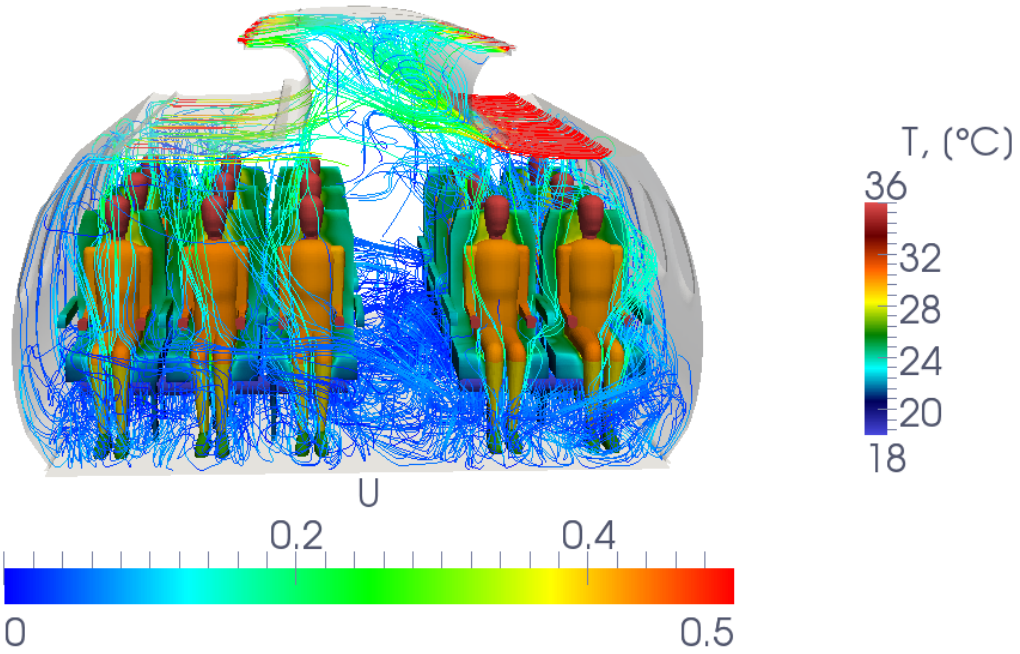


Abbildung 1: Vom KLA ausgehende Stromlinien und berechnete Temperaturen bei der Quell-/Lateralluft Variante 50:50.

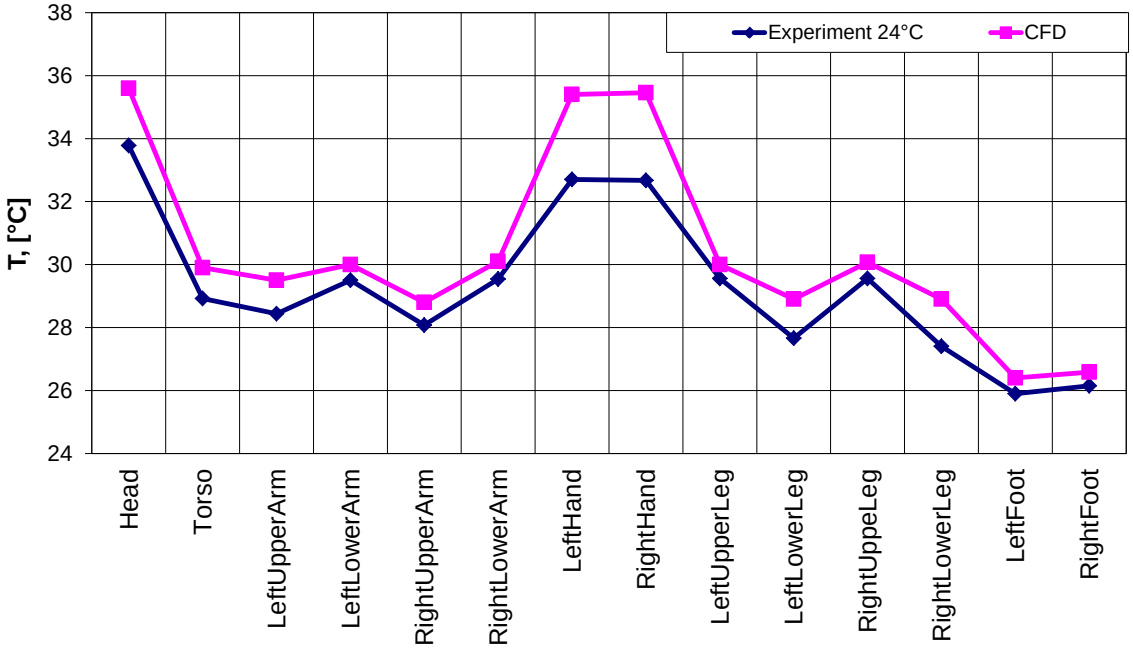


Abbildung 2: Vergleich der über eine Sitzreihe gemittelten Temperaturprofile entlang der Körperteile der Messung (blau) und der Simulation (pink) .

Literatur:

1. D. Fiala, K. J. Lomes, M. Stohrer, *Computer prediction of human thermoregulatory and temperature responses to a wide range of environmental conditions,* Int. J. Biometereol. (2001) **45**: 43-159.
2. M. Konstaninov, W. Lautenschlager, C. Wagner, *Numerical simulation of thermal comfort in aircraft cabins*, AST 2013, Proceedings of thre 4th International Workshop on Aircraft System Technologies (2013), 233-253.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Aerodynamik

Numerische Untersuchung der aerodynamischen Wirksamkeit eines Heckdiffusors an einem Formula SAE Fahrzeug

Arne Tegtmeyer, Rouven Petzold, Thorsten Möller

Institut für Strömungsmechanik TU Braunschweig, Hermann-Blenk-Str. 37,
38108 Braunschweig, t.moeller@tu-braunschweig.de

Ausgangssituation

Zur Erzeugung von Abtrieb oder auch negativem Auftrieb werden bei Rennfahrzeugen unter anderem Unterbodendiffusoren eingesetzt [1]. Hiermit kann die maximale Querbeschleunigung des Fahrzeugs deutlich erhöht werden [2]. Außerdem wird durch den Einsatz eines Unterbodendiffussors neben dem Auftrieb auch der Widerstand eines Bodenfahrzeuges beeinflusst [3]. Bisherige Untersuchungen für Fahrzeuge der Formula SAE (FSAE) betrachten die gleichzeitige Verwendung von Heckflügel, Frontflügel und Heckdiffusor für die Erzeugung von negativem Auftrieb [4]. Die Wirksamkeit eines eigenständig verwendeten Heckdiffusors zur Erzeugung von Abtrieb, wie in [3] für einen generischen Körper berichtet wird, wurde bis jetzt in der Literatur für Fahrzeuge der FSAE nicht betrachtet.

Ziel

Die aerodynamischen Kräfte auf ein Formula Student Fahrzeugs mit verschiedenen Unterböden soll numerisch ermittelt werden. Um die erforderliche Rechenzeit zu verringern, wurden die numerischen Berechnungen an einer vereinfachter Geometrie Modell des Fahrzeugs LR08 des Lions Racing Team Braunschweig durchgeführt. Ausserdem soll der Drucdkverlust bei der Durchströmung des im Kühlkanal vorhandenen Wärmetauschers modelliert werden.

Abb. 1: Original Geometrie LR08

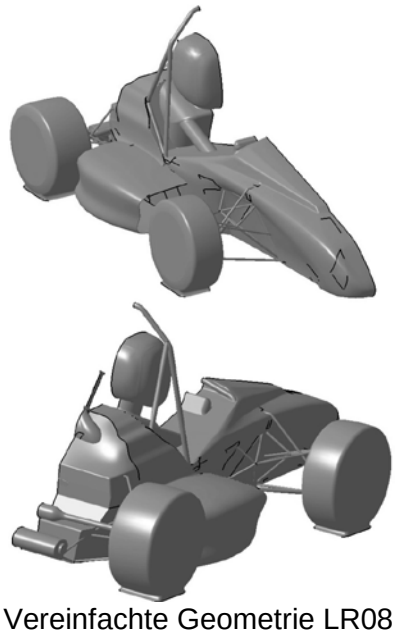


Abb. 2: Vereinfachte Geometrie LR08

Lösungsweg

Die numerischen Berechnungen wurden mit dem DLR Code Tau durchgeführt. Es wurden sowahl stationäre als auch instationäre Berechnungen durchgeführt.Weiterhin wurde ein

nicht bewegter Boden angenommen. Für die ersten Rechnungen wurde das Menter SST Model für die Turbulenzmodellierung gewählt. Der Druckverlust im Kühlkanal durch den Wärmetauscher wurde mit dem einem im Tau Code verfügbaren Verfahren modelliert [6]. Hierbei wird der durchströmte Wärmetauscher als poröses Medium betrachet. Der Druckverlust in diesem Medium wird mit einer quadratischen Gleichung modelliert:

$$\Delta p(U_\infty) = \rho \cdot \left(\alpha \cdot U_\infty + \beta \cdot U_\infty^2\right)$$

Die für das Modell erforderlichen Konstanten α und β konnten aus Messdaten des Herstellers des Wärmetauschers zu α= 0.4718 [-] und β=8.5802 [m/s] bestimmt werden. Die Original-Geometrie des Fahrzeuges (s. Abb. 1) wurde zunächst vereinfacht und es wurde eine Symetrie Randbedingung gesetzt. (s. Abb. 2). Das Netzt des Referenzfahzeuges mit glattem Unterboden und 14° Diffusor ist in Abb. 3 dargestellt.

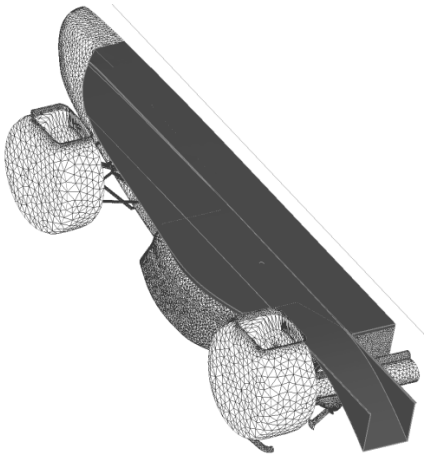


Abb 3: Referenzfahrzeug mit Unterboden samt Diffusor vernetzt

Ergebnisse

Für die vereinfachte Fahrzeuggeometrie ohne Diffusor wurden zunächst die numerischen Resultate der aerodynamischen Beiwerte mit vorliegenden Daten aus Windkanalversuchen ohne bewegten Boden verglichen werden. In Tabelle 1 ist zu sehen, dass sich hierbei eine gute Übereinstimmung ergeben hat. Für zwei weitere Unterbodengeometrieren (Glatt, 14° Diffusor) konnten die in Tab. 1 aufgeführten Werte ermittlelt werden. In Abb. 4 ist die Verteilung von c_p an der Oberfläche des Fahrzeuges für die Strömung mit 14° Diffusor dargestellt. Aus den numerischen Daten konnte unter Anwendung des linearen Einspurmodels [2] der Einfluss des Unterbodens auf den Abstand e_{sp} von Druckpunkt und Schwerpunkt des Fahrzeuges und damit auf die Fahrrichtungsstabilität des Referenzfahrzeuges LR08bestimmt werden.

	C_w	C_a	e_{sp}
Windkanal	0,63	0,32	-
Nummerik Original Boden	0,62	0,32	0,33
Numerik glatter Boden	0,60	0,30	0,20
Numerik Diffusor	0,60	0,10	0,17
Numerik ohne Wärmetauscher, Original Boden	0,63	0,37	-

Tabelle 1 Ergebnisse für C_w und C_a

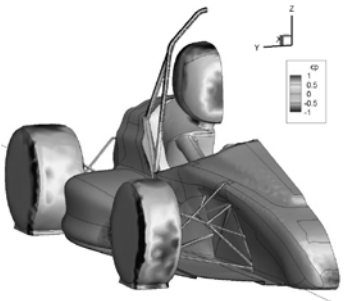


Abb. 4 : Cp Verteilung für Unterboden mit Diffusor

Literatur

[1] Katz, J. Aerodynamis of Race Cars, Annu. Rev. Fluid Mvech. 38: 27-63, 2006

[2] Hucho W-H: Aerodynamik des Automobils, 5. Auflage, Vieweg+Teubner, 2005

[3] Cooper KR, Bertenyi T, Dutil G, Syms J, Sorvan G: The aerodynamic performance of automotive underbody diffusers. SAE 940418.

[4] Jensen K: Aerodynamic Undertray design for Formula SAE, 2010

[5] Lions Racing Team: Bericht Windkanalmessungen LR08, Braunschweig, 2008

[6] Eisfeld B Ruetten M: A Coupled Heat Exchanger Boundary Condition for Pre-Design of Air-Intake Positions, AIAA paper 2012-463, 2012

Weiteres Vorgehen

Im nächsten Schritt soll der Einfluss eines Heckflügels auf die aerodynamischen Kräfte untersucht werden.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Numerische Studien zum transsonischen Panelflattern

Marko Alder[1], Jannis Lübker[2]
[1]DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, marko.alder@dlr.de
[2]DLR Göttingen, Institut für Aeroelastik

Ausgangssituation: Aerodynamische Verkleidungen an konventionellen Trägerraketen bestehen größtenteils aus dünnwandigen, zylinderförmigen Schalen- und Plattenelementen, welche entlang einer Flugtrajektorie durch die Erdatmosphäre äußeren Anströmgeschwindigkeiten über einen weiten Machzahlbereich ausgesetzt sind. Dabei kann das Zusammenspiel aus aerodynamischen, elastischen und trägheitsbedingten Kräften aeroelastische Instabilitäten wie statische Divergenz oder dynamische Grenzzyklus-Schwingungen (Flattern) hervorrufen. Letztere werden auch als ”Panelflattern” bezeichnet. Potentialtheoretische Modelle zur Beschreibung der instationären Aerodynamik (z.B. Piston-Theorie), welche bei theoretischen Panelflatterstudien typischerweise zur Anwendung kommen, versagen für niedrige supersonische ($Ma < \sqrt{2}$) und hohe subsonische Machzahlen und beschreiben nur isentrope Strömungen. Da es in diesem Machzahlbereich zu einer signifikanten Abnahme der Flattergrenze kommt (transonic dip) und der Einfluss von Grenzschichten durch viskose Effekte unberücksichtigt bleibt, müssen bei der Entwicklung von Trägerraketen Strukturelemente mit entsprechend hohen Sicherheitsfaktoren dimensioniert werden.

Ziel: Mit TAU-Python soll eine Fluid-Struktur-Kopplungsumgebung erarbeitet werden, welche numerische Untersuchungen von sowohl dynamischen aeroelastischen Stabilitätsproblemen als auch von Antwortproblemen in Bezug auf Panelflattern ermöglicht. Bei Ersteren ist der Einfluss geometrischer Nichtlinearitäten auf die Strukturverformung zu berücksichtigen. Anhand von experimentellen und numerischen Literaturergebnissen ist die Kopplungsroutine für Machzahlen von 0,7 bis mindestens 1,2 zu validieren.

Lösungsweg: Zur Berechnung der instationären Aerodynamik wird der DLR-Tau-Code verwendet. Im DLR-Tau Programmpaket implementierte Module zur Steuerung des Strömungslösers, Gitterverformung und Interpolation der Zustandsgrößen an den Domaingrenzen werden hinsichtlich ihrer Anwendbarkeit für ein partitioniertes festes Kopplungsschema geprüft, entsprechend modifiziert und validiert. Die Berechnung der elastischen Strukturverformung erfolgt über eine Finite-Elemente-Lösung des Reissner-Mindlin-Plattenmodelles mit dem impliziten nichtlinearen SOL400-Löser von MSC.Nastran. Über eine Subiterations-Strategie werden die transienten Strömungs- und Strukturlösungen synchronisiert, um numerische Instabilitäten der Flatterlösung zu vermeiden. Der Kopplungsprozess wird abschließend für reibungsfreie Strömungen mit theoretischen Ergebnissen von Dowell [1], Gordnier und Visbal [2], Hashimoto [3] sowie experimentellen Daten von Muhlstein et al. [4] validiert. Die Lösung der elastischen Strukturverformung innerhalb der Kopplung kann ferner durch vordefinierte Bewegungen der Struktur ersetzt werden, um Übertragungseffekte zwischen Struktur und Strömungen zu studieren.

Ergebnis: Zur Validierung der Kopplungsprozedur werden zu Beginn die einzelnen Softwarekomponenten separat validiert. Die Strukturlösung zeigt bei einem quantitativen Vergleich mit Literaturergebnissen für statische und dynamische Verformungen von dünnwandigen Platten unter gleichmäßiger Lastverteilung sehr gute Übereinstimmung. Auf Basis des partitionierten Lösungsansatzes für die gekoppelte Simulation wurde ebenfalls Ansys zur nichtlinearen Lösung der Reissner-Mindlin-Platte implementiert. Die Ergebnisse stimmen mit der SOL400-Lösung überein. Als Vergleichsgrundlage für die Interpolationsverfahren wird das

kommerzielle Multi-Physics-Softwarepaket MpCCI herangezogen und sowohl die Interpolation von Kräften mit der Nearest-Neighbor-Methode und Verformungen über Radialen Basisfunktionen erfolgreich validiert.
Um den Einfluss der Turbulenzmodellierung aus dem Validierungsprozess auszuklammern, werden zur Berechnung der instationären Aerodynamik die Eulerschen Gleichungen gelöst und viskose Effekte vernachlässigt. Abbildung 1 zeigt als exemplarisches Literatur-Validierungsbeispiel die maximale Flatteramplitude (W/h) und die normierte Flatterfrequenz (ω/ω_0) über dem normierten dynamischen Druck (λ^*) für verschiedene Flatterzustände einer beidseitig gelenkig gelagerten Platte (2D) bei einer Anströmgeschwindigkeit von Mach 1,2. Als Vergleich sind die Ergebnisse von Dowell [1] (Kármán'sche-Plattengleichung ↔ Piston-Theorie) und Gordnier und Visbal [2] (Finite-Differenzen-Lösung der Kármán'sche-Plattengleichung ↔ CFD) den TAU-Python-Resultaten gegenübergestellt. Die Abweichungen der Ergebnisse mit TAU-Python stimmen mit weniger als 5% Differenz gut mit den Ergebnissen von Gordnier und Visbal überein. Entsprechend diesem Vorgehen zeigen weitere Vergleichsrechnungen über einen Machzahlbereich von 0,7 bis 2,0 sehr gute Übereinstimmung mit Ergebnissen von Dowell [1] und Gordnier und Visbal [2]. Abbildung 2 zeigt einen Vergleich dreidimensionaler Flatteruntersuchungen mit experimentellen Daten von Muhlstein et al. [4] (Extrapolation der experimentellen Daten auf 0mm-Grenzschichtdicke) und Hashimoto [3] (Finite-Differenzen-Lösung der Kármán'schen-Plattengleichung ↔ CFD). Die Abweichungen der Stabilitätsgrenze von weniger als 6% zum Experiment zeigen, dass der Kopplungsprozess ebenfalls für dreidimensionale Problemstellungen angewendet werden kann.

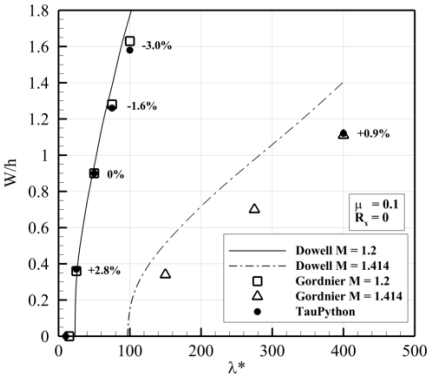


Abb. 1a: Flatteramplituden einer gelenkig gelagerten Platte (2D)

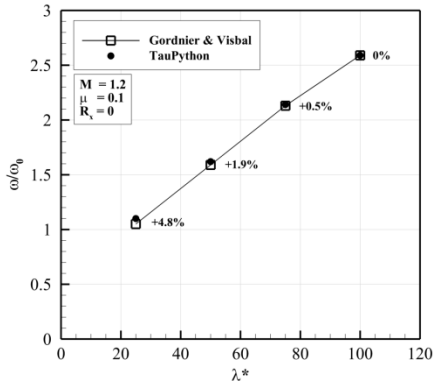


Abb. 1b: Flatterfrequenzen einer gelenkig gelagerten Platte (2D)

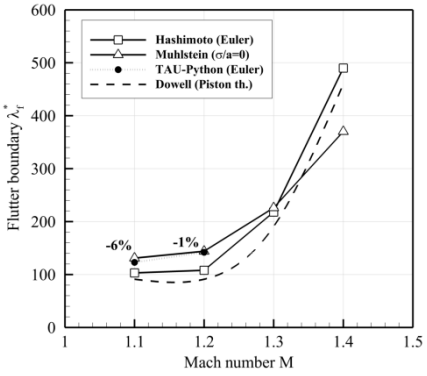


Abb. 2b: Flattergrenzen einer fest eingespannten Platte (3D)

Weiteres Vorgehen: Basierend auf den experimentellen Daten von Muhlstein et al. [4] werden gekoppelte Rechnungen unter Berücksichtigung viskoser Effekte (URANS) validiert und anschließend anhand von Parameterstudien charakteristische Strömungsphänomene identifiziert und analysiert. Der Fokus liegt hierbei insbesondere auf dem Einfluss wandgebundener Grenzschichten auf die aeroelastische Stabilität. Die Kopplungsroutine wird zur Planung und Auslegung eines Windkanalexperimentes im transsonischen Windkanal in Göttingen herangezogen. Sowohl die theoretischen Studien als auch das Windkanal-Experiment sollen in Zukunft gezielte Untersuchungen zu instationären Strömungsphänomenen beim Panelflattern ermöglichen.

Literatur:

[1] Dowell, E. H.: *Aeroelasticity of plates and shells*. Leyden: Noordhoff International, 1975

[2] Gordnier, R. E.; Visbal, M. R.: *Development of a three-dimensional viscous aeroelastic solver for nonlinear panel flutter*. In: Journal of Fluids and Structures 16 (2002), Nr. 4, S. 497–527

[3] Hashimoto, A.; Men'shov, I.; Nakamura, Yoshiaki: *Panel Flutter Analysis with a Fluid-Structure Coupled Scheme*. In: 33rd AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit (2003)

[4] Muhlstein, L.; Gaspers, P. A.; Riddle, D. W.: NASA technical note D. Bd. 4486: *An experimental study of the influence of the turbulent boundary layer on panel flutter*. Washington and DC: NASA, 1968

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: **Aeroelastik**

Numerische Untersuchung des Einflusses von Windkanalwänden auf instationäre Ruderschwingungen an einem zweidimensionalen, superkritischen Profil

Christoph Kaiser, Jens Nitzsche

DLR Institut für Aeroelastik, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen,
Christoph.Kaiser@dlr.de

Ausgangssituation:
Profilströmungen in Windkanälen können näherungsweise als ebene Strömungen aufgefasst werden. Darüber hinaus erlaubt der Einsatz adaptiver stromlinienangepasster Windkanalwände die Verwendung zweidimensionaler CFD-Modelle mit Fernfeld-Randbedingungen. Dies gilt zunächst jedoch nur für stationäre und nicht für instationäre Strömungen, wie sie etwa von schwingenden Flügeln hervorgerufen werden. So ergeben sich am Beispiel der Messkampagne *COSDYNA* des Instituts für Aeroelastik des DLR im DNW-TWG [Nitzsche et al., 2008] für erzwungene Ruderschwingungen an einem superkritischen Profil Diskrepanzen zwischen Experiment und Simulation, die mit der Schwingfrequenz zunehmen und vermutlich auf die Vernachlässigung der oberen und unteren Windkanalwände bzw. der an ihnen reflektierten Störungen zurückzuführen sind.

Ziel:
Aus der Literatur sind einfache Abschätzungen der akustischen Kanalwandinterferenz in Abhängigkeit von Machzahl und Windkanalgeometrie bekannt, die strenggenommen jedoch nur für subsonische Probleme anwendbar sind [Voß, 1998]. Im Folgenden soll überprüft werden, ob auch in der Transsonik allgemeingültige, instationäre Korrekturen existieren und ggf. zur Schonung von CPU-Ressourcen beitragen können.

Lösungsweg:
Zunächst wird eine stationäre transsonische RANS-Lösung auf einem 2-d Netz mit Fernfeldrand berechnet. Anschließend wird auf Basis von über und unter dem Profil befindlichen, aus der Lösung extrahierten Stromlinien ein neues kanalförmiges Rechengebiet ausgeschnitten und vernetzt. Die auf diesem Netz im Folgenden erzeugte stationäre Lösung ist in Profilnähe praktisch identisch mit der vorherigen Fernfeldlösung. Beide stationäre Lösungen werden nun in zeitechten Simulationen jeweils gleichartigen kleinen Störungen der Berandung ausgesetzt und die Ergebnisse in den Frequenzbereich transformiert. Die resultierenden Übertragungsfunktionen können ihrerseits wieder ins Verhältnis gesetzt werden um erneut ein Übertragungsverhalten, diesmal zwischen Fernfeld- und Kanalrechnung, zu identifizieren. Idealerweise sollte diese möglichst unabhängig vom zugrundeliegenden stationären Strömungszustand sein.

Ergebnis:
Abb. 1 und 2 zeigen jeweils den Amplitudengang zwischen Klappenausschlag und Auftrieb für drei Fernfeld- und drei Kanallösungen bei konstanter Machzahl Ma=0.775 und variablem Anstellwinkel über der reduzierten Ruderschwingfrequenz k. Außerdem ist die nach [Voß, 1998] berechnete erste Windkanalresonanzfrequenz eingetragen. Es ergibt sich ein deutlicher Unterschied zwischen instationären Fernfeld- und Kanallösungen. Abb. 3 zeigt das Verhältnis des Auftriebsverhaltens mit und ohne Kanalwände für die drei berechneten Anstellwinkel und somit den Einfluss der Kanalwände auf das instationäre Verhalten. Trotz qualitativer Ähnlichkeit sind quantitativ Abweichungen für unterschiedliche Anstellwinkeln zu erkennen, d.h. es existiert für die hier gezeigte Machzahl zunächst keine allgemeingültige, anstellwinkelunabhängige Abbil-

dung zwischen Fernfeld- und Kanalrechnung. Ziel folgender Untersuchungen ist die Ausdehnung der beschriebenen Vorgehensweise auf niedrigere Machzahlen, andere Profile und Bewegungsmodi, um den Gültigkeitsbereich bekannter instationärer Kanalkorrekturen einzugrenzen bzw. zu erweitern.

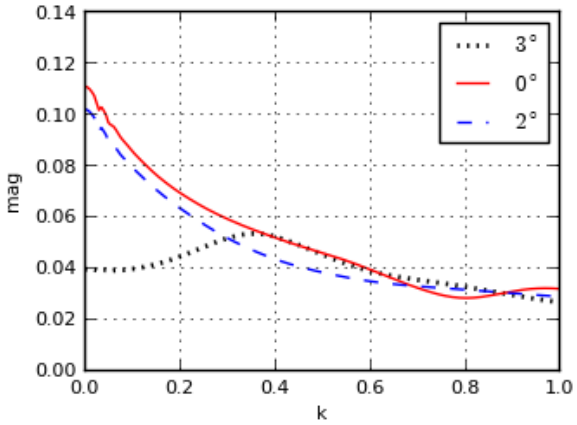


Abbildung 1: Übertragungsfunktionen des Auftriebs ohne Kanalwände (Ma=0.775)

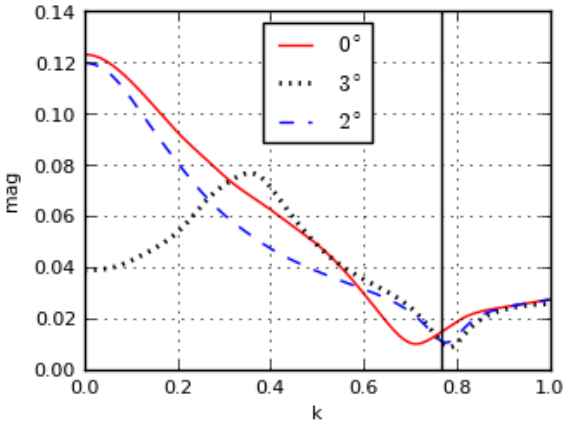


Abbildung 2: Übertragungsfunktionen des Auftriebs mit Kanalwänden (Ma=0.775)

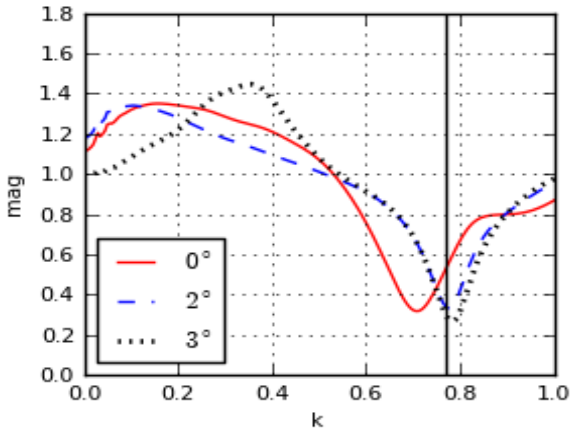


Abbildung 3: Verhältnis der Übertragungsfunktionen mit und ohne Kanalwänden (Ma=0.775)

Literatur:

Nitzsche, J., Brouwers, K. J., Gardner, A. D., Mai, H., Dietz, G., Naudin P., Leconte, P. (2008): "*Investigation of Unsteady Control Surface Aerodynamics on a 2D Supercritical Airfoil Model*", DLRK 23.-25. Sept. 2008, Darmstadt.

Voß, R. (1998): "*Wall Correction Methods for Dynamic Tests*" in AGARDograph 336 "Wind Tunnel Wall Corrections".

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: **Aeroelastik und Strukturdynamik**

Small-scale limit-cycle oscillations of the NLR 7301 airfoil in fully turbulent flow

A.C.L.M. van Rooij
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aeroelastik
Bunsenstraße 10
37073 Göttingen
Anouk.vanRooij@dlr.de

In the transonic flow regime the flutter boundary exhibits a minimum, the so-called transonic dip. Near this flutter boundary limit-cycle oscillations (LCOs) can occur. Although these oscillations are less severe than flutter itself, they can lead to fatigue of the structure when they persist for a long time. LCOs are caused by either structural or aerodynamic non-linearities or a combination thereof. Aerodynamic sources of non-linearities are thought to be shock-induced and/or trailing-edge separation [1-3] or the change of shock motion type from Tijdeman type A to type B [4]. In wind tunnel experiments performed by Dietz et al. [1,2] and Schewe et al. [3] small-scale LCOs were observed. These were however not found in subsequent fluid-structure interaction (FSI) simulations using CFD. Furthermore, nested LCOs were found during the experiments. These nested limit-cycle oscillations were also observed by Bendiksen [4] in his Euler simulations. Hence, many experimental and numerical investigations have been performed in this research field, however it is still not fully understood which aerodynamic sources of non-linearity are responsible for the amplitude limitation in LCOs. Furthermore, it is not entirely clear at which conditions LCOs arise, as well as which type of LCOs (stable/unstable/nested) generally occur in fully turbulent flow. These aspects are addressed in the current investigation.

In order to examine LCOs caused by aerodynamic non-linearities, FSI simulations with the NLR 7301 airfoil were performed. The aerodynamic forces and moments were computed using the URANS-solver of the DLR TAU code. To model the structure of the airfoil a two degree-of-freedom model is used. The airfoil is allowed to pitch and plunge. The equations of motion of the system are given by equation (1).

$$\begin{bmatrix} m & S_\alpha \\ S_\alpha & I_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{h} \\ \ddot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} D_h & 0 \\ 0 & D_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{h} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_h & 0 \\ 0 & K_\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} h \\ \alpha \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -L \\ M \end{bmatrix} \tag{1}$$

The turbulence model used in the CFD simulations is the Menter SST model. In order to compute the flutter boundary the so-called k-method was used. In this method the transfer functions, i.e. the real and imaginary parts of the lift and moment as a function of the reduced frequency (non-dimensional frequency) are computed using CFD. More particularly, a pulse signal is used as input for the angle of attack of the airfoil, after which the airfoil's response is transferred to the frequency domain. By iteratively solving equation (1) the flutter speed at each Mach number can then be found.

To investigate the behaviour of the limit-cycle oscillations near the flutter boundary, bifurcations diagrams were used in which the LCO amplitude is shown as a function of the flutter index. Figure 1 shows an example of a bifurcation diagram.

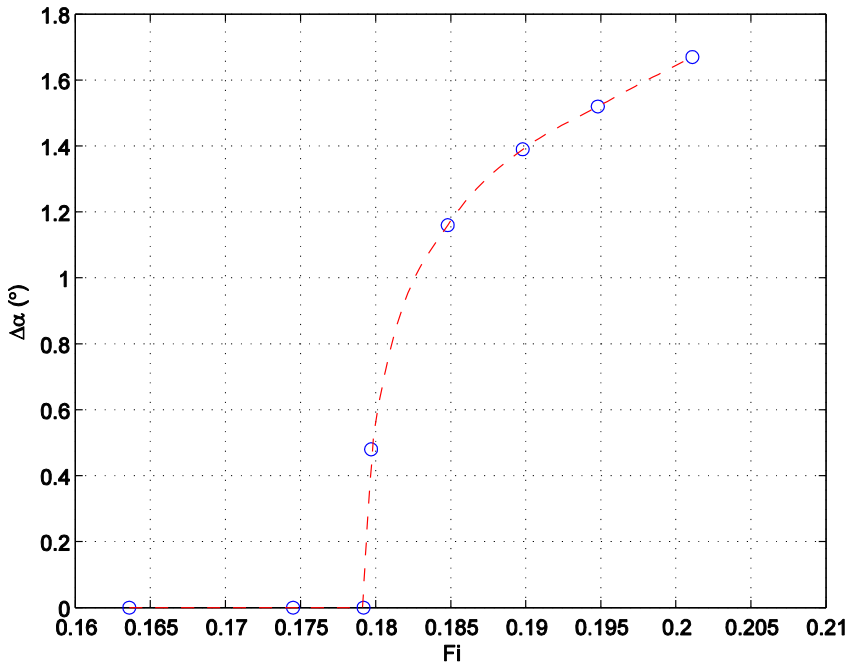


Figure 1: LCO bifurcation diagram of the NLR 7301 airfoil in fully turbulent transonic flow

The bifurcation starts from the flutter boundary (the highest flutter index at which the LCO amplitude is zero in Figure 1). In this case the bifurcation is supercritical, meaning that the LCO amplitude increases with flutter index. Hence, LCOs would only occur above the flutter boundary for this test case. Unstable LCOs might however be present below the flutter boundary as well (subcritical bifurcation). Furthermore, multiple LCOs of different amplitude might exist at the same flutter index, i.e. the so-called multiple nested LCOs. These aspects remain to be investigated.

References

[1] Dietz, G., Schewe, G. & Mai, H. (2004). Experiments on heave/pitch limit-cycle oscillations of a supercritical airfoil close to the transonic dip. *Journal of Fluids and Structures*, 19, 1-16

[2] Dietz, G., Schewe, G. & Mai, H. (2006). Amplification and amplitude limitation of heave/pitch limit-cycle oscillations close to the transonic dip. *Journal of Fluids and Structures*, 22, pp. 505-527.

[3] Schewe, G., Mai, H. & Dietz, G. (2003). Nonlinear effects in transonic flutter with emphasis on manifestations of limit cycle oscillations. *Journal of Fluids and Structures*, 18, pp. 3-22.

[4] Bendiksen, O. (2004). Transonic Limit Cycle Flutter/LCO. 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Palm Springs, CA, USA.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Aeroelastik und Strukturdynamik

Entwicklung von Verfahren reduzierter Ordnung für die instationäre aeroelastische Analyse basierend auf neuronalen Netzwerkstrukturen

Dipl.-Ing. Maximilian Winter, Prof. Dr.-Ing. Christian Breitsamter
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik (Technische Universität München)
Boltzmannstr. 15, 85748 Garching bei München
maximilian.winter@aer.mw.tum.de

Für die Auslegung und Zulassung von Luftfahrzeugen spielt die genaue Ermittlung der instationären Luftkräfte in Abhängigkeit der momentanen strukturellen Deformation eine tragende Rolle, da aeroelastische Phänomene wie beispielsweise das Flattern die Flugenvelope begrenzen. Die bisher im Kontext der Aeroelastik eingesetzten strömungsmechanischen Potentialverfahren weisen allerdings Genauigkeitsdefizite auf, welche sich speziell im transsonischen Geschwindigkeitsbereich beziehungsweise bei größeren Anstellwinkeln zeigen. Das Ziel der neueren Forschungsbestrebungen ist es daher, die Potentialmethoden durch die modernen CFD-Verfahren zu ersetzen. Da bei der Simulation der Fluid-Struktur-Interaktion eine Vielzahl an Parametern zu berücksichtigen ist, steigt der numerische Aufwand durch die CFD-Methoden aber erheblich an, was den Einsatz dieser Verfahren derzeit für die multidisziplinäre Analyse limitiert oder vollständig ausschließt.

Die aktuellen Untersuchungen knüpfen an dieser Stelle an. Ziel ist es, ein Verfahren zu entwickeln, welches die Genauigkeit der CFD-Simulationen in die aeroelastische Prozesskette integriert, ohne den Rechenaufwand drastisch zu vergrößern. Methoden, welche diese Randbedingungen erfüllen, werden in der Literatur als Modelle *reduzierter Ordnung* bezeichnet [1]. Um eine derartige Modellbildung zu realisieren, kommen an dieser Stelle neuronale Netzwerke (NN) zum Einsatz, wobei zwei ausgewählte Konzepte vorgestellt werden sollen. Die neuronalen Netze werden im Rahmen der Aufgabenstellung basierend auf den Resultaten einiger CFD-Simulationen konditioniert/trainiert, sodass die relevanten instationären Strömungsphänomene erfasst werden („Lernprozess“). Anschließend kann das neuronale Netzwerk auch für Eingabedaten, welche nicht im Trainingsset enthalten sind, Antwortcharakteristiken liefern und somit das Verhalten des Systems simulieren (Generalisierung).

Ausgehend von der oben beschriebenen allgemeinen Vorgehensweise wurde ein Netzwerk mit radialen Basisfunktionen (RBF) entwickelt, welches in der Lage ist, die in Real- und Imaginärteil aufgeteilten generalisierten Luftkräfte in Abhängigkeit von den Parametern *Machzahl* und *reduzierter Frequenz* zu ermitteln (vergleiche Abbildung 1). Es ist anzumerken, dass ohne Änderung der Netzarchitektur weitere Parameter in die Betrachtungen eingeschlossen werden können. Am Beispiel des AGARD 445.6-Flügels wurden die generalisierten Luftkräfte (GAF) für jeweils 5 Moden, 7 Machzahlen und 18 reduzierte Frequenzen mithilfe des linearisierten Strömungslösers (Frequenzbereich) ausgewertet. Anschließend wurde das RBF-Netzwerk anhand eines begrenzten Datensets (3 Machzahlen, je 5 k_{red}) trainiert und auf alle zuvor berechneten Fälle generalisiert. Das Ergebnis ist für den Imaginärteil des GAF-Matrixeintrags (1,1) in Abbildung 2 dargestellt. Die erzielbare Rechenzeitersparnis ist damit etwa proportional zur Einflussparameteranzahl.

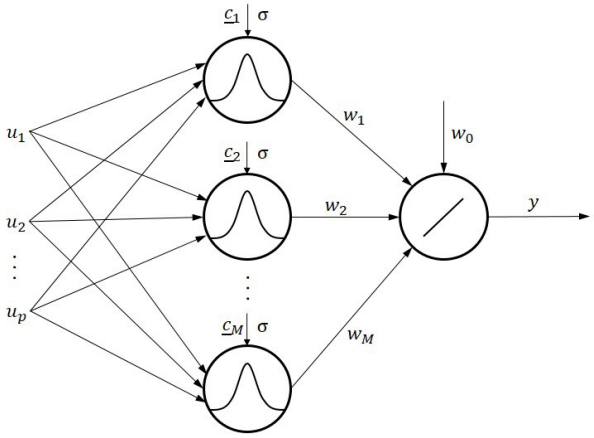


Abbildung 1: Schematische Struktur eines Netzwerks mit radialen Basisfunktionen (RBF)

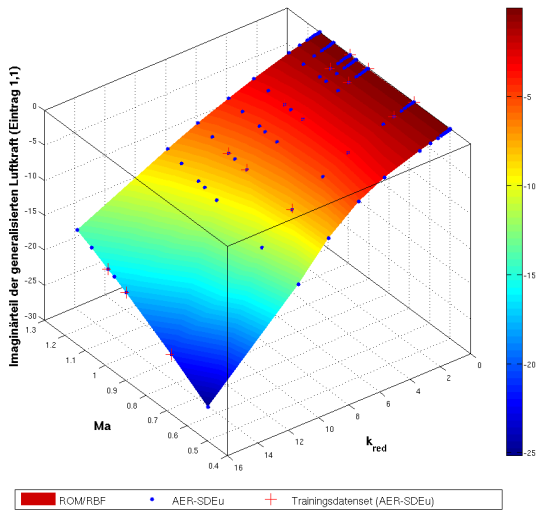


Abbildung 2: Inter- und Extrapolation der generalisierten Luftkräfte für den AGARD-Testfall

Das zweite Konzept, welches im Rahmen der bisherigen Studien erarbeitet worden ist, lässt sich in die Thematik der nichtlinearen Systemidentifikation einordnen (siehe auch [2]). Dabei wird versucht, das dynamische Systemverhalten anhand von ausgewählten Ein- und Ausgabedaten vollständig zu erfassen. Auch dazu wurde im Rahmen der Untersuchungen ein RBF-Netzwerk in Anlehnung an [3] eingesetzt, wobei als Netzwerkinput die Strukturdeformation und als Ausgabe der Auftriebsbeiwert definiert worden ist. Der Eingabevektor für ein solches Netzwerk hat im Gegensatz zur oben beschriebenen Technik eine dynamische Charakteristik, das heißt er beinhaltet zeitlich zurückliegende Eingabeelemente sowie unter Umständen auch zeitlich zurückliegende Netzwerkausgaben, um den momentanen Ausgabewert zu berechnen. Diese Vorgehensweise ist notwendig, damit das zeitliche Verhalten des Systems approximiert sowie Ausschwingvorgänge berücksichtigt werden können.
Zur Erprobung dieser Methode wurde das NACA 0012-Profil modelliert, welches eine Nick-Schlag-Bewegung ausführt. Zunächst wurde das 2D-Profil dazu mit amplituden- und phasenmodulierten Zufallsfunktionswerten in den beiden Freiheitsgraden ausgelenkt, um die Trainingsdaten für das dynamische RBF-Netzwerk bereitzustellen. Die Luftkräfte, welche sich aufgrund der erzwungenen Deformation eingestellt haben, wurden mittels des AER-Eu-Strömungslösers aufgezeichnet. Nachdem das Netzwerk mit diesen Informationen entsprechend konditioniert worden ist, wurde die Generalisierung anhand einer angefachten Sinusschwingung (unterschiedliche Frequenzen für Nick- und Schlagbewegung) erprobt. Das Resultat dieser Betrachtungen im Vergleich zur Eulerlösung ist in Abbildung 3 visualisiert.

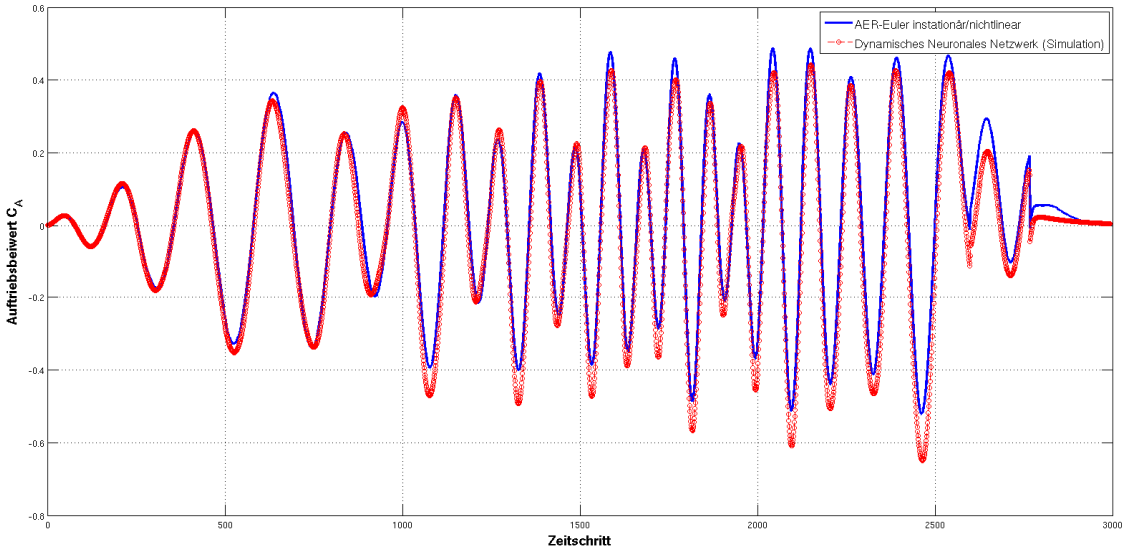


Abbildung 3: Vergleich der Luftkraftantwort zwischen Euler-Löser und RBF-Netzwerk (Ma = 0,8)

Die zukünftigen Schritte dieser Arbeit umfassen die Validierung und Optimierung der vorgestellten Methoden sowie die Bearbeitung und Entwicklung weiterer adaptiver Ansätze.

Literatur

[1] D. J. Lucia, P. S. Beran und W. A. Silva, „Reduced-Order Modeling: New Approaches for Computational Physics“, *Progress in Aerospace Sciences 40,* pp. 51-117, 2004.

[2] O. Nelles, Nonlinear System Identification, Berlin Heidelberg: Springer, 2001.

[3] W. Zhang, B. Wang, Z. Ye und J. Quan, „Efficient Method for Limit Cycle Flutter Analysis by Nonlinear Aerodynamic Reduced-Order Models“, *AIAA Journal, Vol. 50, No. 5,* pp. 1019-1028, May 2012.

Mitteilung

Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Betrachtung von nichtlinearen Böenantwortproblemen auf Basis eines halb-empirischen Dynamic Stall Modells

Diliana Dimitrov

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aeroelastik, Göttingen
Diliana.Dimitrov@dlr.de

In der Auslegungsphase eines Flugzeuges ist es erforderlich, verschiedene Böenlastfälle zu berechnen und die maximal auftretenden Lasten zu ermitteln. Betrachtet werden u.a. diskrete „1-cos“-Böen, die mit unterschiedlichen Böengeschwindigkeiten und Böenlängen auf das Flugzeug treffen. Da die Böenlasten für verschiedene Flugpunkte und Massenfälle benötigt werden, ergibt sich eine hohe Anzahl an Rechnungen (der Größenordnung 100 000), die jeweils für eine neue Konfiguration durchgeführt werden müssen.
Im industriellen Standard werden deshalb meist schnelle Verfahren eingesetzt, die auf der linearen Potentialtheorie basieren. Verdichtungsstöße und Strömungsablösung können mit dieser Methode nicht modelliert werden. Die Ergebnisse sind konservativ und die auf dieser Basis ausgelegte Flugzeugstruktur ist zu schwer.
Aktuelle CFD-Löser ermöglichen eine genauere Bestimmung der auftretenden Böenlastmaxima, da strömungsmechanische Phänomene besser erfasst werden. Der Nachteil liegt allerdings in der hohen Rechenzeit, die für die numerischen Verfahren benötigt wird.
Ein Bereich der aerodynamischen Forschung beschäftigt sich daher mit „Modellen Reduzierter Ordnung“ (ROM). In kurzer Rechenzeit sollen damit möglichst genaue Ergebnisse erzielt werden. Viele der Modelle sind rein mathematisch begründet und unabhängig von den zugrundeliegenden physikalischen Vorgängen.
Diese Arbeit untersucht im Unterschied dazu, inwieweit sich ein physikalisch fundiertes Dynamic Stall Modell aus dem Drehflügler-Bereich, das sog. „Beddoes-Leishman Modell“ [1], auf Böenantwortprobleme in transsonischer Strömung übertragen lässt.
Die Dynamic Stall Problematik bei Drehflüglern und Böenantwortprobleme sind strömungsmechanisch eng miteinander verwandt: Bei der Betrachtung von Böen trifft eine *Störung des Geschwindigkeitsfeldes* auf einen feststehenden Flügel (Abb. 1) und beim Dynamic Stall führt das *Rotorblatt* eine *Nickbewegung* in homogener Anströmung aus (Abb. 2). Die globalen Auftriebslasten, die aus Antworten großer Böen und großer Rotorblattbewegungen resultieren, zeigen daher ähnliche Eigenschaften: Sie sind durch einen sog. „Dynamic Overshoot“ gekennzeichnet, der in beiden Fällen zum Dynamic Stall führt. Die maximalen stationären Lasten werden deutlich überschritten, da die dynamische Strömungsablösung und der damit verbundene Auf-

triebseinbruch erst später einsetzen. Abb. 3 und Abb. 4 zeigen das beschriebene Verhalten für beide Problematiken.
Das Beddoes-Leishman-Modell ist ein halb-empirisches Modell, welches nichtlineare Lastvorhersagen für ein nickendes Profil in homogener Anströmung ermöglicht. Mithilfe von Ansätzen zur Lastermittlung bei anliegender Strömung, Strömung mit Vorder- und Hinterkantenablösung und Wirbelbildung werden die auftretenden Lasten ermittelt. Alle benötigten Modellparameter, bis auf benötigte Zeitkonstanten, können aus dem stationären Strömungsfeld abgeleitet werden.

Im Rahmen der Präsentation wird zunächst auf die globalen Lasten bei Böenantwortproblemen eingegangen, bevor das genannte Dynamic Stall Modell am Beispiel eines nickenden Profils genauer erläutert wird.
Je nach Stand der aktuellen Arbeiten wird anschließend der Transfer des Modells auf die Böenproblematik zur Erstellung eines ROMs diskutiert.

Literatur

[1] J. G. Leishman und T. S. Beddoes. A Semi-Empirical Model for Dynamic Stall. Journal of the American Helicopter Society, Seiten 3-17, Juli 1989.

Abb. 1 “1-cos“-Böe trifft auf ein feststehendes Profil

Abb. 2 Nickendes Profil in homogener Anströmung

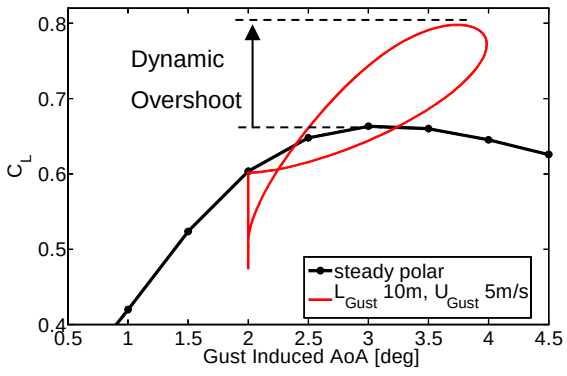


Abb. 3 Nichtlineare Böenantwort eines Profils im Vergleich zur stationären Polare

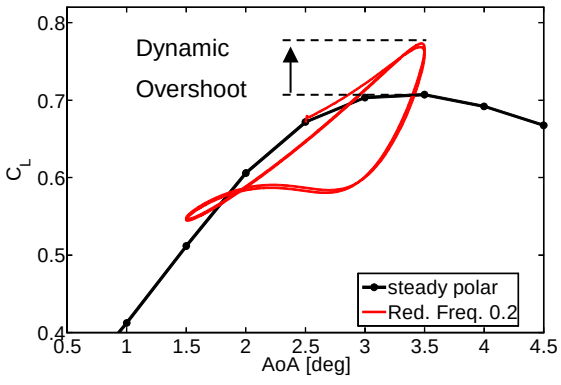


Abb. 4 Nichtlineare Antwort eines nickenden Profils im Vergleich zur stationären Polare

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Verfahren / Aerodynamik

Adjungierte Optimierung reaktiver Strömungen

M. Lemke, J.Reiss, J. Sesterhenn
ISTA, TU Berlin,
Müller-Breslau-Straße 8
10623 Berlin
reiss@tnt.tu-berlin.de

Adjungierte Verfahren haben sich in den letzten Jahren zu einem zentralen Werkzeug der Optimierung von Strömungskonfigurationen entwickelt. Dabei ist der Fokus meist auf klassische Formoptimierung, wie z.B. der Profilsuche für eine vorgegeben Auftriebsverteilung, gerichtet. Wenig Anwendung haben die Adjungierten bisher im Bereich der reaktiven Strömungen gefunden, vermutlich bedingt durch die Steifheit der Reaktionsterme und den daher zu vermutenden Probleme bei der Lösung der adjungierten Gleichungen.
Wir leiten die entsprechenden Gleichungen her und untersuchen generische ein- und zweidimensionalen Konfigurationen, insbesondere Akustik-Flammen-Interaktionen. Dabei findet sich, dass die Adjungiertenmethode ohne wesentliche Schwierigkeiten anwendbar ist.

Es werden die (voll-)kompressiblen, reaktiven Navier-Stokes-Gleichungen verwendet. Aus Stabilitätsgründen und um Auslöschungsfehler zu reduzieren werden die die Impulsgleichungen in schiefsymmetrischer Form geschrieben,

$$\sqrt{\varrho}\partial_t\sqrt{\varrho}u_i + \frac{1}{2}\left(\partial_{x_j}u_j\varrho\cdot + \varrho u_j\partial_{x_j}\cdot\right)u_i + \partial_{x_i}p \quad = \quad \partial_{x_j}\tau_{ij}$$

und die kinetische Energie von der Gesamtenergie abgespalten. Dabei beschreibt ρ die Dichte, u_i die i-te Geschwindigkeitskomponente, p den Druck und τ den Spannungstensor. Um die Terme einfach zu halten, wurde die Näherung konstanter molarer Massen und spezifischer Wärmekapazitäten angenommen. Damit lässt sich die innere Energie umschreiben in die einfache Gleichung des Drucks

$$\frac{1}{\gamma-1}\partial_t p + \frac{\gamma}{\gamma-1}\partial_{x_i}\left(u_i p\right) - u_i\partial_{x_i}p \quad = \quad -u_i\partial_{x_j}\tau_{ij} + \partial_{x_j}u_i\tau_{ij} + \partial_{x_i}\lambda\partial_{x_i}T + \dot{\omega}_T$$

mit γ als Isentropenexponent, λ als spezifische Wärmeleitfähigkeit und $\dot{\omega}_T$ als die Wärmefreisetzung der Reaktionen. Die Stofftransportgleichung ist gegeben durch

$$\partial_t\varrho Y_k + \partial_{x_i}(u_i\varrho Y_k) \quad = \quad \partial_{x_i}\rho D_k\partial_{x_i}Y_k + \dot{\omega}_k$$

mit der Massenfraktion Y_k, der Diffusionskonstante D_k und der Reaktionsrate $\dot{\omega}_k$ der k-ten Spezies. Die Reaktionsraten werden durch den klassischen, stark nichtlinearen Arrheniusterm modelliert.

$$A(Y_k\varrho)^a(Y_l\varrho)^b\exp(-T_a/T)$$

Die dazugehörigen adjungierten Gleichungen sind durch ein freiwählbares Zielfunktional getrieben. Die adjungierten Größen beschreiben dabei die Änderung dieses Zielfunktionals durch einen Quellterm in den Komponenten der Navier-Stokes-Gleichungen. So erlauben sie die direkte Verbindung eines Optimierungsziels mit möglichen Einflussnahmen.

Als Testkonfiguration wird zunächst eine laminare Flamme in einer Dimensionen betrachtet und die entsprechende Adjungierte validiert. Das Zielfunktional ist dabei so gewählt, dass ein gewisser Druckverlauf erreicht werden soll. Das Ziel ist akustische Schwankung, zum Beispiel erzeugt durch externe Anregung oder Resonanzvorgänge, auszulöschen oder zu verstärken.

Im Rahmen dieser Arbeiten werden verschiedene ein- und zwei-dimensionale Konfigurationen untersucht. Zudem wird der Einfluss der reaktiven Terme quantifiziert und beispielhaft eine thermoakustische Situation optimiert. Dabei zeigt sich, dass die adjungierten Gleichun-

gen trotz der stark nichtlinearen und steifen Terme im Rahmen einer gradientbasierten Optimierung eingesetzt werden können.

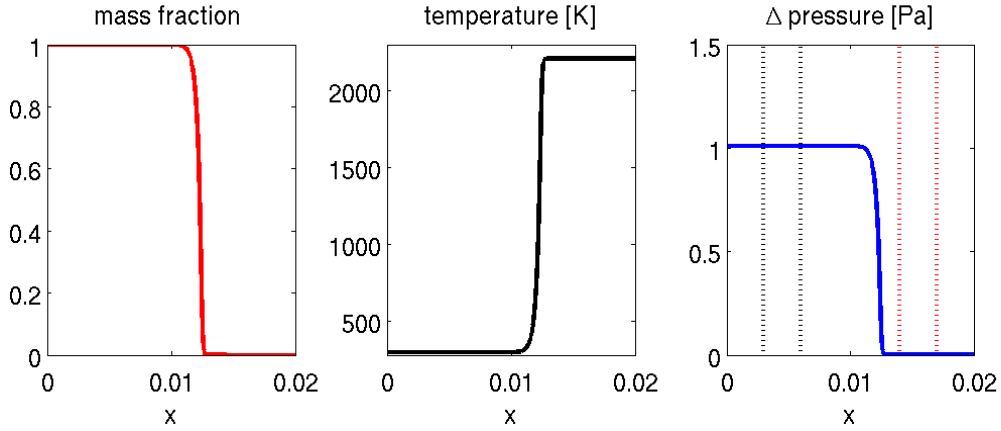


Abbildung 1: Eindimensionale kompressible, reaktive Strömung. Stationäre Flamme bei gewählten Parametern. Die markierten Bereiche (rechte Abbildung) beschreiben den Kontrollbereich (schwarz) und den Mess- bzw. Optimierungsbereich (rot). Ziel ist eine Druckerhöhung.

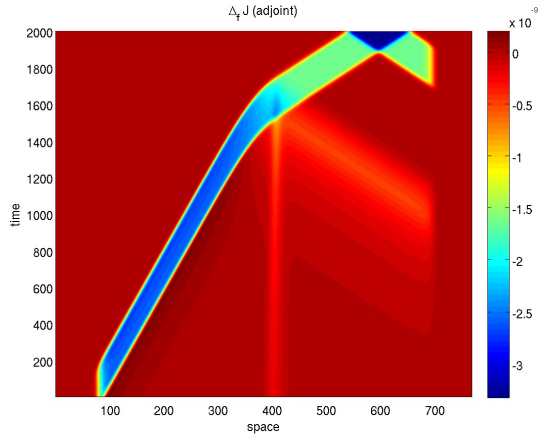


Abbildung 2: Adjungierten basierter Gradient im Raum/Zeitdiagramm.

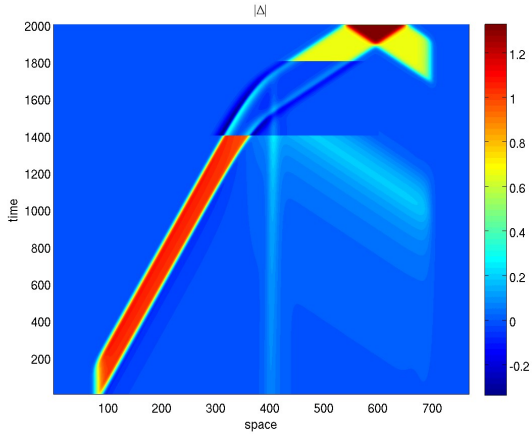


Abbildung 3: Validierung durch Vergleich mit Finiten-Differenzen-Gradient (Ausschnitt) im Raum/Zeitdiagramm.

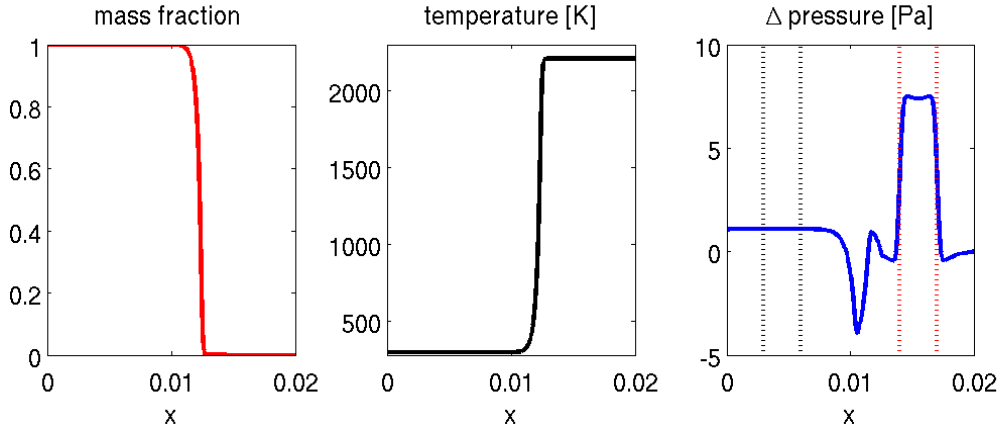


Abbildung 4: Im optimalen Sinne angepasster Strömungszustand nach einem Optimierungsschritt. Deutlich zu erkennen ist der angepasste Druckverlauf im Bereich der roten Markierung, entsprechend dem zu minimierenden Zielfunktional.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Application of time step adaptation on the simulation of a gust encounter

Christian, Lenz
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
Christian.Lenz@dlr.de

Introduction

With today's computational power, unsteady simulations of flow problems are of increasing interest. Up to now, many CFD codes require the definition of a constant time step size which is then used throughout the whole computation. For simple applications such as a pitching airfoil a suitable choice can be estimated. In complex flow configurations however it is in general non-trivial to choose a suitable time step size which is appropriate for the whole simulation such that the solution resolves all physical phenomena like oscillations or vortices. Furthermore, it might be advantageous to adapt the time step size during the simulation to reduce the computational cost. For instance when simulating a gust encounter, one could choose a small time step size during the time the gust hits the aircraft and a rather large one before and after the gust encounter.

Aim

The goal of this work is to implement an adaptive time step size control algorithm using embedded Runge-Kutta methods in the DLR flow solver TAU. To show the applicability of the method we simulate a gust encounter of a generic fighter configuration.

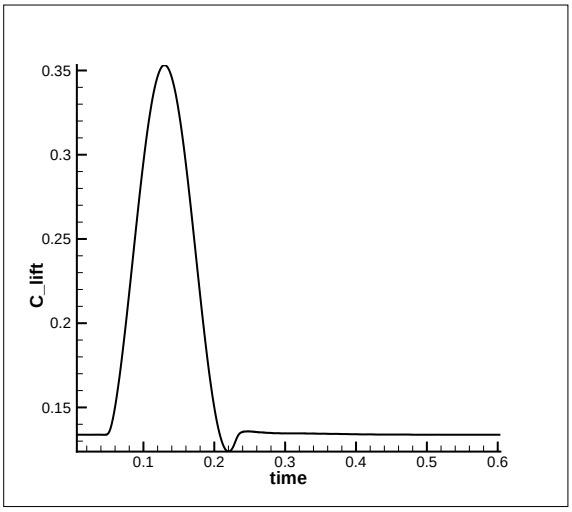
Procedure

Embedded Runge-Kutta methods determine with negligible numerical overhead two solutions of different order in each time step. These are exploited to get a local error estimate of the solution to adapt the time step size during the flow simulation by use of a suitable control algorithm. In order to choose rather large time steps without getting stability issues we use implicit Runge-Kutta methods. In detail, we focus on using an Explicit first stage Singly Diagonally Implicit Runge-Kutta (ESDIRK) method due to Kværno [1]. The method has order 3 and is L-stable with an A-stable method of order 2 embedded for error estimation. To control the time step size we use the digital filter H211b with $b = 4$ due to Söderlind [2].

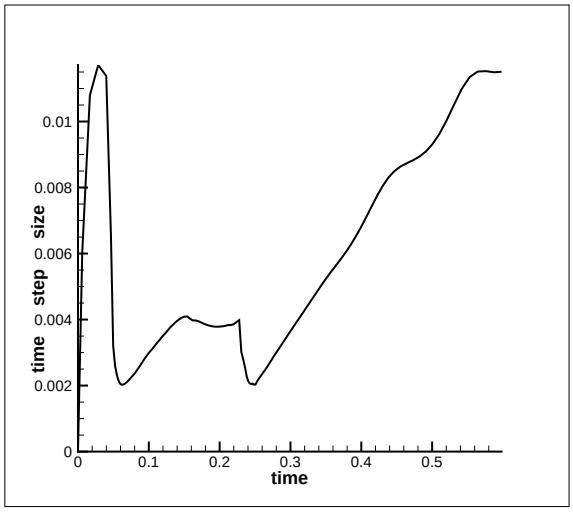
Results

We investigate a gust encounter of the SDM generic fighter configuration with a vertical $1-\cos$ gust. The inviscid computation is done on a grid with 59542 points. The simulation is at Mach 0.5 with the gust starting $8\mathrm{m}$ in front of the plane, such that it will hit the plane at about $t = 0.05\mathrm{s}$. The gust has a length of $30\mathrm{m}$ and a maximum amplitude of $10\frac{\mathrm{m}}{\mathrm{s}}$, which is in the typical range of values used for aircraft certification.

As can be seen on the right figure, the implemented time step adaptation algorithm chooses a rather large step size at the beginning of the simulation followed by a significant drop in the step size when the plane reaches the gust. After the plane passed the gust, the time step size is increased again since the plane is approaching a steady state. A comparison to computations without time step adaptation shows a



C-lift evolution for the gust encounter



Choice of time step size for the gust encounter

reduction of computational cost without loss of accuracy for this test case (cf. Table 1). The gain in computational time varies depending on the chosen physical simulation time. Simulations having large time intervals with few physical changes and small time periods where the physics require small time steps are expected to show the largest reduction in computational time when using an adaptive step size selection.

time step size	normalized CPU time
adaptive	1.0
constant	1.32

Table 1: CPU times with adaptive or constant time step for similar accuracies

References

[1] A. Kværnø. Singly diagonally implicit Runge-Kutta methods with an explicit first stage. *BIT Numerical Mathematics*, 44(3):489–502, 2004.

[2] G. Söderlind. Digital filters in adaptive time-stepping. *ACM Transactions on Mathematical Software*, 29(1):1–26, 2003.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: **Numerische Verfahren / Aerodynamik**

Calculation of Combustion Instabilities with the Harmonic Balance Method

Dr.-Ing. Franco Magagnato
Kaiserstrasse 12
76131 Karlsruhe

Modern combustors of Gas turbines are operated with very lean mixture fraction in order to improve the efficiency. Lean premixed flames are subject to thermo acoustic instabilities which are caused by the resonance feedback of the pressure fluctuations and heat release of the flame with the combustion chamber. When these combustors are operated at resonance condition they will be destroyed after a very short time (few days). During the CRC 606 at KIT, Large Eddy Simulations have been done [1]. The agreement with measurements were found to be very good. But computational time was very high. In this paper we investigate how accurate and fast we can calculate this flows with the Harmonic Balance Method.

The Harmonic Balance Method has been proposed by Hall et al. [2] in the Year 2002. Since then it has been applied and extend for flows in rotating machinery as well as around rotors and wind turbines to mention a few application. The method decompose temporal or spatial periodic flows by a Fourier expansion.

Temporal or spatially periodic flow scan be represented by a Fourier series:

$$w(t,\vec{x}) = \widehat{w(\vec{x})}_0 + \sum_{n=1}^{\infty} \left(\widehat{w(\vec{x})}_{a_n} \cos(\omega n t) + \widehat{w(\vec{x})}_{b_n} \sin(\omega n t) \right)$$

The Fourier series is truncated into a small number of harmonics N_H a then substituted into the Navier-Stokes equations and rearranged into the individuals harmonics:

$$\frac{\partial \widehat{w}_n}{\partial t} + R(\widehat{w}_n) = 0$$

Since the only way that the equations to be true is that every mode be zero individually. This gives a system of $2*N_h+1$ equations for the conservative Variables .The difficulty of solving these equations is in finding a relationship between $\widehat{w_n}$ and $R(\widehat{w}_n)$. Hall et al. (2002) proposed to transform these equations back into time domain and split into N_t equally spaced time intervals over the time period $T= 2\pi/\omega$. Since the residual operator remain unchanged the only difference come from the unsteady term.

$$, \quad n=0,1,\ldots,N_T$$

ωD is a spectral approximation of the time derivative and very accurate. In order to solve this system of conventional steady state equations on integrate in pseudo time τ.This is a system of coupled **steady state** Navier-Stokes equations which can be solved by using all convergence acceleration methods developed for them.

The flow inside a simple Helmholtz resonator has been measured and solved with LES in the CRC606 [1]. LES could predict the Amplitude ratio as well as the phase shift in very good agreement to the experiments (see Fig.1). The cpu-time for the LES with $4.3*10^6$ cv was 100 hours using 64 processors. With the same number of processors but on a coarser mesh (about 540 000 cv) using the Spalart-Allmaras turbulence model the cpu-time took only 1 hour.

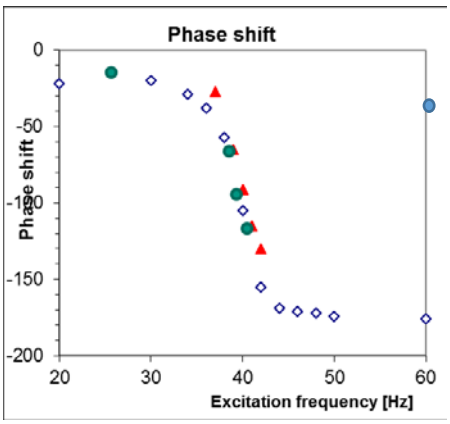
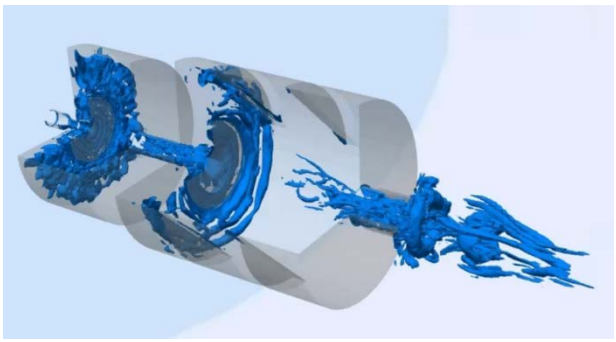


Fig.1: Amplitude ratio and phase shift of simple Helmholtz resonator

The accuracy in predicting the amplitude ratio and phase shift is similar as LES. In this calculation we have used 2 harmonics for the HB. The resonance behavior for the coupled Helmholtz resonator is compared next. The x-velocity distribution in symmetry plane computed with the HB Method and the iso surface vorticity at 1000s^{-1} with LES is shown in Fig. 2:



F

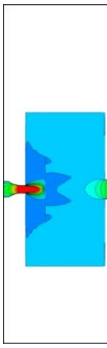
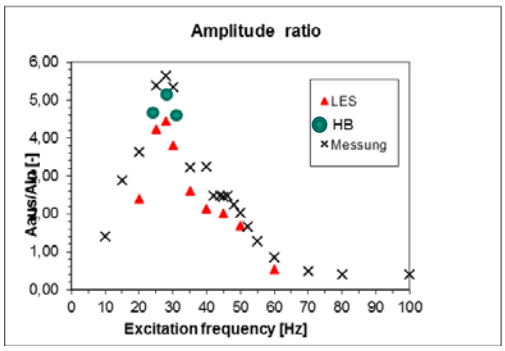


Fig. 2: Vorticity iso surface (left) and x-velocity distribution in the symmetry plane (right)



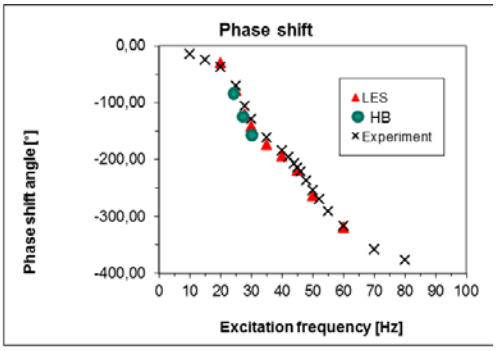


Fig.3: Amplitude ratio and phase shift of coupled Helmholtz resonator

The cpu-time needed by LES was app. 100 hours using again 64 processors and with 3.4 *10^{6} cv while with the Harmonic Balance Method only 1 hour using 64 processor was sufficient but the number of points were also reduced to 410 000 cv. The LES predicts the Amplitude ratio some 20% lower than the experiment while HB is closer to the experiment and shows only a 5% lower amplitude ratio. The reason seems to be that in the LES calculation the sub-grid scale model has not correctly predicted the right amount (too high) of turbulent dissipation. But this is only a lucky coincident since the HB Method relies on classical turbulence models and should be in general less accurate.

1. F. Magagnato, B. Pritz and M. Gabi: Prediction of the Damping Characteristics of a Combustion chamber by LES, The 20th International Symposium on Transport Phenomena, 7-10 July,Victoria BC, Canada,2009
2. Hall, K.C. and Thomas, J.P. and Clark, W.S., Computation of unsteady nonlinear flows in cascades using a harmonic balance technique, AIAA J. (USA), vol 40 no. 5 (2002), pp. 879 – 86

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Verfahren / Aerodynamik

Eine variationelle Mehrskalenmethode mit multifraktaler Subskalenmodellierung zur Grobstruktursimulation turbulenter Strömungen mit passivem und aktivem Skalartransport

Ursula Rasthofer[*], Wolfgang A. Wall[*,†], Volker Gravemeier[*,†]
[*] Lehrstuhl für Numerische Mechanik, Technische Universität München, Boltzmannstraße 15, 85747 Garching b. München, rasthofer@lnm.mw.tum.de
[†] AdCo Engineering[GW] GmbH, Lichtenbergstraße 8, 85747 Garching b. München, gravemeier@adco-engineering-gw.com

Turbulente Strömungen sind durch eine komplexe räumliche Verteilung von Wirbelstrukturen, die durch die lokale Wirbelstärke und durch das zugehörige Geschwindigkeitsfeld definiert werden, gekennzeichnet. Die Streckung dieser Wirbelstrukturen aufgrund der von ihnen induzierten Geschwindigkeitsfelder stellt den treibenden Mechanismus für Turbulenz dar. Experimentelle Studien, siehe z.B. [1], haben gezeigt, dass diese kontinuierlichen Streckungs- und Faltungsvorgänge zu multifraktalen Skalenähnlichkeiten im Dissipations- und Enstrophiefeld führen. Die Entstehung solcher Felder kann mathematisch durch multifraktale Prozesse beschrieben werden und bildet die Grundlage für das von uns in diesem Beitrag vorgestellte Subskalenmodell zur Grobstruktursimulation, welches im Rahmen dieser Studie in eine variationelle Mehrskalenmethode eingebracht wird.

Da, wie oben beschrieben, die Entwicklung turbulenter Strömungen maßgeblich von der Wirbelstärke bestimmt wird, erscheint es sinnvoll, die Subskalenmodellierung über die Wirbelstärke zu definieren. Bei der multifraktale Subskalenapproximation wird daher zunächst die Wirbelstärke der nicht aufgelösten Skalen rekonstruiert; siehe [1] und [2] für weitere Details zur Herleitung. Dazu werden Betrag $\|\widehat{\omega}\|$ und Richtung $\hat{e}_\omega$ des Wirbelstärkevektors separat approximiert. Der Betrag ergibt sich aus der Enstrophie $\Omega = \| \omega \|^2$. Dazu wird zunächst mittels Extrapolation aus dem Enstrophiespektrum mit Hilfe der Enstrophie der feineren aufgelösten Skalen, bezeichnet mit $\delta(\cdot)^h$, die in einem Element enthaltene Enstrophie der Subskalen bestimmt. Die so ermittelte Enstrophie wird von einer multiplikativen, multifraktalen Kaskade über das Element verteilt. Dabei wird die Enstrophie des Elements in aufeinanderfolgenden Kaskasdenschritten von einem (Sub-)Element auf sukzessive kleiner werdende Subelemente bestimmt durch einen Multiplikator $\mathcal{M}_n$ verteilt:

$$\|\widehat{\omega}\| = \left[\left(1 - \alpha^{-\frac{4}{3}}\right)^{-1} \left\|\delta\omega^h\right\|^2 \left(2^{\frac{4\mathcal{N}}{3}} - 1\right) \left(2^{\mathcal{N}}\right)^3 \prod_{n=1}^{\mathcal{N}} \mathcal{M}_n \right]^{\frac{1}{2}}.$$

Die erforderliche Anzahl $\mathcal{N}$ an Kaskadenschritten hängt vom Verhältnis der charakteristischen Elementlänge und der viskosen Längenskale ab und kann aus der Elementreynoldszahl bestimmt werden. Die Richtung des Wirbelstärkevektors wird mittels einer additiven Dekorrelationskaskade ausgehend von der Orientierung der feinsten aufgelösten Skalen ermitteltet. In jedem Kaskadenschritt wird die Orientierung durch ein Dekorrelationsinkrement f_n korrigiert:

$$\hat{e}_\omega = \delta e_\omega^h + \sum_{n=1}^{\mathcal{N}} f_n.$$

Beide Kaskaden werden anschließend kombiniert um eine Approximation der Wirbelstärke der Subskalen zu erhalten. Die Subkalengeschwindigkeit kann nun analytisch über das Gesetz von Biot-Savart berechnet werden:

$$\hat{u} = C_{sgs}^{B}\left(1-\alpha^{-\frac{4}{3}}\right)^{-\frac{1}{2}} 2^{-\frac{2\mathcal{N}}{3}}\left(2^{\frac{4\mathcal{N}}{3}}-1\right)^{\frac{1}{2}}\delta u^{h}.$$

Die daraus resultierende Subkalengeschwindigkeit ist direkt proportional zum Geschwindigkeitsfeld der feineren aufgelösten Skalen. Dies macht daher eine zusätzliche explizite Trennung der aufgelösten Skalen in gröbere und feinere Skalen erforderlich. Aufgrund ihrer hohen Flexibilität bezüglich Geometrie und Diskretisierung sowie ihrer Projektionseigenschaften werden im Rahmen des hier vorgestellten Ansatzes Transferoperatoren algebraischer Mehrgitterverfahren verwendet um die aufgelösten Skalen weiter zu unterteilen; siehe [4].

Die vorgestellte Subskalenmodellierung lässt sich auch auf den Transport skalarer Größen wie Konzentration oder Temperatur in einem turbulenten Strömungsfeld erweitern. Dabei gilt es zu beachten, dass abhängig von der Schmidtzahl unterschiedliche physikalische Transportmechanismen auftreten, welche im Modellierungsprozess zu berücksichtigen sind. Analog zum Dissipationsfeld zeigt auch das Diffusionsfeld einer skalare Größe multifraktale Ähnlichkeiten. Entsprechend der Vorgehensweise für die Subskalengeschwindigkeit kann auch das Subskalenskalarfeld $\hat{\phi}$ rekonstruiert werden. Dazu wird das zugehörige Gradientenfeld wie zuvor mittels eines zweiteiligen multifraktalen Prozesses unter Verwendung des Dissipationsfeldes $\chi = \kappa\|\nabla\phi\|^2$ ermittelt. Dabei werden sowohl kleine (≈ 1) als auch große ($\gg 1$) Schmidtzahlen berücksichtigt. Die analytische Integration des Gradientenfeldes erfolgt anschließend mit Hilfe von Greenschen Funktionen:

$$\hat{\phi} = C_{sgs}^{D}\left(1-\alpha^{-(\gamma+1)}\right)^{-\frac{1}{2}} 2^{-\frac{(\gamma+1)\mathcal{N}}{2}}\left(2^{(\gamma+1)\mathcal{N}}-1\right)^{\frac{1}{2}}\delta\phi^{h},$$

wobei sich $\gamma = 1/3$ für kleine Schmidtzahlen und $\gamma = 1$ für große Schmidtzahlen ergibt. Die erforderliche Anzahl $\mathcal{N}$ an Kaskadenschritten hängt nun neben der Elementreynoldszahl auch von der Schmidtzahl ab. Ausgehend von inkompressiblen Strömungen mit passiven Skalarfeldern kann die vorgestellte Methode auch auf turbulente Strömungen mit variabler Dichte bei kleiner Machzahl erweitert werden. Hierbei handelt es sich um Strömungen, bei denen Temperaturvariationen nicht mehr vernachlässigt werden können und somit aktiv die Strömungsentwicklung beeinflussen. Mathematisch lassen sich diese Strömungen mit Hilfe von Erhaltungsgleichungen, die aus einer asymptotischen Entwicklung der Navier-Stokes-Gleichungen unter Annahme kleiner Machzahlen hervorgehen, beschreiben.

Zur Veranschaulichung der herausragenden Approximationseigenschaften der vorgestellten Methode werden Ergebnisse von verschiedenen Simulationen passiver und aktiver Mischungsvorgänge ausführlich präsentiert. Hierzu gehören turbulente Kanalströmungen mit Konzentrationsgradienten oder geheizten und gekühlten Wänden sowie die Stufenströmung mit geheizter Bodenplatte, welche insbesondere die Anwendbarkeit der vorgestellten Methode auf komplexere und praktisch relevantere Problemstellungen verdeutlicht. Neben den üblichen statistischen Größen wie rms-Werten oder Korrelationen von Geschwindigkeits- und Temperaturfluktuationen wird auch auf die Analyse des Wandübergangskoeffizienten, des Reibungsbeiwertes sowie der Rezirkulationslänge eingegangen. Ein Vergleich mit etablierteren Modellen wie dem dynamischen Smagorinskymodell unterstreicht dabei die hohe Approximationsqualität des vorgestellten Ansatzes.

[1] K.R. Sreenivasan, Fractals and multifractals in fluid turbulence, Annu. Rev. Fluid Mech. 23 (1991) 539-600.

[2] G.C. Burton, W.J.A. Dahm, Multifractal subgrid-scale modeling for large-eddy simulation. I. Model development and a priori testing, Phys. Fluids 17 (2005) 075111.

[3] U. Rasthofer, V. Gravemeier, Multifractal subgrid-scale modeling within a variational multiscale method for large-eddy simulation of turbulent flow, J. Comput. Phys. 234 (2013) 79-107.

[4] V. Gravemeier, M.W. Gee, W.A. Wall, An algebraic variational multiscale-multigrid method based on plain aggregation for convection-diffusion problems, Comput. Methods Appl. Mech. Engrg. 198 (2009) 3821-3835.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Hybrid LES–URANS Method for External Flows with Laminar Separation Bubbles

S. Schmidt and M. Breuer
Department of Fluid Mechanics, Helmut–Schmidt–Universität Hamburg, Germany
breuer@hsu–hh.de

The simulation of wall–bounded turbulent flows is limited by the available computational resources. For simple configurations such as the attached flow through a plane channel, predictions can be realized with statistical turbulence models based on the Reynolds–averaged Navier–Stokes (RANS) equations to obtain steady results requiring small computational resources. In order to achieve the maximum performance of more complex components, the instantaneous flow information is often required. For example, an airplane generates close to stall the maximum lift, while the development of a separation bubble leads to a dramatic decrease of the lift. For the reliable prediction of the instantaneous flow field the RANS approach is not appropriate. In contrast, large–eddy simulations (LES) are able to deliver more reasonable predictions of instantaneous large–scale anisotropic vortical flow structures. Since a wall–resolved LES requires a very fine near–wall resolution ($\Delta y^+_{\mathrm{1st}} < 2$, $\Delta x^+ = \mathcal{O}$(50-150) and $\Delta z^+ = \mathcal{O}$(15-40)) the application is not feasible for many practical engineering problems in the foreseeable future. Due to these circumstances, several hybrid LES–URANS concepts were suggested during the last decade (refer to [4] for an overview) which follow the idea to combine both methods. The main focus of all research groups is the target to reduce the CPU–time and to predict the flow by the hybrid technique assuming the same level of agreement as achieved by LES or even better.

The present hybrid method follows the strategy to use an URANS approach for the near–wall area, whereas LES is applied to directly resolve regions, where complex flow pattern such as large–scale anisotropic structures play a dominant role. The basic concept of the hybrid method suggested in [1] is to couple a one–equation transport model for the modeled turbulent kinetic energy ($k_{\mathrm{mod}} = k_{\mathrm{URANS}}$) and the subgrid–scale turbulent kinetic energy ($k_{\mathrm{mod}} = k_{\mathrm{SGS}}$) for the URANS and the LES mode, respectively. Owing to the pronounced anisotropic behavior of the Reynolds stresses in the near–wall region an enhanced formulation based on an explicit algebraic Reynolds stress model (EARSM) by Wallin and Johannson [9] is taken into account [5]. Several advantages are achieved by the application of the EARSM in the URANS mode. Compared with the application of a full RSM solely one instead of seven transport equations have to be solved to represent the anisotropic Reynolds stresses. Moreover, the EARSM can be easily incorporated into the CFD code in form of a non–linear eddy–viscosity model. With respect to the production term in the k–equation an enhancement is achieved by the application of the extra tensor based on the EARSM, which takes the anisotropy of the Reynolds stresses into account. Finally, the classical gradient–diffusion assumption is replaced by the enhanced diffusion model of Daly and Harlow [3]. A general improvement of the modeling of the near–wall turbulent dissipation was introduced by the splitting approach of Jakirlić and Jovanović [6]. It splits the total dissipation into a homogeneous and an inhomogeneous dissipation, where in the near–wall region the former can be expressed analytically based on the Taylor microscale and the latter is equal to half of the molecular diffusion. The proposed refinements of the URANS model were successfully tested for internal constricted channel and diffuser flows [2, 5]. As mentioned above the LES mode is realized by a one–equation SGS model, which applies the filter width as the length scale.

The interface between the URANS and the LES mode is defined by a dynamic switching criterion which ensures an automatic detection of the correct mode based on the instantaneous properties of the flow field. Besides the investigations of internal flows, the hybrid LES–URANS technique is evaluated for the external flow past a SD7003 [7] airfoil, which includes the transition onset

from a laminar to a turbulent flow regime. The simulation was performed at a Reynolds number of 60,000 based on the free–stream velocity U_∞ and the chord length c. For an angle of attack $\alpha = 4°$ a laminar separation bubble (LSB) starts at $x/c \approx 0.25$. Inside the LSB the augmentation of two–dimensional instabilities known as Tollmien–Schlichting waves leads to Kelvin–Helmholtz instabilities in the separated shear layer and consequently to the reattachment of the recirculating flow at $x/c \approx 0.65$. Fig. 1 depicts a snapshot of the complex flow structures along the surface illustrated by the iso–surface of the pressure and the instantaneous streamwise velocity.

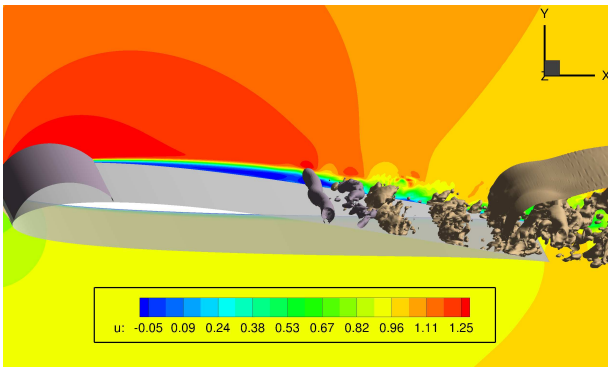


Figure 1: Instantaneous streamwise velocity and iso–surface of the pressure over the SD7003 airfoil at $\mathrm{Re_c} = 60{,}000$ and $\alpha = 4°$.

The demanding test case of a pressure–induced separation along the smooth contour of the airfoil is performed on three different grids. A dynamic SGS LES was performed on a fine grid as a reference case. For the hybrid LES–URANS method a coarse and a medium grid was applied. The ratio of control–volumes in relation to the fine grid is about 5,5 and 3, respectively. Furthermore, a pure one–equation LES was carried out on the coarse and the medium grid to exhibit the full potential of the hybrid LES–URANS. The full presentation will deliver a detailed comparison of the numerical investigations including comparison with an implicit large–eddy simulation by Visbal et al. [8].

References

[1] Breuer, M., Jaffrézic, B., Arora, K. (2008). *Hybrid LES–RANS Technique Based on a One–Equation Near–Wall Model*, J. Theoret. Comp. Fluid Dyn., **22**(3–4), 157–187.

[2] Breuer, M., Schmidt, S. (2012). *Refinement of a Hybrid LES–URANS Approach for Non-Equilibrium Turbulent Flows*, THMT–5, Palermo, Italy, Sept. 24–27, 2012.

[3] Daly, B.J., Harlow, F.H. (1970). *Transport Equations in Turbulence*, Phys. Fluids, **13**, 2634–2649.

[4] Fröhlich, J., von Terzi, D. (2008). *Hybrid LES/RANS Methods for the Simulation of Turbulent Flows*, Progress in Aerospace Sciences, **44**(5), 349–377.

[5] Jaffrézic, B., Breuer, M. (2008). *Application of an Explicit Algebraic Reynolds Stress Model within an Hybrid LES–RANS Method*, J. Flow, Turbulence Combustion, **81**(3), 415–448.

[6] Jakirlić, S., Jovanović, J. (2010). *On Unified Boundary Conditions for Improved Predictions of Near–Wall Turbulence*, J. Fluid Mech., **656**, 530–539.

[7] Selig, M., Guglielmo, J., Broeren, A., Giguére, P. (1995). *Summary of Low–Speed Airfoil Data*, Vol. **1**, SoarTech Publications, Virginia Beach, Virginia USA.

[8] Visbal, M. R., Gordnier, R. E, Galbraith, M. C. (2009). *High–fidelity simulations of moving and flexible airfoils at low Reynolds numbers.*, Exp. Fluids, **46**, 903–922.

[9] Wallin, S., Johansson, A.V. (2000). *An Explicit Algebraic Reynolds Stress Model for Incompressible and Compressible Turbulent Flows*, J. Fluid Mech., **403**, 89–132.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Eine Discontinuous Galerkin Diskretisierung höherer Ordnung der Reynolds-averaged Navier-Stokes Gleichungen mit dem Shear-Stress Transport Turbulenzmodell

Stefan Schoenawa
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
Stefan.Schoenawa@dlr.de

In der numerischen Strömungssimulation sind Finite Volume Verfahren die gängisten Methoden, um eine numerische Approximation der Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) Gleichungen für turbulente Strömungen um Flügel- oder Flugzeuggeometrien zu bestimmen. Um immer größer und komplexer werdende Fälle in annehmbarer Zeit berechnen zu können, sind Methoden höherer Ordnung unumgänglich. Mit einem Verfahren höherer Ordnung kann der numerische Fehler bei gleicher Anzahl von Freiheitsgraden deutlich verringert werden. Umgekehrt kann unter Verwendung einer höheren Ordnung mit weniger Freiheitsgraden der gleiche numerische Fehler erreicht werden.

In diesem Vortrag werden wir eine Diskretsierung höherer Ordnung der RANS Gleichung mit Hilfe von Discontinuous Galerkin (DG) Verfahren vorstellen. Bei der Herleitung der RANS Gleichungen erhält man zusätzliche Terme, die so genannten Reynolds Spannungen, die mit Hilfe eines Turbulenzmodell nachgebildet werden müssen, weil sonst das entstehende Gleichungssystem unterbestimmt bleibt. Wir beschränken uns hier auf das Shear-Stress Transport (SST) Modell von Menter [3]. Dieses Turbulenzmodell vereinigt das gute wandnahe Verhalten des Wilcox k-ω Modells und die Unempfindlichkeit bezüglich der Freistromwerte des k-ϵ Modells [2] . Die Funktionen, die die beiden Modelle in einander überblenden, hängen neben den Strömungsgrößen auch von dem kleinsten Abstand zur nächsten Wand ab. Die Bestimmung des Wandabstandes ist keine triviale Aufgabe und wurde hier durch eine Finite Elemente (FE) Approximation der Eikonalgleichung bestimmt. Wie bei jedem k-ω Modell existiert auch beim SST Modell für das ω kein endlicher Wert auf einer Wand, d.h. dieser muss mit Hilfe einer Randbedingung auf einen endlichen Wert festgesetzt werden. Um bei Ordnungserhöhung eine Verbesserung der Approximation des Randwertes zu erhalten, haben wir eine Randwertbestimmung abhängig vom Polynomgrad entwickelt. Dazu wird die analytische Lösung von ω in der Nähe der Wand auf den gerade verwendetet Polynomraum projiziert und am Rand ausgewertet. Dadurch erhöht sich der Wert von ω unter Erhöhung der Ordnung.

Die FE Diskretisierung der Eikonalgleichung basiert auf einer Formulierung von Liu et al. [1]. Wir stellen diese kurz vor und zeigen unsere Veränderungen für die Anwendung auf Außenströmungsprobleme. Dafür muss eine Stromliniendiffusion hinzugefügt werden und für komplexere Fälle, wie z.B. einer Hochauftriebskonfiguration, muss noch eine zusätzliche Diffusion in Form eines Laplace-Terms addiert werden.

Die DG Diskretisierung der RANS Gleichungen mit dem SST Modell demonstrieren wir für die turbulente Strömung um eine ebene Platte und dem Flügelprofil RAE2822 (Case 9 und 10). Die Ergebnisse werden mit dem klassischen k-ω Modell und experimentellen Daten verglichen. In allen hier betrachteten Testfällen liegen die Ergebnisse mit dem SST Modell näher an den Experimenten als diejenigen, die mit dem k-ω Modell erzeugt wurden. Als Beispiel ist in den Abbildungen 1 und 2 die Verteilung des Reibung- und Druckbeiwertes (c_f und c_p) am Case 10 (Ma $= 0.754$, $\alpha = 2.79°$, Re $= 6.2 \cdot 10^6$)) mit Polynomgrad $p = 2$ auf einem Netz mit 32384 Zellen, das bedeutet 194304 Freiheitsgrade pro Gleichung, gezeigt. Das SST Modell (in rot dargestellt) liegt näher an den Experimenten und sagt die Schockposition deutlich besser voraus als das klassische k-ω Modell (in grün dargestellt).

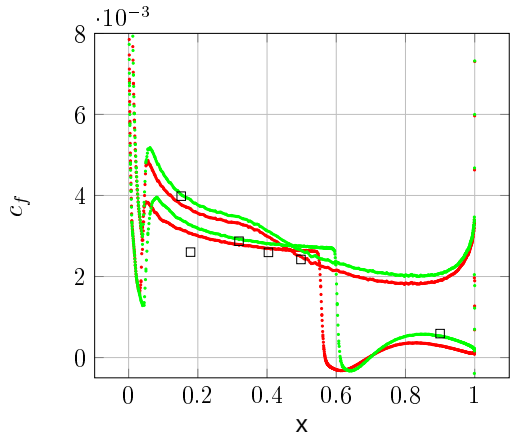


Abbildung 1: Case 10, c_f-Verteilung

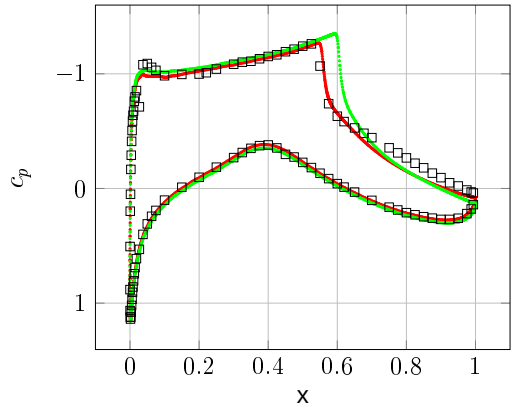


Abbildung 2: Case 10, c_p-Verteilung

Literatur

[1] C.-B. Liu, P. Nithiarasu, and Tucker P.G. Wall distance calculation using the Eikonal/Hamilton-Jacobi equations on unstructured meshes. *Engineering Computations: International Journal for Computer-Aided Engineering and Software*, 27(5):645–657, 2010.

[2] F. R. Menter. Influence of freestream values on k-ω turbulence model predictions. *AIAA Journal*, 30(6):1657–1659, 1992.

[3] F. R. Menter, M. Kuntz, and R. Langtry. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model. In Kemal Hanjalić, Y. Nagano, and M. J. Tummers, editors, *Turbulence, Heat and Mass Transfer 4: Proceedings of the Fourth International Symposium on Turbulence, Heat and Mass Transfer, Antalya, Turkey, 12-17 October, 2003*, pages 625–632. Begell House, Inc., 2003.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Einfluss des Turbulenzmodells auf die Vorhersage der Eckenströmung am NASA Common Research Model

Vamshi Togiti, Bernhard Eisfeld
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, D-38108 Braunschweig,
Vamshi.togiti@dlr.de, bernhard.eisfeld@dlr.de

Einleitung

Das NASA Common Research Model (CRM) ist eine generische Transportflugzeugkonfiguration mit oder ohne Höhenleitwerk, die im Rahmen des 4. und 5. AIAA Drag Prediction Workshops von zahlreichen Arbeitsgruppen numerisch untersucht wurde [1]. Dabei stellte sich heraus, dass klassische Wirbelviskositätsmodelle, wie das Spalart-Allmaras-Modell oder das SST-Modell, bei höheren Anstellwinkeln ein Ablösegebiet am Flügel-Rumpf-Übergang vorhersagen, auf das es jedoch keinen experimentellen Hinweis gibt. Die vorhergesagte Ablösung verringert sich allerdings, wenn man die Wirbelviskositätsmodelle um die sog. QCR-Erweiterung von Spalart [2] ergänzt. Hierbei handelt es sich um eine einfache nichtlineare Erweiterung des Wirbelviskositätsansatzes, um die Anisotropie der turbulenten Normalspannungen in Wandnähe abbilden zu können.
Diese Beobachtung wirft die Frage auf, ob mit einem prinzipiell als genauer geltenden Reynolds-Spannungsmodell ein ähnlicher Effekt erzielt werden kann.

Durchgeführte Untersuchungen

In einem ersten Schritt wurden die Eigenschaften des QCR-Ansatzes in Bezug auf die vorhergesagte Anisotropie der turbulenten Normalspannungen analysiert und durch Testrechnungen an der ebenen Platte verifiziert. Außerdem wurden Testrechnungen für einfache Profilumströmungen durchgeführt, um den Einfluss des QCR-Ansatzes im Vergleich mit dem jeweiligen Basismodell zu prüfen.
Der Schwerpunkt der Untersuchungen lag auf der Simulation der transsonischen Strömung um die CRM-Konfiguration ohne Höhenleitwerk bei verschiedenen Anstellwinkeln auf zwei unterschiedlich feinen Netzen [3]. Dabei bestand eine Hauptschwierigkeit darin, numerische Einstellungen mit möglichst geringer Dissipation zu finden, die dennoch mit allen Turbulenzmodellen auf beiden Netzen zur Konvergenz führen.

Ergebnisse

Die Testrechnungen mit der QCR-Erweiterung bestätigen die theoretische Analyse der vorhergesagten Anisotropie der turbulenten Normalspannungen. Simulationsrechnungen für die transsonische Strömung um das Profil RAE 2822 zeigen in Übereinstimmung mit Ergebnissen anderer Gruppen, dass die QCR-Erweiterung die Stoßlage gegenüber Simulationen mit dem nicht erweiterten Basismodell stromauf verschiebt.
Die Simulationen der Strömung um die CRM-Konfiguration bestätigen, dass die QCR-Erweiterung die Ablösung am Flügel-Rumpf-Übergang bei höheren Anstellwinkeln reduziert, die Wirkung auf dem feineren Netz jedoch geringer ausfällt. Infolgedessen ist auch in Bezug auf Druckverteilungen und Beiwerte noch ein Netzeinfluss spürbar.
Demgegenüber liefert das Reynolds-Spannungsmodell auf keinem der beiden verwendeten Netze eine Eckenablösung. Auch in Bezug auf Druckverteilungen und Beiwerte liefert das Reynolds-Spannungsmodell auf beiden Netzen praktisch identische Ergebnisse.
Abb. 1 zeigt die Reibungslinien am Flügel-Rumpf-Übergang der CRM-Konfiguration für das Spalart-Allmaras-Modell mit und ohne QCR-Erweiterung sowie das Reynolds-

Spannungsmodell. Darin wird sowohl die unterschiedliche Größe des vorhergesagten Ablösegebiets als auch die Netzabhängigkeit bzw. –unabhängigkeit der Ergebnisse deutlich.

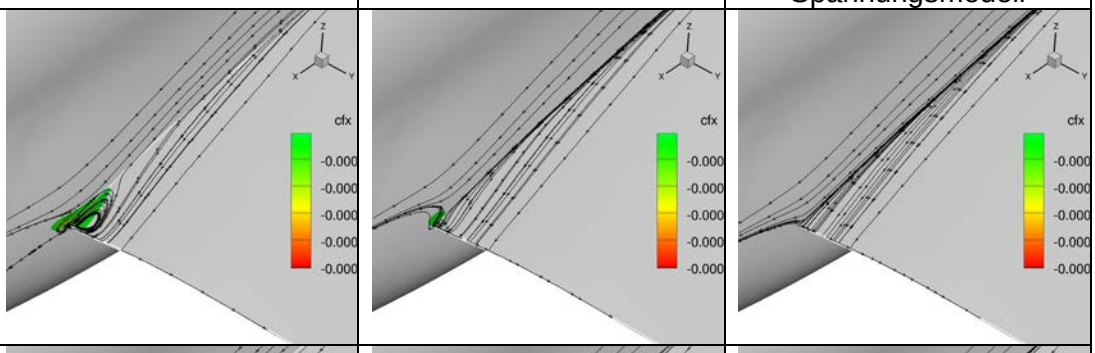
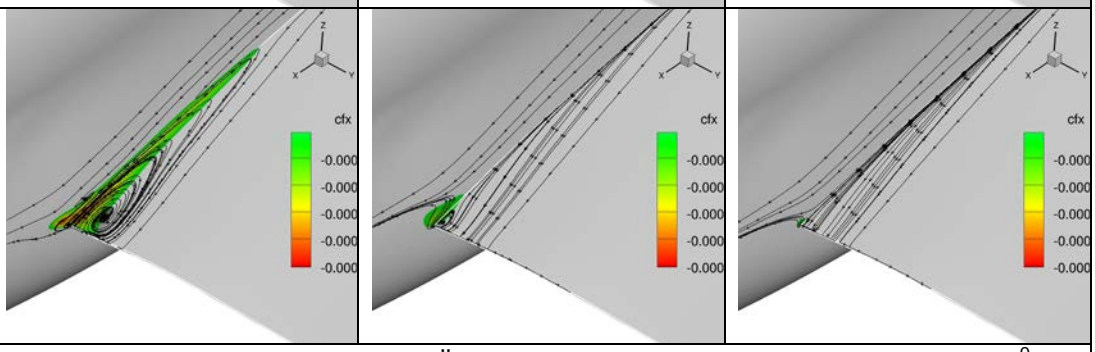
	Spalart-Allmaras	Spalart-Allmaras + QCR	Reynolds-Spannungsmodell
Grobes Netz			
Feines Netz			

Abb. 1: Reibungslinien am Flügel-Rumpf-Übergang der CRM-Konfiguration bei $\alpha = 4^0$ für verschiedene Turbulenzmodelle auf zwei verschiedenen Netzen

Schlussfolgerungen

Die Untersuchungen zeigen, dass die QCR-Erweiterung für Wirbelviskositätsmodelle die experimentell nicht belegte Eckenablösung an der CRM-Konfiguration bei höheren Anstellwinkeln reduziert, aber nicht vollständig unterdrückt. Insbesondere nimmt die Wirkung mit der Netzfeinheit ab.

Im Gegensatz dazu liefert das Reynolds-Spannungsmodell auf beiden Netzen eine nahezu identische Lösung ohne jegliche Eckenablösung. Dies deutet neben einer möglicherweise verbesserten Genauigkeit auf eine geringere Netzsensitivität der Lösung bei Verwendung eines Reynolds-Spannungsmodells hin.

Literatur

1. Levy, D.W., Laflin, K.R., Tinoco, E.N, Vassberg, J.C., Mani, M., Rider, B., Rumsey, C.L., Wahls, R.A., Morrison, J.H., Brodersen, O.P., Crippa, S., Mavriplis, D.J., Murayama, M.: *Summary of Data from the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop*. AIAA-Paper 2013-0046.
2. Spalart, P.R.: *Strategies for turbulence modeling and simulations*. Int. J. Heat Fluid Flow, Vol. 21 (2000) pp. 252-263.
3. Keye, S., Togiti, V., Eisfeld, B., Brodersen, O., Rivers, M.B.: *Investigation of Fluid-Structure-Coupling and Turbulence Model Effects on the DLR Results of the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop.* AIAA-Paper 2013-2509, 2013.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Application of Higher Order Multigrid Algorithms for turbulent flows

Marcel Wallraff, Tobias Leicht
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig
Marcel.Wallraff@dlr.de

Computational Fluid Dynamics (CFD) methods have advanced substantially in the past decades. Moreover, CFD tools have become essential in the design process and analysis of modern aircraft design. The last decade has seen an interest in high order numerical methods, in particular in the discontinuous Galerkin (DG) Finite Element method. The analysis of turbulent flows employing steady-state computations based on Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations and a turbulence model might be considered as the work-horse in this field. Nevertheless, DG results are relatively rare for this particular application. One of the reasons for this might be the stiffness introduced by both the turbulence model equations and the highly stretched meshes typically used for an efficient resolution of turbulent boundary layers. In order to solve the RANS equations in combination with a turbulence model several authors suggested strongly implicit schemes that are close to Newton's method. A Backward-Euler method in combination with an iterative linear solver can be considered as standard approach to solve a nonlinear set of equations for DG [2].
Here, we focus on a combination of nonlinear multigrid algorithms using strongly implicit schemes as smoothers and linear multigrid algorithms to exploit hierarchies of coarse level problems in solver algorithms [3]. Based on either lower order discretizations or agglomerated coarse meshes the resulting algorithms can be characterized as either p- or h-multigrid, respectively. The only difference between these multigrid algorithms is the use of different coarse level DG discretizations and, therefore, transfer operators. All other ingredients like smoothers, timestep control, usage of a Galerkin-transfer [3], startup strategy, etc. will stay the same for both kinds of multigrid algorithms.
The proposed algorithms will then be applied to the DG discretizations of the steady-state RANS equations in combination with two different turbulence models: the Wilcox-$k\omega$ two equation model [4] and the negativ Spalart-Allmaras one equation turbulence model [1]. Results based on various combinations of multigrid algorithms are shown in comparison to a strongly implicit single grid solver. As a test case we consider the MDA 30P30N configuration which is a 2D high-lift three element airfoil and was recently considered as a test case for the Second International Workshop on High-Order CFD Methods in Cologne on May 2013.

In Figure 1 a comparison in normalized CPU time of a single grid Backward-Euler method and a 2 level nonlinear h-multigrid with a Backward-Euler smoother is shown. These computations are performed on a mesh with 8432 elements. This mesh is agglomerated resulting in an unstructured mesh with 4243 agglomerates. In order to converge a strongly implicit scheme in a satisfying behavior a good initial guess is needed. Therefore, a second order ($p = 1$) solution of the RANS-$k\omega$ equations is computed with a single grid Backward-Euler solver on the agglomerated mesh with 4243 agglomerates. This converged solution is used as initial solution for a single grid Backward-Euler solver for a third order ($p = 2$) discretization on the same mesh. These coarse level computations are marked with x in Figure 1. The resulting converged solution is used as initial solution for the algorithms used on the mesh with 8432 elements, represented in Figure 1 with a line which is unmarked and one marked with a •. The only difference between these lines is that the unmarked line uses in every iteration the agglomerated mesh in an h-multigrid sense, whereas the line marked with a • only uses the mesh with a 8432 elements to compute a converged solution.

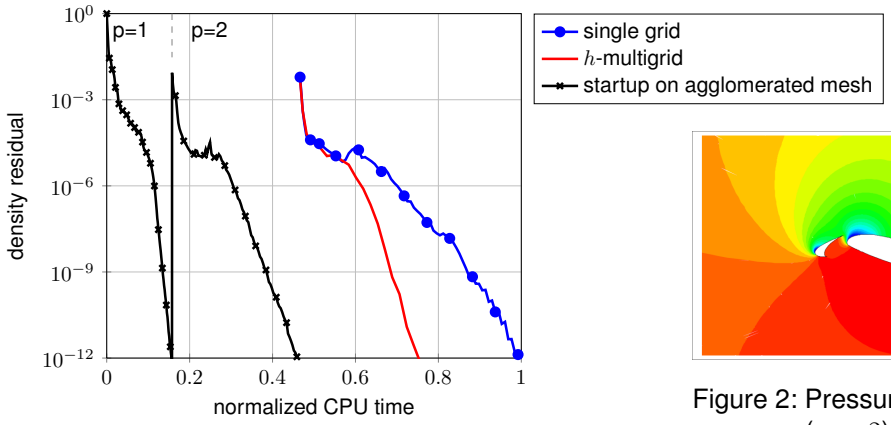


Figure 1: Computation of a third order ($p = 2$) solution for the MDA airfoil with an h-startup strategy.

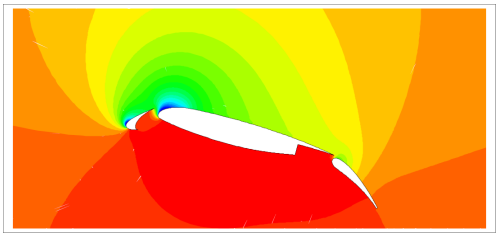


Figure 2: Pressure plot of a third order ($p = 2$) solution on a mesh with 32k elements.

References

[1] S. Allmaras, F. Johnson, and P. Spalart. Modifications and clarifications for the implementation of the Spalart-Allmaras turbulence model. *ICCFD7*, 1902, 2012.

[2] R. Hartmann, J. Held, and T. Leicht. Adjoint-based error estimation and adaptive mesh refinement for the RANS and k-ω turbulence model equations. *Journal of Computational Physics*, 230(11):4268–4284, May 2011.

[3] U. Trottenberg, C. Oosterlee, and A. Schüller. *Multigrid*. Academic Press, 2001.

[4] D. C. Wilcox. Reassessment of the scale-determining equation for advanced turbulence models. *AIAA Journal*, 26(11):1299–1310, 1988.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Numerische Simulation

Ansprechpartner: Michael Wurst, Manuel Keßler und Ewald Krämer

Institution: Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart **Telefon: 0711/68563341**
e-mail: wurst@iag.uni-stuttgart.de

Thema: Verwendung von Chimeragittern mit dem Discontinuous-Galerkin-Verfahren

Ausgangssituation:
Bei der Chimera-Methode handelt es sich um eine spezielle Vernetzungsmethode in der numerischen Strömungsmechanik. Dazu werden zwei Gitter erzeugt: eines, das den zu untersuchenden Strömungskörper (Chimeragitter) einschließt und ein Hintergrundgitter. Während das erste konturangepasst und somit schwieriger zu erzeugen ist, ist das zweite meist ein einfaches Rechtecksgitter. Während der Berechnung wird zwischen beiden Gittern interpoliert, um eine Lösung im gesamten Strömungsgebiet zu erhalten. Vorteil der Methode ist neben der einfachen Vernetzung auch die einfache Abbildung von (Relativ-)Bewegungen der Strömungskörper.

Ziel:
Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Implementierung der Chimera-Methode für statische Netze in einen Strömungslöser, der auf dem Discontinuous-Galerkin-(DG) Verfahren basiert. Das DG-Verfahren ist eine Kombination zwischen Finite-Element-(FE) Verfahren und Finite Volumen-(FV) Verfahren. Wie bei FE-Verfahren üblich wird die Lösung in der Zelle durch einen Polynomansatz dargestellt. Dabei bestimmt der Polynomgrad die räumliche Ordnung des Verfahrens. Da die Lösung diskontinuierlich über den Zellgrenzen ist, muss ein Riemannlöser verwendet werden, um einen eindeutigen Fluss zwischen zwei Zellen zu definieren. Die Chimera-Methode wird dabei für zeitlich explizite sowie implizite Verfahren implementiert und mit zwei Testfällen die Korrektheit der Implementierung überprüft.

Lösungsweg:
In einem Preprocessingschritt werden zunächst die Zellen bestimmt, die innerhalb des Strömungskörpers liegen. Diese werden von der Rechnung ausgeschlossen („Loch schneiden“). Dazu wird ein Vektor IBlank [1] angelegt, der den Lochzellen den Wert 0 zuweist und allen anderen Zellen den Wert 1. Die an das Loch angrenzenden Zellen (=Fringezellen) und die Randzellen des Chimeragitters (=Chimerazellen) bekommen ebenfalls einen IBlank Wert von 0. Sie werden somit von der Rechnung ausgeschlossen, da sie ihre Lösung vom jeweils anderen Gitter übergeben bekommen.
Für die Übertragung der Lösung von einem Netz ins andere müssen die Polynomvorfaktoren a_i des Ansatzpolynoms bestimmt werden. Dazu wird eine Projektion (M: Massenmatrix, ϕ: Ansatzfunktion) verwendet:

$$M a = \int_\Omega \phi\, b\, d\Omega\,.$$

Die Lösung des Integrals auf der rechten Seite erfolgt mittels Gaussintegration. Die Auswertung von b an den Gausspunkten geschieht im jeweils anderen Gitter. Diese Übertragung der Lösung erfolgt jeweils zu Beginn eines Zeitschritts.

STAB

Bei expliziter Berechnung kann dann die neue Lösung U^{n+1} einfach berechnet werden, indem das Lösungsupdate in Zellen mit IBlank=0 verhindert wird:

$$U^{n+1} = U^n + IBlank \cdot Res(U^n) \cdot \Delta t$$

Die Lösung bei impliziter Zeitdiskretisierung erfolgt mit einem Newton-Verfahren. Das dabei entstehende Gleichungssystem muss für die Verwendung mit Chimeragittern noch angepasst werden ([2]). Alle Zeilen in der Matrix, deren Zelle einen IBlank Wert von 0 besitzt, werden gelöscht und mit einem Wert von 1 in der Hauptdiagonale besetzt. Die entsprechende rechte Seite wird ebenfalls genullt. Da die Lösung sowohl an den Chimerazellen wie auch an den Fringezellen noch vom letzten Zeitschritt interpoliert wurde, kann die erhaltene neue Lösung verwendet werden, eine bessere Lösung für Chimerazellen bzw. Fringezellen zu bekommen, was so lange durchgeführt werden muss, bis sich die Lösung dort nicht mehr ändert.

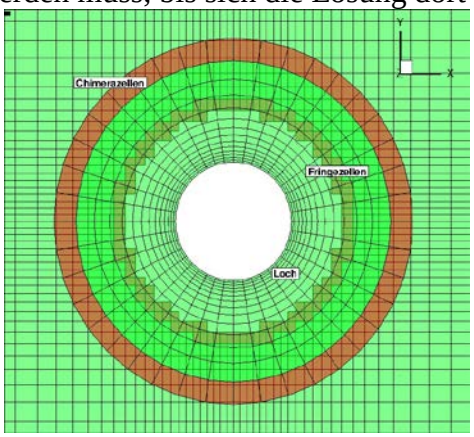


Abbildung 1: Konturangepasstes Gitter und Hintegrundgitter

Ergebnis:

Mit dem vorgestellten Verfahren wurden bisher Eulerrechnungen an einem Zylinder (2d) und einer Kugel durchgeführt. Bei beiden Rechnungen betrug die Machzahl Ma=0.2. Bei beiden Rechnungen sind beim Übergang von einem Netz ins andere keine Sprünge in den Strömungsgrößen sichtbar.

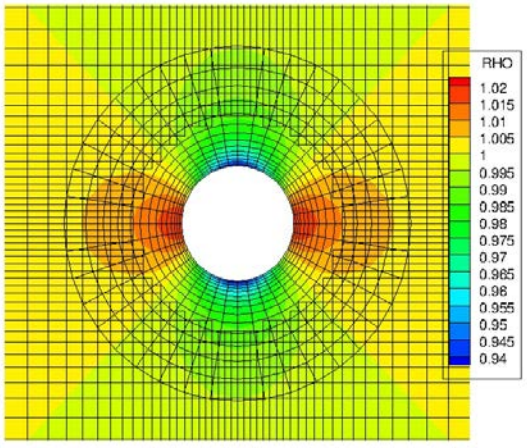


Abbildung 2: Zylinder, 2d, implizit, 4.Ordnung

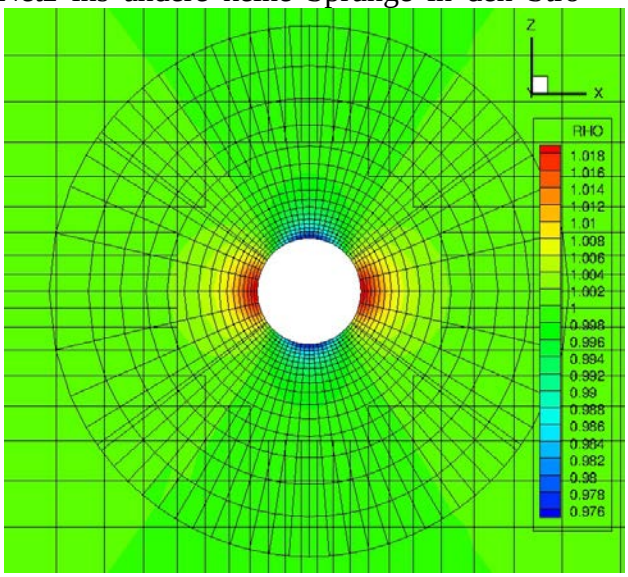


Abbildung 3: Kugel, 3d, explizit, 3.Ordnung

Literatur:

[1] Schwarz, T.: The overlapping grid technology for the time accurate simulation of rotorcraft flows, 31st European Rotorcraft Forum, Florence, 2005.
[2] Benek, J., Steger. J. and Dougherty, F: A flexible grid embedding technique with application to the Euler equations, AIAA Paper, 1983.

weiteres Vorgehen:

Die Methode soll für instationäre Probleme mit Bewegungen des Strömungskörpers angepasst werden. Dazu muss das Verfahren zur Lochdefinition verbessert werden.

Datum: 7.10.2013 **STAB**

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Transitionsuntersuchungen an einem Windkraftanlagenprofil im Hochdruckwindkanal

Nora Falk[1], Christian Klein[1], Martin Bruse[2]
Vladimir Ondrus[3] & Uwe Beifuss[3]

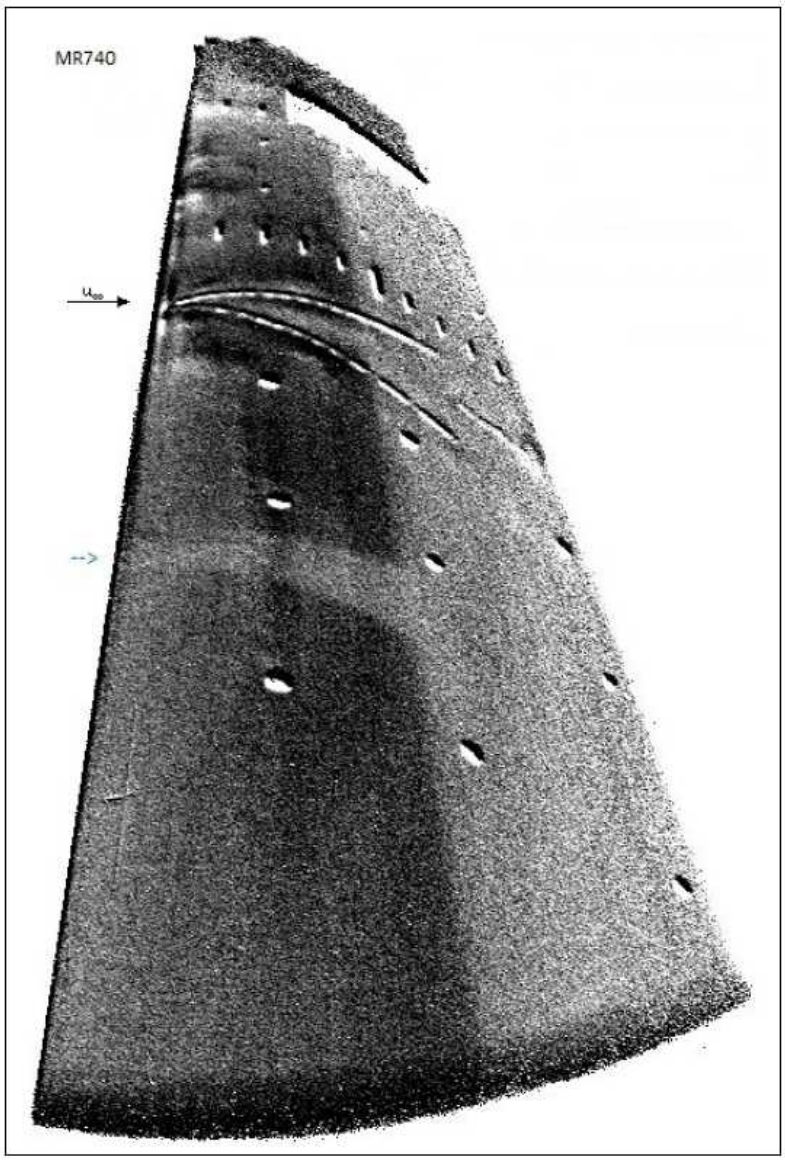
[1]Institut für Aerodynamik u. Strömungstechnik, DLR, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
nora_falk@gmx.de, Christian.Klein@dlr.de

[2]German-Dutch Wind Tunnels, DNW, Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
martin.bruse@dnw.aero

[3]Institut für Chemie, Universität Hohenheim, Garbenstrasse 30, 70599 Stuttgart
Vladimir.Ondrus@uni-hohenheim.de, Uwe.Beifuss@uni-hohenheim.de

Untersucht werden soll der mögliche Einsatz der Temperatursensitiven Farben (TSP) zur Erfassung der Transitionslage bei hohen Reynoldszahlen im Hochdruckwindkanal (DNW-HDG). Wegen des schwierigen optischen Zuganges, sowie der Einschränkung hinsichtlich der Glaswahl für die Infrarottechnik, kommt diese Messtechnik im DNW-HDG nicht in Frage. Als alternative Messtechnik wird seit einiger Zeit erfolgreich die TSP-Messmethode zur Transitionsdetektion im DLR eingesetzt. Unter Anwendung dieser Messmethode soll herausgefunden werden, ob eine Transitionslinie sichtbar gemacht werden kann. Das Hauptziel liegt bei dieser Machbarkeitsstudie im Nachweis der Funktionsfähigkeit von TSP im DNW-HDG.
Das verwendete Modell, DU91-W2-250, wurde in der TU Delft nach der Vorlage eines Windkraftanlagenprofils von W. A. Timmer entwickelt. Die Schaufeln von Windkraftanlagen müssen starke Belastungen in Form von Rotation und Biegung aushalten und benötigen deshalb eine gewisse Dicke. Das Windkraftanlagenprofil hatte eine Breite von 600 mm und eine Tiefe von 120 mm.
Bei der verwendeten TSP handelte es sich um den Farbstoff OV322, basierend auf einem Europium-Komplex und dieser wurde an der Universität Hohenheim in Kooperation mit dem DLR und der DNW entwickelt.
Bei dem Hochdruck Windkanal DNW-HDG in Göttingen handelt es sich um einen geschlossenen Niedergeschwindigkeitswindkanal Göttinger Bauart. Die gesamte Anlage wurde für einen Windkanalinnendruck von bis zu $p = 100$ bar ausgelegt. Die Messstrecke hat einen Querschnitt von 0,6 x 0,6 m² und eine Länge von 1 m. Auf die Kanalreferenzlänge von 6 cm bezogen, kann die Reynoldszahl zwischen 1.2×10^4 und 1.2×10^7 variiert werden. Die Messstrecke wird durch eine Schleuse in den HDG eingesetzt. Bei zweidimensionalen Flügelprofilen nutzt man eine Messstrecke mit integrierten drehbaren Flanschen. Durch einen elektrischen Motor lässt sich der Anstellwinkel des Modells extern einstellen.
Um TSP-Messungen im Hochdruckwindkanal durchführen zu können muss die verwendete CCD-Kamera vor dem im Windkanal herrschenden Druck von bis zu 100 bar, geschützt werden. Zur Lösung wurde hier eine zylindrische Druckkammer konstruiert und gefertigt.

Zum Erzeugen eines für die TSP-Messmethode notwendigen und geeigneten Temperatursprungs wurden unterschiedliche Methoden ausprobiert. Insbesondere die Anwendung der windkanaleigenen Außenkühlung konnte erfolgreich eingesetzt werden.
Ein typisches Ergebnis ist im Bild für einen Anstellwinkel von 0°, Kanaldruck von 46 bar und Strömungsgeschwindigkeit von 11 m/s dargestellt ($Re = 3x10^6$). Gut zu erkennen ist hierbei, dass bei ca. 42% Profiltiefe die Transitionslinie liegt. Turbulente Nachläufe sind an der Position der Druckanbohrungen sowie hinter einem extra aufgebrachten Rauigkeitselement sichtbar.



Abschließend kann zusammengefasst werden, dass eine Transitionsuntersuchung mittels der TSP-Methode im DNW-HDG zum ersten Mal erfolgreich durchgeführt wurde. Es besteht allerdings weiterhin Optimierungsbedarf hinsichtlich der Erzeugung des Temperatursprungs für die industrielle Nutzung von TSP im DNW-HDG.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Untersuchung des Einströmvorgangs in einem Verbrennungsmotor mittels MR-Velocimetrie

Daniel Freudenhammer und Sven Grundmann
Center of Smart Interfaces,
Flughafenstrasse 19 – 64347 Griesheim,
freudenhammer@csi.tu-darmstadt.de, grundmann@csi.tu-darmstadt.de

Einleitung

Die Kenntnis der Zylinder-Innenströmung ist von großer Bedeutung um die Effizienz von Verbrennungsmotoren weiter zu steigern. Arcoumanis et al. [1] stellten bereits 1987 in einem Review-Beitrag sämtliche Forschungsergebnisse zusammen, die der Untersuchung der Zylinder-Innenströmung dienten. Die Strömungsverhältnisse im Einlasskanal und im Bereich der Einlassventile konnten bislang jedoch nicht in ausreichendem Maße untersucht werden. Aufgrund der komplexen Geometrie und kleiner Abmessungen ist die optische Zugänglichkeit in diesem Bereich erschwert. Mit optischen Messverfahren kann die Strömung in diesem Bereich daher nicht, oder nur unter großem Aufwand untersucht werden. So stellten Scholz et al. [2] eine Untersuchung vor, in der ein gefräster Motoreinlasskanal in einem Bad mit brechungsindexangepasstem Fluid per PIV vermessen wird.

Ansatz

Die MR-Tomographie ist ein schnittbildliches Darstellungsverfahren, das auf einem quantenmechanischen Eigenschaft, dem Kernspin, beruht und seit den 1960er Jahren im klinischen Umfeld Anwendung findet. Die MR-Velocimetrie (MRV) ist ein weiterentwickeltes Verfahren, das auf der MR-Tomographie basiert. Mittels MRV ist es möglich, räumliche Geschwindigkeitsverteilungen von medizinischen aber auch technischen Strömungen zu ermitteln. Die Vorteile dieses Messverfahrens gegenüber herkömmlichen Messverfahren: Es können räumliche Geschwindigkeitsverteilungen für gesamte Volumen vermessen werden (3D3C-Geschwindigkeitsdaten), die Strömung wird durch das Messverfahren in keiner Weise beeinflusst, die Messzeit liegt im Bereich von Minuten und es wird zudem kein optischer Zugang benötigt. Diese Eigenschaften erlauben zum Beispiel die unkomplizierte Untersuchung des Einströmvorgangs in den Verbrennungsraum eines Kolbenmotors, speziell im Bereich des Einlasskanals und im Ventilspalt.

Am Fachgebiet EKT der TU Darmstadt wird ein 1-Zylinder Verbrennungsmotor betrieben und Strömungsmessungen im laufenden Betrieb mit PIV durchgeführt [3]. Zu diesem Zweck wurde der Motor mit einem Quarzglas-Zylinder versehen um die optische Zugänglichkeit zu gewähren. Um die Strömung auch in den Einlasskanälen zu untersuchen, wurde ein 1:1 Modell dieses Motors im Laser-Sinter-Verfahren aus Polyamid hergestellt. Eine feste Ventilstellung, die einer Kurbelwinkelstellung von 270°bTDC innerhalb des Ansaugtaktes entspricht, wurde realisiert. Das Modell wird stationär mit Wasser durchströmt und mittels MRV vermessen. Der Vergleich der Messdaten des stationär durchströmtem MRV-Modells mit den phasengemittelt erhobenen PIV-Daten zeigt eine sehr gute Übereinstimmung in einem Bereich bis ca. 20mm unterhalb des Zylinderkopfes.

Abbildung 1 und 2 zeigen exemplarisch Ergebnisse der MRV-Messungen. Abbildung 1 zeigt die Strömung innerhalb des Zylinders sowie im Einlasskanal. Dargestellt sind die Geschwindigkeits-Magnituden im Mittelschnitt eines Einlassventils (z=19mm). Die eingeblendete Vektor-Ebene kennzeichnet die Strömungsrichtung. Deutlich ist im linken Bildteil eine Strömungsablösung im Ventilspalt zu erkennen.

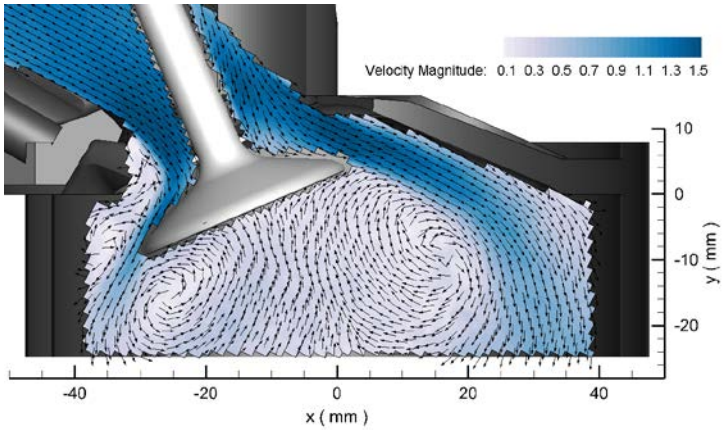


Abbildung 1:
Schnittbildansicht eines umströmten Einlassventils

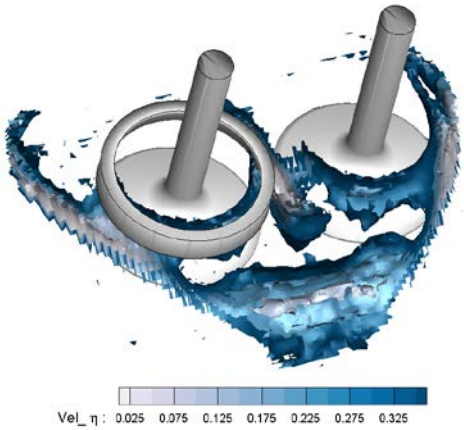


Abbildung 2:
5 Iso-Geschwindigkeitszonen stellen die Rezirkulationszone in Ventilspalt und Zylinder dar.

In Abb.2 sind vier verschiedene Iso-Geschwindigkeitszonen, beide Einlassventile und exemplarisch einer der beiden Ventilsitzringe abgebildet. Die Iso-Geschwindigkeitsflächen stellen Rezirkulationszonen unterschiedlicher Geschwindigkeitsmagnitude dar. Im Vordergrund ist die aus Abb.1 bekannte Strömungsablösung zu sehen. Deutlich zu erkennen sind auch Rezirkulationszonen, die sich stromaufwärts bis in den Ventilsitzring ausdehnen.

Ausblick

In einem nächsten Schritt soll der Ansaugtakt eines 4-Takt Verbrennungsmotors simuliert und mit MRV vermessen werden. Zu diesem Zweck wird das MRV-Modell um eine MR-kompatible Aktorik ergänzt. Aufgrund der speziellen Umgebungsbedingungen in einem klinischen Kernspintomographen muss diese Aktorik vollständig auf metallische Werkstoffe verzichten. Desweiteren beeinflussen stromdurchflossene Leiter die Messung negativ. Es ist daher ein hydraulisches Aktorsystem in Entwicklung. Der Einsatz einer Aktorik in MR-Umgebung stellt ein Novum dar. Eine spezielle 4D Mess-Sequenz ermöglicht eine phasengemittelte zeitliche Auflösung. Auf diese Weise kann die Umströmung der Einlassventile und die Ausprägung der Rezirkulationszonen während des Ansaugtaktes untersucht werden.
Zur Untersuchung instationärer Strömungsphänomene kann die Motorströmung zukünftig mit RealTime-Sequenzen vermessen werden. Diese erlauben eine zeitliche Auflösung im Bereich <20ms. [4]

Referenzen

[1] Arcoumanis, C.; Whitelaw, J. H. (1987): Fluid mechanics of internal combustion engines—a review (A version of this paper was presented at the ASME Annual Meeting, 1985 and was published in ASME-FED-28. In: ARCHIVE: Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Mechanical Engineering Science 1983-1988 (vols 197-202) 201 (13), S. 57–74))

[2] Scholz, Peter; Reuter, Ilko; Heitmann, Dirk: PIV measurements of the flow through an intake port using refractive index matching. In: 16th Int Symp on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics

[3] Baum, E.; Peterson, B.; Surmann, C.; Michaelis, D.; Böhm, B.; Dreizler, A. (2013): Investigation of the 3D flow field in an IC engine using tomographic PIV. In: Proceedings of the Combustion Institute 34 (2), S. 2903–2910, zuletzt geprüft am 06.06.2013.

[4] Joseph, Arun A.; Merboldt, Klaus-Dietmar; Voit, Dirk; Zhang, Shuo; Uecker, Martin; Lotz, Joachim; Frahm, Jens (2012): Real-time phase-contrast MRI of cardiovascular blood flow using undersampled radial fast low-angle shot and nonlinear inverse reconstruction. In: NMR Biomed. 25 (7), S. 917–924

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Transitionsdetektion mittels Infrarotthermographie mit ungekühlten Kameras

Andreas Haselsteiner, Stefan Wiggen
DLR Göttingen, Institut für Aeroelastik, Bunsestraße 10
andreas.haselsteiner@dlr.de, stefan.wiggen@dlr.de

Der Verlauf der laminar-turbulenten Transition über einem Flügelprofil ist essenziell zur Charakterisierung der Aerodynamik. Die numerische Simulation der Transition gestaltet sich dabei schwierig. Experimentell wird die Positon deshalb häufig z.B. durch einen Transitionsstreifen fixiert oder durch verschiedene Messverfahren detektiert. Infrarotthermographie lässt sich als berührungsloses Verfahren unproblematisch als zusätzliche Messmethode bei Untersuchungen hinzuziehen. Hiermit kann z.B. die Wirksamkeit von Transitionsfixierung überprüft werden.

Geeignete gekühlte Infrarot-Kameras sind jedoch sehr teuer. Die deutlich günstigeren ungekühlten Kameras erreichen mittlerweile eine Temperaturauflösungen von <50 mK bei guter räumlicher Auflösung. Während die Sensoren gekühlter Kameras den inneren photoelektrischen Effekt nutzen, funktionieren ungekühlte Kameras nach dem bolometrischen Prinzip. Das bedeutet, die Intensität der Infrarotstrahlung wird über einen temperaturabhängigen Widerstand errechnet.

Die Eignung von ungekühlten Kameras für den Einsatz im Transsonischen Windkanal Göttingen (TWG) wurde an unterschiedlichen Windkanalmodellen getestet. Das Ziel war es, IR-Thermographie als weiteres Messverfahren in die bestehende Messumgebung zu integrieren. Hierdurch sollte bei Messungen kein zusätzlicher personeller und zeitlicher Aufwand entstehen.

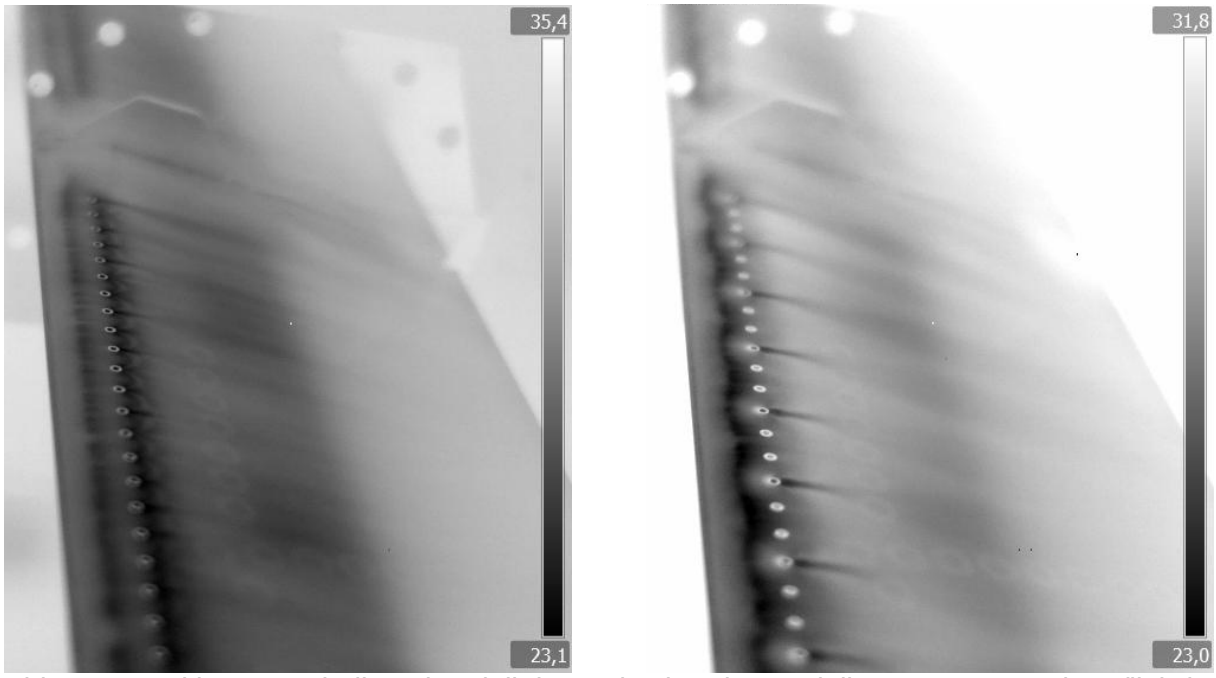


Abb. 1: Transition am Windkanalmodell des Hubschraubermodells OA209-FCD ohne (links) und mit Ausblasung (rechts).

Am Windkanalmodell des Hubschrauberprofils OA209-FCD wurden die Auswirkungen von Ausblasungen auf das statische und dynamische Stallverhalten von Hubschrauberblättern untersucht. Die Veränderung des Wärmeflusses über den laminar-turbulenten Umschlag bewirkt einen deutlichen Temperaturunterschied bei ca. 10% Flügeltiefe (Abb. 1). Die Oberfläche des Modells besteht aus CFK. Aufgrund der geringen thermischen Leitfähigkeit ist der durch die Strömung verursachte Temperaturunterschied gut zu erkennen. Auch bei anderen Windkanalmodellen in Faserverbundbauweise bildete sich ein Temperaturunterschied von ca. 1 K aus, der für die Detektion der Transition bzw. der Wirkung des Transitionsstreifens ausreichte.

Weitere Messungen wurden an einem Stahlmodell eines Lambda-Flügels, welches mit drucksensitiver Farbe beschichtet war, durchgeführt. Es wurde untersucht, in welcher Qualität Transition und andere aerodynamische Effekte bei solch einer Konfiguration sichtbar gemacht werden können. In den Aufnahmen zeigen sich Transitionslinien (Abb. 2), Lagen von Wirbeln und bei hohen Machzahlen Stoßfronten (Abb. 3).

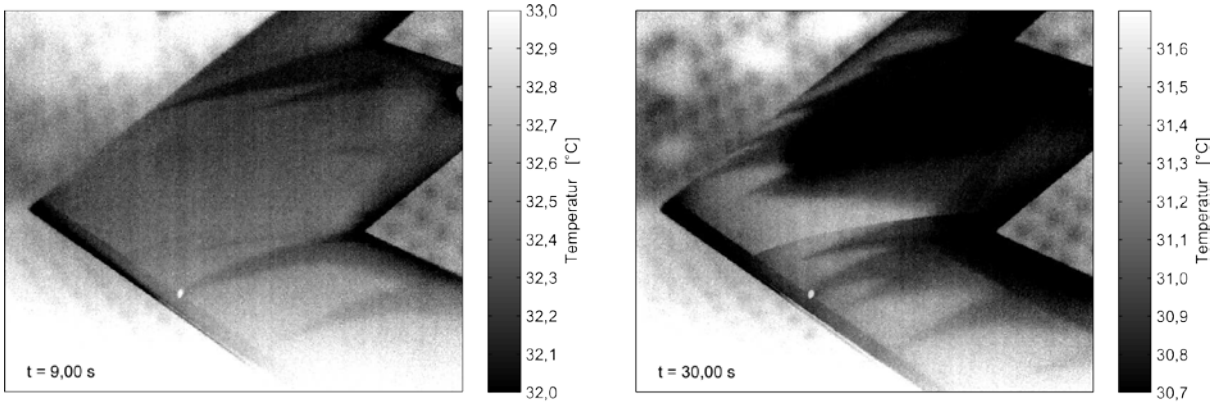


Abb. 2: Die Transitionlinien wandern mit steigender Machzahl in Richtung der Flügelvorderkante. Die weiße runde Fläche nahe der Vorderkante ist ein Störkörper zur Turbulenzeinbringung. Der Nickwinkel α ist 0°.

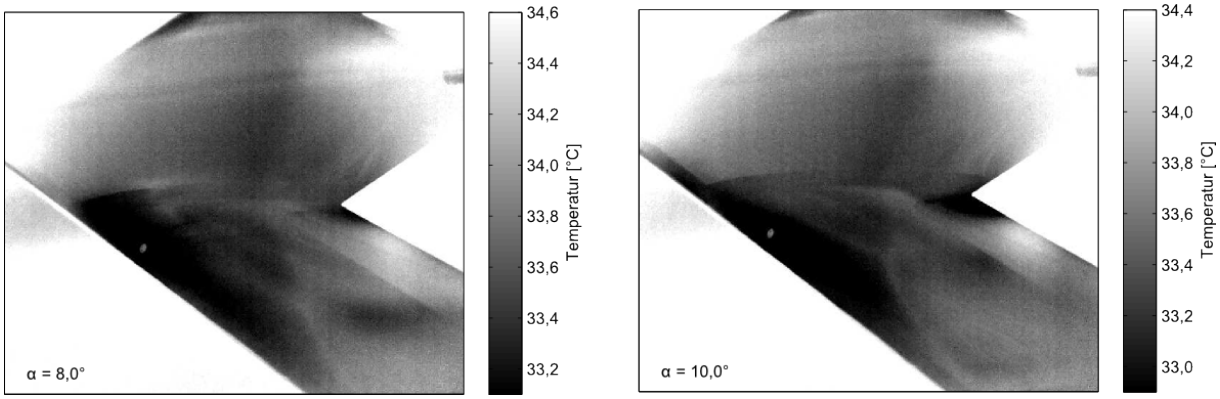


Abb. 3: Der Temperatursprung über den Stoß ist deutlich erkennbar. Die Lage des Stoßes verändert sich mit dem Nickwinkel α. Ma = 0,9.

Aufgrund des hohen Energieeintrages und der Temperaturregelung im TWG können hier auch mit ungekühlten Infrarotkameras gute Ergebnisse erzielt werden. Insbesondere Transitions- und Stoßeffekte sind deutlich zu erkennen. Derzeit wird an einer tieferen Integration in das Messsystem gearbeitet, sodass IR-Aufnahmen automatisiert gestartet und abgespeichert werden können.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: *Experiementelle Verfahren / Antriebstechnik*

Vermessung eines generischen Kühlkanals unter
Verwendung von Temperature-Sensitive Paint (TSP)

Thorsten Nickel[1], Christian Klein[1], Vladimir Ondrus[2], Ingo Röhle[3], Michael Boetzer[3]

[1]Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
eMail : Thorsten-Nickel@gmx.de, christian.klein@dlr.de

[2]Institut für Chemie, Universität Hohenheim, Garbenstraße 30, 70599 Stuttgart
eMail : vlondrus@uni-hohenheim.de

[3]Institut für Antriebstechnik, Abteilung Turbine, DLR, Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
eMail : Ingo.Roehle@dlr.de, Michael.Boetzer@dlr.de

Bei der Untersuchung von aerodynamischen Phänomenen spielen zwei zentrale Größen eine entscheidene Rolle. Der Druck und die Temperatur bzw. die flächenmäßige Verteilung beider Größen auf dem zu untersuchenden Objekt. Die konservativen Messmethoden sind die Druckanbohrungen zur Ermittlung der Druckverteilung und die Infrarotmessung zur Ermittlung der Temperaturverteilung auf der Modelloberfläche. Eine Alternative zu den konservativen Messmethoden stellen die druck- und temperaturempfindlichen Farben dar. Im Bereich der Transitionsbestimmung am Flügel wird TSP beim DLR seit einigen Jahren erfolgreich eingesetzt.
Am Institut für Antriebstechnik, welches sich mit der Weiterentwickung von Turbinen beschäftigt, wurde bis dato die Temperaturverteilung mittels Infrarot gemessen. Da der Einsatz der Infrarotmesstechnik aufgrund der Anfälligkeit gegen Spiegelungen und der optischen Zugänglichkeit sehr schwierig ist, soll in der Arbeit [1] geprüft werden, ob die Infrarotmethode künftig durch die TSP-Messung abgelöst werden kann.
In einer ersten Machbarkeitsstudie soll ein generischer Kühlkanal mit Hilfe von TSP vermessen werden, der die interne konvektive Kühlung einer Gasturbinenschaufel simuliert. Eine Validierung der TSP-Messung erfolgt mit Hilfe einer bereits zuvor durchgeführten Infrarotmessung sowie einer CFD-Simulation des Kühlkanals. Erstmals kommt es bei dieser Untersuchung neben der qualitativen Analyse der TSP-Ergebnisse auch zu einer quantitativen Beurteilung, bei der nicht nur Temperaturgradienten sondern die Absoluttemperaturen gemessen werden können. Als Sensor wird bei den TSP-Messungen eine auf Europium basierende TSP-Farbe verwendet [2]. Zum Schutz des organischen TSP-Sensors, wurde der Wärmestrom gegenüber der Infrarotmessung und CFD-Simulation von den ursprünglichen 6550 W/m² auf 3275 W/m² gesenkt, um die TSP nicht oberhalb von 60°C zu betreiben. Damit ist an dieser Stelle schon vorhersehbar, dass die Absoluttemperaturen bei den drei Verfahren nicht übereinstimmen können. Beurteilt werden deshalb die sich ausbildenden topologischen Strukturen und die Temperaturgradienten. Im zweiten Schritt wird der Wärmeübergangskoeffizient α bestimmt.
Die nachfolgende Abbildung zeigt die Verteilung des Wärmeübergangskoeffizienten wie dieser nach der Messung mit der TSP-Farbe bestimmt werden konnte. Da es sich um eine stationäre Messung handelt, die erst nach einer längeren Aufheizphase des Kühlkanals erfolgte, wird zum Schutz der TSP-Farbe der Wärmestrom nochmals gesenkt. Die Messung erfolgt bei einem Wärmestrom von 1637 W/m².

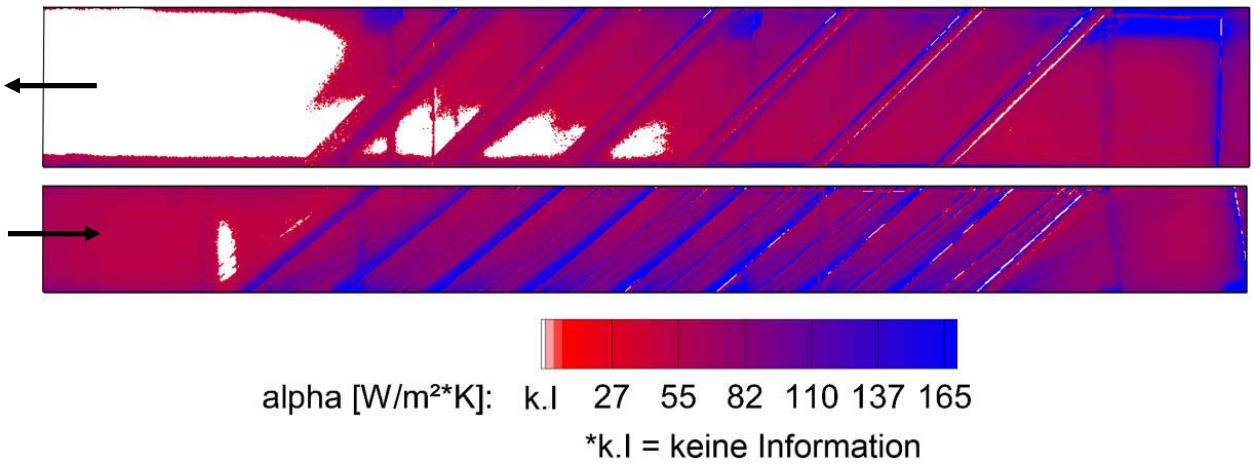


Abbildung: Verteilung Wärmeübergangskoeffizient α bei TSP-Messung [1]

Sehr deutlich ist zu sehen, wie die Kühlungsmechanismen zwischen den Rippen wirken und es dort zu einem höheren Wärmeübergang kommt. Im Bereich des Kanaleinlaufs ist die Kühlung und damit der Wärmeübergang größer als im Bereich des Kanalauslauf. Die Gründe hierfür sind die höhere Anzahl an Rippen und der geringere Rippenabstand. Hinzu kommt, dass sich die Strömung mit zunehmender Lauflänge im Kanal erwärmt und nicht mehr so viel Wärme aufnehmen kann. Als weiterer Effekt sind die unterschiedlichen Strömungsgeschwindigkeiten zu nennen. Im Bereich der 180°-Umlenkung wird die Strömung deutlich verzögert. Am oberen Rand der Umlenkung ist ebenfalls ein hoher Wärmeübergang zu erkennen. Dort ist jedoch keine Heizfolie mehr appliziert, weshalb die Temperaturdifferenz im beheizten Zustand sehr klein ist und sich somit scheinbar ein Wärmeübergangskoeffiezent bildet der nicht den realen Strömungsphänomen an dieser Stelle innerhalb einer Turbinenschaufel entspricht.

Die weißen Flächen in obiger Abbildung zeigen an, wo die TSP-Farbe überhitzte und keine Information mehr liefert. Der organische Farbstoff wurde an diesen Stellen unwiderbringlich zerstört.

Abschließend lassen sich folgende Erkenntnisse zusammenfassen :
Die Machbarkeit zur Anwendung von TSP im Bereich der Antriebstechnik konnte belegt werden. Die Ergebnisgüte kann jedoch noch weiter verbessert werden. Dazu zählt unter anderem auch das Optimieren der TSP-Farbe, damit diese in einem höheren Temperaturbereich eingesetzt werden kann. Die TSP-Messungen erzielten mit einem, im Vergleich zur Infrarotmessung, geringen Aufwand sehr gute Ergebnisse. Die optische Zugänglichkeit ist ebenfalls einfacher, da kein spezielles Infrarotglas im Bereich der Messung benötigt wird, sondern mit handelsüblichen Plexiglas gearbeitet werden kann. Auf Grundlage dieser Erkenntnisse kann nun dazu übergegangen werden, TSP auch am rotierenden System im Bereich der Antriebstechnik zu erproben. Ebenfalls kann damit begonnen werden, die Druckverteilung mittels drucksensitiver Farbe (PSP) im Bereich der Antriebstechnik zu ermitteln.

Literatur

[1] Nickel, T. : *Vermessung eines generischen Kühlkanals unter Verwendung vom Temperature Sensitive Paint (TSP)*, Masterarbeit DLR Göttingen am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik in kooperation mit dem Institut für Antriebstechnik, Göttingen, April, (2013).

[2] Egami, Y., Klein, C., Henne, U., Bruse, M., Ondrus, V., Beifuß, U.: *Development of a Highly Sensitive Temperature-Sensitive Paint for Measurements under Ambient (0-60 °C) Conditions*, 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2009-01-05 - 2009-01-08, Orlando, FL (USA), (2009).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Aerodynamik beim Sturzflug des Wanderfalken (Falco peregrinus)

B. Ponitz, Ch. Brücker
Institut für Mechanik und Fluiddynamik, TU Bergakademie Freiberg,
Lampadiusstraße 4, 09599 Freiberg, Benjamin.Ponitz@imfd.tu-freiberg.de

Der Wanderfalke (*Falco peregrinus*) ist das weltweit schnellste Lebewesen. Er erreicht im Sturzflug eine Geschwindigkeit von bis zu 360 km/h. Er ist damit mehr als doppelt so schnell wie der schnellste Horizontalflieger, der Stachelschwanzsegler *Hirundapus caudacutus*. Diese Geschwindigkeiten erreicht der Wanderfalke durch Anlegen der Flügel an den Rumpf und eine besonders angepasste Körperform. Die kunstvolle Rückkehr aus dem Sturzflug in den Steigflug auf geringstem Radius der bogenförmigen Flugbahn zeigen, mit welcher scheinbaren Leichtigkeit dieser Vogel durch seinen Körperbau und seine geschickte hochdynamische Anpassung mit den aerodynamischen Lasten umgehen kann. Dieses Schauspiel kann man vor allem während der Balzzeit beim Männchen bewundern. Das aerodynamische Verständnis dieses kontrollierten Gleitflugs unter solchen Extremanforderungen ist noch nicht erforscht und Gegenstand der vorliegenden Untersuchung.

Aus diesem Grund wurden vor einer Staumauer Sturzflüge mit trainierte Wanderfalken durchgeführt. Die reproduzierbaren Flugbahnen wurden mittels eines Stereo-Kamerasystems, bestehend aus zwei Hochgeschwindigkeitskameras, aufgezeichnet. Dabei dient die strukturierte Staumauer im Hintergrund sowohl zur Kalibirerung der Kameras, als auch zur Identifizierung der räumlichen Positionen des Wanderfalkens während des Fluges. Die Abbildung 1 zeigt die 60 m hohe Staumauer (Olef-Talsperre Hellenthal) sowie die schematische Darstellung der Flugbahn und die Kamerapostion.

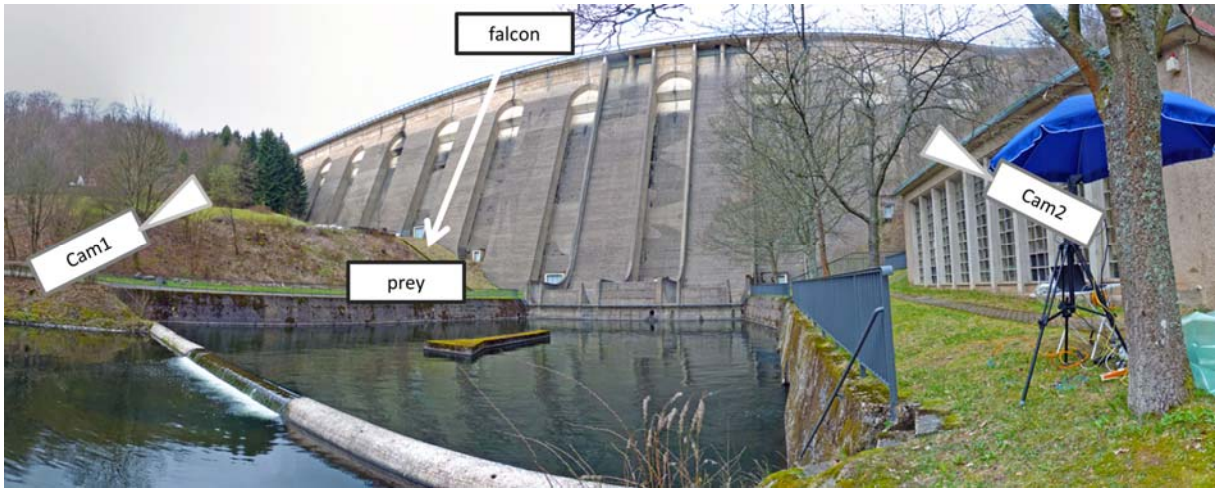


Abbildung 1: Versuchsaufbau vor der Staumauer (Olef-Talsperre, Hellenthal). Die beiden Kameras des Stereosystems befinden sich jeweils auf einer der gegenüberliegenden Flussseiten.

Die aus den beiden Kameras rekonstruierte 3D-Flugbahn liefert sowohl Geschwindigkeiten als auch Beschleunigungskräfte, die für jeden Punkt auf der Trajektorie ausgerechnet werden können. Des Weiteren können aus den in der Trajektorie gespeicherten aerodynamischen Eigenschaften auch die jeweiligen Flugbahnwinkel des Falken berechnet werden. Für die Flugposition der maximalen Sturzfluggeschwindigkeit werden weitere detailliefernde Strömungsuntersuchungen im Windkanal durchgeführt.

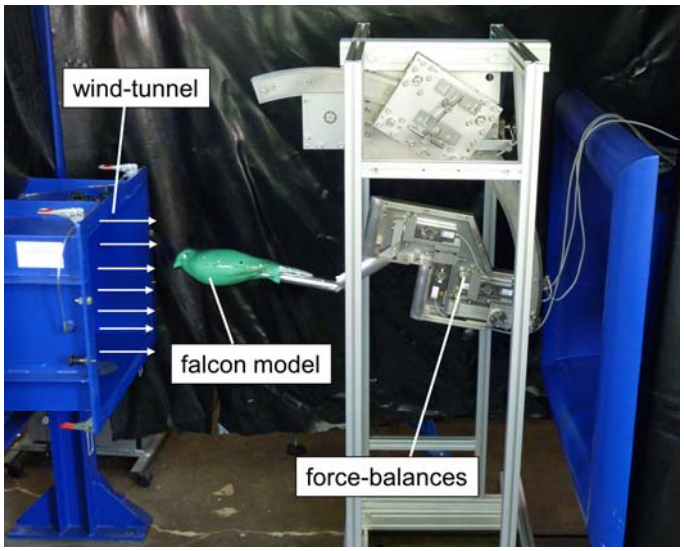


Abbildung 2: Falkenmodell und 3-Komponenten-Kraftwaage im Windkanal Göttinger Bauart

Dazu wird die Vogelform aus Nahaufnahmen beim realen Surzflug ermittelt und ein 1:1 Modell aus PVC erstellt. Mittels einer 3-Komponenten-Kraftwaage wird das Modell im Windkanal befestigt. Dabei wird das Modell in der identischen Stellung fixiert, die dem Flugbahnwinkel des Falken bei Maximalgeschwindigkeit entspricht (siehe Abbildung 2). Mit Hilfe der Kraftwaage können nun für die definierte Flugkonfiguration Auftriebs- und Widerstandskräfte ermittelt werden. Für die strömungsmechanische Interpretation wird eine Auftriebspolare des Wanderfalken in Sturzflugstellung erstellt.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Dreidimensionale Temperaturmessungen mittels MR Thermometrie

Florian Wassermann, Daniel Freudenhammer und Sven Grundmann
Center of Smart Interfaces, Technische Universität Darmstadt,
Flughafenstrasse 19 – 64347 Griesheim,
wassermann@csi.tu-darmstadt.de

Ziele

Das Ziel des hier vorgestellten Forschungsvorhabens ist es, in der Literatur bestehende Verfahrung zur nicht invasiven Temperaturmessung mit dem Verfahren der Messung dreidimensionaler Geschwindigkeitsfelder zu kombinieren. Dazu müssen beide Verfahren an die Anforderungen der Ingenieurwissenschaften angepasst und weiterentwickelt werden. Die gekoppelte, nicht invasive Erfassung von 3D Temperatur- und Geschwindigkeitsfeldern in opaken und beliebig komplexen Strömungen wäre ein überaus wertvolles Forschungs- und Entwicklungswerkzeug. Insbesondere der überschaubare experimentelle Aufwand und die kurz dauernde Datenerfassung erlauben eine bisher nicht denkbare Integration von experimentellen Parameterstudien in industrielle Entwicklungsabläufe.

Einleitung

MR Thermometrie wird im medizinischen Bereich als Temperaturüberwachung des Gewebes bei thermischen Therapien (z.B. thermische Ablation mittels fokussiertem Ultraschall) verwendet und ist somit eine bekannte Methode für die Vermessung stationären Gewebes.
Grundlage der Kernspintomographie im Allgemeinen ist die quantenmechanische Reaktion von Wasserstoffprotonen auf externe magnetische Felder. In einem starken Magnetfeld kreiseln die Wasserstoffatomkerne (ein Proton im Kern) um die Magnetfeldlinien mit der Resonanz-Frequenz (Larmor-Frequenz). Ein senkrecht zum Hauptmagnetfeld angelegtes schwächeres Magnetfeld (HF-Puls) bringt die Protonen aus dem Gleichgewichtszustand. Es baut sich eine Quermagnetisierung auf, deren anschließender Zerfall als MR Signal gemessen wird. Das MR Signal setzt sich zusammen aus Amplitude, Frequenz und Phase.
Eine vielversprechende Methode, Temperaturen zu messen, basiert auf der Veränderung der Protonenresonanzfrequenz (PRF) aufgrund der temperaturabhängigen chemischen Verschiebung der Wasserstoffbrückenbindung zwischen Wassermolekülen. Die Bindungsenergie der intermolekularen Wasserstoffbrücken ist von der Wassertemperatur abhängig, wobei höhere Temperaturen, die Wasserstoffbrücken strecken und lösen und zu einer Reduktion der PRF führen [Ishihara1995]. Dadurch ändert sich die lokale magnetische Induktion von Wasserstoffprotonen im Bereich zwischen -15°C und 100°C linear mit einer Abschirmrate α von 0.01ppm(°C)$^{-1}$ [Hindman1966].
Mittels moderner Gradientenecho-Sequenzen können lokale Temperaturunterschiede aufgrund von chemischer Verschiebung der PRF aus der Phase des gemessenen Signals bestimmt werden. Dazu ist jedoch ein Referenzphasenbild bei bekannter konstanter Referenztemperatur $\phi_{ref}(T_{ref})$ nötig, von dem die temperaturbedingte Phasenänderung $\phi(T_i)$ abgezogen wird [Rieke2008]:

$$\Delta\phi = \phi_{ref}(T_{ref}) - \phi(T_i) = \gamma\,\mathrm{TE}\,\alpha\,(T_{ref} - T_i)B_0$$

Die zu messende Temperaturdifferenz kann durch Umstellen der obigen Gleichung bestimmt werden:

$$\Delta T = \Delta\phi/(\mathrm{TE}\,\alpha\,\gamma\,B_0)$$

Die gyromagnetische Konstante γ und die Hauptmagnetfeldstärke B_0 sind gegeben. Die Echozeit TE bestimmt sich aus der verwendeten Gradientenecho-Sequenz. Je nach Feldstärke liegt die minimale messbare Temperaturdifferenz bei etwas unter 1K.
In einer Machbarkeitsstudie wurde das Thermometrie-Verfahren basierend auf der chemischen Verschiebung der PRF für eine turbulente Rohrströmung mit konstanter Temperatur

angewandt [Elkins2004]. Es wurde ein homogenes Temperaturdifferenzenfeld der Rohrströmung mit o.g. Phasendifferenzmethode gemessen.
Ein weitere Anwendung des Verfahrens fand in einem MR-Spektrometer (9,4T Magnet) mit Gradienteneinheit statt [Small2009]. Es wurde die Strömungs- und Temperaturverteilung in einem mit Wasser durchflossenem Shape Memory Polymere (SMP) Schaum, welcher optisch mittels Laser (0-7W) beheizt wurde, vermessen.

Vorarbeiten und Diskussion

Um die PRF-Thermometrie anwenden zu können, ist ein geeigneter experimenteller Aufbau eines generischen nötig. Anforderungen an das Setup sind ausreichende Temperaturdifferenzen im Messbereich, keine Beeinflussung des Magnetfeldes (z.B. durch Metalle, stromdurchflossene Leiter,…), vernachlässigbarer Einfluss der Temperaturdifferenzen auf das Geschwindigkeitsprofil der Strömung durch Veränderungen der Viskosität.
Als vielversprechend erwies sich die Strömung über eine zurückspringende Stufe (Backward Facing Step [BFS]). In einem neu entwickelten Modell eines BFS mit kleinem Seitenverhältnis wurde die Rezirkulationszone hinter der Stufe mittels vollkeramischer Heizelemente (ca. 250Watt) im Boden beheizt und zunächst reine Geschwindigkeitsmessungen mit MRV durchgeführt. Für kleine Reynoldszahlen (Re=5600) wurden die Heizkeramiken gepulst betrieben (0,5s an + 0,5s aus) und die Geschwindigkeiten mit einer phasengemittelten 4D-MRV Sequenz gemessen. Die Messdaten zu Zeitpunkten mit Beheizung wurden aufgrund stark gestörter Messsignale verworfen. Temperaturmessungen mit Thermoelementen zeigten Temperaturdifferenzen in der Rezirkulationszone von 4-15K in einem Bereich bis 8mm vom Boden entfernt. Ein Vergleich zeigt (Abb. 1), dass die Beheizung einen Einfluss auf die Ausbildung der Rezirkulationszone hat. Dieses Ergebnis muss vor dem Hintergrund der oben genannten Vorgaben bewertet werden.

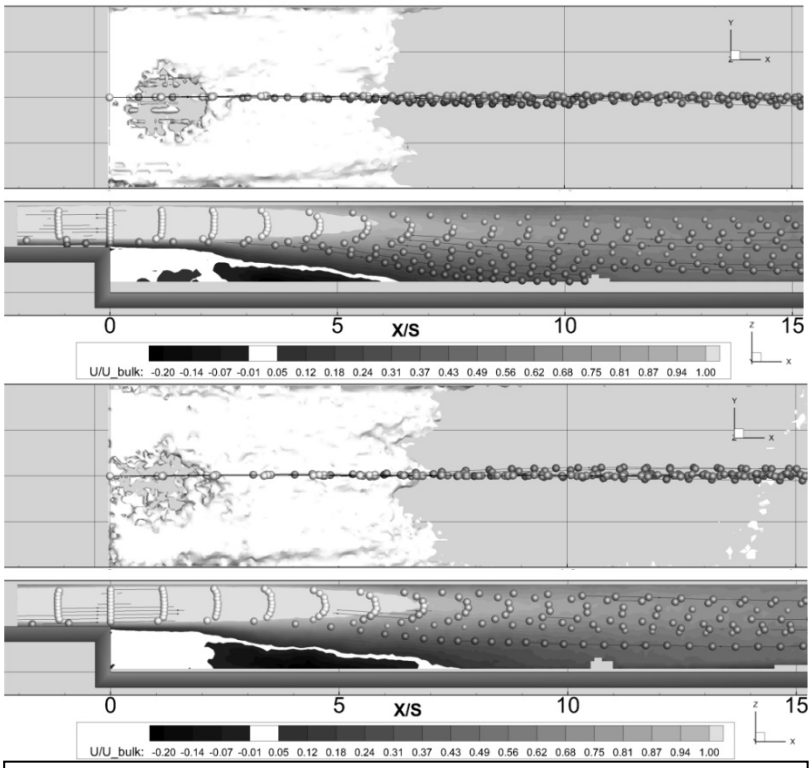


Abb. 1: BFS Daten für Re=5600 (Bild oben), Re=5600 (mit Beheizung, Bild unten), weiße Iso-Geschwindigkeitsfläche für U=0 zeigt die Grenze der Rezirkulationszone

Referenzen

[Ishihara1995] Y. Ishihara, A. Calderon, H. Watanabe, K. Okamoto, Y. Suzuki, K. Kuroda, and Y. Suzuki. A precise and fast temperature mapping using water proton chemical shift. Magnetic Resonance in Medicine, 34(6):814-823, 1995.

[Hindman1966] J. C. Hindman. Proton resonance shift of water in the gas and liquid states. The Journal of Chemical Physics, 44(12):4582, 1966.

[Rieke2008] V. Rieke and K. Butts Pauly. MR thermometry. Journal of magnetic resonance imaging: JMRI, 27(2):376-90,Feb. 2008.

[Elkins2004] C. J. Elkins, M. Markl, A. Iyengar, R. Wicker, and J. K. Eaton. Full-field velocity and temperature measurements using magnetic resonance imaging in turbulent complex internal flows. Journal of Heat and Fluid Flow, 25(5):702-710, Oct. 2004.

[Small2009] W. Small, E. Gjersing, J. L. Herberg, T. S. Wilson, and D. J. Maitland. Magnetic resonance flow velocity and temperature mapping of a shape memory polymer foam device. Biomedical engineering online, 8:42, 2009.

Mitteilung

Projektgruppe: Strömungsakustik / Fluglärm

Experimental Investigations of Tonal Noise on Vehicle Side Mirrors

M. Werner, W. Würz und E. Krämer

Institut für Aero- und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart,
m.werner@iag.uni-stuttgart.de

Introduction

Flow-induced sound on vehicles gains in importance due to reductions in powertrain and road noise. Especially tonal noise is considered as more annoying than broadband noise. For some vehicle side mirror geometries, small-band tonal noise appears at flow speeds of 90 km/h and higher, which can't be attributed to known noise sources like gaps or water management devices. Experimental investigations are performed in a low turbulence wind tunnel in order to understand the fluid mechanical phenomena leading to the observed tonal noise. The present investigations aim at the characterization of the surrounding flow field and offer a first view on the discrete tones.

Experimental Setup and Techniques

Measurements are performed on the basis of a 1:1 chrome-plated Audi A7 side mirror prototype placed on the lower wall of IAG's Laminar Wind Tunnel (LWT) (Tu ≤ 0.02% for f=20-5000 Hz). The gaps (water groove) and steps (water deflector lips) in the side mirror surface are removed by filling them up with modeling clay as they are known tonal noise sources. For the identification of the flow field, in a first step mainly surface pressure measurements and oil flow visualizations were applied.
Acoustic measurements were conducted by means of a B&K Type 4190 in-flow microphone with nose cone. Also, a wall mounted microphone array was used with a 24 bit RME Hammerfall Multiface II AD converter based on the sigma-delta principle. The array consists of 8 Sennheiser KE 4-211-2 microphone capsules arranged in a minimum redundancy configuration [1] in order to reduce spatial aliasing. The microphones are recessed by 0.2 mm and shielded from the tunnel boundary layer by a perforated metal plate. The array aperture measures 0.55 m and offers a theoretical spatial resolution of 0.1 m (for a source frequency of 3000 Hz, $d_{Array\text{-}Source}$ = 0.4 m) in the direction of the array axis.

Results

In a first step it was confirmed that a similar base flow could be generated on the mirror in comparison to the conditions when the mirror is mounted to a vehicle (Fig. 1). The offset between the two curves is mainly a result of the induced static pressure field (over-velocity) for the vehicle mounted mirror. The measured pressure distributions along the side surface as well as the upper side reveal a strong acceleration of the flow up to a surface discontinuity (design edge), where the pressure coefficient runs into a plateau extending up to the trailing edge, which hints at a separation of the boundary layer. Here, the DES does not predict flow separation due to a turbulent boundary layer condition. The flow separation could be verified via oil flow visualizations, where the formation of a separation line shortly downstream of the design edge becomes evident. With a stethoscope the state of the boundary layer on the side surface could be determined as laminar up to the trailing edge, whereas at the upper side transition occurs in between the design edge and the trailing edge.
Frequency spectra during an upward velocity ramp (Fig. 2) were recorded using the in-flow microphone. Here, a nearly linear dependence of the discrete frequency tones on the flow

speed becomes evident. By means of installing 3D turbulators on the side surface or the upper side, the lower frequency band was found to be related to the side surface, whereas the higher frequency band vanishes when tripping the upper side.
The observed flow field exhibits a certain similarity with the one leading to tonal noise on NACA 0012 airfoils [3]. There, a laminar separation bubble at the trailing edge (TE) on the pressure surface provides strong amplification of boundary layer instabilities (Tollmien-Schlichting waves), which in turn lead to tonal sound radiated from the TE. The upstream travelling sound initiates new TS-waves and finally, a phase-locked feed-back loop is closed, which leads to the selection of specific frequency bands. One key parameter is the overall amplification within this loop, which must be greater than unity. In the present case, a first prove of such a feed-back loop could be found by reducing the height of the separated flow region and accordingly the amplification rates in that area. This was done by installing a wedge (h_{max} = 1.5 mm) in the separated flow region downstream of the design edge. Despite the boundary layer remains laminar up to the TE, the tonal sound deriving from the side surface could be completely suppressed.

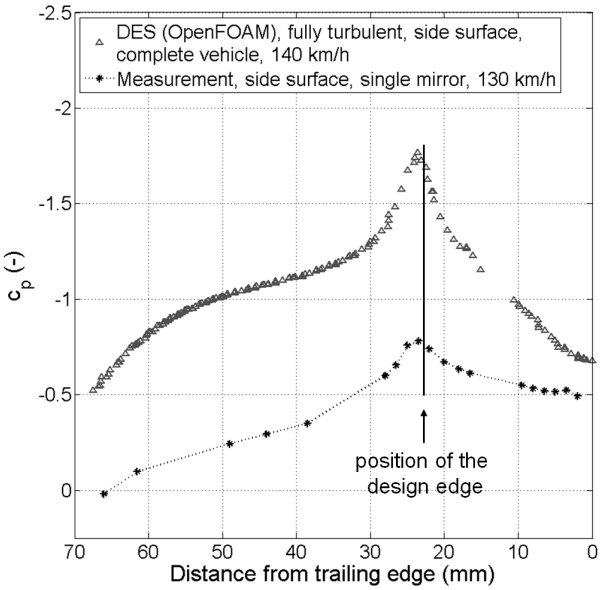


Fig. 1: Pressure distribution for a horizontal line on the mirror's side surface, DES of the complete vehicle and measurement of the single mirror in the LWT

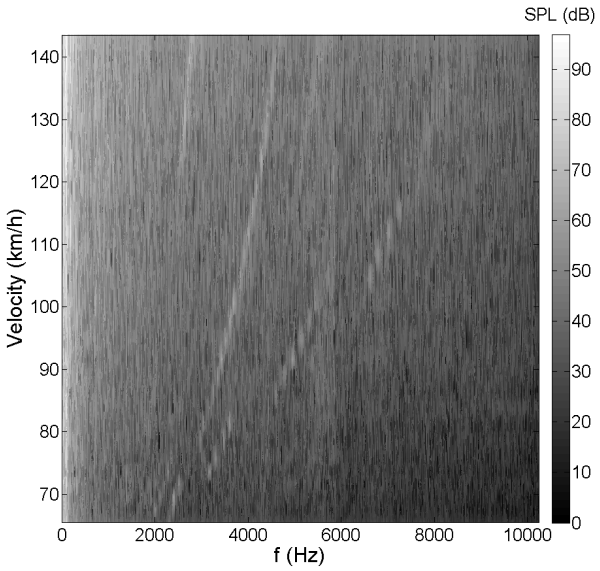


Fig. 2: Upward velocity ramp for a mirror angle of 20°, Δf = 5 Hz

Outlook

A delay-and-sum beamforming algorithm based on a monopole source assumption [2] will be applied on the microphone array data using diagonal removal. Future measurements will be conducted using a 64-microphone uniform linear array with a 14.2 mm spacing. With an aperture of 0.9 m a higher spatial resolution can be achieved. Also, Particle Image Velocimetry (PIV) will be used to analyze the separated flow region and Kulite sensors will be applied to measure the corresponding surface pressure fluctuations at the trailing edge.

References

[1] Moffet, A. T.: Minimum Redundancy Linear Arrays. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, Vol. AP-16, No. 2, 1968.

[2] Oerlemans, S.: Detection of Aeroacoustic Sound Sources on Aircraft and Wind Turbines. PhD thesis, University of Twente, Enschede, 2009.

[3] Plogmann, B., Herrig, A., Würz, W.: Experimental investigations of a trailing edge noise feedback mechanism on a NACA 0012 airfoil. Experiments in Fluids, Volume 54, Issue 5, 2013.

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Alder 102
Axtmann 64

Barth 66
Bauer 76
Behruzi 48
Beifuss 130
Boetzer 136
Bozic 58, 62
Breitsamter 108
Breuer 120
Brodersen 22
Brücker 138
Bruse 130

Dimitrov 110

Egbers 36
Ehrenfried 96
Ehresmann 48
Eisfeld 124

Falk 130
François 28
Franze 50
Freudenhammer 132, 140

Gravemeier 118
Grundmann 68, 132, 140

Hagemann 52
Haselsteiner 134
Hein 66, 80
Heine 96
Hock 54
Höld 84

Illi 20

Kaiser 104
Keßler 128
Keye 22
Klein 130, 136
Knopp 30, 42, 46
Koch 86
Konstantinov 98
Krämer 20, 72, 78, 128, 142
Kurz 68

Lang 92
Leicht 126
Lemke 112
Lengers 70
Lenz 114
Lorenz 56
Lübker 102
Lüdeke 32
Lütke 94
Lutz 20

Ma 34
Magagnato 116
Martinez 54
Schramm May 58
Möller 100
Mundt 56

Nickel 136
Nitsche 76
Nitzsche 104
Noeding 48, 60

Ondrus 130, 136
Öngüner 36

Petzold 100
Plogmann 72
Ponitz 138
Poppe 62
Probst 38

Radespiel 28
Rasthofer 118
Reiss 112
Reuß 38
Rist 64, 78, 82
Ritter 24
Röhle 136
Rosemann 66
Rubbert 40
Rütten 66

Schanz 30
Schmid 42
Schmidt, H. 44
Schmidt, S. 120
Schnepf 88, 90
Schoenawa 122
Schrauf 74
Schröder, A. 30, 34
Schülein 88, 90
Send 26
Sesterhenn 112
Simon 68
Spallek 46
Staats 76
Stapel 66
Su 78

Tegtmeyer 100
Theiß 80
Togiti 124
Tomek 90
Tropea 68

van Rooij 106

Wagner 98
Wall 118
Wallraff 126
Wassermann 140
Wendt 52
Werner 142
Wiggen 134
Winter 108
Wurst 128
Würz 72, 142
Wysocki 88

Zahn 82