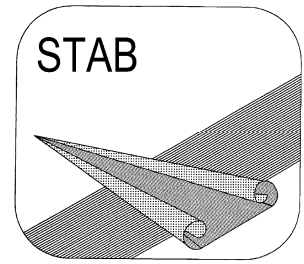


STAB



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

2011

zum

15. STAB-Workshop

9.-10. November 2011

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
Neue wissenschaftliche Zeitschriften : "CEAS Aeronautical Journal" und "CEAS Space Journal"	14
Statistik zu den „Mitteilungen“	15
Inhaltsverzeichnis der "Mitteilungen": Beiträge zum 15. STAB-Workshop 2011	17
Mitteilungen	22
Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren	138

Mitteilungen der Geschäftsstelle

Bisher erschienen die STAB-Jahresberichte im Frühjahr des Folgejahres. Hiervon wird zukünftig abgewichen. Die Berichte sollen bei den alternierenden Veranstaltungen Symposium und Workshop als Sammlung der Kurzfassungen der Vorträge an die Teilnehmer verteilt werden. Somit erscheint dieser STAB-Jahresbericht 2011 zum 15. STAB-Workshop, der am 9. und 10. Nov. 2011 in Göttingen stattfindet.

Der Bericht enthält ca. 60 "Mitteilungen" über Arbeiten aus den Projektgruppen und Fachkreisen, über die beim Workshop vorgetragen wird. Den "Mitteilungen" vorangestellt ist ein Inhaltsverzeichnis (Seite 21 bis 30), welches nach Projektgruppen gegliedert ist. Die Beiträge zu den Fachkreisen sind in drei Untergruppen aufgeteilt worden. Die Übergänge zwischen den Themen sind z.T. fließend. Innerhalb der Rubriken ist α, β -tisch nach Verfassern sortiert. Die Beiträge verteilen sich (bezogen auf den Erst-Autor) zu 5% auf die Industrie, 48% auf die Hochschulen, 47% auf Forschungseinrichtungen (DLR, ISL, MPG). Auf Seite 138 sind die Autoren und Ko-Autoren dieses Berichtes aufgelistet.

Seite 15 enthält eine Statistik über die bisher insgesamt erschienene Anzahl von "Mitteilungen". Daraus geht hervor, dass die Anzahl der Mitteilungen in Jahren mit Symposium größer als in Jahren mit „Workshop“ sind.

Die Jahresberichte werden nur an den tatsächlich daran interessierten Personenkreis verteilt. Falls Sie ein Exemplar des nächsten Jahresberichts, in diesem Fall 2012, wünschen, schicken Sie bitte den unten beigefügten Abschnitt zurück. Der Bezug muss jährlich neu angefordert werden.

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

Dieser Jahresbericht erscheint in einer Auflage von 200 Exemplaren. Einige Rest-Exemplare sind erfahrungsgemäß bis zum Ende des jeweiligen Jahres verfügbar.

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

Göttingen, im Oktober 2011

auch über e-mail: hp.kreplin@dlr.de

☐ Ich bitte um Zusendung des
"STAB-Jahresberichts 2012"

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

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
- 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

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

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

21.-25.03.2011

STAB-Symposiums-Tagungsbände, die durch einen Begutachtungs-Prozess gegangen sind:

- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 60; Ed.: H. Körner, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1997
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 72; Ed.: W. Nitsche, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Vieweg, Braunschweig/Wiesbaden, 1999
- Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 77; Ed.: S. Wagner, U. Rist, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2002
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 87; Ed.: Chr. Breitsamter, B. Laschka, H.-J. Heinemann, R. Hilbig; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2004
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 92; Ed.: H. J. Rath, C. Holze, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer, Berlin Heidelberg New York, 2006
- Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 96; Ed.: C. Tropea, S. Jakirlic, H.-J. Heinemann, R. Henke, H. Hönliger; Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2007
- 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

Vorschau:

- 18. DGLR-Fach-Symposium Stuttgart, Nov. 2012 (vorauss.)
 (aktuelle Informationen dazu werden regelmäßig auf die STAB-WEB-Seite gestellt)
- 20. Kurs "PIV" Göttingen, 19.-23. März 2012

Programmleitung

Dipl.-Ing. R. Behr roland.behr@astrium.eads.net	(Astrium-Space, München) Tel.: 089 / 607-25171; Fax: 089 / 607-28629
Dr. C. Breitsamter Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de	(Technische Universität München) Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139
Prof. Dr. A. Dillmann (<u>Sprecher</u>) andreas.dillmann@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2177; Fax: 0551 / 709-2889
Prof. Dr. G. Eitelberg dnw@nlr.nl	(DNW, Emmeloord) Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
Prof. Dr. J. Fröhlich Jochen.Froehlich@tu-dresden.de	(TU Dresden) Tel.: 0351 / 463 37607; Fax: 0241 / 463 35246
Prof. R. Henke henke@ilr.rwth-aachen.de	(RWTH Aachen) Tel.: 0241 / 80 96800; Fax: 0241 / 80 92233
Prof. Dr. E. Krämer kraemer@iag.uni-stuttgart.de	(Universität Stuttgart) Tel.: 0711 / 685-63401; Fax: 0711 / 685-63438
Dr. R. Höld roland.hoeld@mbda-systems.de	(LFK Unterschleißheim) Tel.: 089 3179-8845; Fax: 089 3179-8908
Dr. G. Heller (<u>Sprecher</u>) gerd.heller@airbus.com	(Airbus, Bremen) Tel.: 0421 / 538-2649; Fax: 0421 / 538-4714
Prof. Dr. W. Nitsche (<u>Sprecher</u>) w.nitsche@ilr.tu-berlin.de	(Technische Universität Berlin) Tel.: 030 / 314-24449; Fax: 030 / 314-22955
Dipl.-Ing. T. Pinar. thilo.pinar@eads.com	(EADS Militärflugzeuge, München) Tel.: 089 / 607-28424; Fax: 089 / 607-29766
Prof. Dr. R. Radespiel R.Radespiel@tu-bs.de	(Technische Universität Braunschweig) Tel.: 0531 / 391-2971; Fax: 0531 / 391-5952
Prof. Dr. C.-C. Rossow Cord.Rossow@dlr.de	(DLR, Braunschweig) Tel.: 0531 / 295-2400; Fax: 0531 / 295-2320
Dipl.-Ing. D. Schimke dieter.schimke@eurocopter.com	(Eurocopter Deutschland, München) Tel.: 089 / 6000-6566 Fax: 089 / 6000-6888
Prof. Dr. W. Schröder office@aia.rwth-aachen.de	(RWTH, Aachen) Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257
Prof. Dr. L. Tichy lorenz.tichy@dlr.de	(DLR, Göttingen) Tel.: 0551 / 709-2341; Fax: 0551 / 709-2862

Projektgruppen

Sprecher:

Transportflugzeuge einschl.
Triebwerksintegration

Prof. Dr. K.H. Horstmann (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2414; Fax: 0531 / 295-2320
e-mail: K.H.Horstmann@dlr.de

Multidisziplinäre Optimierung
und Neue Konfigurationen

Dr. M. Hepperle (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-3337; Fax: 0531 / 295-2320
e-mail: martin.hepperle@dlr.de
und
Dipl.-Ing. D. Reckzeh (Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-2136; Fax: 0421 / 538-2267
e-mail: daniel.reckzeh@airbus.com

Turbulenzforschung/
-modellierung

Prof. Dr. W. Schröder (RWTH, Aachen)
Tel.: 0241 / 80 95410; Fax: 0241 / 80 92257
e-mail: office@aia.rwth-aachen.de
und
Prof. Dr. N. Adams (Technische Universität München)
Tel.: 089 / 289-16120; Fax: 089 / 289-16139
e-mail: Nikolaus.Adams@tum.de

Hyperschall-
aerothermodynamik

Dr. J. Longo (ESA-ESTEC, Noordwijk)
Tel.: 0031 71 56 56662
e-mail: jose.longo@esa.int

Flow Control, Transition
und Laminarhaltung

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

Hochagile Konfigurationen

Dr. R. Höld (LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH, Unterschleißheim)
Tel.: 089 3179-8845; Fax: 089 3179-8908
e-mail: roland.hoeld@mbda-systems.de

Drehflügler-aerodynamik

Dr. K. Richter (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2631; Fax: 0551 / 709-2811
e-mail: kai.richter@dlr.de

Technische Strömungen

Prof. Dr. C. Wagner (DLR, Göttingen)
Tel.: 0551 / 709-2261; Fax: 0551 / 709-2241
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; Fax: 089 / 607-28524
e-mail: johannes.schweiger@cassidian.com

Fluid- und Thermodynamik
Q 2

Dr. K. Becker (Airbus, Bremen)
Tel.: 0421 / 538-3361; Fax: 0421 / 538-871-3361
e-mail: klaus.becker@airbus.com

Numerische Aerodynamik
Q 2.1

Prof. Dr. N. Kroll (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2440; Fax: 0531 / 295-2914
e-mail: norbert.kroll@dlr.de

Experimentelle Aerodynamik
Q 2.2

Dr. C. Breitsamter (Technische Universität München)
Tel.: 089 / 289-16137; Fax: 089 / 289-16139
e-mail: Christian.breitsamter@aer.mw.tum.de

Strömungsakustik/Fluglärm
Q 2.3

Prof. Dr. J. Delfs (DLR, Braunschweig)
Tel.: 0531 / 295-2170; Fax: 0531 / 295-2320
e-mail: jan.delfs@dlr.de

Versuchsanlagen
Q 2.4

Prof. Dr. G. Eitelberg (DNW, Emmeloord)
Tel.: 0031 527 / 248521; Fax: 0031 527 / 248582
e-mail: dnw@nlr.nl

**Wissenschaftlicher
Koordinator**

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

Stand: Oktober 2011

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



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 Editor: Hans-Peter Kreplin, DLR, Goettingen

The CEAS Aeronautical Journal has been created by the Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) to provide an appropriate platform for excellent scientific publications submitted by scientists and engineers. Under the umbrella of CEAS, the research organisation DLR and the agency ESA support the Journal.

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>

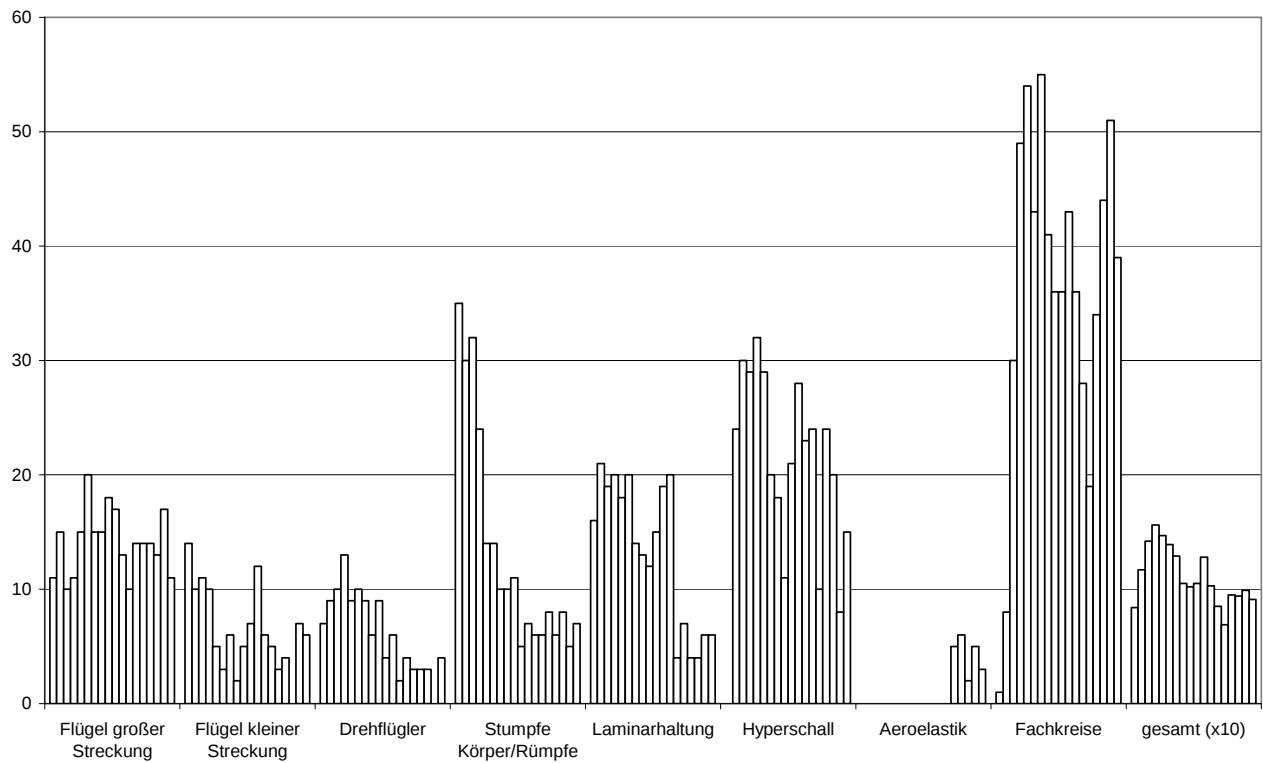
Editor-in-Chief: Constantinos Stavriniadis (ESA)

Managing Editor: Wilhelm Kordulla (ESA), Torben Henriksen (ESA)

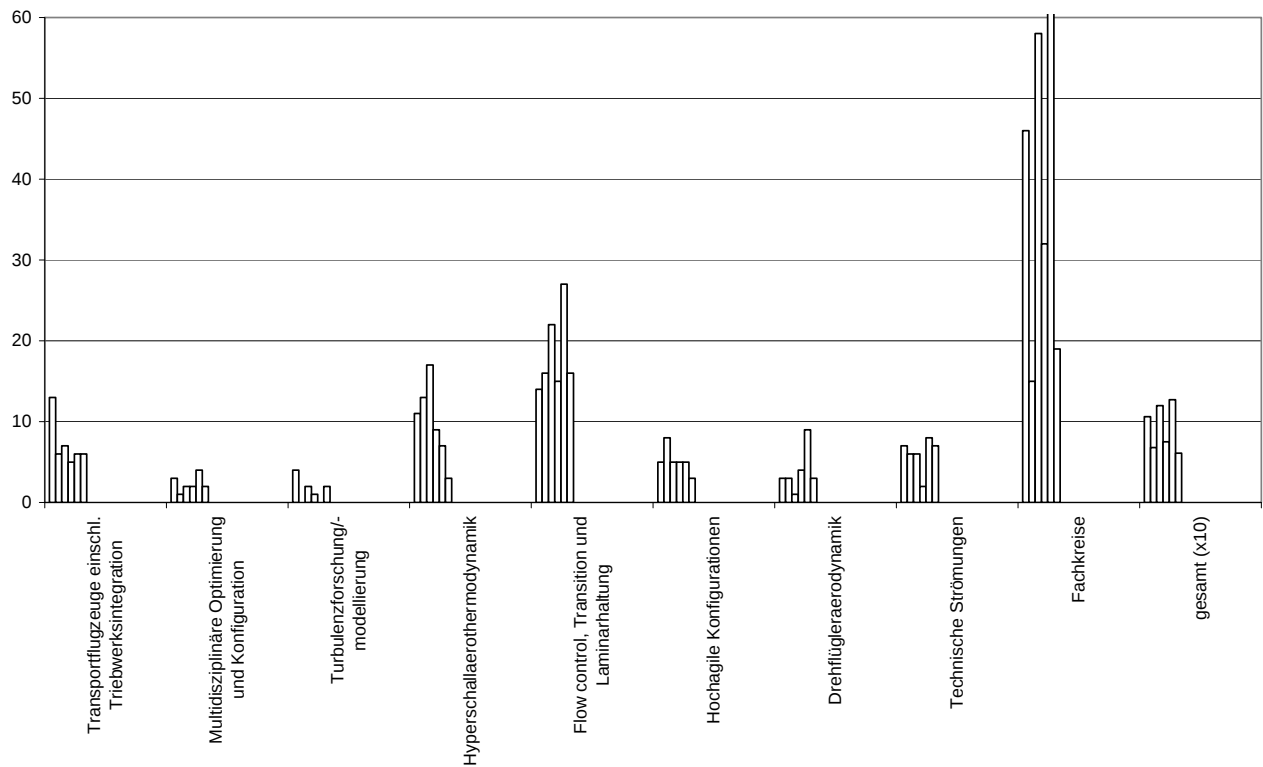
The CEAS Space Journal has been created by the CEAS Space Branch to provide an appropriate platform for excellent scientific publications submitted by scientists and engineers. Under the umbrella of CEAS the research organisation DLR and the agency ESA support the Journal. The journal is devoted to publish 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.

Mitteilungen 1988 – 2005



Mitteilungen ab 2006 (neue STAB-Struktur)



1. Projektgruppe „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“		Seite
Bogdanski, Lutz, Krämer	Numerische Buffet-Studien an Profilen und Tragflügeln	22
Cleemann, Paul	Improvement of the VTP rudder efficiency by means of Vortex Generator installation	24
Fischer, Pascual-Fuertes, Weber	Improvement of horizontal tailplane characteristics by means of strake flows	26
Gansel, Lutz, Krämer	Numerische Untersuchungen zur Nachlaufentwicklung bei druckinduzierter Ablösung	28
Ilic, Brezillon	Optimization of an airfoil polar in transonic RANS flow using an adjoint gradient-based approach	30
Lenfers	Untersuchungen der aerodynamischen Wechselwirkungen zwischen Hochauftriebs- und Antriebssystem für zukünftige QESTOL Flugzeuge	32
2. Projektgruppe „Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen“		
Send	Konfiguration und Optimierung eines Biegetorsionsantriebs – Modell SmartBird	34
3. Projektgruppe „Turbulenzforschung/ -modellierung“		
Dumitra, Kähler	Turbulent boundary layer investigation with multiple camera PIV	36
Merbold, Egbers	Drehmomentuntersuchungen im differentiell rotierenden turbulenten Taylor-Couette System	38

4. Projektgruppe „Hyperschallaerothermodynamik“		Seite
Rutschmann, Martinez Schramm	Stagnation-Point Heat Flux on Spheres in Hypersonic High Temperature Flows	40
Storch, Steinmacher, Martinez Schramm	Calibration of ultra-fast thermocouples for heat-flux determination in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG)	42
5. Projektgruppe „Flow Control, Transition und Laminarhaltung“		
Avila, Moxey, de Lozar, Avila, Barkley, Hof	Der kritische Einsatzpunkt für Turbulenz in der Rohrströmung	44
Dietrich, Reeh, Tropea	Entwicklung und Implementierung eines instationären Panelverfahrens mit viskoser-inviskoser Kopplung	46
Duchmann, Grundmann, Tropea	Grenzschichtstabilisierung mit DBD Plasma Aktuatoren	48
Edelmann, Rist	Numerische Simulation zur Wirkung einer Stufe auf die Laminarhaltung einer Unterschallgrenzschicht	50
Hermes, Kliouchnikov, Olivier	DNS of laminar/turbulent transition at subsonic speed	52
Hermes, Kliouchnikov, Olivier	Numerical investigation of the effect of upstream moving pressure waves on transition at high subsonic speed	54
Kabat vel Job, Höll, Thiele	Numerische Simulation der Ablösekontrolle an einer Hochauftriebskonfiguration mit Detached-Eddy Simulation	56
Kurz, Grundmann, Tropea, Goldin, King	Transitionsverzögerung durch aktive Wellendämpfung mit Hilfe von DBD Plasma-Aktuatoren	58

Petzold, Radespiel, Kruse	Ein Validierungsexperiment für die Transitionsvorhersage dreidimensionaler Grenzschichten	60
Plogmann, Würz, Krämer	Interaction of a 3D roughness element with a laminar boundary layer near an airfoil leading edge	62
Riedeberger, Rist	Numerische Simulation der laminar-turbulenten Transition an einem Delfin unter Verwendung des γ - Re_θ -Transitionsmodells	64
Schwarz, Kriegseis, Grundmann, Tropea	Implizite Bestimmung der von Plasma-Aktuatoren erzeugten Volumenkraft	66
Selent, Rist	Lineare Stabilitätsanalyse von Scherschichten in Hinterkantennachläufen	68
Springer, Günther, Thiele	Numerische Untersuchungen zur aktiven, spannweitig segmentierten Strömungsbeeinflussung an einem Flügel mit Wölbklappe	70
Wolf, Lutz, Krämer	Hinterkantenlärmminderung durch aktive Strömungsbeeinflussung	72
Zengl, Rist	Transientes Wachstum linearer Störungen über der nachgiebigen Wand einer ebenen Platte	74

6. Projektgruppe „Hochagile Konfigurationen“

Gnemmi, Seiler, Sauerwein, Srulijes, Bastide, Weinand	Seitenstrahlen / Seitenstrahlsteuerung an dem zylindrischen KV-Flugkörper	76
Schnepf, Schüle	Nickmanöversimulation eines generischen Flugkörpers mit Hilfe der URANS-Gleichungen	78
Srulijes, Hruschka, Seiler, Sauerwein, Bastide, Dahlem	Wärmestrommessungen / Wärmestrommessungen im Stoßrohr an einer generischen Wiedereintrittskonfiguration	80

7. Projektgruppe „Drehflügler-aerodynamik“		Seite
Grawunder, Reß, Babosek, Breitsamter, Adams	Numerische Simulation der Umströmung eines 5–Blatt-Rotorkopfes	82
Wendisch	Stationäre und instationäre Untersuchung der BK117 mit dem unstrukturierten Strömungslöser TAU	84
Wilke	Aerodynamische Optimierung von Hubschrauberrotoren durch Nutzung von numerischen Methoden unterschiedlicher Endringtiefe	86
8. Projektgruppe „Technische Strömungen“		
Haff, Richard, Wagner	Experimentelle Untersuchungen des Einflusses von widerstandsreduzierenden Maßnahmen im Unterbodenbereich einer Sattelzugkonfiguration auf das Nachlaufgebiet	88
Heine, Ehrenfried	Experimentelle Untersuchung zur Entstehung von Druckwellen in Eisenbahntunneln	90
Konstantinov, Wagner	Numerische Simulation der Strömung und Schallausbreitung in einem Rohr mit zwei Blenden	92
Mieth	Charakterisierung des Strömungsfeldes einer abgelösten Diffusorströmung und deren Verhalten unter Einfluss einer Pulsationsbewegung	94
Schiffer, Wagner	Large Eddy Simulation of the flow around an idealized high-speed train	96
Thimm, Bosbach	Ableitung großskaliger Strömungsstrukturen in Flugzeugkabinen auf der Basis von gemessenen Temperaturfeldern	98
Wassermann, Grundmann	Helixförmige Strukturen in der Drallströmung	100
9. Fachkreis „Numerische Verfahren/ Aerodynamik“		
Birken	Optimale Runge-Kutta-Glätter für instationäre Strömungsprobleme	102
Crippa, Krimmelbein	Transitional Flow Computations of the NASA Trapezoidal Wing	104
Eisfeld, Spiering	Untersuchung des Einflusses der Deformation und des Turbulenzmodells auf Simulationsergebnisse am Beispiel der HiReTT-Konfiguration	106
Jakubek, Künemund, Saalfeld, Wagner	Formoptimierung einer umströmten Kugel durch Gitterverformung mit Hilfe radialer Basisfunktionen	108

Ma, Brezillon, Abu-Zurayk, Ilic	Drag reduction of a 2D airfoil with constraints on lift and pressure distribution using adjoint approach	Seite 110
Langer	Anwendung erster Ordnung impliziter Verfahren zur Simulation stationärer Strömungen auf unstrukturierten Netzen	112
Saegeler, Mundt	Verbesserte Simulation der Mischung in Triebwerksstrahlen	114
Seyfert	An Extension of the γ -Re θ t Transition Transport Model for the Prediction of Crossflow-induced Transition	116
Wallraff	p -multigrid for RANS- k - ω turbulent flows	118

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

Beckmann, Möller	Experimentelle Untersuchung der Rinnsalströmung auf einer umströmten Oberfläche	120
Bitter, Kähler	Characterization of unsteady wake dynamics using pressure-sensitive paint	122
Grundmann	Kernspintomografie zur Strömungsmessung	124
Kirschner, Mundt	Particle Tracking Velocimetry in einem Hochenthalpiefreistrahle	126
Meyer, Kirmse	Flügeldeformationsmessungen an einem Ultraleichtflugzeug“	128
Raiser, Raffel	Anwendung der Hintergrund-orientierten Schlieren-Anemometrie im Windkanal	130
Schuster, Raffel	Temperaturmessungen durch laserinduziertes Plasma	132
Wolf, Konrath	Optische Vermessung der Flügeloberfläche einer frei fliegenden Schleiereule im Schlagflug	134

11. Fachkreis “Strömungsakustik/ Fluglärm”

Appel	CFD am Triebwerksstrahl für den Reiseflug	136
-------	---	-----

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: „Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration“

Numerische Buffet-Studien an Profilen und Tragflügeln

Steffen Bogdanski, Thorsten Lutz, Ewald Krämer
Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart,
bogdanski@iag.uni-stuttgart.de

Ausgangssituation:

Als Stoß-Buffet wird eine instationäre Stoß-Grenzschicht-Wechselwirkung bezeichnet welche hauptsächlich im transsonischen Geschwindigkeitsbereich auftritt. Im Allgemeinen ist dieser Effekt unerwünscht und darf z.B. im Flugbereich eines Verkehrsflugzeuges nicht auftreten. Eine genaue Vorhersage der Buffetgrenzen in möglichst frühen Stadien der Auslegung ist daher erstrebenswert.

Zu dieser Thematik wurden deshalb schon viele Experimente durchgeführt, wobei dies meistens 2D-Experimente waren. Seit Mitte der 90er Jahre wurden diese Experimente mit 2D-URANS-Rechnungen nachsimuliert und heutzutage wird dabei eine relativ gute Übereinstimmung mit den Experimenten erzielt [1].

Schwieriger ist die Situation für 3D-Konfigurationen. Zum einen wurden in der Vergangenheit kaum öffentlich zugängliche Experimente an 3D-Konfigurationen durchgeführt und zum anderen wächst der Rechenaufwand für diese Fälle beträchtlich an, was systematische Parameteruntersuchungen erschwert.

Ziel:

Ziel dieser Arbeiten ist die korrekte Vorhersage des Stoß-Buffets, möglichst mit wenig rechenintensiven URANS-Methoden, sowohl für 2D als auch für 3D-Konfigurationen. Hierbei kommt es zum einen auf die korrekte Vorhersage des Buffet-Onset und zum anderen auf möglichst genaue Berechnung der Amplituden im Buffetbereich an. Vorteilhaft wäre des Weiteren die Vorhersage des Buffetverhaltens einer 3D-Konfiguration auf Basis von 2D-Buffetrechnungen der verwendeten Flügelprofile.

Lösungsweg:

Die Simulationen wurden unter Verwendung des unstrukturierten CFD-RANS-Codes TAU des DLR durchgeführt. Dabei kamen hybride Netze zum Einsatz, welche mit dem Programm Gridgen erzeugt wurden. Als Turbulenzmodell wurden das Zweigleichungsmodell „SST“, seine Erweiterung „SST-SAS“ und das ϵ^h -Reynoldsspannungsmodell, welches von der TU Braunschweig weiter entwickelt wird [4], verwendet. Anhand von 2D-Untersuchungen wurden zunächst umfangreiche Parameterstudien zum Einfluss des Netzes, des Turbulenzmodells, des Pfeilungswinkels und anderer numerischer Parameter durchgeführt. Auf Basis dieser Erkenntnisse folgten Simulationen an in Spannweitenrichtung extrudierten 2D-Profilen, bei denen vor allem die Einflüsse der spannweiten Ausdehnung und Netzauflösung untersucht wurden. Schließlich wurden Rechnungen für das HIRENASD-Flügel-Rumpf-Modell [3] durchgeführt. Dabei wurden zunächst stationäre Lösungen unter Berücksichtigung der statischen Flügelverformung, die iterativ mit Hilfe der schwachen Kopplung ermittelt wurde, gewonnen. Die bei hohen Anstellwinkeln statisch verformten Netze bildeten dann die Grundlage für die instationären Buffet-Rechnungen mit starrer Struktur. Zur Auswertung der Rechnungen wurde ein in Python geschriebenes Auswertetool eingesetzt.

Ergebnis:

Bei den 2D-Rechnungen wird im Allgemeinen eine gute Übereinstimmung mit den Messdaten erreicht. Beispielhaft seien hier die Rechnungen zum OAT15A-Profil [2] sowie zum BAC-Profil erwähnt. Im Gegensatz zu früher am Institut durchgeführten Rechnungen mit strukturierten C-Netzen, die meist zu kleine Buffet-Amplituden und einen zu späten Buffet-Onset

vorhergesagt haben, liefern die Rechnungen mit den hybriden Netzen Schwankungen, welche ungefähr auf experimentellem Niveau liegen. Dabei zeigt das ε^h -RSM-Modell tendenziell etwas größere Schwankungen als das SST-Modell. Bei den Rechnungen mit den extrudierten Profilen zeigen die beiden höherwertigen Turbulenzmodelle „ ε^h -RSM“ und „SST-SAS“ konsistentere Ergebnisse als das SST-Modell.

Die Untersuchungen zum Pfeilungseffekt ergaben, dass das Prinzip der Unabhängigkeit mit leichten Einschränkungen sowohl für reine 2D-Buffer-Rechnungen als auch für Rechnungen mit extrudierten Profilen gültig ist. Dies ist als Indiz für die gute Übertragbarkeit von 2D-Ergebnissen auf den 3D-Fall zu werten.

Die stationär gekoppelten 3D-Rechnungen zeigen durchweg eine gute Konvergenz der Kopplung, selbst bei hohen Anstellwinkeln und den damit verbundenen Konvergenzproblemen auf CFD-Seite (s. Abb. 2). Die bisherigen Buffet-Untersuchungen am HIRENASD-Flügel wurden für 3 verschiedene Machzahlen und die beiden Turbulenzmodelle „SST-SAS“ und „ ε^h -RSM“ durchgeführt. Dabei zeigen sich zwar Schwankungen in den Beiwerten und Druckverläufen jedoch noch kein regelmäßiges Buffet mit definierter Frequenz.

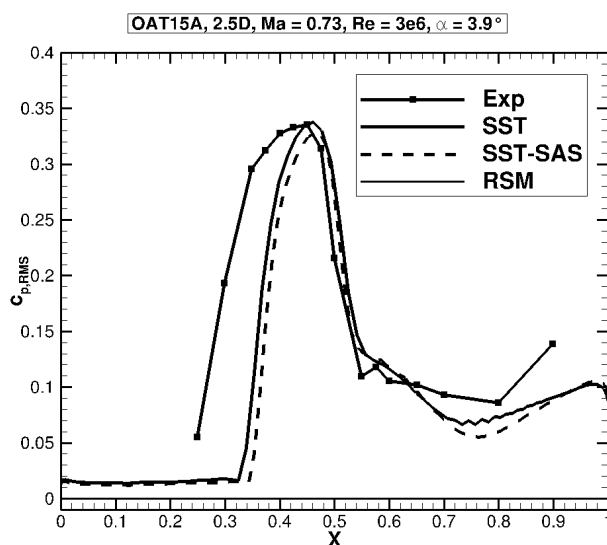


Abb. 1: Druckschwankungen $c_{p,RMS}$ -Werte am OAT15A-Profil für unterschiedliche Turbulenzm.

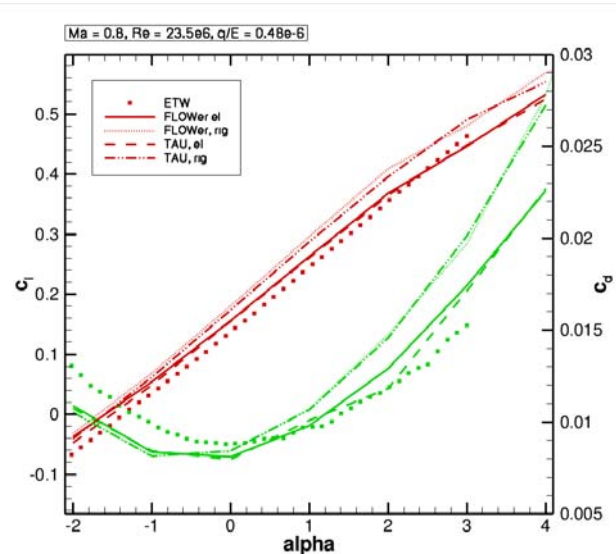


Abb. 2: Stationäre Polare des HIRENASD-Flügels bei $Ma = 0.80$ [3].

Literatur:

- [1] A. Soda, *Numerical Investigation of Unsteady Transonic Shock/Boundary-Layer Interaction for Aeronautical Applications*, Dissertation, 2006.
- [2] Jacquin, Molton, Deck, *An Experimental Study of Shock Oscillation over a Transonic Supercritical Airfoil*, AIAA, 2005.
- [3] J. Ballmann, et. al., *High Reynolds Number Aerostructural Dynamics Experiments in the European Transonic Windtunnel*, ICAS 2006.
- [4] A. Probst, R. Radespiel, *Implementation and Extension of a Near-Wall Reynolds-Stress Model for Application to Aerodynamic Flows on Unstructured Meshes*, AIAA, 2008-770.

Weiteres Vorgehen:

Für den HIRENASD-Flügel sollen sowohl weitere Machzahlen & Anstellwinkel als auch weitere Netze untersucht werden. Sobald hier ein geeigneter Buffet-Fall gefunden wurde ist das weitere Ziel instationär gekoppelt zu rechnen und den Einfluss der Aeroelastik auf das Buffet zu untersuchen (Buffeting).

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge

Improvement of the VTP rudder efficiency by means of Vortex Generator installation

V. Cleemann, E. Paul
Airbus Operations GmbH, Airbus Allee 1, 28199 Bremen,
volker.cleemann@airbus.com

1. Introduction

During the development process of a new aircraft it was detected that the rudder efficiency to be expected with the current design could give some risk to reach the required design speeds. Beside other means the installation of Vortex Generators on the VTP was seen as a possibility to increase the efficiency of the rudder at high deflections which are needed for the control of the aircraft. Because there was no experience up to now how to install the Vortex Generators (VGs) a systematic wind tunnel investigation was conducted with different VG sizes and installation schemes as number, distance, etc. The different installation schemes followed guidelines given in the ESDU 93025 sheet [1].

2. Results

2.1) Fundamental, experimental investigations

Beginning of 2011 a systematic investigation of the installation of Vortex Generators on the VTP to improve the rudder efficiency was conducted in the low speed wind tunnel in Filton (FLSWT).

Fig. 1 shows a part of the VTP with VGs installed and the main installation parameters, characteristics for the installation. The test was conducted at a Mach number of $M=0.2$ at a Reynolds number of $Re = 2.5 \cdot 10^6$ referenced to the reference chord of the VTP.

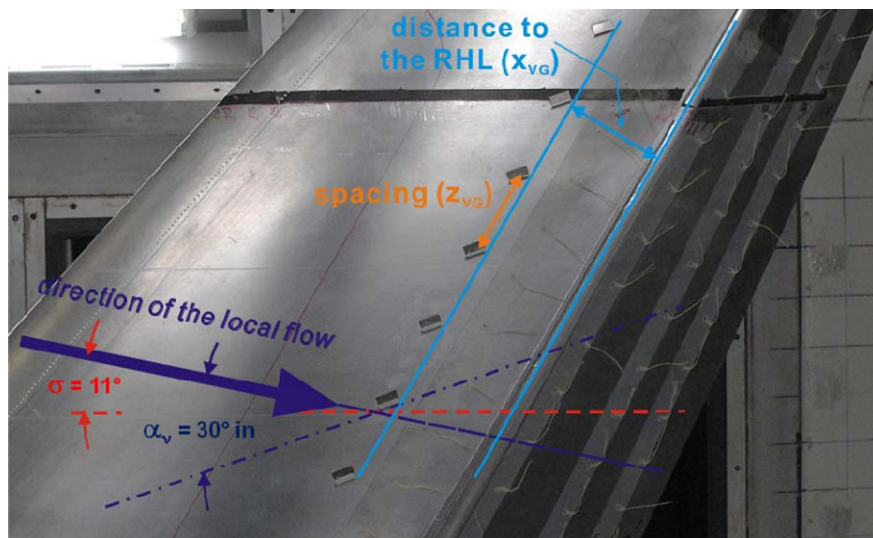


Fig. 1: Installation of Vortex Generators at the VTP

The experiments showed that it was feasible to improve the rudder efficiency by the installation of VGs on the VTP. The variation of the VG size and the installation parameters showed some interesting effects. The main effect of the VGs could be detected in the yawing moment difference measured between the VTP with and without VGs.

The Fig. 2 shows as example the differential yawing moment evaluated from test with different installation angles of the VGs.

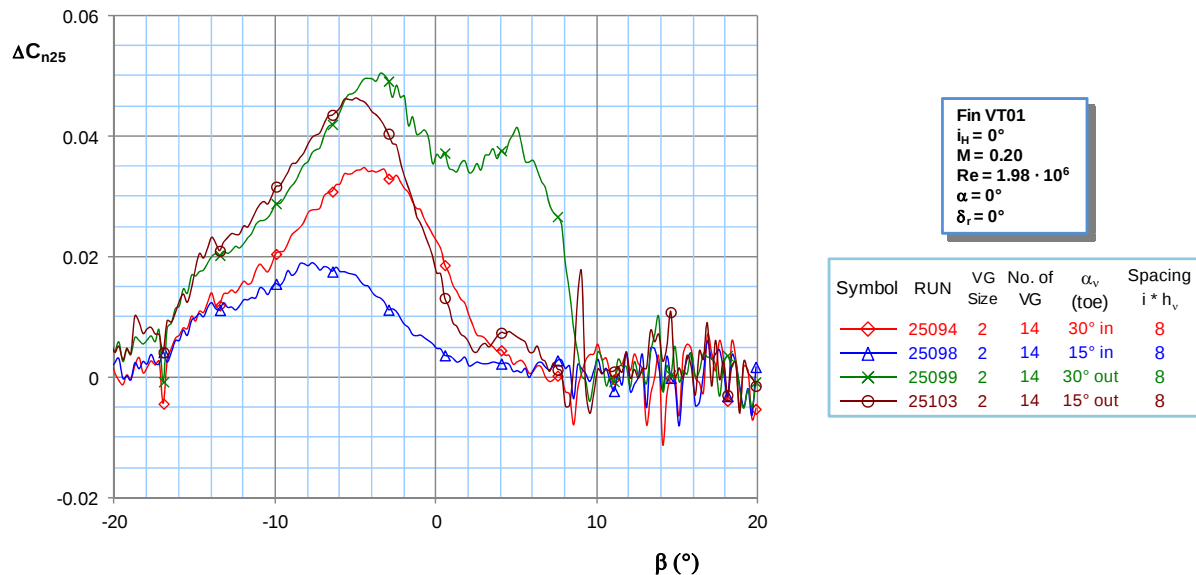


Fig. 2: Influence of the installation angle to the VG effect on the yawing moment.

The impact of the VGs to the local flow was observed during the test by tufts and at dedicated conditions by the means of Oil Flow investigations.

3. References

1. ESDU 93025 , Vortex Generators for control of shock-induced separations, June 1994

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge

Improvement of horizontal tailplane characteristics by means of strake flows

M. Fischer, A. Pascual-Fuertes, C. Weber
Airbus Operations GmbH, Airbus Allee 1, 28199 Bremen,
markus.m.fischer@airbus.com

1. Introduction

In the low speed regime the design of the HTP is determined by controllability such that the aircraft is able to fulfil a number of required flight manoeuvres. The ability of the HTP to perform all these manoeuvres is strongly determined by the negative lift characteristic of the HTP in the high non-linear area domain up to the negative stall. The required low speed performance in icing conditions demonstrates in fact one of the most demanding sizing criteria for the HTP. A possibility to keep or even improve the lift characteristic of an HTP is to energize the HTP flow by means of strake flows.

2. Results

2.1) Fundamental, experimental investigations

Between 2007 and 2009 Airbus and TU Braunschweig, (ISM) performed the first experimental investigation series to fundamentally study the effect of a strake installed in front of an HTP, [1], [2].

The Fig. 1 shows by means of oil flow visualization technique the flow topology developing on suction side of the HTP under high down-load condition for the case without strake (left) and with strake (right). The flow is separated from the strake sharp leading edge and rolled up into a spiral vortex over the wing. Another vortex is formed in the kink of the leading edge, which is true only for close-coupled and properly sealed configurations. This vortex system increases the crossflow near the kink and protects the inner portion of the HTP by substantially attenuate the inboard movement of the separated flow triggered from the outboard portion, which in turn delays the HTP stall to higher negative incidence angles.

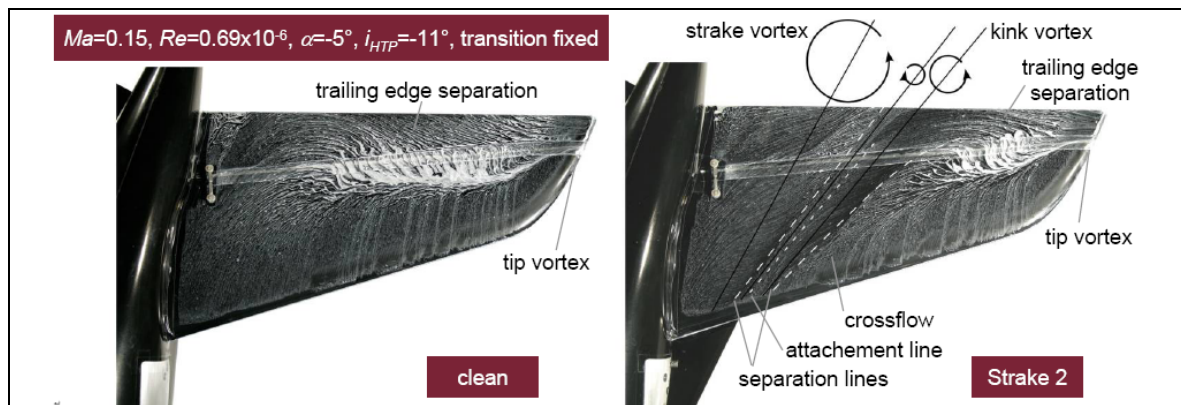


Fig. 1: Flow topology on suction side of HTP for strake on/off cases, [2]

The experiments showed that strakes improve the stall behaviour of the HTP whereas their impact is neutral or even slightly detrimental in the linear aero-domain (low to moderate negative loading on the HTP).

2.2) Advanced strake design, extended operational conditions

Further experimental and numerical studies were performed in Airbus to investigate how a HTP fitted with a strake can mitigate the lift loss which occurs if ice accretion is present at the leading edge of the HTP. For the first time in this investigation series the strakes showed to be an integrative part of the HTP design and were no longer just planar devices fitted to the HTP as in the first phase. In addition to the wind tunnel test numerical calculations were performed with the RANS solver *TAU* (by DLR), [3].

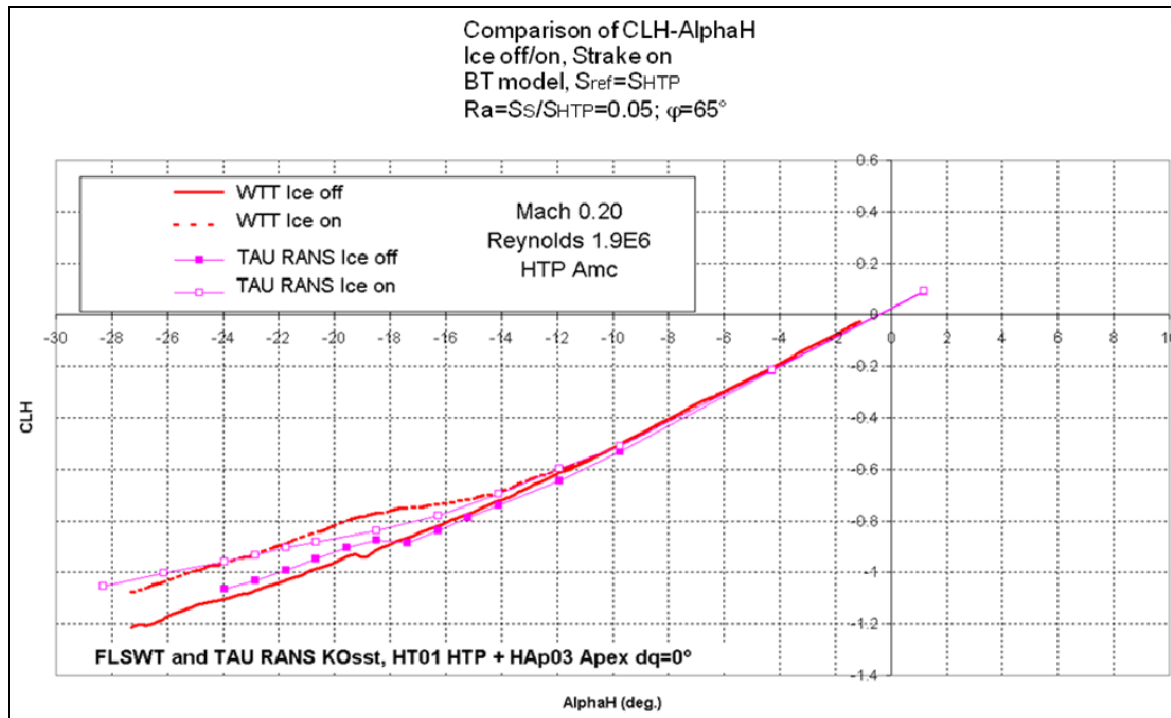


Fig. 2: Lift curve of a HTP fitted with strake for ice-on and ice-off case, numerical vs. experimental data obtained for a body-tails model, Filton low speed wind tunnel, $Ma=0.2$, $Re_{HTP}=1.9E6$.

The Fig. 2 shows good agreement between numerical and experimental results for the case of a HTP fitted with strake performing in ice off/on conditions.

The strake produces a lift degradation in ice-off condition with respect to the case without strake. Under ice conditions the strake reduces the lift degradation due to ice thanks to the development of a strong leading edge vortex that protects the inner part of the HTP (not shown here).

3. References

1. Bieler, H.; Fischer, M.; Gölling, B.: "M-Fly/ AeroNext-AP 3 Schlußbericht". Internal Airbus report, RP1132728, Dec. 2010.
2. Dreyer, M.; Radespiel, R.: "Experimentelle Untersuchungen zur Strömungskontrolle an Leitwerksflächen". Abschlußbericht M-Fly/AeroNext-AP 3.2, TU Braunschweig, Feb. 2009.
3. Pascual-Fuertes, A.: „A30X STA12 HTP Low-Speed Stall Study“. Internal Airbus report, N55RP1032326, Aug. 2010.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge einschl. Triebwerksintegration

Thema: Numerische Untersuchungen zur Nachlaufentwicklung bei druckinduzierter Ablösung

Ansprechpartner: Philipp Gansel, Sebastian Illi, Thorsten Lutz, Ewald Krämer

Institution: Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik

Adresse: Pfaffenwaldring 21, 70569 Stuttgart

Telefon: 0711/685-63416

E-mail: gansel@iag.uni-stuttgart.de, illi@iag.uni-stuttgart.de,
lutz@iag.uni-stuttgart.de, kraemer@iag.uni-stuttgart.de

Übersicht

Das LuFo-VI-Projekt HINVA beschäftigt sich mit der genauen Vorhersage des maximalen Auftriebs von Transportflugzeugkonfigurationen. Dabei werden in sehr detaillierten Flugversuchen mittels moderner Messtechniken umfangreiche Validierungsdaten erzeugt. Das Hauptziel von numerischen sowie kryogenen Windkanalversuchen ist es, die Vorhersagegenauigkeit des Maximalauftriebs und des Anstellwinkels, bei dem sich dieser einstellt, auf 2% zu erhöhen. Die aerodynamischen Effekte, die dabei eine Rolle spielen sollen ebenso berücksichtigt werden wie die Eignung der entwickelten Methoden für den industriellen Einsatz. Am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik der Universität Stuttgart werden im Rahmen von HINVA Untersuchungen zu Interferenzeffekten zwischen Tragflügel- und Leitwerksumströmung für die Reiseflugkonfiguration unternommen. Im Vorfeld wird die Nachlaufentwicklung von druckinduziert abgelösten Profilmströmungen numerisch untersucht. Neben instationären URANS-Simulationen (unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes) werden auch räumlich und zeitlich hoch aufgelöste DDES-Rechnungen (Delayed Detached-Eddy-Simulation) durchgeführt. Der Schwerpunkt liegt auf der Auswertung der Nachlaufpropagation und insbesondere der Entwicklung der Geschwindigkeitsspektren im Nachlauf.

Testfall

Für die Untersuchungen wurde ein Testfall ausgesucht, bei dem instationäre Messdaten im Nachlauf eines NACA0012-Profils vorliegen [1]. Die Anströmung erfolgt mit einer Machzahl von 0.3 bei einer Reynoldszahl von 6×10^6 und einer Profiltiefe von 0.165m. Bei einem Anstellwinkel von 16° tritt massive Ablösung auf. An einer Position $x/c=3.375$ stromab des mittleren Profilschnitts liegen instationäre Druckmessdaten vor. An der y-Position der höchsten Fluktuationen im Experiment wird eine spektrale Auswertung vorgenommen.

Methode

Die zweidimensionalen URANS-Simulationen wurden auf zwei verschiedenen hybriden Rechengittern mit O- und C-Topologie ausgeführt. Das C-Netz hat einen strukturierten Nachlaufbereich und entspricht dem dreidimensionalen DDES-Gitter an dessen periodischen Rändern. Dieses DDES-Netz besteht aus Hexaedern in der Grenzschicht und im Nachlauf, deren isotrope Auflösung $\leq 1\%$ der Profiltiefe ist. Außerhalb dieses Bereichs werden Tetraeder eingesetzt, um die Zellanzahl deutlich zu reduzieren, insgesamt hat das Gitter 3.8×10^6 Punkte. Die spannweite Ausdehnung des Rechengebiets beträgt $0,4c$. Mit dem CFD-Löser TAU des DLR wurden URANS-Rechnungen mit verschiedenen Turbulenzmodellen durchgeführt und für die Auswertung zeitlich gemittelt. Die oberen und unteren Kanalwände wurden exemplarisch für einen Fall mitmodelliert, um den Einfluss auf die Druckverteilung in der Simulation zu berücksichtigen. Es stellten sich jedoch keine signifikanten Unterschiede ein. Um die turbulenten Fluktuationen auflösen zu können, beträgt der physikalische Zeitschritt der SA-DDES-Rechnung [2] entsprechend der (in Strömungsrichtung) kürzesten Zelle $5\mu s$.

Insgesamt wurden in der DDES 4000 Zeitschritte bis zur Konvergenz der statischen Größen gerechnet und dann 2000 Zeitschritte instationär ausgewertet.

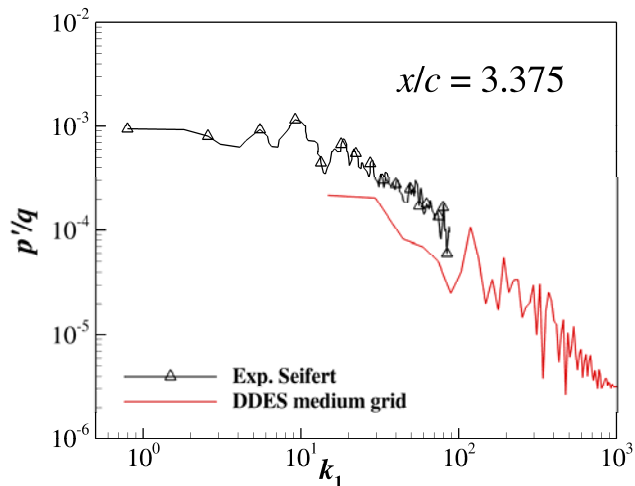
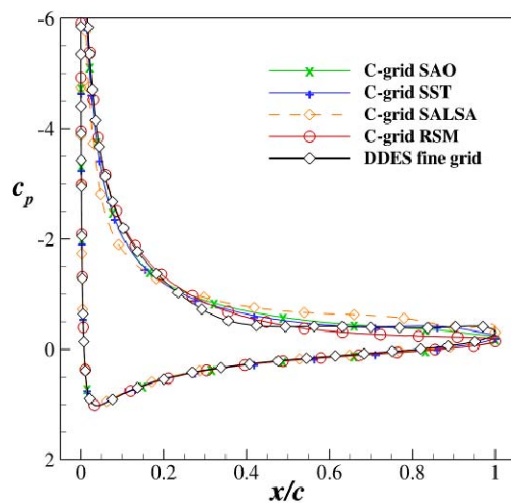


Abb. 1: Druckverteilung URANS und DDES Abb. 2: Druckspektrum Experiment und DDES

Ergebnisse

Die URANS-Ergebnisse auf dem O-Netz sind wenig zufrieden stellend, da die großen Wirbel, die bei der Ablösung entstehen, aus dem Grenzschichtgitter hinausragen und im unstrukturierten Netzbereich stark dissipieren. Dies hat direkten Einfluss auf die Druckverteilung auf der Profiloberfläche und verfälscht diese. Dieses Problem besteht bei dem C-Netz nicht, da es ebenso wie das DDES-Gitter so aufgebaut ist, dass der gesamte Nachlauf im strukturierten Bereich aufgelöst und erhalten wird. Die c_p -Verläufe sind in diesen Fällen glatter (Abb. 1). Während die DDES-Lösung eine klare Ablöseposition mit einem konstanten Druckniveau ab etwa 40% der Profiltiefe zeigt, steigt das zeitliche Mittel des Drucks bei den URANS-Ergebnissen in Richtung Hinterkante. Dies weist auf große Schwankungen des Ablösepunkts in Strömungsrichtung hin, verursacht durch sehr große Wirbel, die periodisch in den Nachlauf abschwimmen. Die sehr fein aufgelösten turbulenten Wirbel in der DDES führen hingegen zu einer nahezu stationären Ablösung.

Es zeigt sich, dass die Strukturen der aufgelösten Turbulenz mit dem DDES-Ansatz auf einem strukturierten Teilgitter transportiert werden können. Hinter diesem Bereich, wo die unstrukturierten Zellen schnell vergrößert werden, dissipieren sie sofort wieder. Für die spektrale Auswertung wurden an den definierten Messpunkten zu jedem Zeitschritt der DDES-Rechnung Strömungsdaten ausgeschrieben, unter anderem Druck und Geschwindigkeiten. Der zeitliche Druckverlauf wurde zunächst mittels einer diskreten Fouriertransformation (DFT) in den Frequenzbereich und dann unter Berücksichtigung der Taylor-Hypothese in den Bereich der longitudinalen Wellenzahl κ_1 überführt. Das Druckspektrum stimmt im Übergangsgebiet von energietragendem Bereich (Energy-containing range) und Trägheitsbereich (Inertial subrange) gut mit den gemessenen Werten überein (Abb. 2). Der notwendige, sehr kleine physikalische Zeitschritt der DDES führt dazu, dass ein Großteil des Spektrums im nicht aufgelösten Bereich der Messung liegt. Umgekehrt ist das simulierte Spektrum durch die begrenzte Anzahl an Zeitschritten in Richtung kleiner Wellenzahlen begrenzt.

Literatur

- [1] Seifert, A.; Pack, L. G.: *Oscillatory Excitation of Unsteady Compressible Flows over Airfoils at Flight Reynolds Numbers*; AIAA paper 99-0925 (1999)
- [2] Spalart, P. R.; Deck, S.; Shur, M. L.; Squires, K. D.; Strelets, M. Kh.; Travin, A.: *A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities*; Theor. Comput. Fluid Dyn. (2006) 20: pp. 181-195.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Transportflugzeuge / Aerodynamische Optimierung

Optimization of an airfoil polar in transonic RANS flow using an adjoint gradient-based approach

Caslav Ilic and Joël Brezillon

DLR AS, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

caslav.ilic@dlr.de, joel.brezillon@dlr.de

Preliminaries

Computational fluid dynamics (CFD) is today an established tool in the design of transonic aerodynamic vehicles, such as modern transport airplanes. The next logical step is automatizing parts of the design process, by coupling CFD simulations and formal optimization methods. Computationally the most efficient (when applicable) are gradient-based optimization methods; however, their efficiency hinges on the ability to quickly and accurately evaluate gradients of cost functions. The time to evaluate the gradient should not depend on the number of design parameters. This is achieved by adjoint methodology.

Within DLR, a mature industry-strength flow solver TAU is in continuous development. The discrete flow adjoint capability for RANS equations has been added to TAU by Dwight [1], including derivation of turbulence models. Its utility has been demonstrated on a variety of 2D and 3D cases, e.g. [2]. For gradient evaluation time to become truly independent of number of design parameters, flow adjoint can be supplanted by mesh adjoint. This was implemented in TAU by Widhalm [3].

Objectives

Application of gradient-based adjoint approach in DLR until recently has been limited to single-point design. Especially in transonic flow, single-point designs tend to be non-robust, with strong shocks re-appearing when conditions (Mach number, lift coefficient) are slightly perturbed. One goal, therefore, was to employ the efficiency of adjoint gradient-based approach and examine how to obtain more robust designs. To this end, a multi-point optimization on (C_L , L/D) polar has been performed, using different shape parametrizations and point selections.

Results

An RAE 2822 airfoil at flow conditions $M = 0.75$, $Re = 6.5 \cdot 10^6$, $C_L = 0.76$, was taken as the initial shape and design point (in case of single-point optimization). The flow was modeled with RANS equations, using Spalart-Allmaras turbulence model. Two shape parameterizations were used. Parametrization A consisted of two sets of bump functions to control the camber and the thickness distributions, and angle of attack. Parametrization B also consisted of two sets of bump functions, but to control the upper and lower surface distribution, and angle of attack. Both parametrizations had 31 parameters in total. The objective was to maximize lift over drag (L/D), with the constraints on lift and pitching moments, and the volume enclosed by the airfoil.

In this setup, the initial shape exhibited a strong shock on the upper surface, which was eliminated by single-point optimization. However, the resulting L/D polar was “peaky”, with inflection towards the lower lift coefficients, and the resulting airfoil shape was somewhat ungainly – the optimizer had over-exploited the flexibility of parametrization. Multi-point optimization fixed these problems, as shown on the figure 1. Two multi-point optimizations were performed, one with 4 equidistant equally-weighted points in range of $C_L = [0.46, 0.76]$, and another with 8 points in range $C_L = [0.41, 0.76]$. The 4-point optimization yielded a smoother polar and shape than the single-point optimization, while sacrificing some L/D at the design $C_L = 0.76$. The 8-point optimization seemed to do a bit worse, because it tried too hard to improve on the lower part of C_L range. Parametrization B showed similar results (figure 2), but, although having same number of design parameters as parameterization A, more limited L/D polars were attained. Optimizations required 15 to 25 (multi-point) function evaluations, and 10 to 14 gradient

evaluations. In terms of wall clock time, on a 2×4-core Intel Xeon E5540 computing node it took from 30-35 minutes for single-point optimizations to 160-180 minutes for 8-point optimizations.

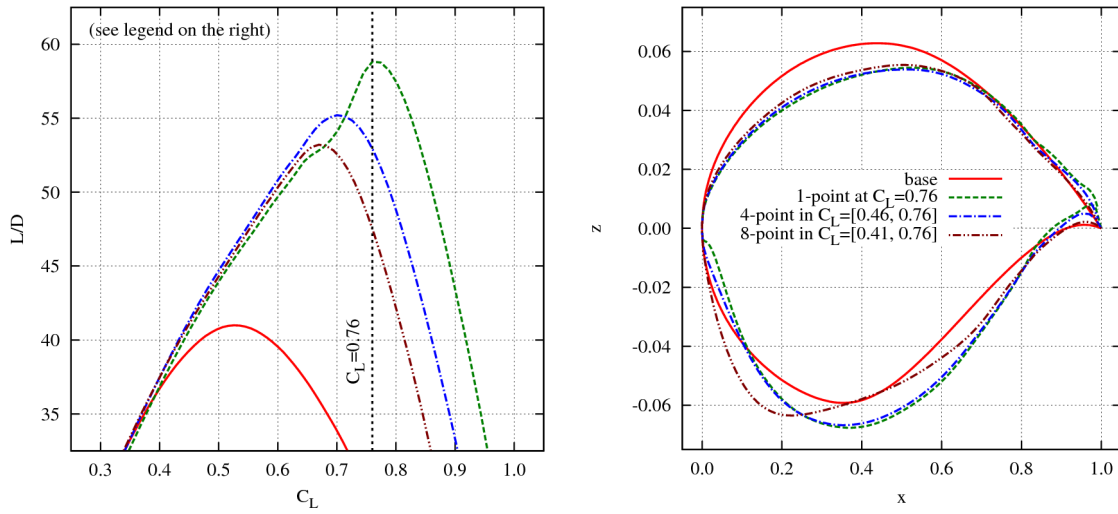


Fig. 1: Base and optimized L/D polars (left) and shapes (right), with parametrization A.

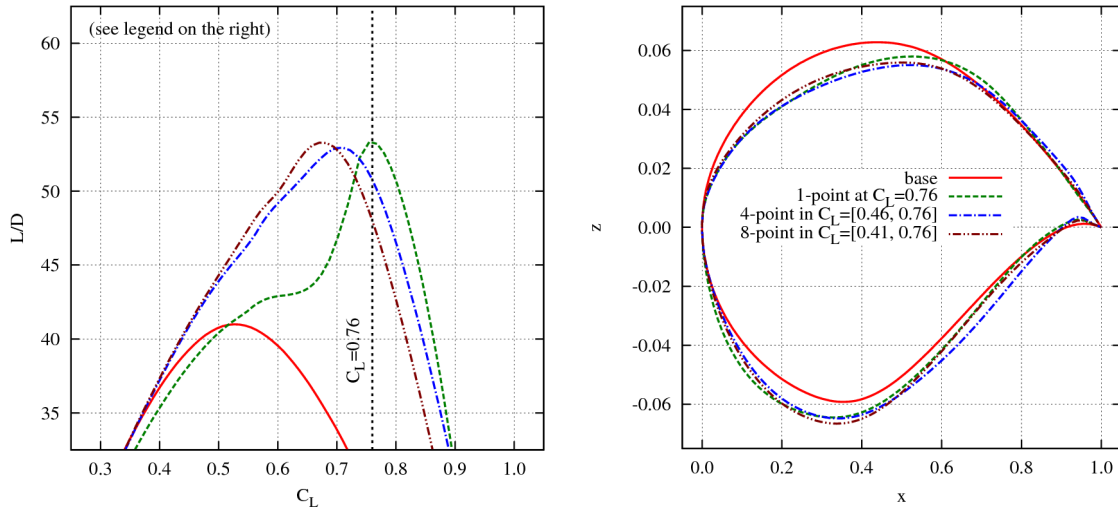


Fig. 2: Base and optimized L/D polars (left) and shapes (right), with parametrization B.

This examination shows that the adjoint gradient-based optimization approach can be used effectively to explore the effects of shape parametrizations and point selections in multi-point aerodynamic design of airfoils, resulting in more robust designs than those obtainable by single-point optimization.

References

- [1] R.P. Dwight, J. Brezillon, “*Efficient and Robust Algorithms for Solution of the Adjoint Compressible Navier-Stokes Equations with Applications*”, International Journal of Numerical Methods in Fluids, Vol. 60 (4), 365-389, 2008.
- [2] J. Brezillon, O. Brodersen, R. P. Dwight, A. Ronzheimer, J. Wild, “*Development and Application of a Flexible and Efficient Environment for Aerodynamic Shape Optimisation*”, ONERA-DLR Aerospace Symposium (ODAS), Toulouse, 2006.
- [3] M. Widhalm, J. Brezillon, C. Ilic, T. Leicht, “*Investigation on Adjoint Based Gradient Computations for Realistic 3D Aero-Optimization*”, 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference 13-15 Sep 2010, Fort Worth, Texas.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transportflugzeuge

Untersuchungen der aerodynamischen Wechselwirkungen zwischen Hochauftriebs- und Antriebssystem für zukünftige QESTOL Flugzeuge

Carsten Lenfers
DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Lilienthalplatz 7
38108 Braunschweig
Carsten.Lenfers@dlr.de

Ausgangssituation:

Während der letzten Jahrzehnte ist ein kontinuierlicher Zuwachs des weltweiten Luftverkehrs zu verzeichnen. Dieser Umstand wird auch Europas Großflughäfen an ihre kapazitiven Grenzen führen. Neben der Herausforderung durch wachsendes Passagier- und Frachtaufkommen muss sich ein Lufttransportkonzept der Zukunft auch den Forderungen der Bürger nach leisem und umweltfreundlichem Luftverkehr stellen. Derzeit wird der Großteil des europäischen Luftverkehrsaufkommen von einigen wenigen Flughäfen abgewickelt. Diese Flughäfen unterliegen umweltpolitischen und besiedlungsstrategischen Randbedingungen, wodurch eine bauliche Erweiterung zur Aufstockung der Beförderungskapazitäten selten in Betracht kommt.

Ein Lösungsansatz sieht vor, kleinere regionale Flughäfen in ein Lufttransportkonzept der Zukunft zu integrieren [1]. Aufgrund der dort nur geringen verfügbaren Landebahnlängen können nur kleine, regional operierende Flugzeuge eingesetzt werden. Dieser Umstand würde zu einer drastischen Zunahme der Flugbewegungen führen, was weder eine ökonomische noch ökologische Lösung darstellt. Somit ist es notwendig, größere, leise und besonders kurzstartfähige Flugzeuge (QESTOL) zu entwickeln und in ein Lufttransportkonzept der Zukunft zu integrieren.

Ziel:

Den oben aufgezeigten Herausforderungen stellt sich das durch das Land Niedersachsen teilfinanzierte kooperative Forschungsvorhaben "Bürgernahe Flugzeug" (BNF) der Technischen Universität Braunschweig und des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrttechnik (DLR). Innerhalb des Forschungsvorhabens sollen Technologien für die Entwicklung des Regionalflugzeugs der Zukunft erforscht und bereitgestellt werden.

Lösungsweg:

Gegenstand der Untersuchungen mittels Windkanalexperiment und instationären Reynolds-gemittelten-Navier-Stokes Simulationen (uRANS) ist eine generische, zweimotorige, QESTOL-Konfiguration mit 150 Sitzplätzen [2]. Das Hochauftriebssystem dieses Flugzeugs besteht aus einer aktiven spaltfreien Hinterkantenklappe, die den Coanda-Effekt nutzt. Angetrieben wird die zu untersuchende Konfiguration durch zwei moderne Turboproptriebwerke. Um den für kurze Startstrecken benötigten Auftrieb zu liefern, ist es notwendig, dass Antriebs- und Hochauftriebssystem auf bestmögliche Weise interagieren.

Ergebnis:

Hier soll zunächst auf den Propellerentwurf für ein zukünftiges QESTOL-Flugzeug eingegangen werden. Der Propeller wird unter aerodynamischen und aeroakustischen Randbedingungen mit Hilfe eines Blattelementtheorieprogramms entworfen. Eine aerodynamische Randbedingung stellt der erforderliche Schub zum Erreichen der Kurzstartfähigkeit dar. Um Lärmrichtlinien gerecht zu werden, muss der Propeller speziell beim Start möglichst leise operieren können. Dies wird zum einen durch eine möglichst geringe Blattspitzengeschwindigkeit und zum anderen durch eine geringe Blattbelastung erreicht.

Reynolds-gemittelte-Navier-Stokes (RANS) Simulationen dienen der Verifizierung des Vorentwurfs mittels Blattelementtheorie (siehe Abb. 1). Dazu wird das Strömungsfeld um den isolierten

Propeller unter Zuhilfenahme der im DLR-Tau-Code implementierten periodischen Randbedingungen berechnet.

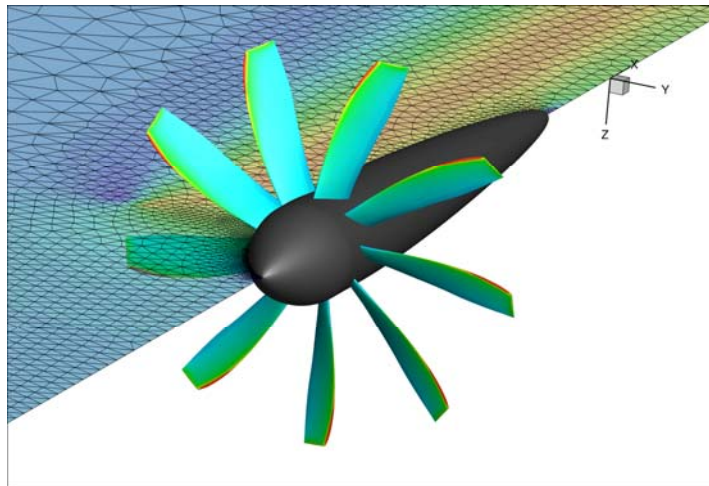


Abb. 1: isolierter Propeller (RANS-Simulation)

In einem zweiten Schritt wird der Propeller, dargestellt durch eine Wirkscheibenrandbedingung, am generischen Flügel simuliert (siehe Abb. 2). Diese Untersuchungen dienen dem besseren Verständnis der aerodynamischen Interaktion von Propellernachlauf und der Strömung um ein aktives Hochauftriebssystem.

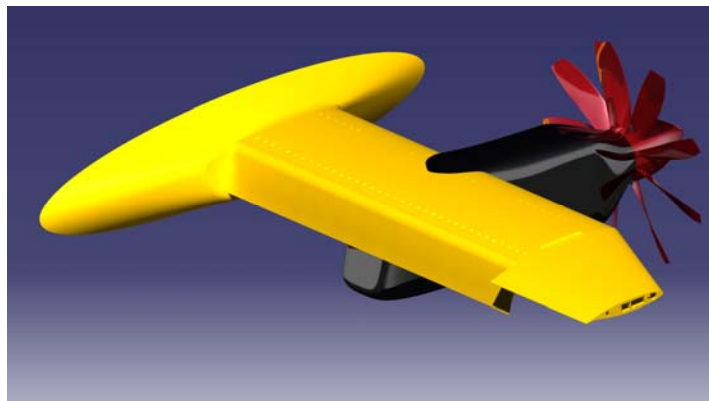


Abb. 2: Windkanalmodell des BNF-Projekts

Literatur:

- [1] Henke, R.; Lammering, T.; Anton, E.: Impact of an Innovative Quiet Regional Aircraft on the Air Transportation System, Journal of Aircraft, Vol. 47, No. 3, AIAA, 2010
- [2] Plate, R.: Entwurf und Optimierung eines Verkehrsflugzeugs mit Propellerantrieb für den Einsatz von kleinen Flugplätzen, Studienarbeit Nr. 796, Institut für Flugzeugbau und Leichtbau der Technischen Universität Braunschweig, 2009

Mitteilung

Projektgruppe: Multidisziplinäre Optimierung und Neue Konfigurationen

Konfiguration und Optimierung eines Biegetorsionsantriebs – Modell SmartBird

W. Send

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

Unter *Biegetorsionsantrieb* wird die Erzeugung der Schubkraft für ein Fluggerät allein mit Hilfe der gekoppelten Biegung und Torsion der Tragflächen verstanden. Der Bewegungsablauf unterscheidet sich in seinem strömungsphysikalischen Kern nicht vom Schwingenflug oder Flossenschlag in der belebten Natur. Die technische Umsetzung reduziert aber die komplexen Bewegungsabläufe auf den zentralen Mechanismus, bei dem die Schubleistung über eine Biegung der Tragflächen bereitgestellt und über eine *aktive Torsion* optimiert wird. Der zeitliche Verlauf der Torsion wird als *partiell lineare Kinematik* bezeichnet. Über die Schlagperiode bleibt die Torsion des Flügels konstant und ändert nur in den Umkehrpunkten der Biegung das Vorzeichen maximaler Verwindung.

Die Funktionalität des Antriebs wurde unter Beweis gestellt in einem Flugmodell von 2 m Spannweite, das auf der Hannovermesse 2011 unter dem Namen „SmartBird“ (Bild 1) von dem Unternehmen Festo im Rahmen seines *Festo Bionic Learning Network* vorgestellt wurde. Unter diesem Stichwort finden sich zahlreiche Berichte und Filme im Internet. Der Verfasser hat das theoretische Konzept entwickelt und die Experimente während der Entwicklung des Modells durchgeführt. Eine Machbarkeitsstudie des Verfassers zu einem Kleinflugzeug mit Biegetorsionsantrieb für zwei Personen wurde bereits 2006 mit einem Preis im Rahmen des Berblinger-Wettbewerbs der Stadt Ulm bedacht.

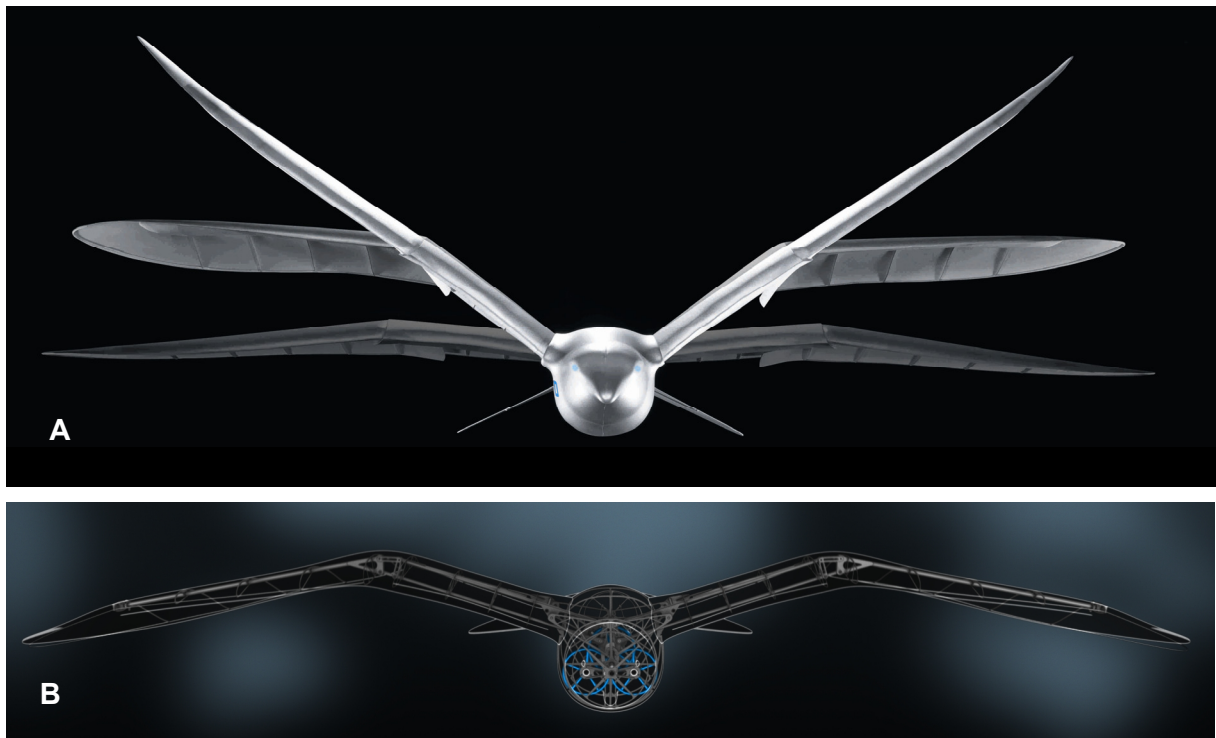


Bild 1. Frontansicht (A) von SmartBird und Röntgenbild (B). Spannweite 2 m, Grundrissfläche 0.5 m², Gewicht 0.48 kg inklusive Akku. Betriebsdaten: Geschwindigkeit 5 m/s, Schlagfrequenz 2 Hz, Energieverbrauch 23 W.

Während der Entwicklung wurden mehrere Antriebe erprobt, unter denen das in Bild 1 gezeigte Getriebe mit der Übertragung der Leistung über ein Trapezgelenk in den Außenflügel den letzten Stand darstellt. Die ersten Modelle ohne Aufteilung der Tragflächen in vogelähn-

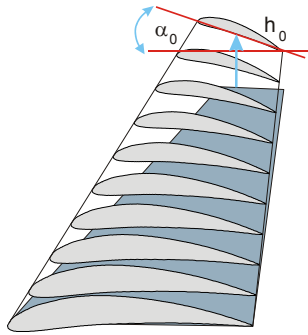
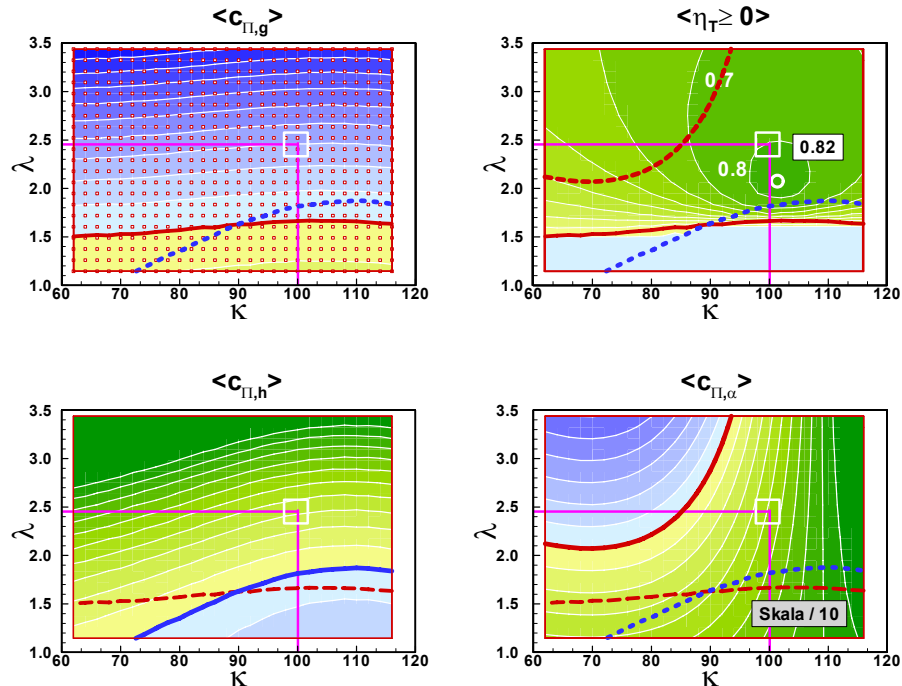
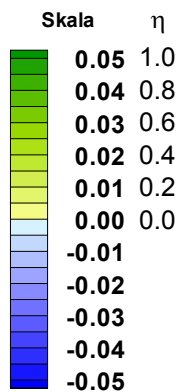


Bild 2. Biegung und Torsion.

liche Arm- und Handschwingen sind als Vorlage für größere Antriebe besser geeignet. Die Torsion wird bei diesen Modellen über eine Hohlwelle in die Flügelspitze übertragen und steuert von dort her die Verwindung des Flügels. Im Verlauf der Entwicklung wurde der Antrieb über die Hohlwelle durch einen Aktuator an der Flügelspitze ersetzt. Bild 2 zeigt den Aufbau des Flügels. Die Erhaltung der Profilkontur während der Verwindung wurde erzielt durch eine Konstruktion, bei der die Unterseite des Flügels an der Hinterkante in einer Führungsschiene gegen die Oberseite gleitend gelagert war.

Beiwerte absolut



NACA7412 - Leistungsbeiwerte und Wirkungsgrad - Lin. Kinematik

Gekoppeltes Schlagen und Drehen; $\omega_c^* = 0.90$, $\xi_p = 0.4$, Beiwerte ohne Bezug

Bild 3. Arbeitspunkt für $h_0 / \ell_m = 0.3$. Amplitudenverhältnis $\lambda = h_0 / (\ell_m \cdot \alpha_0)$ und Phasenlage κ im Flügelschnitt.

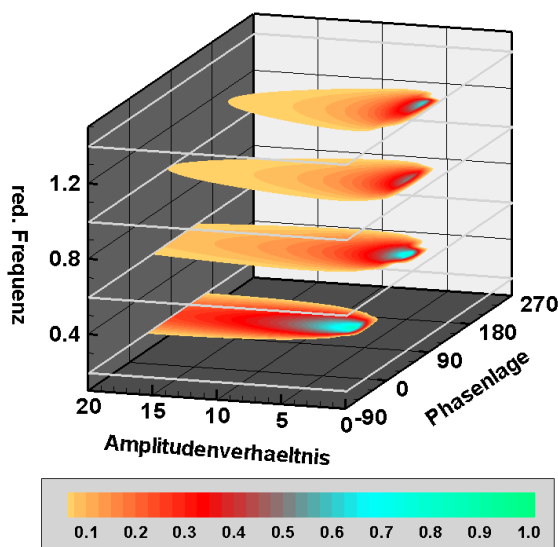


Bild 4. Ohne Nasenschub erreichen Wirkungsgrade nur in eng umgrenzten Bereichen hohe Werte.

Bild 3 zeigt eine Eulerrechnung für die Auslegung. In der oberen linken Grafik sind die Lösungspunkte eingetragen. Das breite Plateau des Wirkungsgrades hat sich in den Experimenten nicht ergeben. Ursache dürfte das Ausbleiben des Nasenschubs (Saugkraft an der Profilkante) sein, der sich theoretisch auch bei reiner Schlagbewegung schon einstellt. Hier besteht großer Aufklärungsbedarf mit Hilfe von Navier-Stokes Rechnungen.

In einer Berechnung des Wirkungsgrades mit einem Panelverfahren höherer Ordnung ohne Einbeziehung des Nasenschubs zeigen sich die eng umgrenzten Zonen hohen Wirkungsgrades (Bild 4), wie sie sich auch im Experiment und in den Flugversuchen ergeben haben.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Turbulenzforschung/-modellierung

Turbulent boundary layer investigation with multiple camera PIV

Ansprechpartner: Michnea Dumitra, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik, Universität der Bundeswehr, München, Germany

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg
Tel.: 089 6004-3497
michnea.dumitra@unibw.de

Weitere Partner: Tobias Knopp, Andreas Schröder, Daniel Schanz
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik e.V., Göttingen

Measurements with standard-, stereo- and long-range μ PIV along a 13 m long flat plate with an s-shaped deflection were performed to simultaneously resolve the large scale superstructures and the small near-wall structures within a turbulent boundary layer. A multiple camera PIV system was installed to measure the flow over more than 3 m in the stream-wise direction, see figure 1. For the evaluation of the near-wall data newly developed techniques were applied in order to determine the friction velocity with high accuracy, as this quantity is critical for the correct scaling of the results.

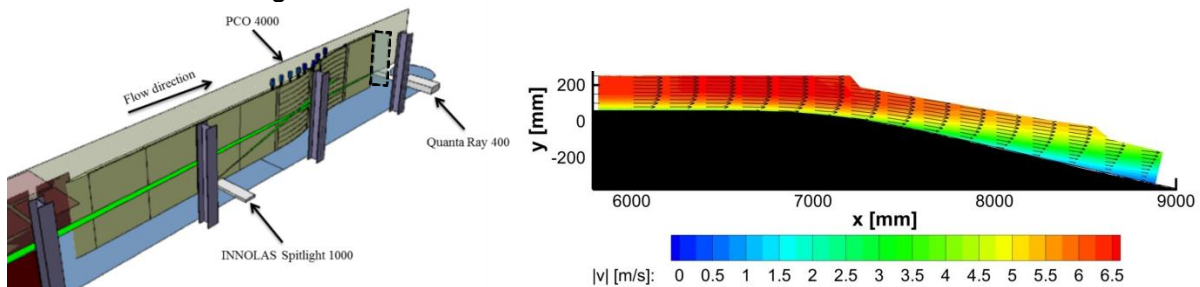


Figure 1. Left: model in the test section with sketch of camera positions and light sheets; right: average boundary layer development at $Re_\theta=4600$ with velocity profiles

Figure 1 (left) shows the model installed in the $2 \times 2 \times 22 \text{ m}^3$ testsection of the Atmospheric Windtunnel at the UniBw [1]. Two light sheets, generated by double pulse laser systems, spanning over more than 3 m, were superimposed to illuminate the particles as shown in the same figure. The average velocity field acquired simultaneously with 8 PCO 4000 cameras, aligned in streamwise direction, is shown in fig 1 (right). The average quantities were calculated from approximately 4000 to 8000 frames for each measurement point. Three different flow velocities at 6, 9 and 12 m/s, respectively, were evaluated.

Figure 2 (top) shows an instantaneous velocity field measured with the system. The large-scale instantaneous velocity field reveals the intermittent character of the turbulent boundary layer. Additionally, the length of the superstructures can be estimated from these data. The processing was performed with spatial window correlation approaches with a resolution of up to $16 \times 16 \text{ px}^2$ with an overlap of 50%. This results in about 167000 vectors for each of the eight cameras. The resolution in the multiple camera standard PIV configuration was 0.924 mm.

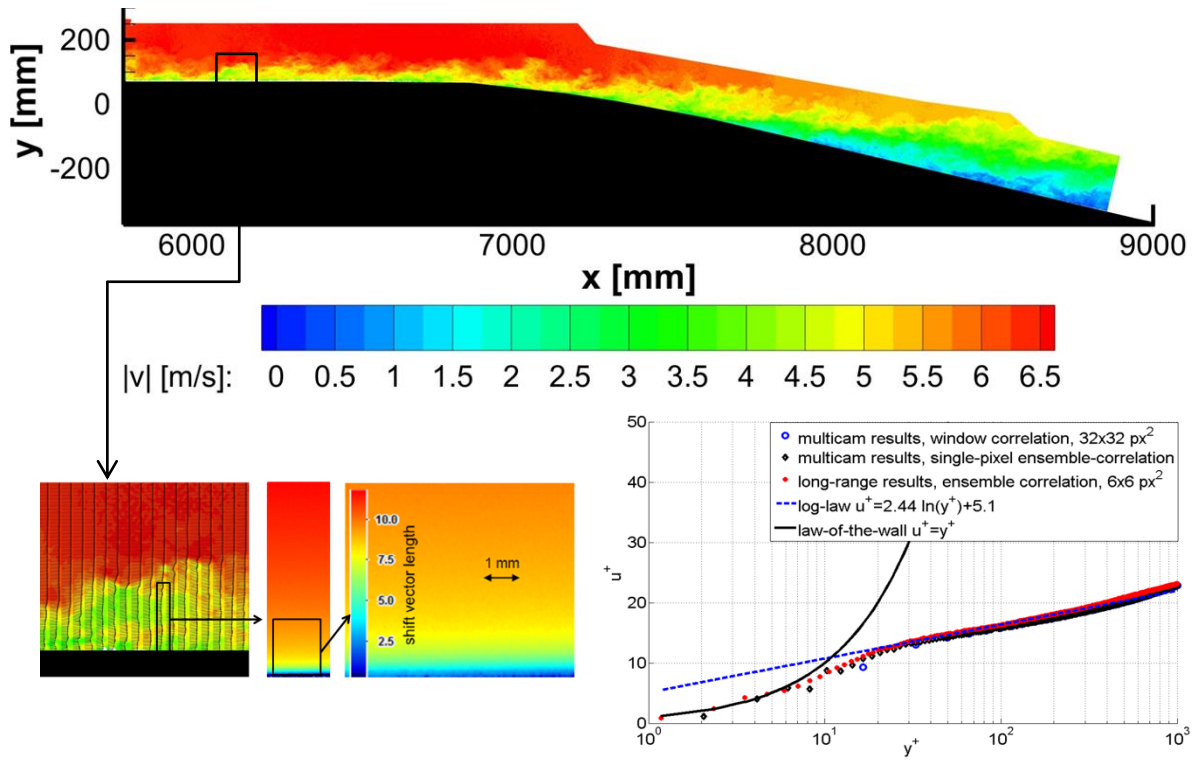


Figure 2. $Re_{\theta}=4600$. Top: snapshot of the flow over the model. Bottom: local zoom-in and averaged velocity distributions, normalization with $u_{\tau} = 0.256$

To enhance the resolution in the near wall region a sum-of-correlation evaluation was performed with decreasing interrogation window size down to single pixel resolution [2], as illustrated in figure 2 (bottom left). The plot on the lower right side in figure 2 shows the mean velocity profiles from the large-scale measurements (blue circles, black trapezes) along with the results obtained with the high resolution evaluation methods for comparison purposes. The red dots demonstrate the enhanced resolution that can be achieved by combining long-range measurements with a multipass sum-of-correlation processing. Here, the resulting vector spacing is around $66 \mu\text{m}$. More important is the fact that bias errors can be avoided by using this approach as discussed in [3].

The results demonstrate that the recording and evaluation approach performed in this measurement is able to simultaneously reveal the large-scale and small-scale flow structures. Moreover, it allows for the estimation of the mean velocity profile with the required accuracy in order to conduct the precise scaling of the data for comparison with other results in the literature.

- [1] M. Dumitra, D. Schanz, A. Schröder, C. J. Kähler. Large-scale turbulent boundary layer investigation with multiple camera PIV and hybrid evaluation up to single pixel resolution. 9th International Symposium on Particle Image Velocimetry - PIV11, Kobe, Japan, July 21-23, 2011.
- [2] S. Scharnowski, R. Hain, and C. J. Kähler. Reynolds stress estimation up to single-pixel resolution using PIV-measurements. Experiments in Fluids, DOI: 10.1007/s00348-011-1184-1, 2011.
- [3] C. J. Kähler, S. Scharnowski. On the resolution limit of Digital Particle Image Velocimetry. 9th International Symposium on Particle Image Velocimetry, Kobe, Japan, July 21-23, 2011.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Drehmomentuntersuchungen im differentiell rotierenden
turbulenten Taylor-Couette System

Merbold S., Egbers C.
Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungslehre, BTU Cottbus,
merbold@tu-cottbus.de

Die rotierende Taylor-Couette (TC) Strömung gilt als Paradebeispiel einer instabilen Strömung (Abb. 1). In dieser Arbeit werden die Transitionen zwischen verschiedenen dreidimensionalen Strömungen von gegen- und gleichsinniger Rotation der konzentrischen Zylinder eines TC-Systems untersucht. Abhängig vom Rotationsverhältnis ist es möglich, linear stabile Strömungen (ähnlich einer Rohrströmung) sowie linear instabile Strömungen (ähnlich Rayleigh-Bénard Konvektion) zu untersuchen. Vor diesem Hintergrund kann man TC als eine Art Bindeglied zwischen Rohr- und Rayleigh-Bénard (RB) Strömung sehen. [1,2] vergleichen diese Systeme auf analytischem Wege. Es lässt sich in Analogie zum Wärmetransport J_θ des RB-Systems [3] auch ein transversaler Impulstransport J_{u_z} in der Rohrströmung sowie ein Drehimpulstransport J_ω für die Taylor-Couette Strömung beschreiben. Diese drei Größen haben offensichtlich eine ähnliche analytische Form. Als Beispiel ist der Drehmomenttransport im TC-System gegeben als:

$$J_\omega = r^3 (\langle u_r \omega \rangle_{A,t} - \nu \partial_r \langle \omega \rangle_{A,t}) \quad (1)$$

wobei $\langle \dots \rangle_{A,t}$ eine zeitliche und räumliche Mittelung über eine Zylindermanteloberfläche der Länge L und Radius r bezeichnet. Von besonderer Bedeutung hierbei ist, dass diese Größe unabhängig vom Radius ist ($\partial_r J_\omega = 0$). Es ist somit von großem Interesse, den Drehimpulstransport als einen globalen Parameter der Strömung zu bestimmen. Betrachtet man diese Größe an den Wänden ist offensichtlich, dass sie proportional dem Drehmoment T ist, welches das Fluid an den Wänden durch Reibung erzeugt. Somit kann das dimensionslose Drehmoment $G = T / (2\pi L \rho \nu^2) = \nu^2 J_\omega$ genutzt werden, den Drehimpulstransport zu messen [2]. Wie das Drehmoment von verschiedenen Rotationsgeschwindigkeiten des inneren und äußeren Zylinders abhängen, gilt es zu untersuchen.

Experimentelle Untersuchungen

Abbildung 1a zeigt das Prinzip des benutzten Experiments. Beide Zylinder sind unabhängig voneinander rotierbar mit Rotations-Reynoldszahlen für den inneren (Index 1) und äußeren (Index 2) Zylinder $Re_{1,2} = R_{1,2} \Omega_{1,2} (R_2 - R_1) / \nu$ von 10^3 bis 10^6 bei einem Radienverhältnis von $\eta = R_1 / R_2 = 0,5$. Die Endplatten des Zylinderspaltes sind ebenfalls unabhängig rotierbar bei einem Aspektverhältnis von $\Gamma = (R_2 - R_1) / L = 20$. Als Fluid dienen Silikonöle mit unterschiedlichen kinematischen Viskositäten von $\nu = 0,65 \text{ mm}^2/\text{s}$ bis $9 \text{ mm}^2/\text{s}$. Der äußere Zylinder ist umschlossen von einem Wassertank um das Experiment isotherm zu betreiben. Der innere Zylinder ist in drei Segmente geteilt (Abb. 1b), wobei ausschließlich das mittlere Segment mit einer Drehmomentenwaage ausgestattet ist. Die beiden äußeren Segmente sind von der Messung getrennt, um die Randeffekte der Deckelplatten zu vermeiden. Das Drehmoment kann mittels Dehnmessstreifen mit einer absoluten Genauigkeit von 10^{-4} Nm bestimmt werden und darf maximal 8 Nm betragen.

Die Abhängigkeit des dimensionslosen Drehmomentes bei Rotation des Innenzylinders kann mit einem exponentiellem Zusammenhang angesetzt werden $G \sim Re_1^\alpha$. Die Untersuchung bis zu einer Rotations-Reynoldszahl von $7,5 \cdot 10^5$ zeigen, dass der Exponent im Be-

reich von 1,6 liegt. Betrachtet man die differentielle Rotation, konnten van Gils et al. [4] zeigen, dass bei einem Radienverhältnis von 0,71 das höchste Drehmoment bei konstanten $\Delta\Omega = \Omega_2 - \Omega_1$ für die differentielle Rotation bei $\mu_{opt} = -0,37$ vorliegt. Folgt man ihrer Hypothese dann soll für ein Radienverhältnis von $\eta = 0,5$ dieses optimale Rotationsverhältnis bei $\mu_{opt} = 0,31$ liegen [5]. Die Überprüfung dieser Hypothese ist ebenfalls Gegenstand dieser Arbeit.

Literatur:

- [1] Eckhardt, B., Grossmann, S., Lohse, D.: Fluxes and energy dissipation in thermal convection and shear flows. *Europhys. Lett.* **78**:24001, 2007.
- [2] Eckhardt, B., Grossmann, S., Lohse, D.: Torque scaling in turbulent Taylor-Couette flow between independently rotating cylinders. *J. Fluid Mech.* **581**:221-250, 2007.
- [3] Grossmann, S., Lohse, D.: Scaling in thermal convection: a unifying theory. *J. Fluid Mech.* **407**:27-56, 2000.
- [4] van Gils, DPM., Huisman, S., Bruggert, G-W., Sun, C., Lohse, D.: Torque scaling in turbulent Taylor-Couette flow with co- and counter-rotating cylinders *PRL* **106**, 024502, 2011
- [5] Lohse, D., van Gils, DPM., Huisman, S., Bruggert, G., Sun, C.: Torque scaling in turbulent Taylor-Couette flow with co- and counter-rotating cylinders *ETC13* **409**, 2011

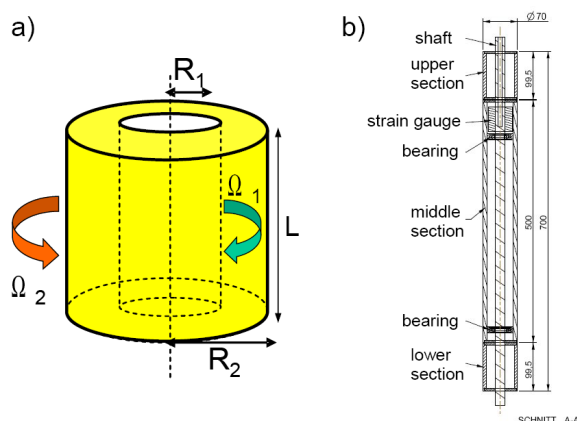


Abbildung 1: (a) Schematische Darstellung des Taylor-Couette-Systems, $R_1 = 35\text{mm}$, $R_2 = 70\text{mm}$, $\eta = 0,5$, $\Gamma = 20$. (b) Innerer Zylinder mit Drehmomentmeseinrichtung

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschall

Stagnation-Point Heat Flux on Spheres in Hypersonic High Temperature Flows

Sabrina Rutschmann

Institute of Aerodynamics and Flow Technology, German Aerospace Center,
Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, Sabrina.Rutschmann@dlr.de

Jan Martinez Schramm

Institute of Aerodynamics and Flow Technology, German Aerospace Center,
Bunsenstrasse 10, 37073 Göttingen, Jan.Martinez@dlr.de

The experimentally determined stagnation point heat flux on spheres in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) of the German Aerospace Center (DLR) is used as an indicator for the total enthalpy h_0 of the free stream. The determination of h_0 via the experimentally determined stagnation-point heat flux up to now is based on correlations which can be found in the literature. These correlations use perfect gas or equilibrium assumptions, and due to this they break down for high-temperature flows. For a better prediction of the measured stagnation-point heat flux, an easy and fast way is needed.

In order to identify such a method or, if need be, develop a new one, theoretical correlations of Fay and Riddell, Sutton and Graves and Verant were compared to numerical simulations of the flow over spheres with the DLR TAU Code (Tau) and the Viscous Shock Layer Code (VSL) and to all HEG experiments for the last 20 years, which have been evaluated by a standardized method. Furthermore, nozzle flows calculations with CEVCATS-N have been done to get realistic free stream conditions of the flow.

Fay and Riddell's and Sutton and Graves' correlation were constructed for symmetric diatomic gases and gas mixtures. Verant's correlation bases on numerical calculations and works for air. This correlation was mostly used for the comparison with HEG experiments so far. Nozzle flow computations for the high-enthalpy conditions showed that the gas, which has a temperature in the reservoir of about 10 000K, does not have enough time to recombine while flowing through the nozzle. This causes the free stream still to be in chemical non-equilibrium and the oxygen is almost completely dissociated. This fact is incompletely treated by the theory, so that the used correlations up to now only work for an equilibrium free stream without dissociation before shock. Since the correlations do not fulfill the requirements of the HEG conditions, they are not useful. Only the correlation of Verant gives satisfactory results, although it also considers equilibrium free-stream. As a result, it is necessary to make nozzle flow calculations to get a realistic free stream. Furthermore both numerical methods, the DLR TAU Code and the Viscous Shock Layer Code, were compared (see Figure 1). The comparison shows that both codes give similar results.

Finally these results were compared to the experimental data (see Figure 1). The experiments were only compared to the correlation of Verant, since the other theoretical correlations are insufficient, and to the numerical simulations in the form of noz-

zle flow calculation combined with VSL/Tau. The comparison showed that the numerical simulations fit the experimental data better than Verant's correlation.

As final conclusion, an improved prediction method for HEG stagnation-point heat flux on spheres could successfully be developed. It is recommended as future standard procedure, to make nozzle flow calculations obtaining realistic free-stream conditions and putting these free-stream conditions into the VSL-code, that computes the stagnation-point heat flux.

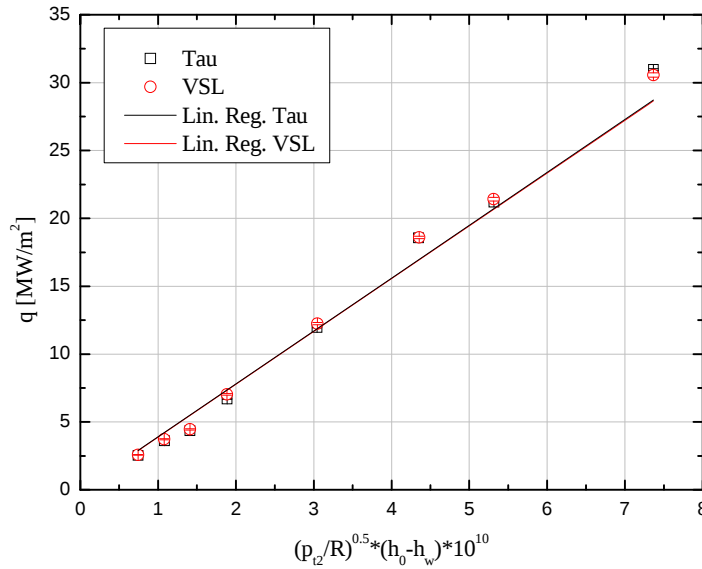


Figure 1: Comparison between VSL and Tau for air as test gas.

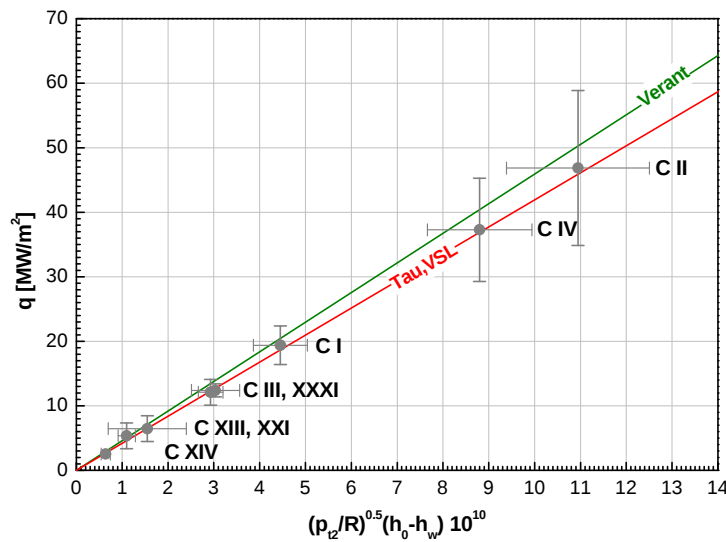


Figure 2: Averaged stagnation-point heat flux for all HEG conditions compared to Verant and to the numerical simulations.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hyperschall

Calibration of ultra-fast thermocouples for heat-flux determination in the High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG)

David-Maximilian Storch

University of Göttingen, Faculty of Physics
Friedrich-Hund-Platz 1, 37077 Göttingen, D.Storch@Stud.Uni-Goettingen.de

Bermann Steinmacher

University of Göttingen, Faculty of Physics
Friedrich-Hund-Platz 1, 37077 Göttingen, B.Steinmacher@gmx.de

Jan Martinez Schramm

Institute of Aerodynamics and Flow Technology, German Aerospace Center,
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen, Jan.Martinez@dlr.de

The High Enthalpy Shock Tunnel Göttingen (HEG) of the German Aerospace Center DLR) is one of the major European hypersonic test facilities. It offers test capabilities which range from high speed flows simulating re-entry flight, to air breathing propulsion testing conditions, down to low altitude Mach 6 flows. One common measurement technique employed in HEG is the determination of the surface heat flux on models by means of temperature measurements with ultra-fast thermocouples. The paper will describe an experimental method to determine the physical properties of the thermocouple material used. This knowledge is important to determine the processed heat flux to the highest accuracy possible.

A typical procedure applied in short duration facilities such as the HEG to determine the flow-induced heat flux at the model walls is as follows: with the assumption of one dimensional heat conduction and by formulating a semi-infinite body problem, the heat equation can be solved for a time-resolved temperature measurement as:

$$\dot{q}(t) = \frac{\sqrt{\rho c k}}{\sqrt{\pi}} \cdot \int_0^t \frac{dT}{d\tau} \frac{1}{\sqrt{t - \tau}} d\tau$$

It is evident that the physical properties of the thermocouple material, i.e., the density, ρ , the specific heat capacity, c , and the thermal conductivity, k , directly influence the determined heat flux; thus, knowledge of the precise value of their product is of interest. Assuming two semi infinite bodies of different physical properties at different constant temperatures T_{10} and T_{20} are brought into thermal contact instantaneously, it can be shown that the temperature at the contact surface between both materials is independent of time if only one-dimensional heat conduction is assumed, and satisfies

$$\frac{T_M - T_{10}}{T_{20} - T_M} = \frac{\sqrt{(\rho c k)_2}}{\sqrt{(\rho c k)_1}}$$

The resulting contact temperature, T_M , is equal to the temperature both bodies would have in thermal equilibrium, for the contact time tending to infinity.

The theoretical temperature distributions are given in Fig.1. The graphs shown represent different temperature distributions inside the two bodies at different times, t . One can see that T_M is independent of t at the contact surface, $x = 0$.

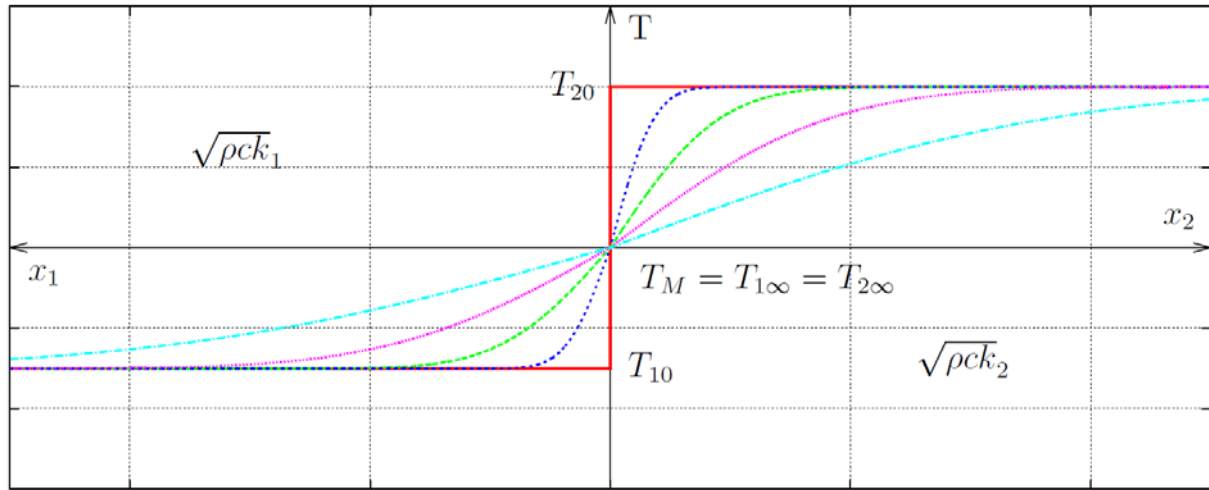


Figure 1: Schematic sketch of the contact process between two semi-infinite touching bodies at different initial temperatures, T_{10} and T_{20} .

The present paper will present experimental results based on this concept. The application investigated is the injection of an ultra-fast thermocouple into hot water using a fast pneumatic cylinder. The resulting temperature increase during contact was recorded and processed. The thermal properties of water are well known; therefore it is possible to determine the thermal properties of the thermocouple. On the left side of Fig 2, the apparatus is shown; on the right side a typical temperature trace recorded during the injection process is given.

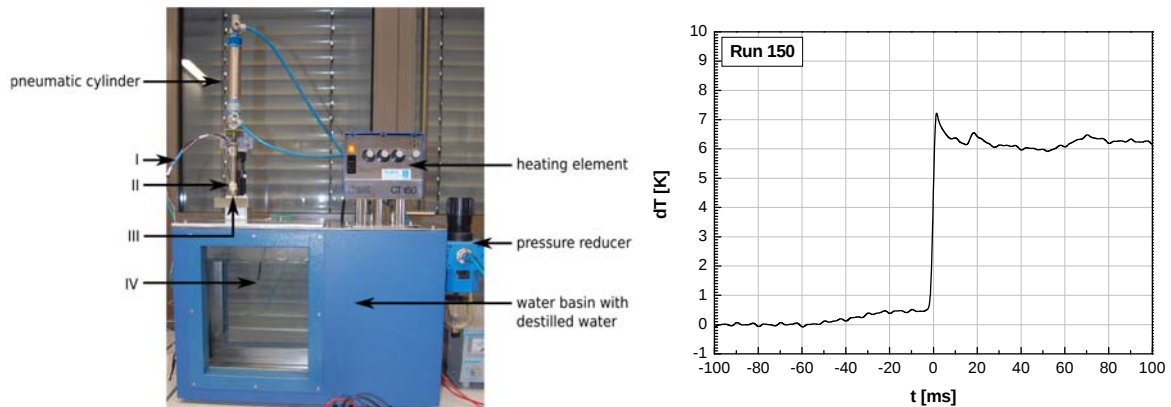


Figure 2: (Left) A photograph of the experimental apparatus: here, the hot water bath is shown and the thermocouple (III) to be calibrated is visible above the water. Additional temperature measurement points are the measurement cable of the thermocouple (I) the wall temperature of the thermocouple (II) and the water temperature (IV). (Right) A recorded temperature jump measured by the injected thermocouple.

The obtained results for the thermal properties, the accuracy in the determination and an additional error calculation for the time resolved temperature traces as well as the influence of the thermal properties on the accuracy of the heat-flux determination will be discussed.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Der kritische Einsatzpunkt für Turbulenz in der Rohrströmung

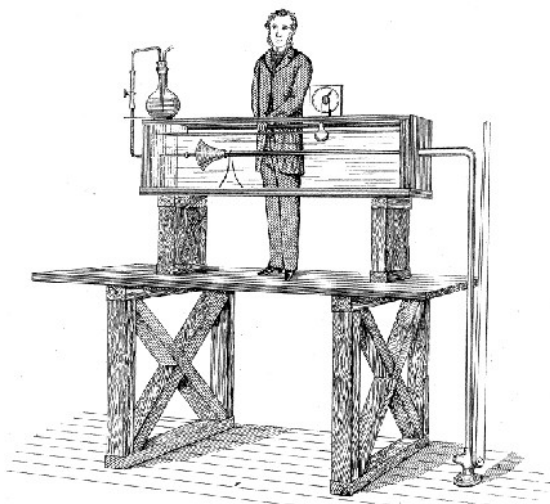
K. Avila¹, D. Moxey², A. de Lozar¹, M. Avila¹, D. Barkley², B. Hof¹

¹Max Planck Institute for Dynamics and Self-Organization, Göttingen

²Department of Mathematics, University of Warwick, UK

kavila@ds.mpg.de

Vor über 120 Jahren untersuchte Osborne Reynolds erstmals den Übergang von der laminaren zur turbulenten Strömung in einem Rohr (1). Zu diesem Zeitpunkt war weder bekannt, bei welchen Versuchs-Parametern mit der Entstehung von Turbulenz zu rechnen sei, noch wie sich die unterschiedlichen Parameter auf die Strömung auswirken würden.



O. Reynolds, Philos. Trans. R. Soc. London Ser. A 174, 935 (1883)

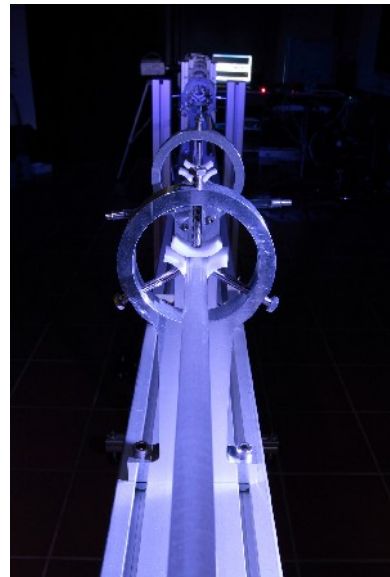


Abb. 1: (Links) Skizze des Versuchsaufbaus von Osborne Reynolds im Jahr 1883 mit dem er die Strömung durch ein Rohr untersucht hat. (Rechts) Modernes Rohrströmungs-Experiment im MPI-DS.

Mithilfe von geschickt induzierter Tinte konnte O. Reynolds die Strömung im Rohr visualisieren und so eindeutig zwischen laminaren und turbulenten Regionen unterscheiden. Während die Strömung bei kleinen Strömungsgeschwindigkeiten laminar blieb, wurde diese turbulent, wenn die Geschwindigkeit erhöht wurde. Ziel seiner Untersuchungen war es, den kritischen Punkt für den Einsatz von Turbulenz zu bestimmen. Er verwendete dabei verschiedene Rohre und Viskositäten und konnte daraus schließlich den wichtigsten dimensionslosen Parameter der Fluidodynamik bestimmen: die Reynoldszahl Re . Das darauf basierende 'Reynolds-Ähnlichkeits-Gesetz', erlaubt die Skalierung von Experimenten und bildet damit die wichtigste Grundlage experimenteller Forschung.

Bei seinen Versuchen beobachtete O. Reynolds aber auch, dass nur genügend große Störungen den dauerhaften Übergang in die Turbulenz einleiten konnten. O. Reynolds postulierte daraufhin eine kritische Reynoldszahl Re_c oberhalb derer sich vorhandene Turbulenzen ausbreiten würden und unterhalb derer die Strömung stets wieder in den laminaren Zustand zurückkehren würde.

Die Suche nach dieser kritischen Re_c ist heutzutage bekannt als das 'Reynolds-Problem' und konnte trotz vieler neuer Einsichten in der Fluidodynamik nicht gelöst werden.

In diesem Vortrag wird die Lösung des 'Reynolds-Problems' präsentiert, d.h. es wird die kritische Reynoldszahl Re_c ermittelt.

Eine besondere Schwierigkeit bei der Bestimmung von Re_c ist die Tatsache, dass die Turbulenz bei kleinen Re transient ist und in Form von lokalisierten Wirbelballen, sogenannten 'puffs' auftritt. Diese puffs haben eine typische Länge von 20-30 Rohrdurchmessern und sind stromauf,- wie stromabwärts von laminarer Strömung umgeben. Frühere Studien haben gezeigt, dass die Zerfallszeiten der puffs statistisch verteilt und unabhängig von ihrer Vorgeschichte sind (2). Mit Erhöhung der Re werden die mittleren Zerfallszeiten sehr schnell immer länger, was zu der Vorhersage eines kritischen Punktes Re_c geführt hat (3, 4, 5). An diesem Punkt würden die Zerfallszeiten divergieren und die Turbulenz die Rohrströmung bestimmen ('puffs leben unendlich lange'). Neuere Studien haben die beobachteten Zeitskalen um mehrere Größenordnungen erhöht und konnten so beobachten, dass es nicht zu einer solchen Divergenz kommt und die Zerfallszeiten mit steigender Re stets endlich bleiben (6, 7). Mit der Analyse dieses rein zeitlich ablaufenden Zerfallsprozesses lies sich demnach kein Re_c bestimmen.

Bei höheren Re spielen neben den zeitlichen auch die räumlichen Aspekte eine wichtige Rolle. In Abb. 2 ist die Erzeugung von Turbulenz gezeigt, wie sie bei den untersuchten Re charakteristisch auftritt. Die Strömung fließt in dieser direkten numerischen Simulation von links nach rechts und die Schnappschüsse zeigen die Wirbelstärke in Strömungsrichtung zu verschiedenen Zeitpunkten im mitbewegten Bezugssystem. Der einzelne puff zu Beginn (unteres Bild) wächst über seine typische Größe hinaus, bis sich schließlich einzelne Wirbel stromabwärts ablösen und einen zweiten puff erzeugen (oberes Bild).

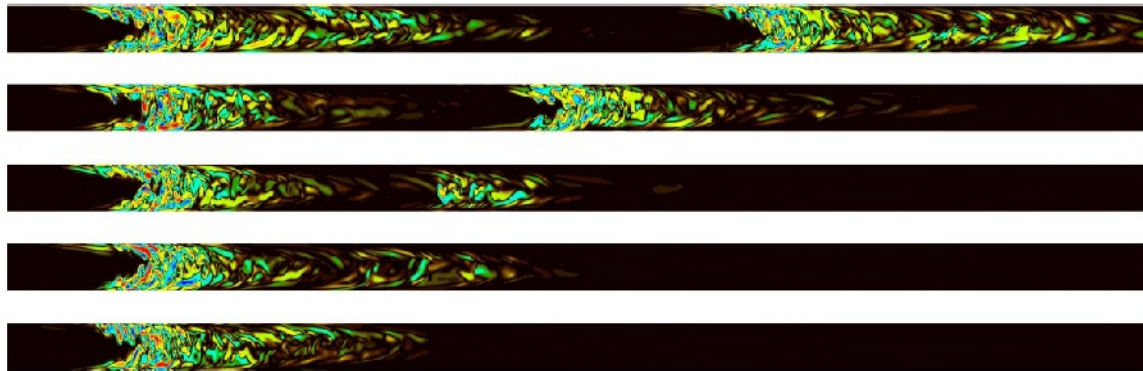


Abb.2: Charakteristische Ausbreitung von Turbulenz in der Nähe des kritischen Einsatzpunktes. Die direkte numerische Simulation zeigt Schnappschüsse der Wirbelstärke zu verschiedenen Zeitpunkten (von unten nach oben).

In diesem Vortrag wird die Ausbreitung der Turbulenz quantifiziert und die relevanten Zeitskalen denen der Zerfallsprozesse gegenübergestellt. Mithilfe von ca. 800 000 Messungen im Experiment und zwei unabhängigen Sets von direkten numerischen Simulationen konnte die kritische Reynoldszahl für den Einsatz dauerhafter Turbulenz auf $Re_c = 2040 \pm 10$ bestimmt werden. Darüber hinaus kann der Übergang in die Klasse der Statistischen Nicht-Gleichgewichts Phasenübergängen eingeordnet werden (8).

1. O. Reynolds, *Philos. Trans. R. Soc. London Ser. A* **174**, 935 (1883)
2. B. Eckhard, T. M. Schneider, B. Hof, J. Westerweel, *Annu. Rev. Fluid Mech.* **39**, 447 (2007)
3. H. Feisst, B. Eckhardt, *J. Fluid Mech.* **504**, 343 (2004)
4. A. P. Willis, R. R. Kerswell, *Phys. Rev. Lett.* **98**, 014501 (2007)
5. J. Peixinho, T. Mullin, *Phys. Rev. Lett.* **96**, 094501 (2006)
6. B. Hof, A. de Lozar, D. J. Kuik, J. Westerweel, *Phys. Rev. Lett.* **101**, 214501 (2008)
7. M. Avila, A. Willis, B. Hof, *J. Fluid Mech.* **646**, 127 (2010)
8. K. Avila, D. Moxey, A. de Lozar, M. Avila, D. Barkley, B. Hof, *Science* **333**, 192 (2011)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Ansprechpartner: A. Dietrich¹, A. Reeh¹, C. Tropea¹

Institution: ¹ Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
Technische Universität Darmstadt

Adresse: ¹ Flughafenstr. 19
64347 Griesheim

Telefon: 06151 – 16 7329
e-mail: a.reeh@sla.tu-darmstadt.de

Thema: Entwicklung und Implementierung eines instationären Panelverfahrens mit viskoser-inviskoser Kopplung

Ausgangssituation:

Atmosphärische Turbulenz beeinflusst die Anströmung von Laminarprofilen im realen Flugbetrieb und kann für einen aerodynamischen Leistungsverlust verantwortlich sein [1]. Mögliche Mechanismen für diesen Verlust sind ein erhöhter Reibungswiderstand durch frühzeitige Transition (Rezeptivität der Grenzschicht), Verluste im nichtlinearen Bereich der Auftriebskurve durch Anstellwinkelschwankungen sowie instationäre profilaerodynamische Effekte [2,3]. Die einzige Möglichkeit alle Effekte gleichzeitig unter verschiedenen Umgebungsbedingungen experimentell untersuchen zu können sind Freiflugexperimente. Um tiefere Einblicke in die wirkenden Mechanismen zu erhalten, wird parallel zu den Flugversuchen ein aerodynamisches Modell entwickelt. Mit diesem Modell sollen Flugfälle nachgerechnet werden und die auftretenden Effekte für unterschiedliche Strömungsbedingungen untersucht werden.

Ziel:

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist die Kopplung eines instationären Panelverfahrens mit einer Grenzschichtberechnung. Wegen ihrer hohen Anschaulichkeit, dem tiefen Einblick in Teilprobleme und der kurzen Rechenzeit wurde eine viskose-inviskose Interaktionsmethode gewählt, anstatt die kompletten Navier-Stokes Gleichungen zu lösen. Im Unterschied zu frei verfügbaren Profilanalyseprogrammen soll der gewählte Ansatz die Möglichkeit einer ganzheitlichen Berechnung der Grenzschicht unter Berücksichtigung instationärer Effekte bieten. Das Modell verbindet die Lösungen von Teilproblemen und soll den Vergleich mit experimentellen Ergebnissen ermöglichen. Effekte wie Transition sollen im quasi-stationären Grenzschichtlöser berücksichtigt werden. Aussagen über den Verlauf der linearen Stabilität der Profilgrenzschicht sollen ermöglicht werden. Generische und gemessene Anströmbedingungen sollen als Anfangsbedingung genutzt werden, um die aerodynamische Antwort des Modells mit den experimentellen Daten zu vergleichen. Die Implementierung soll zweckmäßigerweise mit dem Programm MATLAB durchgeführt werden.

Lösungsweg:

Zunächst wurde das stationäre Panelverfahren nach Hess/Smith [4] implementiert. Mit dieser potentialtheoretischen Singularitätenlösung kann die reibungsfreie Umströmung eines Profils berechnet werden. Um die viskosen Effekte zu berücksichtigen wurde das Panelverfahren mit einem numerischen Grenzschichtverfahren nach Cebeci [5] gekoppelt. Das Geschwindigkeits- oder Druckfeld am Profil wird als Randbedingung zur Verfügung gestellt. Zur Erfassung von Strömungsablösungen und laminar-turbulenter Transition handelt es sich um einen inversen Grenzschichtlöser, bei dem die Geschwindigkeit der (reibungsfreien) Außenströmung als zusätzliche Variable in die Lösung der Grenzschichtgleichungen eingeht. Das Ergebnis der Grenzschichtberechnung wird in Form der Verdrängungs- und Impulsverlustdicke über das Konzept der Ausblasung nach Lighthill [6] in das Panelverfahren als Randbedingung zurückgeführt. Die reibungsbehaftete Lösung wird durch Iteration zwischen beiden Berechnungsverfahren erzeugt.

Besondere Aufmerksamkeit verlangte die Abströmbedingung an der Profilhinterkante. Sowohl im stationären als auch im instationären Fall wurde die Kutta-Bedingung implementiert.

Datum: 06.10.2011

STAB

Das instationäre Programm stellt eine Erweiterung des stationären Algorithmus dar. Wesentliche Ergänzungen sind kinematische Betrachtungen und die Berechnung des instationären Nachlaufs. Der instationäre Term in der Grenzschichtgleichung wird vernachlässigt. Bei der Grenzschichtberechnung kann die Transitionslage wahlweise vorgegeben oder durch ein Vorhersagekriterium aus der laminaren Grenzschicht berechnet werden. Zunächst wird, in Anlehnung an Peltonen [7], ein einfaches, empirisches Kriterium verwendet. Die nachfolgende Berechnung der turbulenten Grenzschicht erfolgt mit einem Turbulenzmodell nach Cebeci [5].

Ergebnis:

Mit dem Programm können die Druck- und Geschwindigkeitsverteilung sowie aerodynamische Kenngrößen für Profile in verschiedenen Flugphasen bestimmt werden. Abbildung 1 a) und 1b) zeigen den Verlauf der Druckverteilung c_p , sowie die Abströmung an der Hinterkante für das am Forschungsflugzeug verwendete Profil (modifiziertes AH 93-157). Dargestellt wird der reibungsbehaftete, stationären Fall sowie der Vergleich zum Ergebnis aus dem Programm XFOIL [8]. Die Übereinstimmung mit den Referenzdaten ist allgemein stark von den Ergebnissen des Grenzschichtlösers, insbesondere von der Lage und Modellierung des Transitionsprozesses, abhängig.

Für den reibungsfreien Fall wird in Abbildung 1c) der stationäre und instationäre Auftriebsbeiwert gegenüber gestellt.

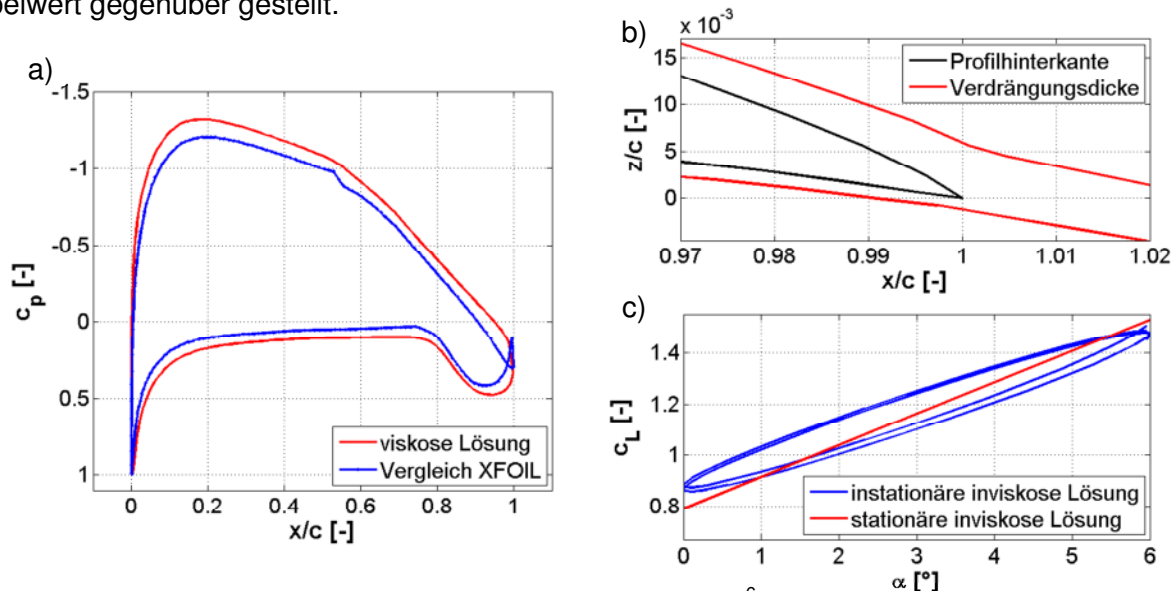


Abbildung 1: a) Vergleich Druckverteilung ($\alpha = 3^\circ$, $Re = 3,5 \cdot 10^6$)
b) Verlauf der entsprechenden Verdrängungsdicke an der Hinterkante
c) Vergleich Auftriebsbeiwert stationär/instationär ($\alpha = A + A \cos(\omega t)$, $A = 3^\circ$, $\omega = 0,4 \text{ s}^{-1}$)

Literatur:

- [1] M. Weismüller (2011) Dissertation, TU Darmstadt
- [2] T. Cebeci, L.W. Carr (1984) *NASA TM 85934*
- [3] W.J. Mc Croskey (1982) *Ann. Rev. Fluid Mech.*, 14, 285-311
- [4] J.L. Hess, A.M.O. Smith (1967) *Progress in Aerospace Sciences*, 8, 1-138
- [5] T. Cebeci (1999) *Springer, An Engineering Approach to the Calculation of Aerodynamic Flows*
- [6] M. Lighthill (1958) *J. Fluid Mech.*, 4, 383-392
- [7] R. Peltonen (2006) *Journal of Aircraft*, 43, 1069-1081
- [8] M. Drela, H. Youngren (2001), XFOIL 6.9
- [9] A.V. Boiko, G. R. Grek, A.V. Dogval et al. (2002) *Springer, The Origin of Wall-Near Turbulence*

Weiteres Vorgehen:

Die Berechnungen werden mit Ergebnissen aus den Flugexperimenten verglichen. Hieraus muss die Notwendigkeit einer instationären Grenzschichtberechnung abgeschätzt werden. Eine semi-empirische N-Faktormethode [9] zur Transitionsvorhersage wird implementiert. Mit den experimentellen Daten können Transitionseigenschaften korreliert werden.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Grenzschichtstabilisierung mit DBD Plasma Aktuatoren

A. Duchmann, S. Grundmann, C. Tropea

Center of Smart Interfaces, TU Darmstadt, Flughafenstr. 19, 64347 Griesheim
duchmann@csi.tu-darmstadt.de

Ausgangssituation

Die Verzögerung des laminar-turbulenten Umschlags mit Hilfe von Dielectric Barrier Discharge (DBD) Plasma-Aktuatoren konnte für kleine Reynoldszahlen bereits vor einigen Jahren gezeigt werden [1]. Dazu wurden Tollmien-Schlichting-Wellen durch eine Störquelle im Windkanalexperiment künstlich angeregt, eine durch kontinuierlichen Aktuatorbetrieb erzeugte Volumenkraft ermöglichte eine Dämpfung der Wellen und eine Verzögerung der Transition. Die monofrequente und periodische Anregung der Strömung kann jedoch nur bedingt zur Beurteilung des natürlichen Transitionsprozesses der Plattengrenzschicht herangezogen werden.

Ziel

Für eine praktikable Anwendung der Aktuatoren ist eine Vergrößerung des Geschwindigkeitsbereiches notwendig innerhalb dessen sie zur Transitionsverzögerung verwendet werden können. Zu klären ist zudem die Frage, ob neben künstlich angeregter Transition auch der natürlich auftretende Umschlag mit Hilfe von Plasma-Aktuatoren verzögert werden kann. Die Charakterisierung der Stabilisierung des Grenzschichtprofils bei verschiedenen Druckgradienten, Freistromgeschwindigkeiten und Turbulenzgraden steht im Fokus des Projektes. Eine stabilitätstheoretische Analyse, welche physikalischen Mechanismen zur Verzögerung der Transition beitragen, schließt sich an die experimentellen Untersuchungen an.

Lösungsweg

Da der Turbulenzgrad einen eminenten Einfluss auf den Transitionsprozess hat werden Messungen im Windkanal von Freiflugmessungen begleitet. Ein experimenteller Aufbau zur Durchführung von Freiflugversuchen befindet sich in der Vorbereitung. In der Zwischenzeit wurde der in [1] verwendete Versuchsaufbau im Eiffelkanal der TU Darmstadt für Untersuchungen bei größeren Strömungsgeschwindigkeiten optimiert. Durch einen Verdrängungskörper wird auf der ebenen Platte ein Druckgradient aufgeprägt, wie er auch auf der Druckseite eines Flügelprofils im Flugversuch bei kleinen Anstellwinkeln qualitativ zu finden ist ($dc_p/dx \sim 0.5/m$). Der Grenzschichtverlauf wird mit einer Hitzdrahtsonde durch Traversieren ermittelt und der fortschreitende Umschlag zur Turbulenz vermessen. Ein auf der ebenen Platte integrierter DBD Plasma-Aktuator erzeugt ein Volumenkraftfeld welches eine charakteristische Beschleunigung der umgebenden Fluidmoleküle in tangentialer Richtung hervorruft. Diese Veränderung des Grenzschichtprofils wird zur Stabilisierung der Strömung eingesetzt.

Ergebnisse

Im Gegensatz zu vorherigen Untersuchungen [1] wird für die hier präsentierten Messungen keine künstliche Störquelle verwendet. Bei einer Kanaleintrittsgeschwindigkeit von 20m/s vor Beginn des positiven Druckgradienten ereignet sich die Transition auf der ebenen Platte in einem Bereich zwischen $x=400mm$ und $x=600mm$ stromab der Vorderkante. Anhand des Abfalls des Formfaktors der Grenzschichtprofile und der steigenden Standardabweichung des Hitzdrahtsignals an der Oberfläche lässt sich der Umschlagsvorgang beobachten. In

Abbildung 1 sind beide Methoden dargestellt. Die kritische Reynoldszahl an der Position der größten Standardabweichung beträgt $Re_{krit}=6.6 \cdot 10^5$.

Wird ein Plasma-Aktuator $x=325\text{mm}$ hinter der Vorderkante bei 10kV Versorgungsspannung mit einer Betriebsfrequenz von $f=6\text{kHz}$ eingeschaltet, so beginnt der Abfall des Formfaktors bzw. der Anstieg der Standardabweichung bei weiter stromab liegenden Positionen. Dies ist an den beiden rot dargestellten Verläufen zu erkennen.

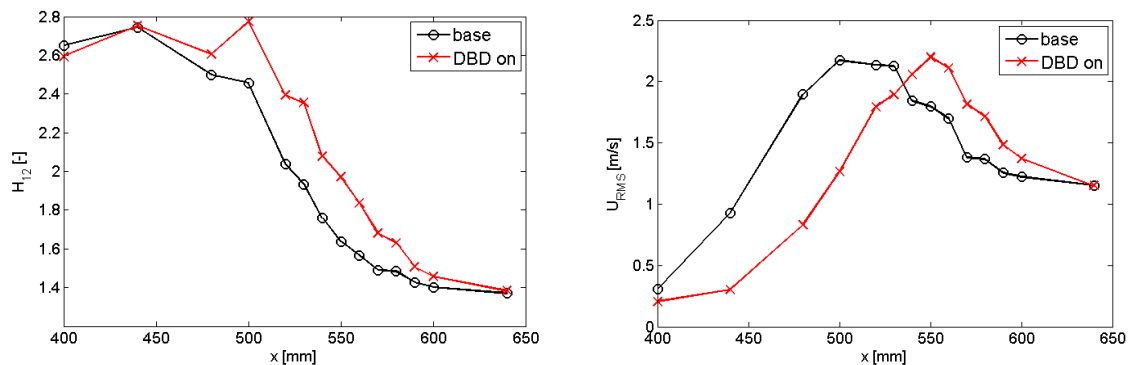


Abbildung 1: Formfaktor H_{12} (links) und Standardabweichung (rechts) entlang der ebenen Platte zur Identifikation des Transitionsgebiets ohne (schwarz) und mit (rot) DBD Aktuator

Die Verschiebung der Transitionslage lässt sich aufgrund des graduellen Verlaufs der Transition nur schwer quantifizieren, ein determiniertes Maß existiert nicht per se. Bei unseren Untersuchungen werden zur Quantifizierung ein Unterschreiten des Formfaktors von 2 sowie die Spitze des Verlaufs der Standardabweichung verwendet. In einem nicht optimierten ersten Versuch wurde eine Transitionsverzögerung von 30-50mm erreicht, was einer Erhöhung der kritischen Reynoldszahl um etwa 10% entspricht. Zur Vergrößerung des transitionsverzögernden Effektes kann die am Plasma-Aktuator anliegende Spannung erhöht werden. Bei 12kV und gleicher Betriebsfrequenz beträgt die Transitionsverzögerung etwa 60mm, allerdings können bei zu starker lokaler Strömungsbeschleunigung eine Verzerrung des Grenzschichtprofils oder ungewollte Störungen auftreten. Daher bietet sich eine Staffelung mehrerer stromabliegender Aktuatoren an. Ein solches Array befindet sich in Vorbereitung und wird in Flugversuchen sowie unter den vorgestellten Windkanal-Versuchsbedingungen eingesetzt werden.

Um den Effekt eines Aktuators auf beide Geschwindigkeitskomponenten einer TS-Welle in unmittelbarer Nähe des Plasmas zu untersuchen werden phasengetriggerte PIV-Messungen durchgeführt. Zur Extraktion der kleinen Geschwindigkeitsfluktuationen (u' im Bereich von 1% der Freistromgeschwindigkeit) ist eine Phasenmitteilung nötig, daher werden die TS-Wellen künstlich angeregt. Abbildung 2 stellt eine Sequenz der gemessenen Geschwindigkeitsfluktuation in Strömungsrichtung bei verschiedenen Phasenlagen dar. Die Ausbreitungsgeschwindigkeit (hier von links nach rechts) sowie der charakteristische Phasensprung in der kritischen Schicht lassen sich auf diese Weise gut erkennen und der Einfluss eines Plasma-Aktuators auf die Stabilität der Strömung analysieren.

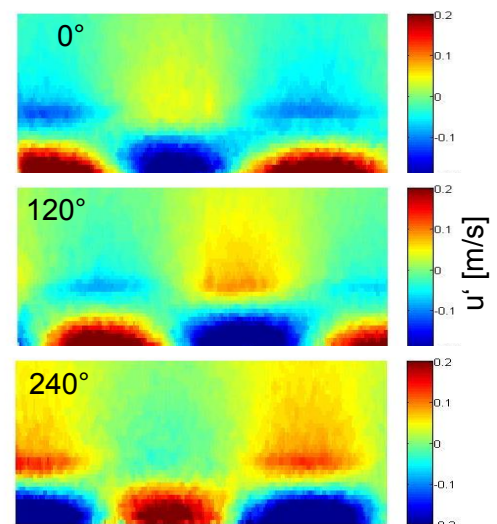


Abbildung 2: Geschwindigkeitsfluktuation einer TS-Welle in Strömungsrichtung

[1] Grundmann, S., Tropea, C. (2007) : Experimental transition delay using glow-discharge plasma actuators. Exp Fluids 42:653-657

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transition, Laminarhaltung

Numerische Simulation zur Wirkung einer Stufe auf die Laminarhaltung einer Unterschallgrenzschicht

C. Edelmann, U. Rist

Universität Stuttgart, Institut für Aerodynamik und Gasdynamik, Pfaffenwaldring 21,
70569 Stuttgart, edelmann@iag.uni-stuttgart.de

Die hier behandelte Arbeit ist Teil des DLR-Vorhabens VER²SUS, in dem ein vereinfachtes Absaugsystem zur Hybriden Laminaren Strömungskontrolle (HLFC) verifiziert werden soll. Durch eine lange laminare Laufstrecke soll der Widerstand reduziert und damit die Treibstoffeffizienz des Flugzeugs erhöht werden.

Schon kleine Unregelmäßigkeiten der idealerweise perfekt glatten Sollkontur können zum Verschieben der Transitionslage in Richtung Vorderkannte führen. Da jedoch in der Realität nur mit gewissen Toleranzen gefertigt werden kann, ist es unerlässlich die Auswirkung von verschiedenen Unregelmäßigkeiten wie Stufen, Spalten und Rauigkeiten auf die Stabilität der Strömung zu erforschen.

In der aktuellen Arbeit wird die Wirkung vorwärts gerichteter Stufen auf die Laminarhaltung numerisch untersucht. Dazu wird im ersten Schritt ein Vergleich mit Ergebnissen von Perraud *et al.* durchgeführt. Die Simulationen werden mit dem Verfahren NS3D, einem am Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) entwickelten Programm zur Direkten Numerischen Simulation der kompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen, durchgeführt.

Simuliert wird ein Fall mit einer Stufenhöhe von $Re_h = 2000$ bei einer Anströmgeschwindigkeit von 50 m/s. Die Stufe befindet sich an der Position $Re_x = 330000$. Das Vorgehen ist dabei in zwei Schritte unterteilt. Im ersten Schritt wird eine stationäre Grundströmung berechnet. Anschließend wird im zweiten Schritt ein Wellenpaket durch Ausblasen und Absaugen an der Wand in die Strömung eingebracht. Die Entwicklung dieses Wellenpakets wird untersucht, die Anfachung berechnet und mit den Ergebnissen von Perraud *et al.* verglichen. Beim Vergleich ist zu beachten, dass Perraud *et al.* die Anfachung mit Hilfe der Linearen Stabilitätstheorie berechnen, während in der aktuellen Untersuchung direkt die Entwicklung einer Störung untersucht wird.

In Abb. 1 sind Ergebnisse der Grundströmungsberechnung zu sehen. In Abb.1 a) werden die Stromlinien sowie die Größe des Rückströmungsgebiets gezeigt. Es ist zu erkennen, dass sich zwei Ablöseblasen, eine vor und eine nach der Stufe, entwickelt haben. Die vordere Ablöseblase hat eine Länge von ca. sechs Stufenhöhen und die hintere Ablöseblase eine Länge von ca. fünf Stufenhöhen. In Abb. 1 b) ist der Wanddruckverlauf zu sehen. Zur Stufe hin steigt der Druck an, fällt dann plötzlich an der Stufe ab und nähert sich wieder einem konstanten Niveau.

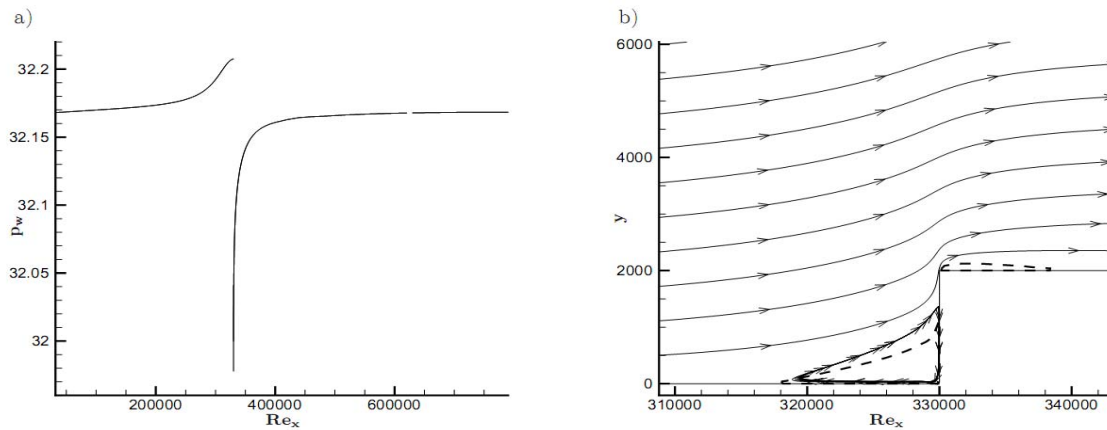


Abbildung 1:

- a) Wanddruckverlauf über Re_x .
- b) Stromlinien (durchgezogen) und Rückströmgebiet (gestrichelt) in der Nähe der Stufe. Die y -Richtung ist um den Faktor 5 gestreckt.

Ergebnisse der Simulation mit Wellenpaket sind in Abb. 2 dargestellt. Die maximalen Amplituden der Stromabgeschwindigkeit für einige ausgewählte Frequenzen sind in Abb. 2 a) abgebildet. Schon kurz nach der Einleitung des Wellenpackets durch einen Störstreifen zwischen $Re_x = 116000$ und $Re_x = 144000$ ist eine starke Anfachung zu erkennen, die sich auch nach der Stufe fortsetzt. Abb. 2 b) zeigt den Vergleich zu den Ergebnissen von Perraud *et al.* Abgebildet ist der N-Faktor, $N = \ln(A/A_0)$ über Re_x für den hier beschriebenen Fall mit Stufe, dem zugehörigen Referenzfall von Perraud *et al.* und Ergebnissen von Perraud *et al.* für eine Blasius-Grenzschicht. Gut ist die wesentlich stärkere Anfachung zwischen ca. $Re_x = 200000$ bis 500000 in den Fällen mit Stufe im Vergleich zum Blasius-Fall zu erkennen. Die Übereinstimmung mit den Ergebnissen von Perraud *et al.* ist bis zur Stufe sehr gut. Nach der Stufe ergeben sich Abweichungen, der Verlauf der beiden Kurven ist jedoch ähnlich.

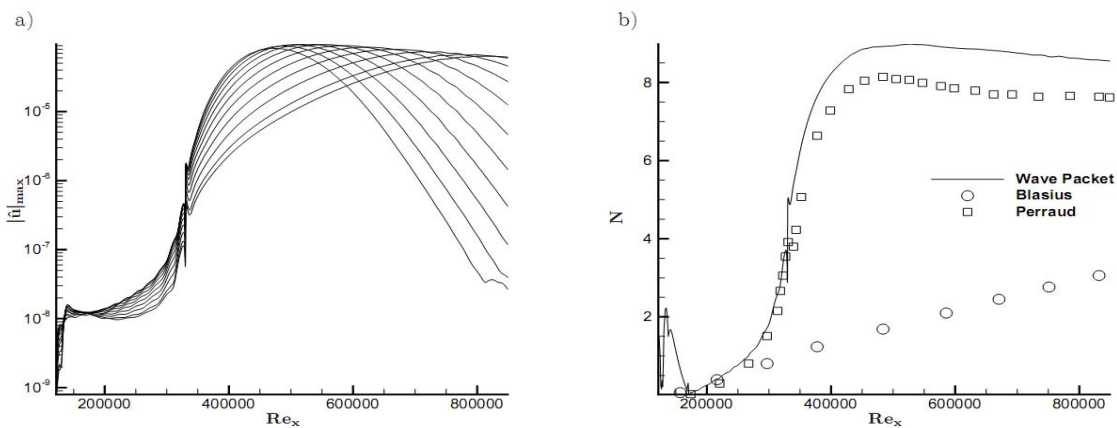


Abbildung 2:

- a) Amplituden der Stromabgeschwindigkeit für einige ausgewählte Frequenzen.
- b) N-Faktoren für den Fall mit Wellenpaket und die beiden Referenzfälle von Perraud *et al.*

Es hat sich gezeigt, dass sich der hier gewählte Ansatz sehr gut eignet, die Auswirkungen von Stufen auf die Stabilität einer Grenzschicht zu untersuchen. Zurzeit werden Simulationen mit höheren Anströmgeschwindigkeiten bis hinein in den transsonischen Bereich durchgeführt. Simulationen mit Druckgradient sowie Schiebewinkel sind geplant.

Literatur:

J. Perraud, D. Arnal, A. Séraudie, D. Tran, 2004: Laminar-turbulent transition on aerodynamic surfaces with imperfections, RTO-AVT-111 Symp., Prague.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transition

DNS of laminar/turbulent transition at subsonic speed

V. Hermes, I. Kliouchnikov, H. Olivier

Shock Wave Laboratory, RWTH Aachen University, Templergraben 55,
52056 Aachen, hermes@swl.rwth-aachen.de

Introduction

The laminar/turbulent transition has been studied since it was recognised that two different flow regimes (laminar and turbulent) exist. Although a wide comprehension of the transition process has been achieved during the last decades, a lot of open questions remain. The direct numerical simulation (DNS) is increasingly used to further improve our understanding of transition, because the complete data set is available for the whole, instantaneous flow field. In the present paper, the used numerical method will be validated using experimental and numerical data from [1] and [2].

Numerical method

The numerical results are obtained using a finite difference solver, which has been developed at the SWL, based on WENO discretisation of ninth order accuracy for inviscid fluxes [3]. For time integration the classical four-stage, fourth order Runge-Kutta scheme is used. The spectral properties of the used scheme are analysed in [4]. The DNS of the flow has been performed on an H-type grid containing 1280x128x128 grid points in main flow, wall-normal and spanwise direction, respectively. In the domain of interest an equidistant resolution of $\Delta x = 0.01$ and $\Delta z = 0.003$ is chosen in main flow and spanwise direction. The computational mesh is stretched exponentially from the wall starting with a spacing of $\Delta y_{\text{wall}} = 0.0003$ towards the boundary layer edge. To avoid reflection at inflow and outflow boundaries, a sponge layer is covering the domain of interest.

The boundary layer flow is disturbed by forcing a wall-normal velocity component at the suction/blowing strip ($v_{\text{wall}}(x,z,t) = v'(x) [A_0 \sin(\beta_0 t) + A_1 \cos(\gamma z) \sin(\beta_1 t)]$ for $x_1 < x < x_2$). The function $v'(x) = 1.51 \sin(2\pi x/(x_2 - x_1)) \exp(-0.25 (2\pi x/(x_2 - x_1) - \pi)^2)$ is a product of sine wave and a Gaussian curve. After the leading wave package of the TS waves pass the outflow boundary, the instantaneous flow field is sampled and Fourier analysed. The Fourier mode-(i,j) corresponds to harmonics with the frequency of i-times β_0 and spanwise wave number of j-times γ in accordance to [1].

Results

For the test case [1] a flat plate flow at $Ma_\infty = 0.4$ and $Re_L = 10^5$ is disturbed with $A_0 = 0.00145$, $\beta_0 = 12.4$, $A_1 = 6 \cdot 10^{-6}$, $\beta_1 = 6.2$ and $\gamma = 31.4$ between $x_1 = 1.732$ and $x_2 = 2.01$. The non-dimensional viscosity $\eta = 1.0$ is set to eliminate the temperature dependence of the viscosity, because the experiments and the corresponding numerical study by Fasel et al. has been performed for incompressible flow. As expected, subharmonic resonance develops after the two and the three-dimensional disturbances synchronise at $x \approx 2.7$ (s. Figure 1 right). The development of induced modes as well as higher harmonic (not shown) agrees well with experimental and numerical reference data. The vortices inside the boundary layer remain upstream of the position $x \approx 4$ two-dimensional. Downstream of this position λ -shaped vortices are observed that are staggered by a half of the spanwise wavelength, which is typical for subharmonic resonance. Downstream of $x \approx 5.5$ the breakdown to turbulence is observed. Here the flow loses its symmetry in spanwise direction and the vortices propagate in increasingly stochastic manner.

For the test case [2] a flat plate flow at $Ma_\infty = 0.4$ and $Re_L = 10^5$ is disturbed with $A_0 = 0.005$, $\beta_0 = 11$, $A_1 = 0.00013$, $\gamma = 41.5$ between $x_1 = 1.333$ and $x_2 = 1.542$. Again for better comparison a constant viscosity $\eta = 1.0$ is chosen. Due to a different input of three-dimensional disturbances in the experiment, the wall-normal velocity at the suction/blowing strip is induced

here using $v_{\text{wall}}(x,z,t) = v'(x) A_0 \sin(\beta_0 t) + A_1 \cos(\gamma z)$. The time independent mode (0,1), which is induced at disturbance strip, cause a fundamental resonance case. Here the λ -shaped vortices are oriented one behind the other. The development of induced disturbances and their higher harmonics show again a good agreement compared to numerical data by Rist et al. (s. Figure 2 right), although especially the amplitude for mode (0,1) is too high.

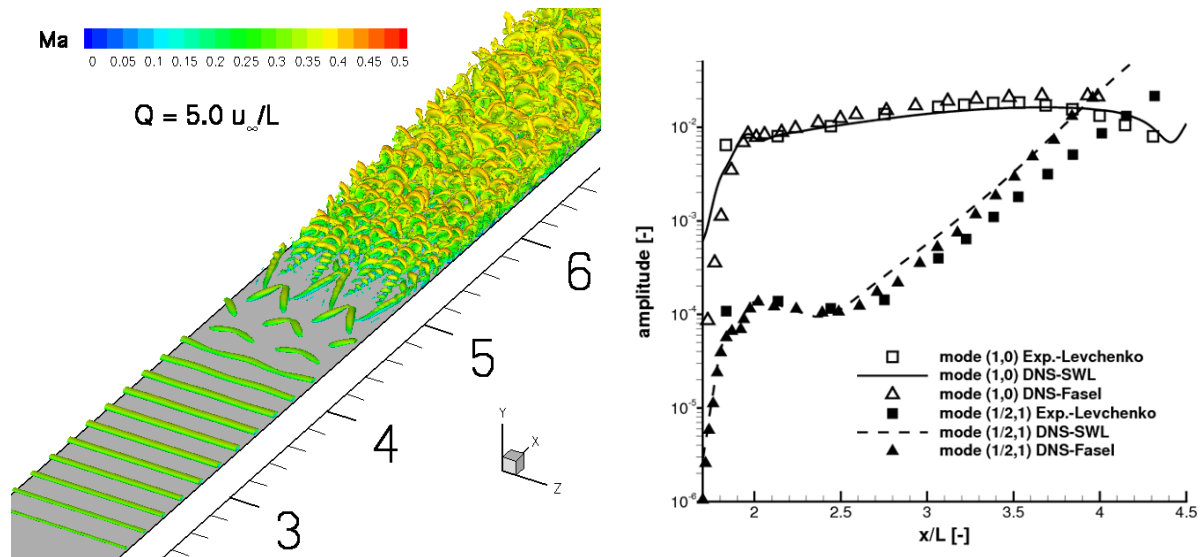


Figure 1. Visualisation of vortices inside the boundary layer using Q-criterion (left) and development of disturbance modes (right) for the test case [1].

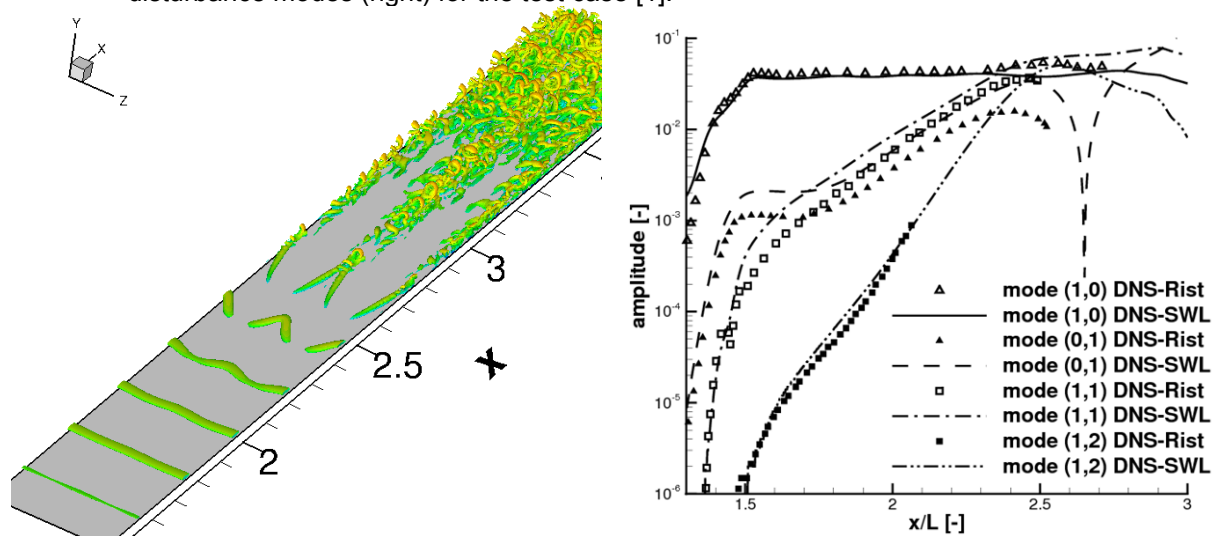


Figure 2. Visualisation of vortices inside the boundary layer using Q-criterion (left) and development of disturbance modes (right) for the test case [2].

Literature

- [1] H.F. Fasel, U. Rist, U. Konzelmann: "Numerical investigation of the three-dimensional development in boundary-layer transition", AIAA Journal, Vol. 28, No. 1, pp. 29-37, 1990
- [2] U. Rist, F.H. Fasel: "Direct numerical simulation of controlled transition in a flat-plate boundary layer", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 298, pp. 211-248, 1995
- [3] D.S. Balsara, C.W. Shu: "Monotonicity preserving Weighted Essentially Non-Oscillatory schemes with increasingly high order of accuracy", Journal of Computational Physics, Vol. 160, pp. 405-452, 2000
- [4] V. Hermes, I. Kliutchnikov, H. Olivier: "Linear stability of WENO schemes coupled with explicit Runge-Kutta schemes", International Journal for Numerical Methods in Fluids, doi: 10.1002/flid.2626, 2011

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transition

Numerical investigation of the effect of upstream moving pressure waves
on transition at high subsonic speed

V. Hermes, I. Kliouchnikov, H. Olivier

Shock Wave Laboratory, RWTH Aachen University, Templergraben 55,
52056 Aachen, hermes@swl.rwth-aachen.de

Introduction

The phenomenon of upstream moving pressure waves in flows over airfoils, compressor and turbine blades as well as over bodies with blunt trailing edges is observed and investigated already for decades [1],[2]. In flows at low subsonic Mach numbers the wavelengths of pressure waves are large and the near-field can be described sufficiently well using linear methods. In contrast, at high subsonic and transonic Mach numbers the wavelength becomes small and strong non-linearity determines the development of the upstream moving pressure waves. In the present work we present the results of a numerical investigation of an interaction between upstream moving pressure waves and the laminar/turbulent transition at a high subsonic speed. A transitional flow over a flat plate is taken as a reference flow field. The Tollmien-Schlichting (TS) waves are induced via a suction/blowing strip. One-dimensional pressure waves are induced outside the boundary layer. The initially sinusoidal pressure waves quickly transform their shape in a saw tooth form. Thus, a series of shock waves enclosed by expansion waves propagates upstream and interacts with the TS waves. A sketch of the investigated configuration is depicted in Figure 1.

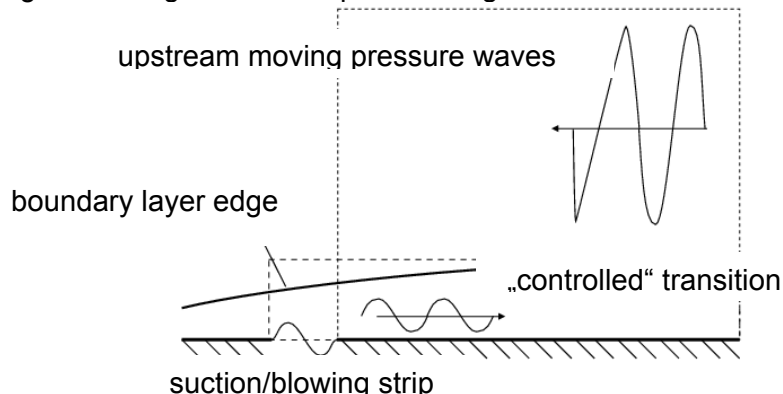


Figure 1. Sketch of the investigated configuration.

The aim of the investigation is to determine the effect of upstream moving pressure waves on laminar/turbulent transition. The theory based on Goldstein Ansatz predicts receptivity of pressure waves by boundary layers only in regions of strong flow changes like leading edges or forward and backward facing steps [3]. It is supposed that the shock wave is a receptivity source as well, because of a rapid change in flow field characteristics over it. In the present investigation the series of shock waves is at the same time receptivity source and disturbance. Thus, it is not clear, if the theory by Goldstein is valid for the investigated configuration.

Results

The numerical results are obtained using a finite difference solver, which has been developed at the SWL, based on WENO discretisation of ninth order accuracy for inviscid fluxes [4]. For time integration the classical four-stage, fourth order Runge-Kutta scheme is used. The spectral properties of the used scheme are analysed in [5]. The DNS of the flow has been performed on an H-type grid containing 1280x128x128 grid points in the main flow, wall-normal and spanwise direction, respectively. In the domain of interest an equidistant

resolution of $\Delta x = 0.01$ and $\Delta z = 0.003$ is chosen in main flow and spanwise direction. The computational mesh is stretched exponentially from the wall starting with a spacing of $\Delta y_{\text{wall}} = 0.0003$ towards the boundary layer edge. To avoid reflection at inflow and outflow boundaries, a sponge layer is covering the domain of interest.

The transitional flat plate flow at $Ma_\infty = 0.7$ and $Re_L = 10^5$ is assessed that serves as reference flow in the following. First, the DNS results of the compressible boundary layer profiles are compared with van Driest solution showing good agreement. The boundary layer is then disturbed by forcing a wall-normal velocity component at the suction/blowing strip ($v'(x,z,t) = v''(x)A_0 \sin(\beta_0 t) + A_1 \sin(yz) \sin(\beta_1 t)$). By choosing $\beta_0 = 10$ and $\beta_1 = 10$ for the fundamental or $\beta_1 = 5$ for the subharmonic resonance case, the two special cases are simulated. After the leading wave package of the TS waves pass the outflow boundary, the instantaneous flow field is sampled for ten periods and Fourier analysed.

After the reference flow has been investigated, the pressure waves are introduced at $x = 6.0$ with $p = 1 - A_{ac} \sin(\beta_{ac} t)$. The amplitude A_{ac} and the angular frequency β_{ac} of the pressure waves are varied systematically. The DNS is performed for 15 periods of the TS waves. The instantaneous flow field is sampled and analysed for the last ten periods. The results show an instantaneous interaction between the upstream moving pressure waves and vortices inside the boundary layer (s. Figure 2). The vortices become essentially bigger after passing under a shock wave, while becoming smaller in the following region with a negative pressure gradient. The general development of the resonance type is not changed by the pressure wave interaction. Dependent on pressure wave amplitude the onset of turbulence can be significantly moved forward, although the physical mechanism is not completely understood yet.

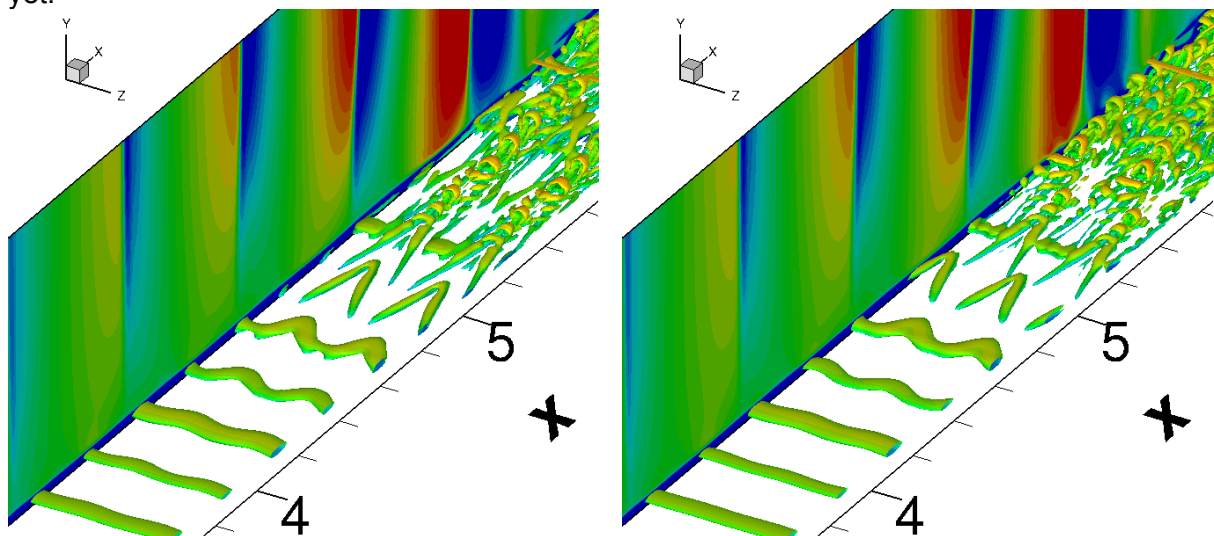


Figure 2. Visualisation of vortices inside the boundary layer using Q-criterion for fundamental (left) and subharmonic (right) resonance test cases.

Literature

- [1] A. Alshabu, H. Olivier: "Unsteady wave phenomena on a supercritical airfoil", AIAA Journal, Vol. 46, No. 8, pp. 2066-2073, 2008
- [2] V. Hermes, J. Nies, I. Kliouchnikov, H. Olivier: "Wave processes in transonic airfoil flows", ISSW28-2486, 2011
- [3] M.E. Goldstein, "The evolution of Tollmien-Schlichting waves near a leading edge", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 127, pp. 59-81, 1983
- [4] D.S. Balsara, C.W. Shu: "Monotonicity preserving Weighted Essentially Non-Oscillatory schemes with increasingly high order of accuracy", Journal of Computational Physics, Vol. 160, pp. 405-452, 2000
- [5] V. Hermes, I. Kliouchnikov, H. Olivier: "Linear stability of WENO schemes coupled with explicit Runge-Kutta schemes", International Journal for Numerical Methods in Fluids, doi: 10.1002/fld.2626, 2011

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control

Numerische Simulation der Ablösekontrolle an einer Hochauftriebskonfiguration mit Detached-Eddy Simulation

Alexander Kabat vel Job, Tobias Höll, Frank Thiele

Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik,
Technische Universität Berlin

Müller-Breslau-Str. 8, 10623 Berlin
kabat@cf.d.tu-berlin.de

Problemstellung:

Verschiedene experimentelle und numerische Untersuchungen zeigen signifikante Effektivitätssteigerungen von Hochauftriebskonfigurationen unter Verwendung aktiver Strömungskontrolle an der Hinterkantenklappe. Aktuelle Studien befassen sich mit der Analyse des quantitativen Einflusses der an den Mechanismen beteiligten Parameter. Die Untersuchung einer Vielzahl an Varianten der aktiven Beeinflussung der Strömungsablösung an der Hinterkantenklappe macht Parameterstudien von großem Umfang notwendig. Entsprechende Studien werden mit dem *Delayed Detached Eddy* (DES) Ansatz durchgeführt, da sich dieser bei Konfigurationen mit massiven Ablösegebieten den instationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (URANS) überlegen gezeigt hat.

Untersucht wird eine generische drei Komponenten-Hochauftriebskonfiguration, die bei einem Pfeilungswinkel von 30° in die dritte Raumrichtung extrudiert ist. Der Flügel wird mit unendlicher Ausdehnung unter Verwendung periodischer Randbedingungen behandelt.

Zielstellung und Vorgehensweise:

Um die einzelnen Konfigurationen mit vertretbarem Rechenaufwand zu untersuchen, ist eine Minimierung des numerischen Aufwands von großem Interesse. Hinsichtlich der Verwendung des DES Ansatzes ist die Auflösung des Rechengitters maßgeblich entscheidend für die Validität der Simulation. Durch die Untersuchung zweier unterschiedlich fein aufgelöster Gitter und durch Variation des Turbulenzmodells soll ein bestmöglicher Kompromiss aus Effizienz und Vorhersagequalität gefunden werden.

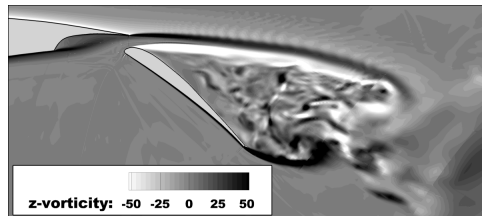
Die Simulationen werden mit der *Delayed DES* (DDES) Modifikation [3] des ursprünglichen DES Ansatzes ausgeführt. Für das zugrunde liegende URANS Turbulenzmodell werden das SALSA, SST $k-\omega$ und LLR $k-\omega$ Modell miteinander verglichen.

Die Anregung der Grenzschicht erfolgt in 6% Rücklage an der Hinterkantenklappe. Es wird die in den Arbeiten [1] und [2] maximale Anregungsamplitude verwendet um Effekte hoher Geschwindigkeitsgradienten zu erfassen. Der zeitliche Verlauf der Anregung ist über eine harmonische Funktion vorgegeben, bestehend aus wechselnden Phasen von Absaugen und Ausblasen. Der Anregeschlitz ist durchgehend und entspricht somit 100% der spannweiten Ausdehnung. Entsprechende Fälle wiesen in den URANS Untersuchungen der erwähnten Arbeiten die größten Unterschiede zwischen den einzelnen Turbulenzmodellen auf.

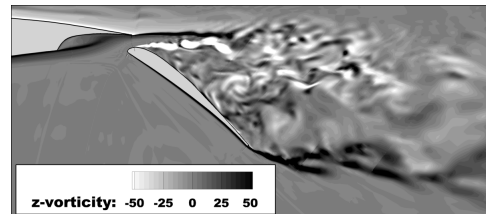
Zuvor wird für die Grundströmung mit Hilfe von Korrelationen eine ausreichend spannweitige Ausdehnung des Rechengebietes ermittelt.

Ergebnisse:

Der Vergleich des Auftriebsbeiwertes der Grundströmungen offenbart geringe Unterschiede zwischen den untersuchten Turbulenzmodellen. Diese resultieren aus einer unterschiedlichen Ausdehnung des als *Grey-Area* bezeichneten Bereichs der LES Region kurz hinter der Ablösung. Hier zeigt das LLR Modell sehr früh nach der Ablösung aufgelöste Instabilitäten die ein Zusammenbrechen der Scherschicht verursachen, wodurch sich die Ausdehnung des Nachlaufs signifikant vergrößert. Das Erfassen aufgelöster Strukturen ist sowohl beim SALSA als auch beim SST Modell wesentlich weiter stromab verlagert. Dies führt im direkten Bereich hinter der Ablösung zu deutlichen Unterschieden im Druckverlauf.

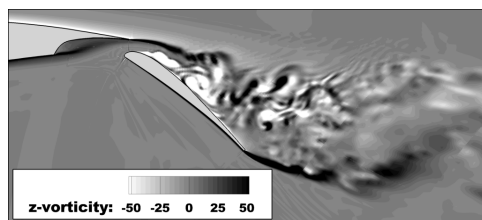


(a) unangeregte Strömung - SALSA

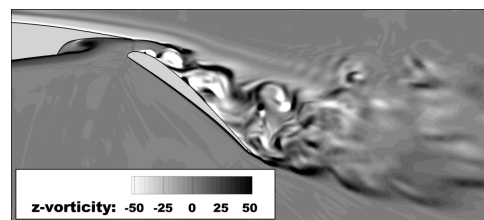


(b) unangeregte Strömung - LLR

Im angeregten Fall verstärkt sich der Unterschied im Auftriebsbeiwert. Durch die Aktuierung der Grenzschicht bildet sich ein Wirbelsystem, das energiereiche Hauptströmung in das Nachlaufgebiet transportiert. Die Ausbreitung des Ablösegebiets ist dadurch deutlich verringert. Dieser Effekt ist beim LLR Modell stärker ausgeprägt und resultiert in einem höheren Auftriebsbeiwert im Vergleich zu SALSA und SST.



(a) angeregte Strömung - SALSA



(b) angeregte Strömung - LLR

Die Verbesserung der Auflösung führt zu einer Erhöhung des Anteils aufgelöster Strukturen. Die *Grey-Area* ist dabei für das SALSA und SST Modell reduziert aber dennoch wesentlich ausgeprägter im Vergleich zum LLR Modell. Für dieses Modell sind die Änderungen im Auftriebsbeiwert durch die bessere Auflösung nur geringfügig. Der größte Einfluss ist hier beim SST Modell erkennbar, das im angeregten Fall auf dem feineren Gitter einen höheren Auftriebsbeiwert zeigt. Basierend auf diesen Ergebnissen werden die weiteren Parameterstudien mit dem LLR Modell durchgeführt, da es in der Lage ist die maßgeblichen Strukturen bereits auf dem weniger fein aufgelösten Gitter zu erfassen.

Literatur:

- [1] T. Höll, E. Wassen, F. Thiele: Numerical Investigation of Spatially Distributed Actuation on a Three Element High-Lift Configuration. In R. King, editor, *Active Flow Control II, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design Vol. 108*: pp. 109-123, Springer 2010
- [2] T. Höll, A. Kabat vel Job, P. Giacomini, F. Thiele: Detached-Eddy Simulation of Pulsed Blowing Actuation on the Flap of a High-Lift Configuration. *AIAA Paper 2011-3174, Honolulu, HI, USA, 2011*
- [3] P. Spalart, S. Deck, M. Shur, K. Squires, M. Strelets, A. Travin: A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities. *Theoretical Computational Fluid Dynamics Vol. 20*, Springer 2006

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Transitionsverzögerung durch aktive Wellendämpfung mit Hilfe von DBD Plasma-Aktuatoren

A. Kurz, S. Grundmann, C. Tropea
Center of Smart Interfaces (CSI), Technische Universität Darmstadt
kurz@csi.tu-darmstadt.de

N. Goldin, R. King
Fachgebiet Mess- und Regelungstechnik, Technische Universität Berlin
nikolas.goldin@tu-berlin.de

In Untersuchungen an der TU Darmstadt konnte gezeigt werden, dass sich der dielectric-barrier discharge (DBD) Plasma-Aktuator grundsätzlich für die Kontrolle des laminar-turbulenten Umschlages eignet [1]. Sehr vielversprechend sind dabei seine Eigenschaften, eine Volumenkraft in die Strömung ohne bewegte Teile und mit sehr geringem Einbauraum einbringen zu können, sowie die sehr kurze Ansprechzeit. Das Fehlen mechanisch bewegter Teile bietet zudem den Vorteil, dass der Aktuator keine zusätzlichen, ungewollten Vibrationen der Struktur verursacht.

Ziel des vorliegenden Projektes ist es, die aktive Wellendämpfung mit Hilfe von Plasma-Aktuatoren dem Anwendungsfall möglichst nahe zu bringen. Hierzu wurde das Experiment von der ebenen Platte auf einen freiflugtauglichen Laminarhandschuh übertragen. In Windkanalversuchen muss zunächst der nutzbare Geschwindigkeitsbereich erweitert werden. Als Fernziel soll das System auf Pakete von auf natürliche Weise entstehende Tollmien-Schlichting Wellen reagieren können.

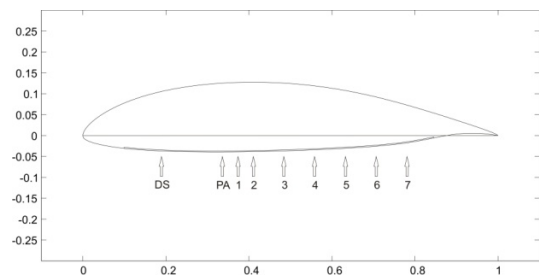


Abb. 1: Position von Störquelle, Plasma-Aktuator und Messstellen

Die vorgestellten Experimente wurden auf dem Laminarhandschuh der TU Darmstadt im Windkanal durchgeführt. Die Freistromgeschwindigkeit betrug jeweils 10 m/s. Eine künstliche Störquelle ist in die Oberfläche integriert. Abbildung 1 zeigt die Lage von Störquelle (disturbance source, DS), Plasma-Aktuator (PA) und sieben Messpositionen, an denen Grenzschichtprofile aufgenommen wurden. Abbildung 2 illustriert den Versuchsaufbau. Der Laminarhandschuh ist vertikal auf der Windkanalwaage montiert. Das Transitionsverhalten des Profils wurde mit Hilfe konventioneller Hitzdrahtanemometrie untersucht.



Abb. 2: Experimenteller Aufbau im Windkanal

In Zusammenarbeit mit der TU Berlin kamen zwei Regelkreise zum Einsatz, die für diese Versuchsreihen zur Verfügung gestellt und zuvor bereits erfolgreich für die aktive Wellendämpfung eingesetzt wurden [2]. Zum Einen wurde ein Extremwertregler [3] getestet, welcher für eine vorgegebene Wellenfrequenz die Phasenlage der Gegenwelle automatisch anpasst, zum Anderen ein adaptiver Regler [4], bestehend aus einem mittels filtered-xLMS Algorithmus online adaptierten FIR-Modell, zur Ermittlung der optimalen Ansteuerfunktion des Aktuators. Beide Ansätze nutzen einen hinter dem Aktuator gelegenen Sensor zur automatischen Optimierung einer Steuerfunktion. Während jedoch der Extremwertregler nur für die Dämpfung monofrequenter TS-Wellen geeignet ist lässt sich der adaptive Regler mittels

f-xLMS auch für die Dämpfung von natürlichen TS-Wellen mit gemischtem Frequenzinhalt verwenden.

Mit Hilfe beider Regelkreiskonzepte konnte eine deutliche Transitionsverzögerung nachgewiesen werden. Exemplarisch werden hier die Ergebnisse des adaptiven Regelungssystems gezeigt. Abbildung 3 verdeutlicht den Verlauf der Geschwindigkeitsfluktuation u' , die eine Transitionsverzögerung von 75mm (5,6 % Flügeltiefe) aufzeigt. Eine Spektralanalyse (Abbildung 4) zeigt den Frequenzinhalt der Strömung an den Messpositionen 1, 3 und 6 und bestätigt das Ergebnis. Im kontrollierten Fall zeigt sich eine deutlich reduzierte Amplitude in einem Bereich um die angeregte TS-Frequenz herum bis schliesslich doch der turbulente Zustand erreicht wird.

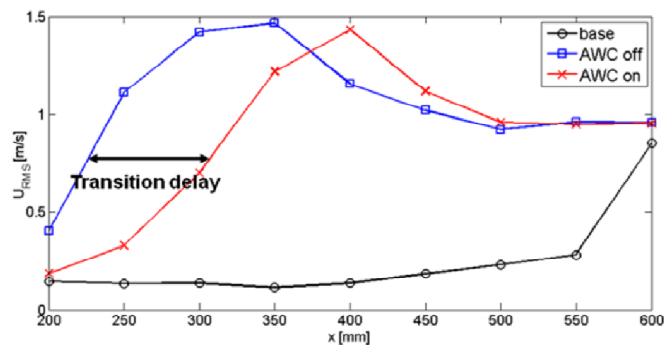


Abb. 3: Verlauf von u' (rms) entlang des Flügelprofils stromab des Aktuators.

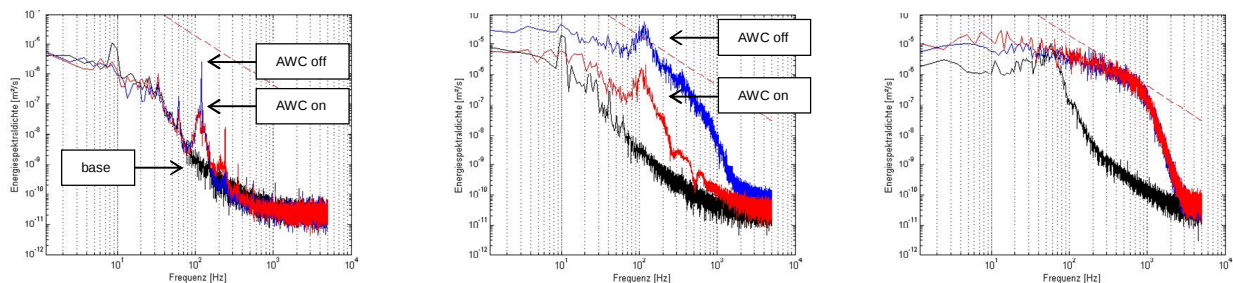


Abb. 4: Frequenzanalyse der Strömung an den Messpositionen 1, 3 und 6. Natürliche Strömung (base), mit Störquelle in Betrieb (AWC off) und mit Kontrolle (AWC on).

Obwohl der grundlegende Mechanismus der aktiven Wellendämpfung durch Superposition einer Gegenwelle verstanden wird, ist u.A. die Frage offen, wie im Detail die durch die Volumenkraft des Plasma-Aktuators erzeugten Strömungsmuster mit den in der Grenzschicht enthaltenen TS-Wellen interagieren. Zu diesem Zweck wurden begleitende phasengemittelte PIV-Untersuchungen durchgeführt. Die Ergebnisse erlauben die Beobachtung der Interaktion der Volumenkraft mit den TS-Wellen und schlussendlich auch die Optimierung des Aktuatorendesigns für die spezielle Aufgabe.

Eine weitere Erhöhung der Strömungsgeschwindigkeit ist notwendig um dem Freiflugfall näher zu kommen. Zusätzlich befinden sich Versuche in der Vorbereitung, um stromauflegende Referenzsensoren für die Regelung zu verwenden. Mit diesem Konzept soll versucht werden, natürlich auftretende Tollmien-Schlichting (TS) Wellenpakete zu dämpfen.

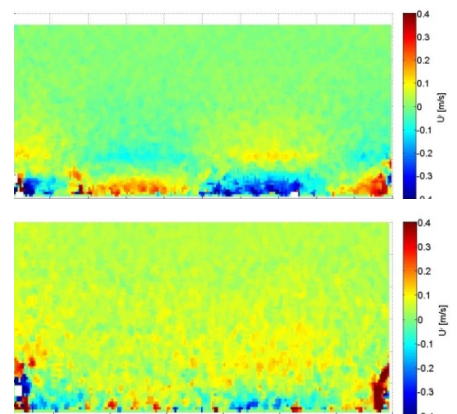


Abb. 5: Phasengemittelte PIV-Aufnahme der Grenzschicht stromab des Aktuators. Ohne Kontrolle (oben) mit Dämpfung (unten).

- [1] Grundmann, S., Tropea, C., „Experimental transition delay using glow-discharge plasma actuators,” *Exp. Fluids.*, Vol. 42, pp. 653-657, 2007.
- [2] Pätzold, A. et al, „Investigation on Actuator Arrays for Active Wave Control on a 2D Airfoil,” *Numerical & Experimental Fluid Mechanics VII*, NNFM 112, pp. 265-272, 2010.
- [3] Becker, R. et al, „Adaptive Closed-Loop Separation Control on a High-Lift Configuration using Extremum Seeking,” *AIAA Journal*, Vol. 45, pp. 1382-1392, 2007.
- [4] Baumann, M., „Aktive Dämpfung von Tollmien-Schlichting Wellen in einer Flügelgrenzschicht,” *Fortschritt-Berichte VDI*, Reihe 7, VDI-Verlag Düsseldorf, 1999.

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Thema: Ein Validierungsexperiment für die Transitionsvorhersage dreidimensionaler Grenzschichten

Autoren: Rouven Petzold¹, Rolf Radespiel¹, Martin Kruse²

Institution: ¹Institut für Strömungsmechanik, TU Braunschweig, Bienroder Weg 3, 38106 Braunschweig, r.petzold@tu-bs.de

²Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig, Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, martin.kruse@dlr.de

Konzept Validierungsexperiment:

Der DLR-TAU-Code bietet die Möglichkeit der Transitionsvorhersage mit der e^N -Methode. Hierfür werden die Grenzschichtprofile zur Stabilitätsanalyse direkt aus der Strömungslösung extrahiert, die Berechnung der N-Faktor Envelopen geschieht danach mit dem Stabilitätscode LiLo.

Hierbei können zwei N-Faktoren für die Anfachung der Tollmien-Schlichting-Instabilität (TSI) und der Crossflow-Instabilität (CFI) berechnet werden, über eine Vorgabe zweier kritischer N-Faktoren kann so eine Transitionsvorhersage für dreidimensionale Grenzschichten erfolgen. Ebenfalls ist die Berücksichtigung von Interaktionen zwischen TSI und CFI möglich, indem eine Stabilitätsgrenze mit Hilfe eines N-TS / N-CF Diagrammes vorgegeben wird. Während sich die e^N -Methode für die Transitionsvorhersage in 2D-Grenzschichten bewährt hat, ist sie zur Vorhersage der Transition in 3D-Grenzschichten, insbesondere bei der Vorhersage der CFI weniger zuverlässig [1]. Für die lineare lokale Stabilitätsanalyse wird unter anderem die Annahme getroffen, dass keine spannweitigen Gradienten auftreten. Diese Annahme ist jedoch an einigen Stellen eines Tragflügels verletzt, wie z.B. den Trapezknicken, in der Nähe der Flügel-Rumpf-Verschneidung oder auch im Bereich der Triebwerke. Um die Vorhersagegenauigkeit durch diese Vernachlässigung quantifizieren zu können und höherwertige Methoden der Transitionsvorhersage zu erproben, wurde ein Flügel mit spannweitig stark veränderlicher Grundströmung als Validierungsexperiment entworfen. Der Flügel soll es ermöglichen, durch Veränderung des Anstellwinkels das Verhältnis der Anfachungsraten von TSI zu CFI variieren zu können.

Entwurf des Flügels:

Um starke spannweite Gradienten zu erzeugen, wurde ein Flügel mit drei verschiedenen stark gepfeilten Segmenten entworfen, deren Pfeilung zum Außenflügel hin zunimmt. Der Grundriss des Flügels ist in Abbildung 1 zu sehen. Das kleine ungepfeilte Segment an der Flügelwurzel soll die Integration eines Gaster Bumps [2] ermöglichen um das Problem der Anlegelinienkontamination verhindern zu können. Der Flügel wurde mit einer Rückpfeilung versehen, um trotz der geringen Streckung die Zirkulation nach außen zu verlagern. Zur Auswahl der Pfeilungswinkel und Überprüfung des Konzepts wurden Rechnungen für den gepfeilten Flügel unendlicher Streckung durchgeführt. Hierbei erwiesen sich, die gezeigten Pfeilwinkel als geeignet um starke spannweite Gradienten und zunehmende Querströmung zu erzeugen.

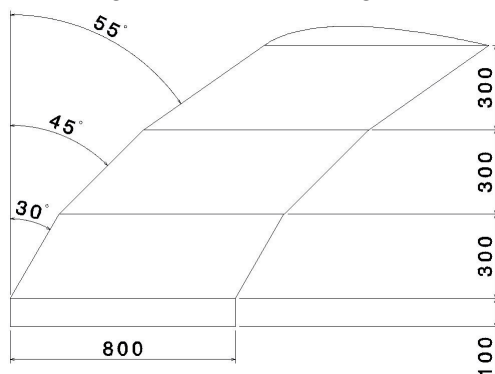


Abb. 1: Flügelgrundriss

Ergebnis:

Zur Überprüfung des Konzepts wurde der Flügel einschließlich der Teststrecke des Windkanals gerechnet. Um die Anfachungsraten mit der linearen Stabilitätsanalyse zu bestimmen, musste die Grenzschicht des Flügels hoch aufgelöst werden. Querströmungsgrenzschichtprofile besitzen ihre stärksten Gradienten weiter von der Oberfläche entfernt. Somit werden für eine hinreichend gute Auflösung der dreidimensionalen Grenzschichtprofile wesentlich mehr Zellen benötigt, als in zweidimensionalen Grenzschichten. Untersuchungen von Krimmelbein [3] haben gezeigt, dass eine zu geringe Grenzschichtauflösung zu einer Unterbewertung der CFI-Anfachungsraten führt und eine hohe Auflösung innerhalb der laminaren Grenzschicht notwendig ist, da einerseits die hohen Gradienten in Hauptströmungsrichtung nahe der Wand und andererseits die hohen Gradienten der Querströmungsgrenzschichtprofile weiter von der Wand entfernt aufgelöst werden müssen. Für die Berechnung wurde die Transition gesetzt, und die Anfachungsraten berechnet.

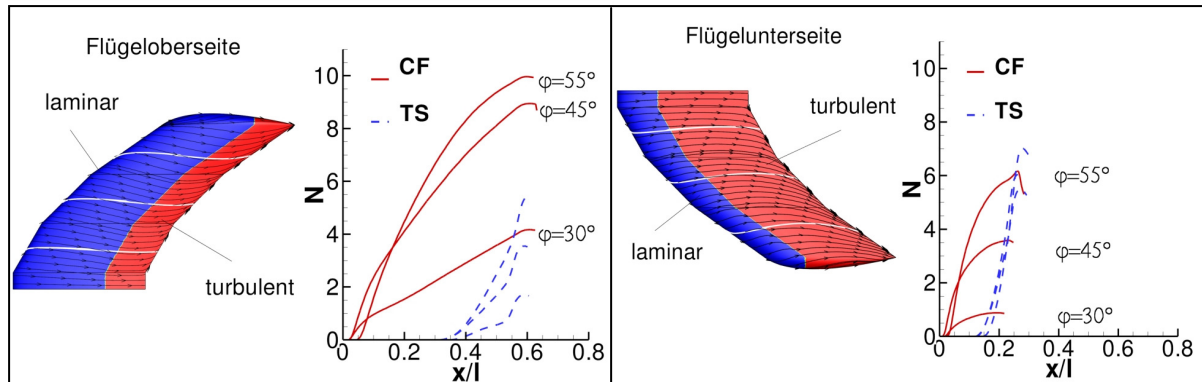


Abb. 2: Ergebnisse der Rechnung, Wandstromlinien, Potentialstromlinien, Anfachungsraten $Re=2,75e6$

Die Ergebnisse sind in Abbildungen 2 dargestellt. Die gesetzte Transitionslage dient der Überprüfung des Konzepts, im Experiment ist zu erwarten, dass sich die Transitionslage in Richtung Außenflügel stromauf verschiebt. An den Pfeilungsknicken ist durch die starken spannwitigen Gradienten kein glatter Verlauf der Transitionslage zu erwarten. Die dargestellten Wandstromlinien (schwarze Linien) verdeutlichen die stark zunehmende Querströmung in Richtung Außenflügel. Die weißen Linien stellen die Potentialstromlinien dar, entlang welcher die Grenzschichtprofile zur Stabilitätsanalyse aus der Strömungslösung extrahiert wurden. Der Pfad entlang der Potentialstromlinie wird hier als Approximation der Gruppengeschwindigkeitstrajektorie verwendet, um die Richtung der lokalen Wellenfrontvektoren für TSI und CFI zu berücksichtigen. Vergleicht man Potentialstromlinie und Wandstromlinie, lässt sich eine stärkere Krümmung der Wandstromlinie erkennen, die in Richtung Außenflügel zunimmt. Daran lässt sich die zunehmende Verwindung des Grenzschichtprofils durch zunehmende Querströmung in Richtung Außenflügel erkennen. Die N-Faktoren auf der Flügeloberseite zeigen ein durch Querströmung dominiertes Transitionsverhalten mit in Spannweitenrichtung zunehmenden CF-N-Faktoren. Für die Profilerseite ist demnach eine Transition durch die CFI zu erwarten, welche sich in Richtung Außenflügel der Vorderkante nähert. Auf der Flügelunterseite ergibt sich ein aus TSI und CFI gemischtes Transitionsverhalten. Hier lässt sich am Innenflügel eine TSI dominierte Transition erwarten, die zu CFI dominiert am Außenflügel übergeht.

Weiteres Vorgehen:

Der Flügel wird gefertigt und mehrere Techniken zur Transitionsmessung werden vorbereitet.

Literatur:

- [1] Bippes, H.: Basic experiments on transition in three-dimensional boundary layers dominated by crossflow instability, Progress in Aerospace Sciences 35(4), S.363-412, 1999
- [2] Gaster, M.: A Simple Device for Preventing Turbulent Contamination on Swept Leading Edges, Journal of Royal Aeronautical Society, S.788-789, 1965
- [3] Krimmelbein, N., Radespiel, R., Nebel, C.: Numerical Aspects of Transition Prediction for Three-Dimensional Configurations, AIAA 2005-4764, 2005

Mitteilung

Projektgruppe: Laminarhaltung und Transition
Thema: Interaction of a 3D roughness element with a laminar boundary layer near an airfoil leading edge
Autoren: B. Plogmann, W. Würz and E. Krämer
Institution: Institut für Aero- und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart
Adresse: Pfaffenwaldring 21 **Telefon:** (0711) 685 69976
70550 Stuttgart **Telefax:** (0711) 685 60211
 e-mail : plogmann@iag.uni-stuttgart.de

Introduction

Roughness induced transition is one of the main drawbacks in the design of highly efficient airfoils and wind turbine blades. The leading edge of an airfoil can be contaminated by insects, dust, salt or surface erosion. As a consequence, boundary layer transition is shifted upstream resulting in a significant increase of aerodynamic drag. The influence of surface roughness on the laminar-turbulent boundary layer transition process is of special interest for airfoils with long laminar run sections. In general, three different types depending on the shape of the roughness can be distinguished: two-dimensional roughness steps, three-dimensional isolated roughness elements [1] and distributed roughness elements [2].

Moreover, a separation into three different roughness heights is suggestive: For low roughness heights (i), base flow velocity variations caused by the roughness element are small. Boundary layer disturbances are predominately excited via a linear receptivity process [3],[4]. For roughness heights in a medium range (ii), the receptivity process becomes nonlinear, while a distinct mean flow velocity distortion is present that can lead to a modified stability behavior of the flow downstream of the roughness. In addition, three-dimensional structures at or very close to the roughness are present especially for three-dimensional roughness elements [6]. For roughness heights close to or larger than the displacement thickness (iii), transition is observed to occur immediately downstream of the roughness. This process is also often referred to as bypass transition and inherent with a strong mean flow distortion causing strongly nonlinear effects [7],[8]. The present investigations focus on the interaction of a single, three-dimensional roughness element with a laminar boundary layer for roughness heights covering all three stages (i-iii).

Experimental Setup

The present experiments were conducted in the Laminar Wind Tunnel ($Tu \leq 0.02\%$, 20-5000 Hz) of the IAG. The BE72 airfoil section was especially designed to have a similar pressure gradient in the leading edge region as the NACA 64418 airfoil for a Reynolds number of $Re = 6 \cdot 10^6$. However, the pressure distribution in the trailing edge section of the BE72 was significantly modified in order to reduce the model chord length ($c = 2.4$ m). Therewith, experiments can be conducted at a typical Reynolds number for wind turbine applications while keeping the free stream velocity low ($u_\infty = 20$ m/s). In a first step, the pressure gradient at the roughness position was close to zero corresponding to an angle of attack of $\alpha = 4.4^\circ$.

A movable roughness element with cylindrical shape and a diameter of $d_r = 20$ mm is integrated into the model at a streamwise location of $s/c = 0.1811$. The surface of the roughness element is adjusted to the model contour. During the experiments the roughness element can be displaced using a linear actuator. The actuator is equipped with an encoder for closed-loop positioning with a minimal incremental motion $\leq 0.1 \mu\text{m}$. Additionally, the roughness height is measured and monitored with a laser-triangulation system with a resolution of $0.15 \mu\text{m}$ corresponding to 0.2 percent of the boundary layer displacement thickness.

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 using a 18-Bit USB 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.

Results

For roughness heights up to 20 % of the boundary layer displacement thickness the mean flow velocity distortion on the centerline ($\Delta u/u_\infty$) downstream of the roughness element is smaller than 1-2 percent,

which is within the measurement uncertainty. Moreover, increased boundary layer disturbance amplitudes cannot be observed within the measurement region. This can likely be attributed to the fact that experiments are conducted at very low turbulence level.

The mean flow velocity distortion is significantly increasing for roughness heights from 20-50 % of the boundary layer displacement thickness (Fig. 1). In the downstream development the mean flow profile distortion is decreasing again until the boundary layer profile matches the one of the undisturbed flow case. In the near wall region high velocity streaks can be observed in spanwise direction at $z = \pm 10$ mm, which is equal to half of the roughness diameter. Downstream of the roughness element boundary layer disturbances are seen to grow for $f = 450$ -750 Hz (Fig. 2), which is within the frequency band of the most amplified TS-modes according to LST calculations at the streamwise location of the roughness element. The energy of these disturbance modes is predominantly concentrated in 2D modes as can be deduced from spanwise wavenumber spectra. In wall normal direction the maximum amplitude is observed for $y/\delta_1 = 0.4$ -1.4. A second peak can be observed in the outer region $y/\delta_1=3$. However, after reaching a maximum at approximately $s/c = 0.2168$, these disturbance modes are damped again until reaching the noise level. Clearly, the maximum amplitude is increasing with the height of the roughness element, while its streamwise location seems to be independent of the roughness height.

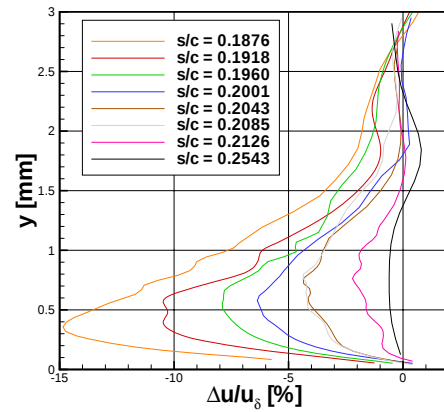


Fig.1: Mean flow distortion on centerline for $h/\delta_1 = 0.5$

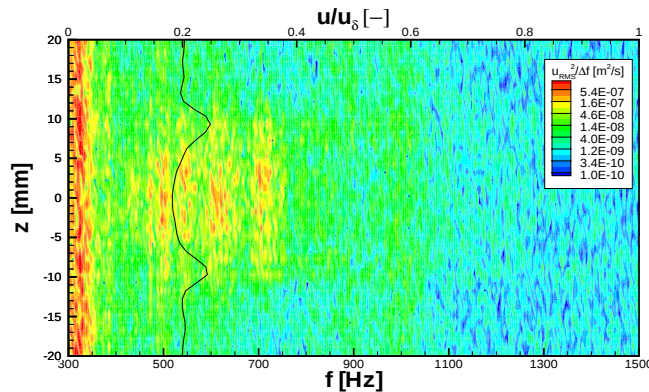


Fig. 2: Spanwise boundary layer spectra and mean flow velocity distribution for $h/\delta_1 = 0.5$ at $s/c = 0.2168$.

For roughness heights from 75-150 % of the boundary layer displacement thickness transition is seen to occur immediately downstream of the roughness element. Clearly, the angle of the turbulent wedge downstream of the roughness element is depending on the roughness height. Furthermore, calculations of the shape parameter show that its value is significantly increased compared to the lower roughness heights. It seems that if a threshold of approximately $H_{12} = 3.5$ is exceeded immediately downstream of the roughness element, transition occurs in the close vicinity of the roughness element.

Outlook

Future investigations will focus on the interaction of 2D TS-waves, which are introduced into the boundary layer upstream of the roughness element modeling different turbulence levels. Furthermore, 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] Goldstein M.E.: Scattering of sound waves into Tollmien–Schlichting waves by small streamwise variations in surface geometry, Journal of Fluid Mechanics, 1985, vol. 154, pp. 509–529.
- [4] Aizin L. B. and Polyakov N. F.: Acoustic generation of Tollmien–Schlichting waves over local unevenness of surfaces immersed in streams. Preprint 17, Akad. Nauk USSR, Siberian Div., Inst. Theor. Appl. Mech., Novosibirsk 1979.
- [5] 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.
- [6] Tobak M. and Peake D. J.: Topology of three-dimensional separated flows. Annual Review of Fluid Mechanics, 1982, vol. 14, pp. 61–85.
- [7] 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.
- [8] 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.

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

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Transition, Laminarhaltung

Numerische Simulation der laminar-turbulenten Transition an einem Delfin
unter Verwendung des γ - Re_θ -Transitionsmodells

Donald Riedeberger, Ulrich Rist

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG) – Universität Stuttgart,
Pfaffenwaldring 21, 70550 Stuttgart, *nachname@iag.uni-stuttgart.de*

Motivation

Seit der Formulierung von Grays Paradoxon [1] über die außergewöhnlichen Leistungen in der Schwimmgeschwindigkeit des Delfins bildet dieses marine Lebewesen die Inspirationsquelle vielerlei Möglichkeiten zur Strömungsbeeinflussung. Auch wenn diese nach neuesten Erkenntnissen beim Delfin nicht zwingend vorhanden sein müssen um dessen Schwimmfähigkeiten zu begründen [2], so sind transitionsverzögernde Mechanismen wie nachgiebige Wandstrukturen (compliant walls) Objekt der aktuellen Forschung in der Aerodynamik. Um das Potential solcher transitionsbeeinflussenden Mechanismen am Delfin abzuschätzen, sowie Verbindungen zur Lage der Hautstrukturen am Delfin zu finden, ist zunächst das Strömungsbild um eine steife Körpergeometrie des gemeinen Delfins (*delphinus delfis*) nötig. Diese stationäre Transitionslage soll zunächst ermittelt werden, bevor eine mögliche Widerstandsreduzierung abgeschätzt werden kann.

Numerische Modellierung

Neben dem Ansatz der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (RANS) zur Lösung der stationären, turbulenten Strömung verbunden mit einem Wirbelviskositätsmodell (Menter SST- $k-\omega$) wurde in dieser Arbeit ein Zweigleichungs-Transitionsmodell eingesetzt. Dieses, von Menter und Langtry [3] entwickelte Modell ermittelt den Transitionsbeginn anhand einer mit der Impulsverlustdicke gebildeten Reynoldszahl. Diese Reynoldszahl wird aus empirischen Korrelationen (Abu-Ghannam und Shaw) im Freistrom bestimmt und über eine Transportgleichung in die Grenzschicht diffundiert um ein rein lokales Modell zu erhalten, das nicht auf Referenzierung von Werten außerhalb der Grenzschicht angewiesen ist. Anhand der als kritisch ermittelten Transitions-Reynoldszahl wird dann lokal eine Intermittenzvariable γ schrittweise hinzugeschaltet, die den Produktionsterm des Turbulenzmodelles aktiviert. Über zusätzliche, Modell-interne Korrelationen wird die Position des Turbulenzanstiegs sowie die Transitionslänge eingebunden, wodurch eine vollständige Transitionsmodellierung möglich ist.

In der hier durchgeführten Untersuchung wurde die vorgenannte Modellierung bereits im Strömungslöser STAR-CCM+ 5.04. vorgefunden und nach Evaluierungen an ebener Platte und axialsymmetrischer Luftschiffgeometrie angewandt. Die bestehende CAD-Geometrie des Delfinmodells wurde in unstrukturierter Weise (polyhedrale Zellvolumina) vernetzt. Hierbei wurde die Auflösung in Strömungsrichtung mit mindestens 100 Zellen entlang der charakteristischen Körperlänge gewählt. Die wandnächsten Zellen erreichten dimensionslose wandnormale Abstände $O(y^+)=1$ und kleiner – nötig um verlässliche Transitionsdaten aus dem verwendeten Modell zu gewinnen.

Ergebnisse

Für inkompressible Wasserströmung um ein steifes Delfin-Modell wurden Reynoldszahlen im Bereich von $Re_L=0,54 \cdot 10^6$ bis $Re_L=5,4 \cdot 10^6$ herangezogen, was Schwimmgeschwindigkeiten von 0,25 bis 2,5 m/s entspricht. Letztgenannte entspricht dabei nahezu der von dieser Gattung bekannten, durchschnittlichen Schwimmgeschwindigkeit auf langer Strecke [4]. In der Visualisierung der turbulenten kinetischen Energie entlang der Delfinoberfläche in Abbildung 1 zeigt sich die Reynoldszahl-bedingte Verschiebung der Transitionslage stromaufwärts für steigende Anströmgeschwindigkeiten. Der Bereich des Wechsels von negativem zu steigendem Druckgradient ist dabei in der obersten Darstellung visualisiert und liegt in der Verbindungslinie von pectoraler und dorsaler Flosse.

Erkennbar sind zusätzlich die früh Transition auslösenden Oberflächenmerkmale wie die Augenpartie und der untere, vordere Rumpfbereich der stark von Wirbelstrukturen der Schnauze beeinflusst wird. Ähnlich der steigenden Reynoldszahl verschieben auch höhere Turbulenzgrade die Transitionslinie am Körper stromauf (hier nicht dargestellt). Da auch die Flossen hinreichend aufgelöst wurden, konnte ein Ablösungs-induziertes Transitionsverhalten auf allen drei Flossenarten im hiesigen Reynoldszahlbereich nachgewiesen werden.

Zusammenfassung, Ausblick

Bei einer Geschwindigkeit von 2,5 m/s sind weite Teile des Körpers turbulent umströmt, weshalb von einem großen Potential für Laminarhaltungstechniken der Delfinhaut ausgegangen werden kann.

Im weiteren Verlauf sollen Bereiche im Rechengitter definiert werden, die die Turbulenzgeneration künstlich unterdrücken und so eine genaue Quantifizierung der möglichen Widerstandsreduzierung durch Laminarisierungstechniken ermöglichen. Außerdem sind die Strömungszustände weiterer, schnell schwimmender mariner Delfinverwandter Forschungsschwerpunkt von Dr V. Pavlov welcher auch die Anordnung der dermalen Strukturen in diesem Zusammenhang weiter auf ihre Wechselwirkung mit der Strömung untersucht. Idealerweise wären weitere Erkenntnisse über die Turbulenzgrade der marinen Umgebung sowie experimentelle Schwimmdaten wünschenswerte Beiträge um ein genaueres Bild des beschriebenen Problems erhalten zu können.

Danksagungen

Für die zum Erfolg der Arbeit notwendige Unterstützung bedanken sich die Autoren bei Vadim V. Pavlov der freundlicherweise die CAD-Geometrie des Delfinmodells DIXIE zur Verfügung stellte, auf der die Simulationen beruhen. Überdies wurde im Rahmen des Projekts LAMTUR Rechenzeit auf dem Höchstleistungs-Rechenzentrum-Stuttgart (HLRS) in Anspruch genommen, für die sich an dieser Stelle bedankt wird.

Literatur

- [1] J. Gray. Studies in animal locomotion: Vi. the propulsive powers of the dolphin. Journal of Experimental Biology, 13:192–199, 1936.
- [2] F. E. Fish. The myth and reality of gray's paradox: implication of dolphin drag reduction for technology. Bioinspiration & Biomimetics, 1(2):R17– R25, 2006.
- [3] R. B. Langtry and F. R. Menter. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes. AIAA JOURNAL, 47(12):2894–2906, December 2009.
- [4] Rohr , J. J., Fish , F. E., AND Gilpatrick J R ., J. W. Maximum swim speeds of captive and free-ranging delphinids: critical analysis of extraordinary performance. Marine Mammal Science 18, 1 (2002), 1–19.
- [5] Pavlov, V. V. Dolphin skin as a natural anisotropic compliant wall. Institute of Physics Publishing: Bioinspiration & Biomimetics 1 (2006), 31–40.

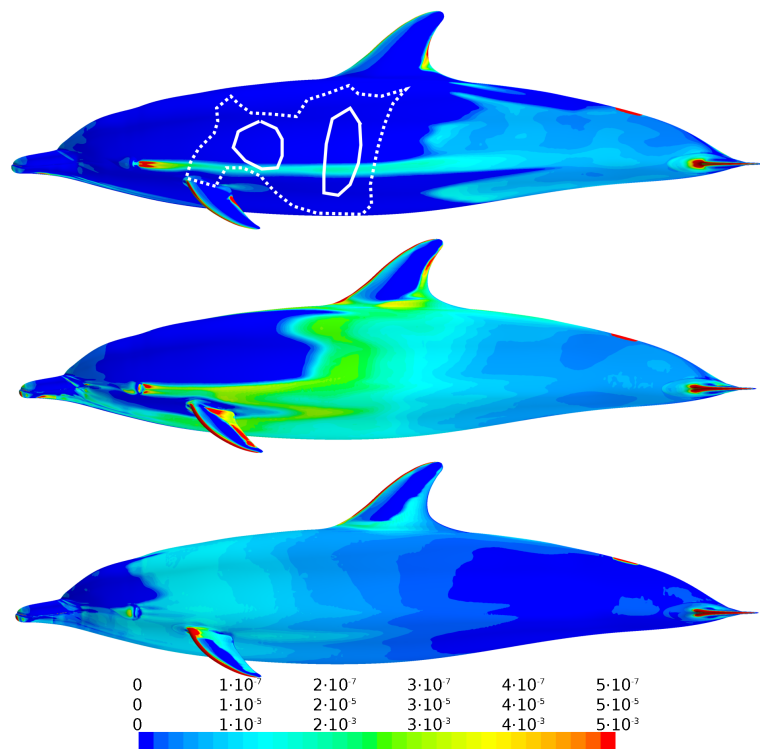


Abb. 1: Turbulente kinetische Energie k für Anströmgeschwindigkeiten von $u=0.25$ (oben), 1.0 (mitte) und 2.5 m/s (unten), $Tu=1\%$ Turbulenzgrad; oberste Darstellung mit Kennzeichnung des c_p Minimums (gepunktet $c_p = -0,15$, durchgezogen $c_p = -0,25$)

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Thema: Implizite Bestimmung der von Plasma-Aktuatoren erzeugten Volumenkraft

Autoren: C. Schwarz¹, J. Kriegseis^{1,2}, S. Grundmann¹, C. Tropea^{1,2}

Institution: ¹ Center of Smart Interfaces (CSI),
² Fachgebiet Strömungslehre und Aerodynamik (SLA),
Technische Universität Darmstadt

Adresse:	¹ Petersenstr. 32 64287 Darmstadt	Telefon:	06151 – 16 6212
		e-mail:	grundmann@csi.tu-darmstadt.de
	² Flughafenstr. 19 64347 Griesheim	Telefon:	06151 – 16 6210
		e-mail:	kriegseis@sla.tu-darmstadt.de

Ausgangssituation:

DBD Plasma-Aktuatoren stellen ein vielversprechendes Werkzeug zur Strömungskontrolle dar [1] und wurden bereits erfolgreich in einer Vielzahl verschiedener Strömungssituationen eingesetzt [2]. Trotz dieser bereits erfolgten experimentellen Erprobung der Aktuatoren, lässt sich der Betrag der in die Strömung eingebrachten Volumenkraft bisher nur unzureichend vorhersagen. Um diese in Abhängigkeit von den elektrischen und geometrischen Betriebsparametern bestimmen zu können, wurden in der Vergangenheit neben expliziten Kraftmessungen [3-5] auch implizite Kraftbestimmungen aus Geschwindigkeitsinformationen im Nahfeld der Aktuatoren durchgeführt. Die implizite Bestimmung der Kraft kann entweder integral mittels eines Kontrollvolumens [4-7] oder differentiell durch Anwendung der Navier-Stokes Gleichung [8] bzw. der Wirbeltransportgleichung [9] erfolgen. Die jeweiligen Berechnungsstrategien bzw. Vereinfachungen unterscheiden sich allerdings gravierend von einander, sodass teilweise sehr unterschiedliche Ergebnisse bestimmt werden.

Ziel und Lösungsweg:

Das Ziel der vorliegenden Arbeit ist es, auf Basis von PIV-Daten des Aktuator-Nahfelds die erzeugten Volumenkräfte implizit mit den existierenden Verfahren [4-9] aus den gemessenen Strömungsfeldern zu berechnen und die unterschiedlichen Ansätze der einzelnen Verfahren gegenüberstellend zu diskutieren. Wichtig hierbei ist die Unterscheidung zwischen differentiellen Ansätzen zur Quelltermbestimmung und integralen Methoden auf Basis des Impulserhaltungssatzes zur Berechnung resultierender Gesamtkräfte. Durch den Vergleich mit explizit bei gleichen Betriebszuständen gemessenen Kräften [3] können die implizit berechneten Kräfte validiert werden. Zusätzlich stellen die differentiellen Verfahren [8,9] die räumliche Verteilung der Volumenkräfte bereit, welche eine entscheidende Rolle bei der Implementierung von Plasma-Aktuatoren in numerischen Strömungssimulationen spielt.

Um die vom Aktuator erzeugte Kraft F zu berechnen, wurden die Ansätze [4-9] in MATLAB implementiert und auf die gemessenen Geschwindigkeitsfelder angewendet. Die integralen Verfahren [4-7] unterscheiden sich durch die Berücksichtigung/Vernachlässigung unterschiedlicher Terme in der Impulsgleichung bzw. Grenzen des Kontrollvolumens. Zur differentiellen Berechnung der Volumenkraftverteilung $f(x,y)$ wurden Ansätze auf Basis der Navier-Stokes-Gleichung [8] und der Wirbeltransportgleichung [9] implementiert.

Ergebnis:

In Abb. 1(a) ist exemplarisch der aufgenommene Wandstrahl bei einer Spannung von 12 kV dargestellt. Symbolisch sind die beiden Elektroden, das Dielektrikum und das zur Berechnung der Volumenkraft verwendete Kontrollvolumen (KV) eingezeichnet. Die mit den verschiedenen Methoden berechneten Gesamtkräfte F sind für verschiedene Spannungen in Abb. 1(c) dargestellt. Die berücksichtigten KV-Seiten (Terme des Impulssatzes) der unterschiedlichen integralen Verfahren [4-7] sind entsprechend der in Abb. 1(a) vorgestellten Nomenklatur gekennzeichnet. Um einen direkten Vergleich allen Kraftbestimmungsansätze zu ermöglichen, wurden die mit den differentiellen Verfahren [8,9] bestimmten

Quelltermverteilungen $f(x,y)$ zum Vergleich in Abb. 1(c) über das gesamte KV integriert. Zur Überprüfung der Genauigkeit der Verfahren und zur Abschätzung der Gültigkeit der entsprechenden zugrundeliegenden Vereinfachungen sind zusätzlich die Ergebnisse der explizit bestimmten Schubkraft F_S identischer Aktuatoren dargestellt (graue Symbole). Die berechnete Volumenkraftverteilung $f(x,y)$ auf Basis der Navier-Stokes Gleichung [8] für das in Abb. 1(a) gezeigte Geschwindigkeitsfeld ist exemplarisch in Abb. 1(b) dargestellt.

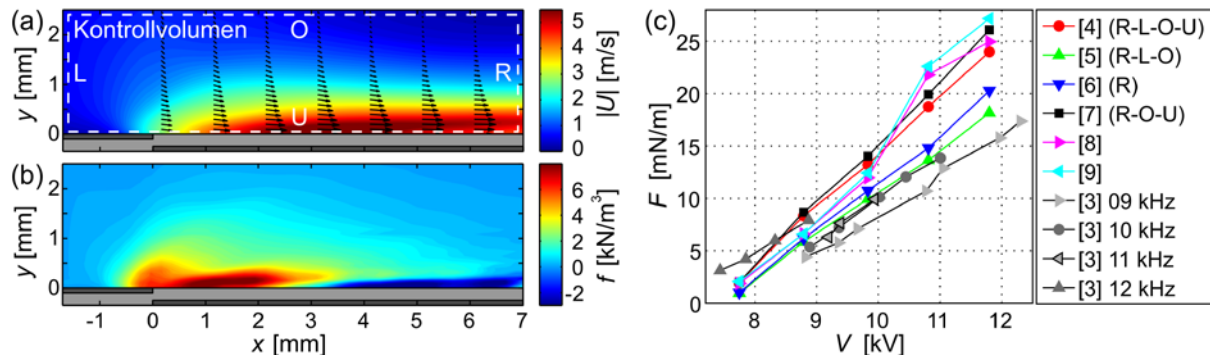


Abb. 1: (a) Gemessenes Strömungsfeld im Nahfeld des Plasma-Aktuators, implementiertes Kontrollvolumen (KV); (b) resultierende Volumenkraftverteilung nach [8]; (c) Absolutbeträge der berechneten Kraft entsprechend der angegebenen Ansätze, berücksichtige KV-Seiten der integralen Verfahren sind entsprechend der Nomenklatur in (a) gekennzeichnet.

Ein näherungsweise linearer Anstieg der Kraft mit steigender Hochspannung ist für alle gewählten Ansätze klar erkennbar. Beim Vergleich der Ansätze [4] (alle KV-Seiten berücksichtigt) und [5] (Wand vernachlässigt) lässt sich feststellen, dass etwa 30% der induzierten Volumenkraft durch Wandschubspannungen kompensiert wird. Hieraus leitet sich zwangsläufig die Notwendigkeit ab, zwischen der vom Plasma-Aktuator erzeugten verlustfreien Volumenkraft F und dem resultierenden Schub F_S des Aktuators nach Abzug der induzierten Wandreibung zu unterscheiden. Ansatz [6] zeigt deutlich, dass sich der Hauptteil der Volumenkraft F durch Auswertung des Wandstrahls erfassen lässt, der das KV über die rechte KV-Seite verlässt. Nichtberücksichtigung der oberen [7] und linken [6,7] KV-Seite hat gegenüber der Vernachlässigung des Wandschubspannungseinflusses jeweils nur wenig Einfluss auf das Ergebnis der Volumenkraftbestimmung.

Die Übereinstimmung zwischen integral und differentiell berechneten Kräften ist gut, obwohl letztere bis zu 2. [8] bzw. 3. [9] Ableitungen der gemessenen Geschwindigkeitsinformation verwenden. Insbesondere lässt sich aus den gewonnenen Erkenntnissen schließen, dass der integrale Ansatz [4] sehr gut die räumlich im KV verteilte Volumenkraft erfassen kann, während Ansatz [5] als besonders geeignet für den Vergleich mit explizit gemessenen Ergebnissen eignet.

Literatur:

- [1] L. N. Cattafesta, M. Sheplak (2010) *Annu. Rev. Fluid Mech.* **43**, 247-272
- [2] E. Moreau (2007) *J. Phys. D: Appl. Phys.* **40**, 605-636
- [3] J. Kriegseis, S. Grundmann, C. Tropea (2011) *J. Appl. Phys.* **110**, 013305
- [4] P. Versailles, V. Gingras-Gosselin, H.-D. Vo (2010) *AIAA J.* **48**, 859-863
- [5] M. Kotsonis, S. Ghaemi, L. Veldhuis et al. (2011) *J. Phys. D: Appl. Phys.* **44**, 045204
- [6] A. R. Hoskinson, N. Hershkowitz, D. E. Ashpis (2008) *J. Phys. D: Appl. Phys.* **41**, 245209
- [7] J. W. Baughn, C. O. Porter, B. L. Peterson et al. (2006) *AIAA paper* 2006-166
- [8] B. Wilke (2009) Dissertation, DLR Göttingen, *DLR-FB—2009-19*
- [9] T. Albrecht, T. Weier, G. Gerbeth et al. (2011) *Phys. Fluids* **23**, 021702

Weiteres Vorgehen:

Auf Basis der vorgestellten Vorgehensweisen und Ergebnisse lässt sich die ins Fluid eingebrachte mechanische Leistung und damit der Wirkungsgrad von Plasma-Aktuatoren berechnen. Derzeit wird die gewonnene räumliche Quellterminformation mit anderen, am Fachgebiet durch numerische Simulationen erarbeiteten, Erkenntnissen verknüpft, um auf dieser Basis eine verbesserte Modellbildung von DBD-Plasma-Aktuatoren für CFD-Simulationen zu ermöglichen.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Lineare Stabilitätsanalyse von Scherschichten in Hinterkantennachläufen

Björn Selent, Ulrich Rist

Institut für Aero- und Gasdynamik, Universität Stuttgart, selent@iag.uni-stuttgart.de

Die zeitliche und räumliche Entwicklung von anfänglich kleinamplitudigen Störungen läßt sich für grundlegende Strömungen sehr gut durch eine lokale Analyse mit vereinfachenden Annahmen beschreiben. Basis dieser Analyse sind die Orr-Sommerfeld Gleichungen, die für eine oder mehrere homogene Raumrichtungen gelöst werden. Der numerische Aufwand steigt dabei mit der Inhomogenität im Raum. Um für komplexe (3D) Strömungen dennoch eine Aussage über die Entwicklung anfänglicher Störungen vornehmen zu können, verwenden neue Ansätze direkt Lösungen der Navier-Stokes-Gleichungen ohne weitere Annahmen (z.B. Parallelität) zur Approximation der Exponentialfunktion $q = \hat{q}_0 \exp(i\omega At)$, die die zeitlichen Anfachungsraten in den linearisierten Differentialgleichungen beschreibt (Bagheri, 2009). Die dabei benötigten Zeitschriebe können entweder aus Experimenten oder aus direkten numerischen Simulationen gewonnen werden.

In der vorgestellten Arbeit wird eine Nachlaufströmung einer Hinterkante, wie sie zum Beispiel an den Austrittsdüsen eines Strahltriebwerkes auftritt, exemplarisch mit verschiedenen Verfahren der linearen Stabilitätsanalyse untersucht. Dabei sollen in erster Linie die Verfahren miteinander verglichen und validiert werden. Die Mach- bzw. die auf die Impulsverlustdicke der oberen Plattengrenzschicht bezogene Reynoldszahlen der betrachteten Strömung sind

$$Ma_I = 0.8, Ma_{II} = 0.2, R = \frac{U_{I\infty} \delta_1}{\nu} = 1000.$$

Zunächst wurde eine direkte numerische Simulation durchgeführt, die die typischen Strukturen im Nachlauf in späten nichtlinearen Stadien aufzeigt (Abb. 1), wie z.B. periodische Wirbelbelausschüttung und primäre sowie sekundäre Wirbelverschmelzung.

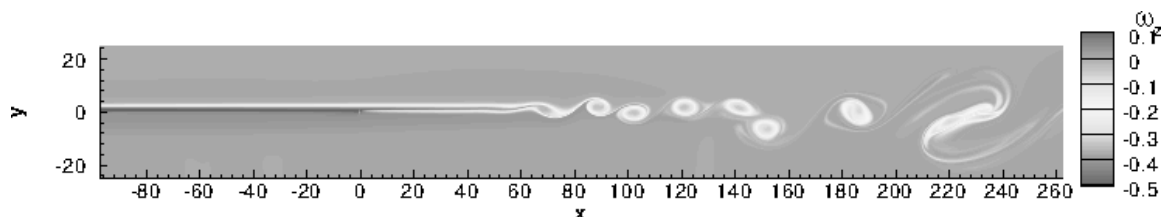


Abbildung 1: Momentanaufnahme der Wirbelstärke nach 24 Durchflußzeiten

Die Simulation wurde ohne gezielte Anregung durchgeführt, d.h. ausschließlich numerisches Rauschen diente als Quelle für eine mögliche Störungsentwicklung. Aufgrund der reibungsfrei instabilen Profile des Nachlaufes wird dieses Rauschen stark angefacht und erreicht sehr schnell große Amplituden, so dass sich im weiteren Verlauf die instationäre Lösung ausbildet.

Die für die lineare Stabilitätsanalyse benötigte stationäre Grundströmung musste daher für den gegebenen Fall künstlich erzeugt werden, indem angefachte Frequenzen herausgefiltert wurden (Åkervik, 2006). Diese Grundströmung diente als Anfangsbedingung für eine Störrechnung in deren Verlauf eine temporäre Pulsstörung mit kleiner Amplitude an der Hinterkante der oberen Platte eingebracht wurde. Die sich entwickelnden Störungen befanden sich im Bereich exponentiellen Wachstums, so dass die Zeitschriebe der Störrechnung als Basis zur Approximation der Exponentialfunktion verwendet werden konnten. Der direkte

Vergleich der Wachstumsraten der lokalen LST und der direkten numerischen Simulation zeigt hohe Übereinstimmung (Abb.). Eine zusätzlich durchgeführte Hauptachsenzerlegung (POD) zeigt ebenfalls lineare Anfachung bei höherer Rate.

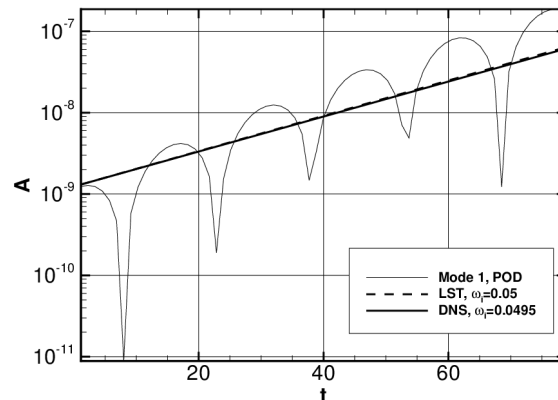


Abbildung 2: Vergleich der zeitlichen Anfachungsraten

Im weiteren Verlauf wurde die Verteilung der räumlichen Amplitudenfunktionen wie sie aus der Stabilitätsanalyse gewonnen wurden mit der Verteilung der Störungen in der numerischen Simulation verglichen. Hierbei zeigt sich, dass der Beginn der sichtbaren Störentwicklung bei $x=50$ mit der Verteilung der angefachtsten Störmoden übereinstimmt.

Die Arbeit dient primär zur Validierung der verwendeten Verfahren, soll aber darüber hinaus dazu dienen, die Aussagekraft der linearen Theorie in komplexen Strömungen zu beurteilen.

Literaturverzeichnis

- [1] S. Bagheri, P. Schlatter, P.J. Schmid und D.S. Henningson
Global stability of a Jet in Crossflow
 Journal of Fluid Mechanics 624:33-44, 2009
- [2] E. Åkervik, L. Brandt, D.S. Henningson
Steady Solutions of the Navier-Stokes Equations by Selective Frequency Damping
 Physics of Fluids 18:068102, 2006

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control

Numerische Untersuchungen zur aktiven, spannweitig segmentierten Strömungsbeeinflussung an einem Flügel mit Wölbklappe

Thomas Springer, Bert Günther, Frank Thiele

Institut für Strömungsmechanik und Technische Akustik,
Technische Universität Berlin

Müller-Breslau-Str. 8, 10623 Berlin
thomas.witschass@cfcd.tu-berlin.de

Ausgangssituation:

Um bei geringen Fluggeschwindigkeiten, wie sie bei Start und Landung auftreten, eine hohe aerodynamische Wirkung erzielen zu können, kommen an den Tragflächen von Flugzeugen Hinterkantenklappen zum Einsatz.

Bei hohen Klappenwinkeln kann die Strömung der oberen Klappenkontur jedoch nicht mehr folgen. Es kommt zur Strömungsablösung und einem damit einhergehendem Auftriebseinbruch. Die aktive Strömungsbeeinflussung mittels periodischem Ausblasen im Klappenbereich gilt als effektive Methode, den Bereich der Ablösung zu verringern und so auch bei hohen Anstellwinkeln eine anliegende Strömung zu erzwingen.

Zielstellung:

An einem Flügel eines Segelflugzeuges mit Wölbklappe soll das Prinzip der aktiven Strömungskontrolle angewendet werden. Dass das Konzept des periodisch gepulsten Ausblasens erfolgversprechend ist, wurde bereits für eine zweidimensionale Konfiguration gezeigt [1]. Dabei wurden zunächst die Einflüsse verschiedener Parameter (Position, Frequenz, Intensität, Ausblaswinkel, Pulsbreite) untersucht. Die dabei erlangten Erkenntnisse fließen in die numerische Simulation eines spannweitig aufgelösten Flügelsegments mit mehreren Aktuatoren ein. Die Strömungskonstellation ist dabei einer typischen Konfiguration eines Segelfliegers im Landeanflug bei einer Reynoldszahl von $Re = 1.75 \cdot 10^6$ nachempfunden.

Ziel ist es, die Strömungsvorgänge aufgrund der spannweitigen Segmentierung und damit einhergehenden Schlitz-Steg-Interaktionen zu untersuchen und zu verstehen, um so weiterführende Aussagen über die geeignete Verwendung spannweitig verteilter Aktuatoren (Stegbreiten, Phasenversatz, Intensitätsvariationen) treffen zu können.

Lösungsweg:

Untersuchungsgegenstand ist ein Flügelsegment mit Wölbklappe auf Basis eines HQ41-Profiles der Segelflug-Demonstratorconfiguration (Stemme S10). Der Flügel besitzt eine für Segelflieger typische extreme Streckung und weist eine leichte Zuspitzung auf. Die periodische Aktuation erfolgt über drei aufgelöste Aktuatorkammern, die mit einem Winkel von 40° zur Klappenoberfläche ausblasen [2].

Sämtliche Simulationen erfolgen auf Basis der instationären Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (URANS), wobei die Turbulenz mittels des LLR $k-\omega$ -Modells modelliert wird.

Ergebnis:

Im Vergleich der Abströmwinkel an der Hinterkante zeigt sich deutlich der Einfluss der aktiven Strömungskontrolle mittels gepulstem Ausblasen im vorderen Bereich der Hinterkantenklappe. Die freie Umströmung des Profils wird von einem Ablösegebiet auf der Klappenoberseite mit wechselseitig abwerfenden Wirbelstrukturen dominiert. Für die beeinflussten Simulationen lässt sich eine verbesserte Konturverfolgung insbesondere im direkten Aktuator-nachlauf zeigen. Die entstehenden Wirbelstrukturen sind kleiner und hochfrequenter. Der Einfluss nimmt mit spannweitig zunehmender Entfernung vom Aktuator ab. Die resultierende Wirbelbildung sorgt für eine Querströmung, senkrecht zur Klappenoberfläche. Die charakteristische Frequenz der abgeworfenen Wirbel basiert einzig auf der Aktuationsfrequenz.

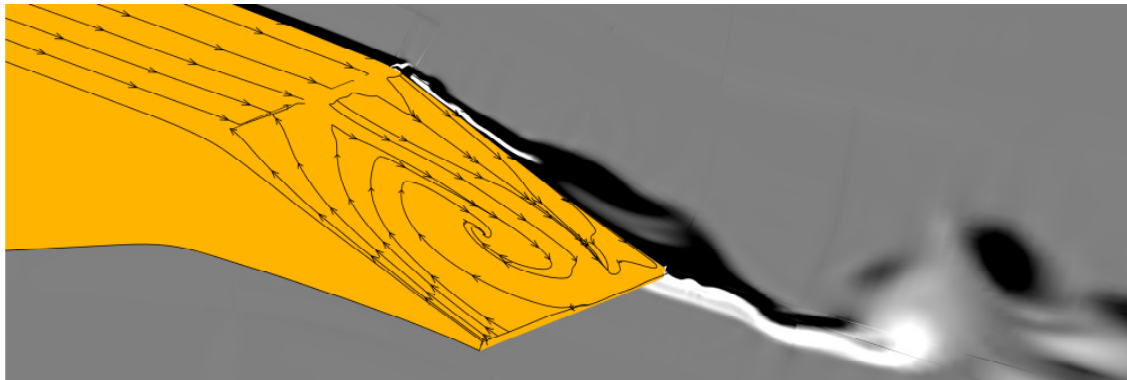


Abbildung 1: Wandstromlinien auf der rechten Profilhälfte und Wirbelstärke ω_z im Mittelschnitt ($z=0$) im Fall der Strömungsbeeinflussung

Die Variation des Phasenversatzes zeigt eine strömungsbezogene Verbesserung der gesamten Konfiguration, welche sich in Form des Auftriebs sowohl für das mittlere Verhalten, als auch in Form geringerer Schwankungsbreiten bei gegenphasigem Ausblasen ($\varphi = 1$) des mittleren Aktuators zu den beiden anderen äußert. Dieses Verhalten zeigt sich bei allen untersuchten Intensitäten, wobei sich der Effekt mit zunehmender Intensität verstärkt.

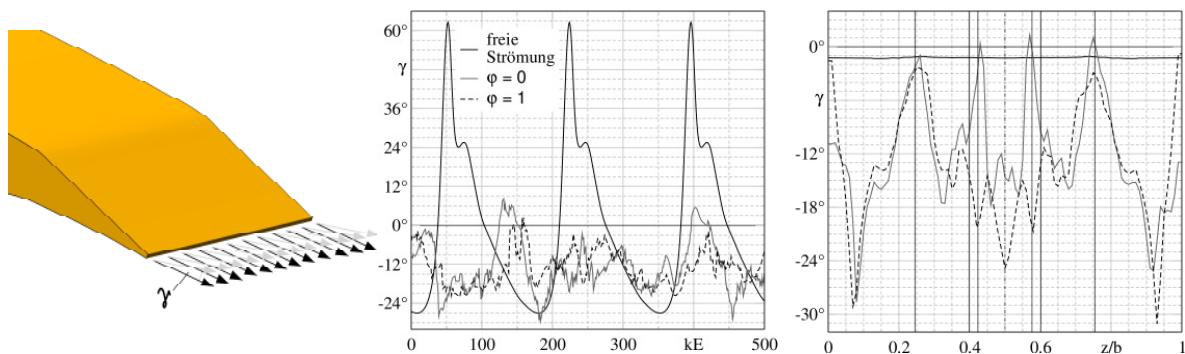


Abbildung 2: Abströmwinkel γ im zeitlichen Verlauf, spannweitig gemittelt (mitte) und spannweitig verteilt, zeitlich gemittelt (rechts)

Literatur:

- [1] B. Günther, A. Carnarius and F. Thiele: Numerical Investigation of Active Flow Control Applied to an Airfoil with a Camber Flap. In R. King (ed.) 'Active Flow Control II', Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 108, Springer Verlag, 2010.
- [2] T. Grund and W. Nitsche: Active Flow Control on a S10 Glider Configuration. In R. King (ed.) 'Active Flow Control II', Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 108, Springer Verlag, 2010.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flow Control, Transition und Laminarhaltung

Hinterkantenlärmsreduktion durch aktive Strömungsbeeinflussung

A. Wolf, Th. Lutz, E. Krämer

wolf@iag.uni-stuttgart.de

Die Zielsetzung dieses Projektes besteht in der Anwendung und Demonstration des Potentials aktiver Strömungskontrolle (AFC) zur Reduktion des strömungsinduzierten Lärms der Rotoren von Windenergieanlagen. Die durch aktive Strömungsbeeinflussung erzielbare Lärmreduktion kann zur Erhöhung der Akzeptanz von On-Shore Anlagen beitragen sowie über eine Erhöhung der möglichen Rotordrehzahl zu einer Leistungssteigerung künftiger Windturbinen genutzt werden. Die Arbeiten im Rahmen einer Kooperation mit der Universität Tel-Aviv konzentrieren sich auf die Reduktion des grenzschichtinduzierten Hinterkantenlärms, die nach einer Untersuchung von Oerlemans [1] die dominante Lärmquelle bei Windrotoren ist.

Zur Bestimmung des Hinterkantenlärms wurde das vom IAG entwickelte Programm Rnoise [2] verwendet, das die RANS Lösung aus TAU oder FLOWer verwendet. Es nutzt die Grenzschichtdaten, um basierend auf der Theorie von Blake [3] die Wanddruckfluktuationen an der Hinterkante zu bestimmen.

Es konnte gezeigt werden, dass eine Reduktion der integralen Längenskala Λ_2 , dem normierten Spektrum der vertikalen Geschwindigkeitsfluktuationen $\tilde{\phi}_{22}$ und der Reynoldsspannungskomponente in Wandnormalenrichtung $\overline{u_z^2}$ zu einer Reduktion des Hinterkantenlärms führt [4]. Literatur und Erfahrung zeigen, dass man mit konstantem Absaugen der Grenzschicht eine solche Verringerung der genannten Grenzschichtparameter erzielen kann. Dies wurde zunächst numerisch nachgewiesen. Hierzu wurde ein NACA64-418 Profil mit Absaugung untersucht. Vier „Aktuator-Patches“ wurden als Randbedingung auf der Oberseite des Profils zwischen ca. 55% und 75% der Profiltiefe angebracht. Jeder Aktuator hatte dabei ungefähr eine Länge von 5% der Profiltiefe. Als Randbedingung wurde eine modifizierte Engine-Inflow Randbedingung verwendet. Verschiedene Absaugkonfigurationen wurden numerisch getestet. Dabei waren die Anströmbedingungen zu $Ma = 0.206$ und $Re = 2.5e6$ gewählt. Abbildung 1 zeigt die Grenzschichtprofile verschiedener Grenzschichtparameter bei einem Anstellwinkel von 3° . Da bei einer Simulation mit dem Menter-SST-Modell keine anisotropen Geschwindigkeitsfluktuationen bzw. deren Spektren ausgewertet werden können, ist hier die turbulente kinetische Energie dargestellt. Dargestellt sind die Ergebnisse für das Referenzprofil ohne Absaugung und zwei verschiedene Absaugraten (0.08kg/s und 0.12kg/s). Bei beiden letzteren waren alle vier Absaugkammern aktiviert.

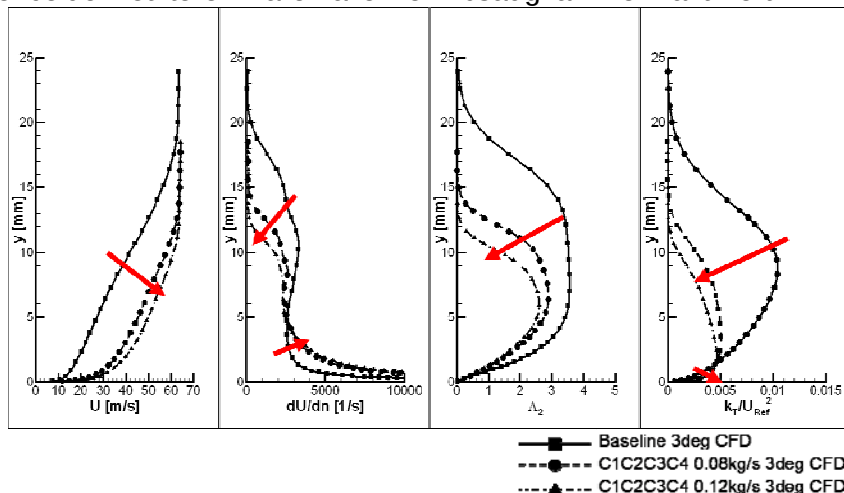


Abb.1: Einfluss der Absaugung auf verschieden Grenzschichtparameter

Am Geschwindigkeitsfeld ist klar zu erkennen, dass die Geschwindigkeit durch die Absaugung erhöht und die Grenzschichtdicke verringert wird. Der Gradient der Geschwindigkeit in Wandnormalenrichtung ist in Wandnähe erhöht und im äußeren Bereich der Grenzschicht reduziert. Die integrale Längenskala Λ_2 ist im gesamten Bereich reduziert. Bei der turbulenten kinetischen Energie verhält es sich ähnlich wie mit dem Gradienten der Geschwindigkeit, es kommt zu einer leichten Erhöhung nahe der Profilwand und zu einer starken Reduzierung im äußeren Bereich der Grenzschicht.

Abbildung 2 zeigt das dazugehörige Lärmspektrum. Klar zu erkennen ist eine Reduzierung des Hinterkantenlärms bei niedrigeren Frequenzen. Bei hohen Frequenzen ist eine leichte Erhöhung zu erkennen. Dies wird durch die Erhöhung von dU/dn und k_T nahe der Wand verursacht. Integriert man das Lärmspektrum, so ergibt sich eine Reduzierung des Lärms durch die Absaugung um ca. 4dB.

Abbildung 3 zeigt das Lärmspektrum, das bei akustischen Messungen im Laminarwindkanal des IAG gemessen wurde. Auch hier wurde ein NACA64-418 Profil getestet, bei den gleichen Anströmbedingungen wie bei den CFD Simulationen. Das Profil war auf Ober- und Unterseite bei 5% Profiltiefe getrippt. Die Absaugung erfolgte über eine perforierte Platte auf der Oberseite (offene Fläche: 25%, Lochdurchmesser 250 μ m). Die Platte erstreckt sich von 40-90% der Profiltiefe sowie über die komplette Spannweite des Modells. Darunter befindet sich ein Hohlraum der in mehrere Kammern unterteilt ist. Das Profil hat eine Länge von 600mm und eine Spannweite von 730mm. Während der Messungen wurden vier Kammern genutzt, die im Bereich von 55%-75% der Profiltiefe lagen. Die Breite jeder Kammer beträgt 5% der Profiltiefe. Der Massenstrom konnte für jede Kammer über Ventile einzeln gesteuert werden. Die akustischen Messungen wurden mit Hilfe der am IAG entwickelten CPV Methode (Coherent Particle Velocity) [5] durchgeführt. Wie man gut erkennen kann, ist der Effekt der Absaugung ähnlich wie bei der CFD Simulation. Im Falle der Windkanalmessungen konnte beim gezeigten Anstellwinkel von 3° sogar eine Lärmreduktion von ca. 5dB/m ($f = 500-5000\text{Hz}$) erzielt werden.

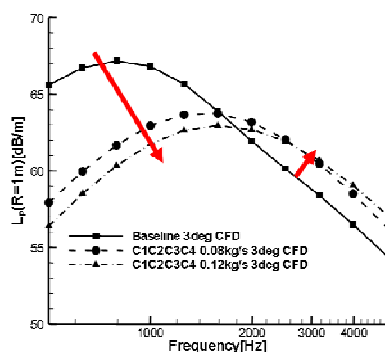


Abb. 2: Einfluss der Absaugung auf das Lärmspektrum (CFD)

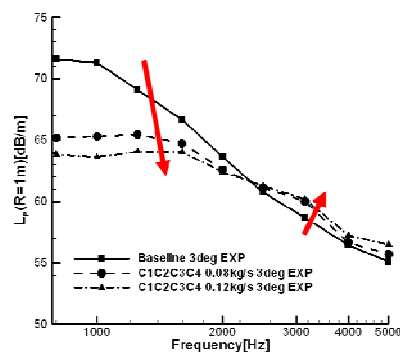


Abb. 3: Einfluss der Absaugung auf das Lärmspektrum (Windkanal)

1. S. Oerlemans, M. Fisher, T. Maeder, K. Kögler, "Reduction of Wind Turbine Noise using Optimized Airfoils and Trailing-Edge Serrations", AIAA 2008-2819
2. M. Kamruzzaman, Th. Lutz, A. Herrig, und E. Krämer, "Semi-empirical Modeling of Turbulent Anisotropy for Airfoil Self Noise Prediction", AIAA-2010-3878
3. W. Blake, "Mechanics of Flow Induced Sound and Vibrations". Vols. 1-2 Acad. Press. New-York (1986).
4. A. Wolf, O. Stalnov, Th. Lutz, W. Würz, S. Seifert, E. Krämer, "Impact of suction on boundary-layer and noise emission of wind turbine airfoils", German Wind Energy Conference 2010, Bremen, Germany, November 17th-18th 2010.
5. Herrig A., Würz W., Lutz Th., Krämer E. Trailing-edge noise measurements using a hot wire based coherent particle velocity method. 24th Applied Aerodynamics Conference, San Francisco, California, 5-8 June 2006, (2006-3876), 2006.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Strömungsbeeinflussung, Transition und Laminarhaltung

Thema:

Transientes Wachstum linearer Störungen über der nachgiebigen Wand einer ebenen Platte

Autoren:

Marcus Zengl, Ulrich Rist

Institution:

Institut für Aerodynamik und Gasdynamik (IAG), Universität Stuttgart

Adresse

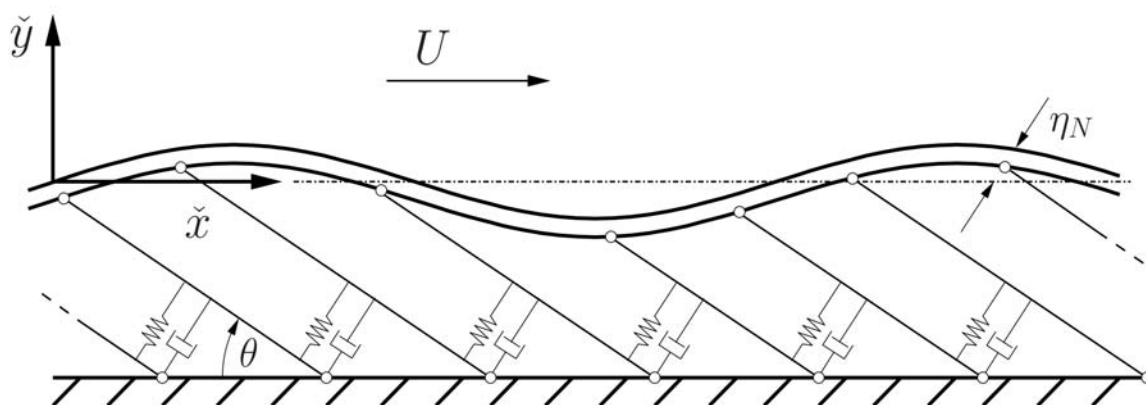
Pfaffenwaldring 21; 70550 Stuttgart

e-mail:

zengl@iag.uni-stuttgart.de

Ausgangssituation:

Um die Anfachung von Grenzschichtstörungen, welche zur laminar-turbulenten Transition führen, zu verringern sollen nachgiebige Oberflächen verwendet werden. Bei günstigen Materialparametern der Oberfläche kann der Transitionsbereich merklich stromab verlagert werden. Die Untersuchung des Eigenwertspektrums der Orr-Sommerfeld- und der Squire-Gleichung der Blasius-Strömung über eine anisotrope nachgiebige Wand zeigt eine hohe Sensitivität bezüglich numerischen Rundungsfehlern. Diese Sensitivität kann ein Indiz für eine starke Nichtorthogonalität der Eigenfunktionen sein, was sich auch in einem hohen transienten Wachstum widerspiegelt.



Kinematisches Modell der nachgiebigen Wand

Ziel:

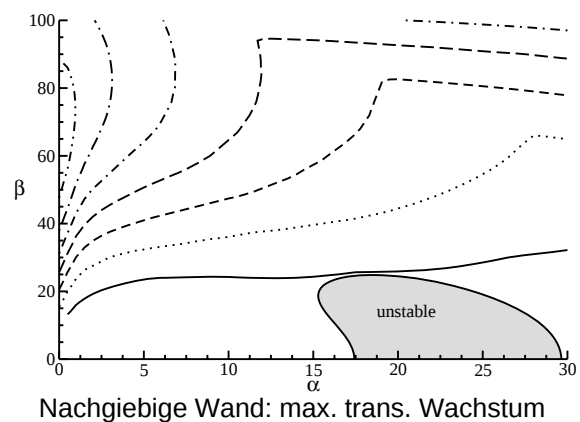
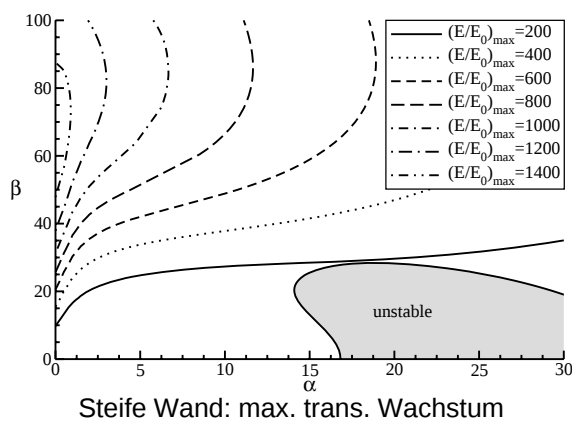
Das transiente Wachstum von optimalen Anfangsbedingungen soll mit Hilfe der linearen Stabilitätstheorie auf seine praktische Relevanz untersucht werden. Das maximal erreichbare transiente Wachstum soll mit dem der steifen Wand verglichen werden.

Lösungsweg:

Die nachgiebige Wand wird in der Stabilitätstheorie durch ein oberflächenbasiertes Wandmodell realisiert. Das Wandmodell koppelt die Kräfte, Auslenkung und Geschwindigkeit der Wand mit dem Fluid. Daraus resultiert eine Randbedingung die im Allgemeinen die Orr-Sommerfeld- mit der Squire-Gleichung koppelt. Diese werden mit einem pseudospektralen Verfahren diskretisiert und mit einem QZ-Algorithmus gelöst. Die somit gewonnenen Eigenwerte und Eigenvektoren werden optimal miteinander kombiniert um das maximal erreichbare transiente Wachstum zu berechnen.

Ergebnis:

Der Vergleich des maximal erreichbaren transienten Wachstums zeigt, dass es kaum Unterschiede zwischen der steifen Wand und der untersuchten nachgiebigen Wand gibt. Dies zeigt, dass transientes Wachstum für nachgiebige Wände weder eine größere noch eine kleinere Relevanz als für die steife Wand besitzt.



Literatur:

Kathryn M. Butler und Brian F. Farrell. „ Three-dimensional optimal perturbations in viscous shear flow. “ Physics of Fluids A, 4(8):1637-1650, 1992.

Peter W. Carpenter und Philip J. Morris. „ The effect of anisotropic wall compliance on boundary-layer stability and transition. “ Journal of Fluid Mechanics, 218:171-223, 1990.

Peter J. Schmid und Dan S. Henningson. „ Stability and Transition in Shear Flows. “ Number 142 in Applied Mathematical Sciences. Springer, New York, 2001.

Marcus Zengl und Ulrich Rist. „ Linear Stability Investigations of Flow Over Yawed Anisotropic Compliant Walls. “ Proceedings of the Seventh IUTAM Symposium on Laminar-Turbulent Transition, Stockholm, Sweden. 2009.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flugkörper / Rümpfe

Seitenstrahlen / Seitenstrahlsteuerung an dem zylindrischen KV-Flugkörper

P. Gnemmi¹, F. Seiler², B. Sauerwein¹, J. Srulijes¹, M. Bastide¹, K. Weinand³

¹Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL)
5 rue du Général Cassagnou, F-68301 Saint-Louis, julio.srulijes@isl.eu

²Universität Karlsruhe, Karlsruher Institut für Technologie (KIT)
Kaiserstr. 10, D-76131 Karlsruhe, friedrich.seiler@kit.edu

³MBDA/LFK-Lenkflugkörpersysteme
Hagenauer Forst 27, D-86529 Schrobenhausen, klaus.weinand@mbda-systems.de

Insbesondere wenn schnelle Änderungen der Flugbahn bei geringen Staudrücken gefordert werden, also bei kleinen Geschwindigkeiten und/oder in großen Höhen, bietet die Seitenstrahltechnik beachtliche Vorteile gegenüber konventionellen Steuerungsverfahren wie Klappen, bewegliche Flügel, Ruder oder anderen Lenkvorrichtungen. Die Wechselwirkung eines solchen Steuerstrahls mit einer Überschallanströmung wird schon seit über einem Jahrzehnt im Stoßrohrlabor des ISL in Kooperation mit MBDA/LFK mit den Stoßrohr-Windkanälen STA und STB experimentell untersucht. Aufgrund neuartiger Bedrohungen hat MBDA/LFK eine aktualisierte Flugkörpergeometrie, ein sog. „Kill Vehikel“ (KV), für einen definierten Flugbereich zur Untersuchung vorgeschlagen. Der Flugbereich des KVs reicht von ungefähr 40 km bis in 120 km Höhe, bei Geschwindigkeiten von ungefähr Machzahl 6 bis 10. Der Stoßrohr-Windkanal STB eignet sich bestens, die für KV verlangten Strömungskonditionen richtig zu konditionieren, d. h. korrekte atmosphärische Drücke und Dichten sowie Umgebungstemperaturen am Düsenaustritt zu reproduzieren. Nach oben bildet der Betriebsbereich des Stoßrohr-Windkanals STB die Flughöhen des KV allerdings nur Flughöhen bis 70 km ab, aber vollständig dessen Geschwindigkeitsbereich. Da zur Erzeugung hoher Machzahlen sehr hohe Stauenthalpien (bis 8 MJ/kg mit STB) benötigt werden, kann die Strömung nur über einige Millisekunden aufrechterhalten werden.

Die neue KV-Geometrie hat 10 Querschubtriebwerke für die Kontrolle der Lage im Raum als auch zur Bahnkorrektur. Vier Düsen sind radial im vorderen Drittel des KV positioniert, sechs im Heck. Abb. 1 zeigt mit Seitenansicht lediglich vorn zwei und hinten drei. Für die Stoßrohruntersuchungen wurde ein verkleinertes Modell im Maßstab von ungefähr 1:7 ausgelegt, konstruiert und gefertigt. Der Blick auf Abb. 1 vermittelt die äußere Kontur des KV mit stumpfer Kegelspitze und die Positionen und Bezeichnungen der Querschubtriebwerke. Ebenso zu sehen sind die Positionen der Druckgeber, die vor und hinter den Düsenöffnungen angeordnet sind. Es befinden sich jeweils auf der die Düse passierenden Schnittlinie drei Geber davor und sechs bzw. einer dahinter.

Strömungs- und Strukturberechnungen zur Auslegung und Definition des KV werden bei MBDA/LFK durchgeführt. Zur Validierung herangezogen werden quantitative Messungen der Oberflächendrücke vor und hinter den Querschubstrahlen und Strömungsvisualisierungen zur visuellen Prüfung.

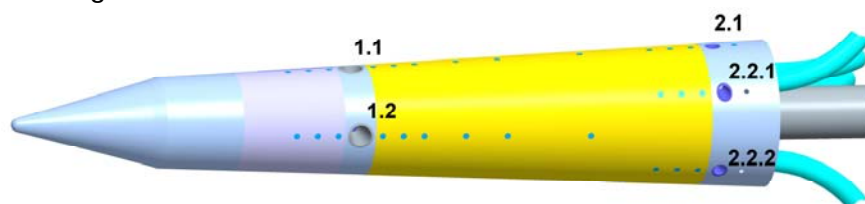


Abb. 1: KV-Flugkörper mit Bezeichnungen der Querschubstrahlen

Für die Strömungsvisualisierungen wurde an STB ein Differentialinterferometer DI mit Spiegeloptik aufgebaut. Das Strömungsbild in Abb. 2 ist nach diesem Verfahren mittels Hochge-

schwindigkeitskamera des Typs Photron aufgenommen worden. Zu erkennen ist in Abb. 2 der vordere 1.1 und der hintere Strahl 2.1. Die Druckdifferenz der Seitenstrahlen, d. h. der Druck im inneren Reservoir zum Umgebungsdruck außen, betrug in beiden Versuchen etwas mehr als 100. Die Kopfwelle am KV und der Bogenstoß vor dem Seitenstrahl 1.1 sind gut anhand der linkerhand sichtbaren schwarzen Stoßlinien sichtbar. Bei den hier vorliegenden atmosphärischen Höhen wie in ca. 43 km sind die Dichtedifferenzen über die betrachteten Stoßwellen hinweg sehr gering, weshalb das DI hier schon fast an Grenze seiner optischen Darstellungsfähigkeit angelangt ist. Dieses zeigt sich bei der Visualisierung von Querschubstrahl 2.1 im Heckbereich des KV, der gerade noch zu erkennen ist.

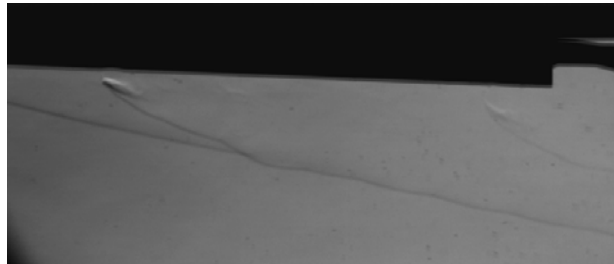


Abb. 2: Strömung am KV mit eingeschaltetem Seitenstrahl 1.1 + 2.1

Für die Konfiguration mit Ausblasen der Düse 1.2 (Geber Nrn. 14 - 22) und den beiden Düsen 2.2.1 und 2.2.2 (Geber Nrn. 23 – 26 bzw. 27 - 30) sind in der Abb. 3 in einem Balkendiagramm die gemessenen Oberflächendrücke für zwei reproduzierte Versuche eingetragen. Man erkennt deutlich die Druckanstiege in den Ablösegebieten vor den Seitenstrahlen („Überdruckgebiet“) bei den Gebern Nr. 14 bis 16 (Strahl 1.2) und den Gebern Nr. 23 bis 25 (Strahl 2.2.1) respektive den Gebern Nr. 27 bis 29 (Strahl 2.2.2). Die Druckwerte beider Versuche weisen eine sehr hohe Übereinstimmung auf, welche nur durch den Messfehler der Druckmessung verwischt ist.

Massiven Unterdruck messen Geber Nr. 17 direkt hinter Strahl 1.2 und die Geber Nr. 26 bzw. 30 hinter den Strahlen 2.2.1 bzw. 2.2.2. Interessant ist, dass im „Unterdruckgebiet“ hinter Strahl 1.2 an Geber Nr. 17 und 18 Überdruck herrscht, verglichen mit den Druckwerten weiter stromab, die den ungestörten Druck in der Anströmung annehmen. Hinter den Strahlen 2.2.1 bzw. 2.2.2 wirkt wirklich Unterdruck alleine, da beide Strahlen nahe am Heck positioniert sind.

Die Messungen der Oberflächendrücke zusammen mit den Strömungsvisualisierungen haben schon dazu beigetragen, dass numerische Modellrechnungen erfolgreich validiert werden konnten, womit letztendlich korrekte Angaben über die Wirkung und die Effizienz der Seitenstrahlsteuerung des KV gewonnen werden.

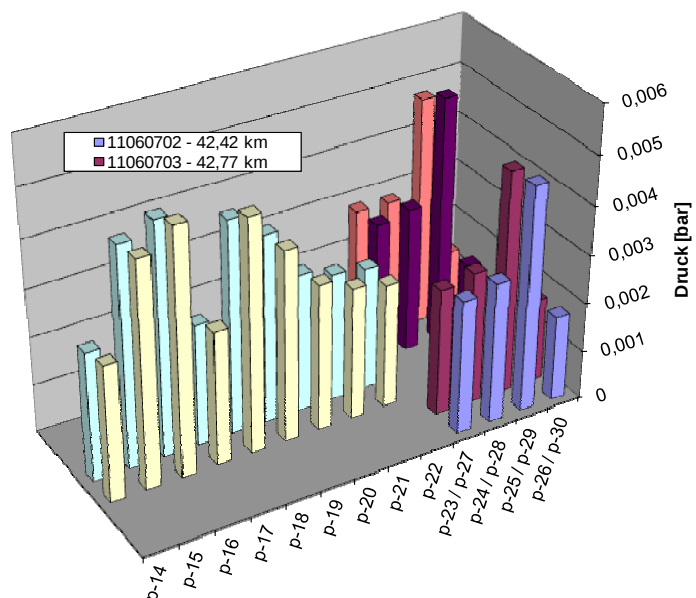


Abb. 3: Oberflächendrücke um die Strahlen 1.2, 2.2.1 und 2.2.2 bei Machzahl 8 und Bedingungen wie in ca. 40 km atmosphärischer Höhe

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Hochagile Konfigurationen

Ansprechpartner: Christian Schnepf, Dr. Erich Schüle

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

Adresse : Bunsenstraße 10
37073 Göttingen

Telefon : 0551-7092317

e-mail : christian.schnepf@dlr.de

Thema: Nickmanöversimulation eines generischen Flugkörpers
mit Hilfe der URANS-Gleichungen

Ausgangssituation: Im hohen Anstellwinkelbereich können auf der Leeseite bei rotationssymmetrischen Flugkörpern asymmetrische Wirbelpaare entstehen. Diese Wirbelpaare gehen einher mit Giermomenten und Seitenkräften, die flugbahnstabilisierende Maßnahmen notwendig machen. Hierdurch reduziert sich die gezielte Steuerbarkeit des Flugkörpers. Eine häufig in der Literatur zu findende Erklärung für die Asymmetrien sind fertigungsbedingte Ungenauigkeiten im Nasenbereich oder lastbedingte Deformationen. Diese Ungenauigkeiten liegen jedoch im Fertigungstoleranzbereich und sind daher schwer zu vermeiden. Aufgrund dessen ist es unumgänglich, Methoden zu entwickeln, die eine symmetrische Wirbelpaarentwicklung erzwingen.

Ziel:

Ziel der Arbeit ist eine instationäre Referenzlösung für ein Nickmanöver zu erhalten, bei der keine asymmetrischen Wirbelpaare entstehen. Da von einem perfekt symmetrischen Körper ausgegangen wird, können für etwaige Asymmetrien nur Rundungsfehler, Netzeinflüsse, nicht konvergierte Zeitschritte und Asymmetrien im Löser als Quelle dienen.

Lösungsweg :

Um grobe Netzeinflüsse zu vermeiden wird zunächst ein generisches Flugkörperhalbmodell mit Hilfe des Netzgenerators Centaur hybrid vernetzt und später zu einem Vollmodell gespiegelt. Für die numerische Berechnung wird der DLR-TAU-Code verwendet. Als Orientierung für die Simulation dient ein Experiment im transsonischen Windkanal Göttingen. Ausgehend von der Nulllage ($\alpha = 0^\circ$) erfolgt ein Abnicken des Modells bis zu einem maximalen Winkel von $\alpha = 43^\circ$. An diesem Wendepunkte erfolgt die Umkehrbewegung. Das Nickmanöver entspricht einer 5Hz Sinusschwingung um den Anstellwinkel $\alpha = 21,5^\circ$.

Ergebnis:

In **Abb. 1** ist der zeitliche Verlauf der Auftriebs- Widerstands- und Seitenkraftbeiwerte für zwei verschiedene Zeitschritte aufgetragen. In **Abb. 2** sind dieselben Beiwerte über dem Anstellwinkel α dargestellt. Ausgehend von der Nulllage $\alpha = 0^\circ$ besitzen die Kurven der verschiedenen Zeitschritte für die jeweiligen Beiwerte bis zu einem Winkel von $\alpha = 27^\circ$ nahezu identische Werte. Ab $\alpha = 27^\circ$ weichen die Kurven in der Form und für die Seitenkraft sogar im Vorzeichen voneinander ab. Für die Seitenkraft

ist ab diesem Punkt ein merklicher Anstieg festzustellen. Im Bereich von $\alpha = 35^\circ$ gleichen sich die Kurven der zwei Zeitschritte wieder an und die Seitenkraft geht auf Null zurück. Erst kurz vor dem maximalen Anstellwinkel kommt es erneut zu einem divergenten Verhalten. Während für den größeren Zeitschritt der Wert der Seitenkraft weiterhin nahezu Null ist, kommt es für den kleineren Zeitschritt zu einem Schwingen der Seitenkraft um den Nullwert bis etwa zum Zeitpunkt $t=0,13\text{s}$. Der Flugkörper befindet sich zu diesem Zeitpunkt bereits in der Aufwärtsbewegung. Auch in den anderen Beiwerten ist ein abweichendes Verhalten zwischen den zwei Zeitschritten festzustellen. Aufgrund der beiden markanten Stellen und einer genaueren Untersuchung dieser wurde zunächst auf eine vollständige Berechnung einer Schwingungsperiode verzichtet. Doch der Trend hin zu einer Hysterese ist bereits festzustellen.

Weiteres Vorgehen:

Nachdem die Ergebnisse einer Plausibilitätsprüfung unterzogen wurden, sollen in einem nächsten Schritt künstliche Asymmetrien in die Simulation eingebracht werden. Diese Rechnungen sollen zum Einen mit der Referenzlösung und zum Anderen mit Simulationen verglichen werden bei denen neben den Asymmetrien auch Mechanismen zum Unterdrücken dieser integriert sind.

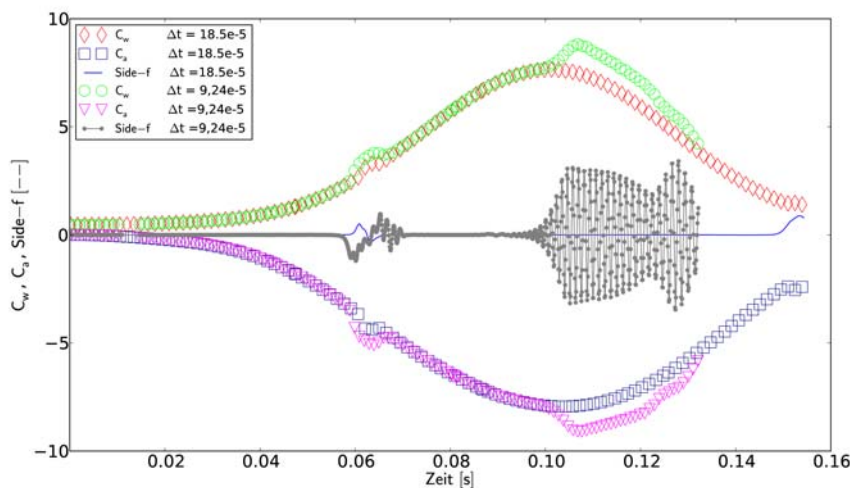


Abbildung 1:

Zeitlicher Verlauf der aerodynamischen Beiwerte

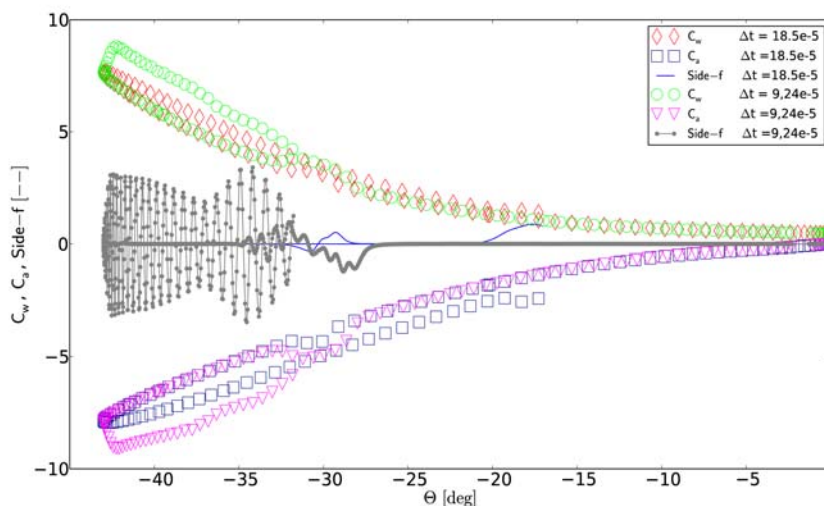


Abbildung 2:

Winkelabhängigkeit der aerodynamischen Beiwerte

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Flugkörper/Rümpfe

Wärmestrommessungen / Wärmestrommessungen im Stoßrohr an einer generischen Wiedereintrittskonfiguration

J. Srulijes¹, R. Hruschka¹, F. Seiler², B. Sauerwein¹, M. Bastide¹, K.-J. Dahlem³

¹Deutsch-Französisches Forschungsinstitut Saint-Louis (ISL),
5 rue du Général Cassagnou, F-68301 Saint-Louis, julio.srulijes@isl.eu

²Universität Karlsruhe, Karlsruher Institut für Technologie (KIT),
Kaiserstr. 10, D-76131 Karlsruhe, friedrich.seiler@kit.edu

³MDBA/LFK-Lenkflugkörpersysteme
Hagenauer Forst 27, D-86529 Schrobenhausen, karl-josef.dahlem@mbda-systems.de

Die Erwärmung von Wiedereintrittskörpern beim Flug mit hohen Machzahlen in der oberen Atmosphäre ist schon seit Beginn der Raumfahrt ein wichtiges Forschungsthema. Bewährt hat sich die klassische, vorn stumpfe Wiedereintrittskonfiguration, wofür die übergehenden Wärmeströme und damit die Strukturaufheizung während des Wiedereintritts in die Atmosphäre gut bekannt und beherrschbar ist. In neuerer Zeit ist das aerothermodynamische und flugmechanische Verhalten schlanker Re-Entry-Vehikel beim Wiedereintritt von großem Interesse. Für genaue Simulationen sind u. a. Kenntnisse über deren Erwärmungsszenario wichtig, über das Verhalten ablativer Materialien und über den Einfluss auf die Signatur wie auch damit gekoppelte Fragestellungen.

Zur Beantwortung noch offener Fragen sind die ISL-Stoßrohr-Windkanäle STA und STB als Bodenversuchsanlagen geradezu prädestiniert. Dahin gehend war das Ziel dieser Untersuchungen, an generischen Wiedereintrittskonfigurationen im Stoßrohr Wärmestrommessungen bei verschiedenen Flugmachzahlen und Flughöhen vorzunehmen. Dazu wurde eine divergente Überschalldüse mit wechselbarem Düsenhals eingesetzt. Die Tests erfolgten bei Machzahl 10 (M10) und drei Höhenkonditionen: $h \approx 50, 60$ und 70 km, bei Machzahl 12 (M12) und zwei Höhenkonditionen: $h \approx 55$ und 70 km und bei Machzahl 14 (M14) bei lediglich einer Kondition: $h \approx 65$ km. Im Rahmen dieser Mitteilung wird nur die schlanke Wiedereintrittskonfiguration GK-A betrachtet. Rechenergebnisse, erhalten mit dem von Bird entwickelten DSMC-Code DS2V [1], werden mit den Messungen verglichen.

GK-A (Fig. 1) hat eine Gesamtlänge von 295 mm, der Halbwinkel beträgt 10.905° , der Nasenradius hat 9 mm und ist mit speziell im Stoßwellenlabor der RWTH Aachen konzipierten Dünnschichtsonden entlang einer Mantellinie bestückt. Die Messungen erfolgten mit Stoßrohr-Windkanal STB bei Stauenthalpien bis 7 MJ/kg. An der Nase ist der Wärmestrom wesentlich höher als am Mantel, weswegen dort ein Koaxialthermoelement eingebaut ist.



Fig. 1 Re-entry-Konfiguration GK-A

Fig. 2 zeigt die gemessenen Wärmestromdichten entlang der Oberfläche als Funktion des Abstands von der Modellspitze (je 2 Versuche). Um den erheblich höheren Wärmestrom an der Nasenspitze darzustellen, sind oben rechts logarithmische Diagramme eingefügt. Die oberen Diagramme enthalten die Messergebnisse für M10, linker Hand für 50 km und rechter Hand für 60 km Flughöhe. Die Diagramme in der Mitte zeigen links M10 bei 70 km und rechts M12 bei 55 km. In den unteren Diagrammen sind im linken Diagramm die Wärmeströme bei M12 und 70 km und im rechten bei M14 und 65 km Flughöhe zu sehen. Abhängigkeiten der Wärmestromdichte sind: Die Flugmachzahl und Flughöhe, sprich Luftdichte.

Die experimentellen Ergebnisse wurden für die Mach-10-Konfiguration bei 70 km Flughöhe durch eine numerische Simulation mittels der Bird'schen DSMC-Methode [1] nachgerechnet. Während sich die Strömungsphysik und die Materialeigenschaften des Experiments mit dem DSMC-Modell gut abbilden lassen, ist über die Wechselwirkung von vibratorisch hoch angeregten Molekülen mit kalten metallischen Oberflächen noch wenig bekannt. Die Bedeutung der Modellierung des zeitabhängigen Transfers (Relaxation) von Schwingungsenergie wird ersichtlich, wenn man die beiden DSMC-Kurven in Abb. 3 vergleicht, denen entweder vollkommene Relaxation (gestrichelt) oder gar keine Relaxation (durchgezogen) zugrunde liegen. Der Vergleich mit den Messungen legt nahe, dass die Schwingung sowohl während der Expansion in der Düse, als auch bei den Molekülkollisionen mit der Modelloberfläche eingefroren bleibt. Die Temperatur vor der Düse beträgt hier 3500 K.

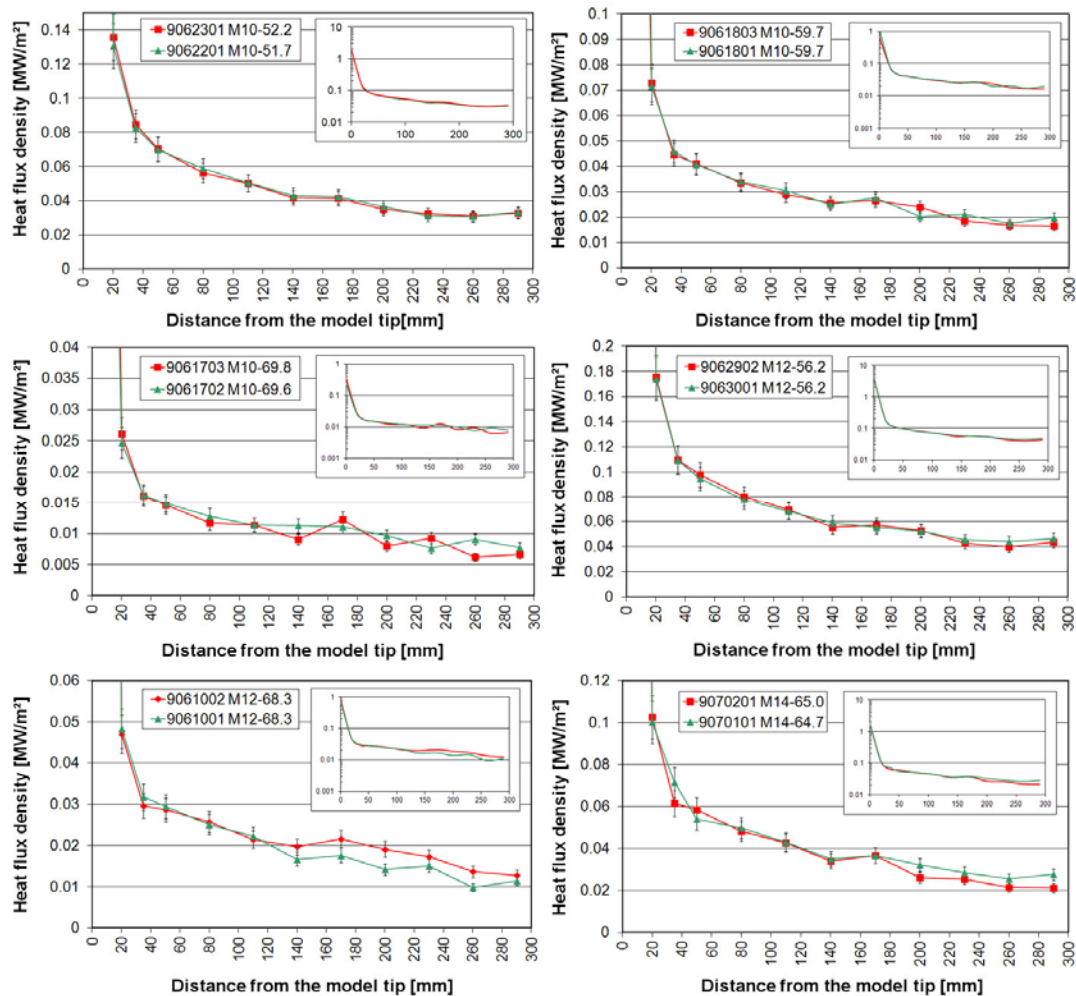
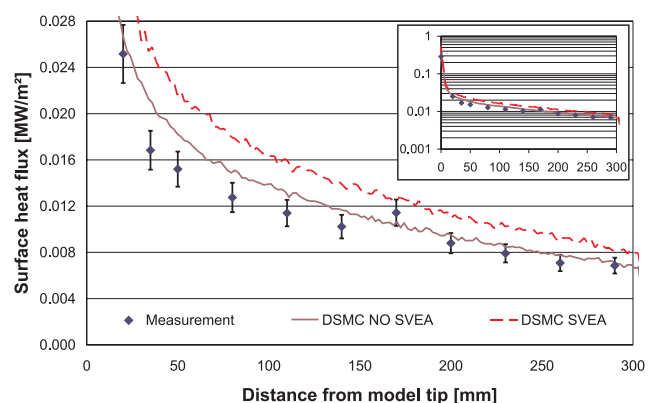


Fig. 2 Wärmestromdichten als Funktion des Abstandes der Modellspitze

Fig. 3 Vergleich der DSMC-Simulation mit den Wärmestrommessungen mit (gestrichelt SVEA) und ohne (durchgezogen NO SVEA) Relaxation der Schwingungsenergie an der Modelloberfläche

Referenz

1. Bird G.A. (1994) Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows. Clarendon Press, Oxford.



Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Ansprechpartner: Dipl.-Ing. M. Grawunder, Dipl.-Phys. R. Reiß, Z. Babosek,
PD Dr. C. Breitsamter, Prof. Dr. N.A. Adams

Institution: Lehrstuhl für Aerodynamik und Strömungsmechanik,
Technische Universität München

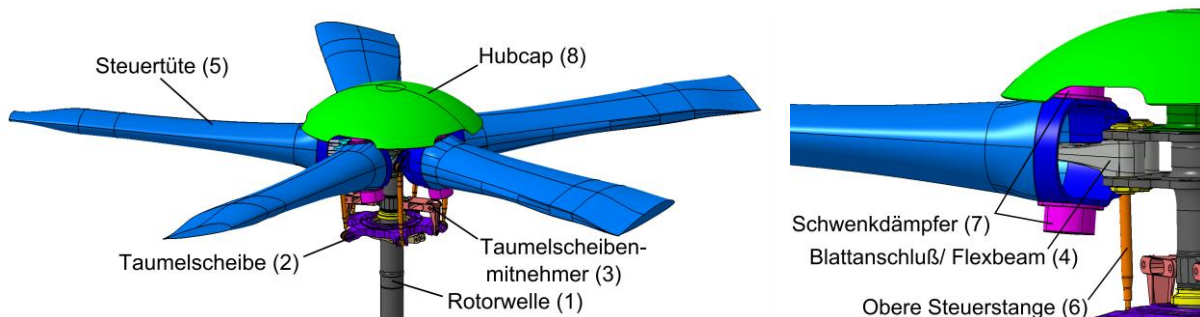
Adresse: Boltzmannstr. 15 Telefon: 089/28916394
85748 Garching b. München Telefax: 089/28916138
E-Mail : moritz.grawunder@aer.mw.tum.de

Weitere Partner: Eurocopter Deutschland GmbH

Thema: Numerische Simulation der Umströmung eines 5-Blatt-Rotorkopfes

Der Rotorkopf von Helikoptern in Haupt-/Heckrotor-Konfiguration trägt entscheidend zum Strömungswiderstand bei (20% - 30% des Gesamtwiderstands) und verursacht infolge der Umströmung der einzelnen Rotorkopfkomponenten charakteristische Nachlaufstrukturen. In bestimmten Flugzuständen wechselwirken die Nachlaufstrukturen mit der Helikopterzelle [1]. Dies kann zu unerwünschten Phänomenen wie dem Tail-Shake führen. Die Strömungsverhältnisse am Rotorkopf zu kennen, ist folglich für die Auslegung und Leistungsrechnung von Bedeutung.

Ziel dieser Arbeit ist durch numerische Simulation zu bestimmen, welche Widerstands- und Auftriebsanteile ein lagerloser 5-Blatt-Rotorkopf aufweist. Außerdem sollen die charakteristischen Nachlaufstrukturen identifiziert und einzelnen Rotorkopfkomponenten zugeordnet werden.



a) Gesamtansicht des isolierten Rotorkopfes

b) Detailansicht Blattanschluß

Abbildung 1: Die Komponenten des lagerlosen 5 – Blatt Rotorkopfes

Aufgrund der Komplexität der Strömungstopologie der gesamten Helikopterkonfiguration wird damit begonnen, den isolierten Rotorkopf zu untersuchen. Abbildung 1 zeigt den lagerlosen 5-Blatt-Rotorkopf. Er besteht aus Rotorwelle (1), Taumelscheibe (2), Taumelscheibenmitnehmern (3), Blattanschlüssen/Flexbeams (4), Steuertüten (5), oberen Steuerstangen (6), Schwenkdämpfern (7) und Hubcap (8). Die Blätter werden am ersten auftriebserzeugenden Element in radialer Richtung abgeschnitten. Für die geplante Studie ist das zweckmäßig, da die Umströmung der Blätter nicht analysiert werden soll. Außerdem wird der Rotorkopf im Maßstab 1 : 5, entsprechend dem Maßstab des Windkanalmodells, skaliert.

Zur Vorbereitung der Vernetzung der Geometrie werden kleinskalige Details entfernt. Sämtliche Oberflächen werden geschlossen. Dies betrifft sowohl Bohrungen als auch die Öffnung der Steuertüten an der Blattwurzel.

Abbildung 2 zeigt das Rechengebiet mit der Unterteilung in innere und äußere „Domain“. Die innere Domain umschließt den gesamten Rotorkopf. Somit ist es möglich, die Rotation des Rotorkopfes durch eine Rotation der inneren Domain abzubilden. Sowohl in der inneren als auch in der äußeren Domain wird ein unstrukturiertes Netz verwendet, um das Rechengebiet zu diskretisieren. Das Netz besteht aus Quadern, Pyramiden, Pentaedern und Tetraedern. An den Oberflächen der Rotorkopfelemente wird eine Prismenschicht erzeugt, um die Grenzschicht ausreichend genau aufzulösen. Die Basis für die Prismenschicht, bestehend aus 21 Lagen, sind die Oberflächennetze. Das wandnächste Element weist eine Dicke von 0,0012 mm auf ($y^+ \leq 0,75$). Die erhöhte räumliche Auflösung der inneren Domain wird stromab durch eine „Density Box“ in der äußeren Domain fortgeführt. Dadurch kann der Nachlauf des Rotorkopfs feiner aufgelöst werden [2].

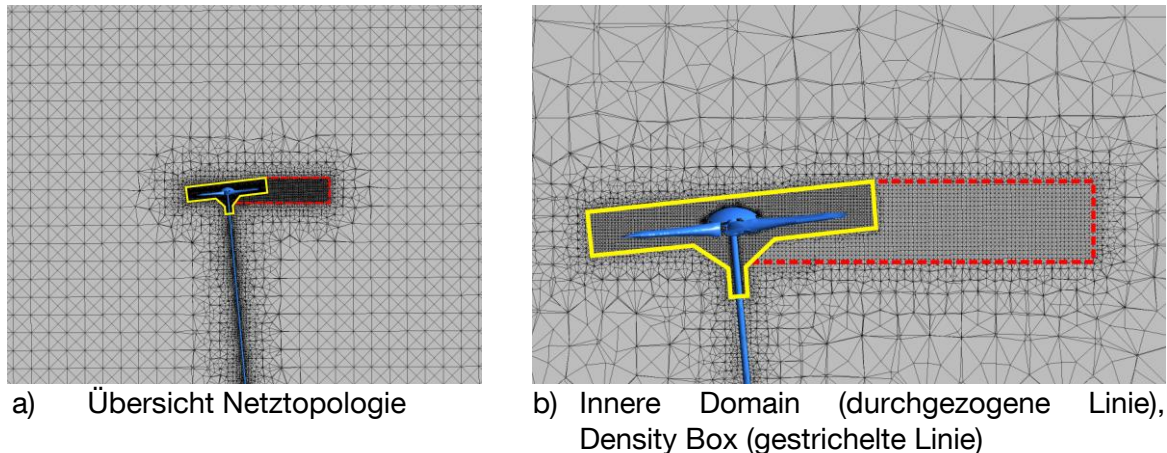


Abbildung 2: Netztopologie dargestellt im Mittelschnitt

Die Lösung der inkompressiblen Navier-Stokes-Gleichungen erfolgt mittels (U)RANS-Gleichungsmodellen. Die Turbulenzmodellierung basiert auf dem Shear-Stress-Transport-Modell von Menter. Zur räumlichen Diskretisierung wird ein High-Resolution-Schema, mit einer Mischung aus Genauigkeit erster und zweiter Ordnung, verwendet. Eine zeitliche Diskretisierung findet anhand des impliziten Backward-Euler-Verfahrens statt. Dieses Verfahren ist zweiter Ordnung genau. Dabei wird für die stationären und instationären Gleichungen ein lokaler beziehungsweise ein physikalischer Zeitschritt verwendet.

Anhand der vorliegenden Daten wird eine erste Betrachtung der einzelnen Widerstands- und Auftriebsanteile der Rotorkopfkomponenten vorgenommen.

Die weiteren Schritte dieser Arbeit sind:

- Analyse des Einflusses der Azimut Position des Rotorkopfes auf die stationäre Lösung.
- Untersuchung des Einflusses des Anstellwinkels auf die stationäre Lösung.
- Instationäre Simulation der Rotorkopfumströmung zur Identifikation der charakteristischen Nachlaufstrukturen.
- Validierung der Ergebnisse durch experimentelle Daten.
- Erhöhung der Modellkomplexität hin zur Konfiguration inklusive Rotorkopf und Rumpf.
- Geometrie Optimierung mit dem Ziel den Widerstand zu reduzieren.

Danksagung:

The research leading to these results have received funding from the European Community's Seventh Framework Programme (FP/2007-2013) for the Clean Sky Joint Technology Initiative under grant agreement number 270563.

Literatur:

- [1] T. Kneisch et al., Optimised rotor head design for an Economic Helicopter. *Proceedings of the 37th European Rotorcraft Forum*, Gallarate, Italy, 2011
- [2] F. Vogel, C. Breitsamter, N.A. Adams, Aerodynamic Investigations on a Helicopter Main Rotor Hub, *American Helicopter Society 66th Annual Forum*, Phoenix, Arizona, 2010

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügler-aerodynamik

Stationäre und instationäre Untersuchung der BK117
mit dem unstrukturierten Strömungslöser TAU

Jan-Hendrik Wendisch

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Lilienthalplatz 7 38108 Braunschweig, Jan-Hendrik.Wendisch@dlr.de

Im Rahmen des europäischen Forschungsprojektes „Aerodynamic Loads estimation at extremes of the flight envelope“ (ALEF) [1] wurde der Einfluss von Turbulenzmodellierung und Transition untersucht. Als Geometrie diente der isolierte Rumpf des Windkanalmodells des BK117C2 (s. Abb. 1) Hubschraubers der im Windkanal der Universität München umfangreich experimentell untersucht wurde.

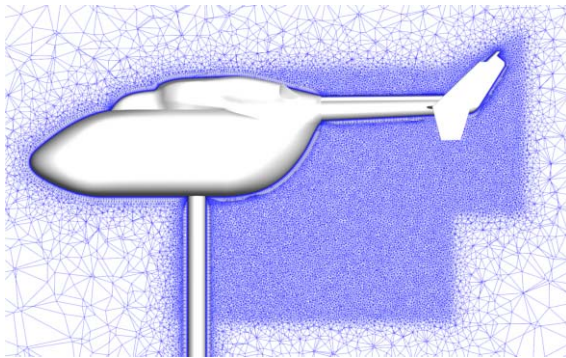


Abb. 1: Windkanalgeometrie

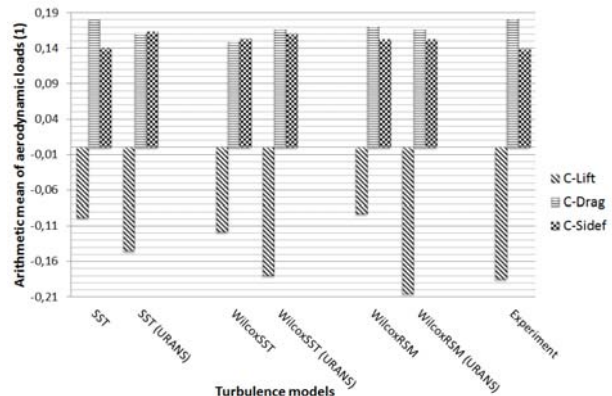


Abb. 2: Globale Kräfte
(stationär u. instationär)

Die äußerst komplexe Strömung, geprägt durch Ablösungen und instationäre Effekte am Bauchstil und im Heckbereich, entlang solcher Konfigurationen ist für CFD-Simulationen eine Herausforderung und die genaue Vorhersage der Lasten äußerst schwierig.

In ALEF wurden stationäre Rechnungen mit dem unstrukturierten Strömungslöser TAU [2] für 18 verschiedene Turbulenzmodelle durchgeführt und die berechneten Lasten (exemplarisch für drei Modelle s. Abb. 2), Druckverteilungen und Nachläufe wurden mit den experimentellen Daten verglichen. Infolge der starken Ablösung am Heck und am Stil zeigten alle Simulationen mit 2- und 7-Gleichungsmodellen eine schlechte Konvergenz und deutliche Oszillationen in den Lasten. Eine stationäre Lösung konnte nur mit den Eingleichungsmodellen erzielt werden, da diese keine Ablösungen vorhersagten.

Basierend auf der e^N -Methode wurde mit dem linearen Stabilitätslöser LILO [4] die Transitionslage berechnet und mit dem Experiment verglichen (s. Abb. 3). Zur Überprüfung des Einflusses der Grenzschichtauflösung wurde die Anzahl der Elemente von 24 (Referenz) auf 55 erhöht (Verfeinert). Auf beiden Netzen zeigten die Transitionslagen eine gute Übereinstimmung auf der Ober- und Unterseite, während an den Seiten die Lage zu weit stromauf vorhergesagt wurde.

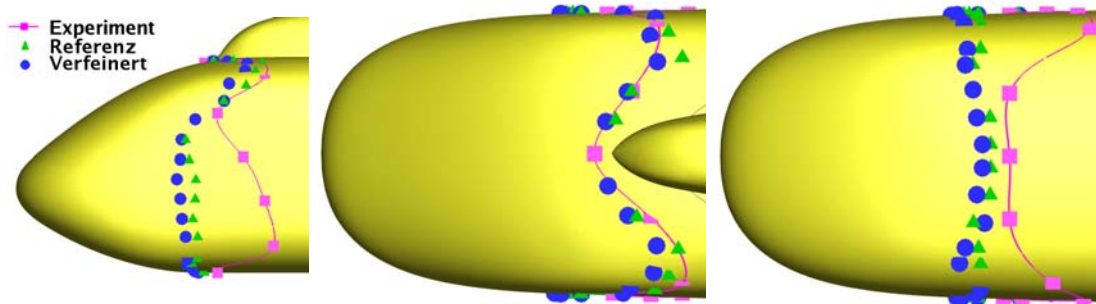


Abb. 3: Vergleich der Transitionslagen

Neben den stationären *ALEF*-Rechnungen wurde die identische Konfiguration für instationäre Simulationen mit einem dual-time-stepping Schema verwendet. Im Vergleich (s. Abb. 2) zu den stationären Ergebnissen aus *ALEF* zeigen sich deutliche Verbesserungen bei der Vorhersage des Auftriebs.

Zur Validierung der Anwendbarkeit des TAU-codes für Rumpf-Rotorkopfsimulationen wurden Simulationen mit einem Rumpf der *EC145* und einem Rotorkopf durchgeführt. Die Ergebnisse wurden mit den experimentellen Daten und den Ergebnissen aus FLOWer [3] Rechnungen von *Eurocopter Deutschland* (ECD) verglichen. Insgesamt konnten gute Übereinstimmungen mit den vorherigen Simulationen und dem Experiment erzielt werden.

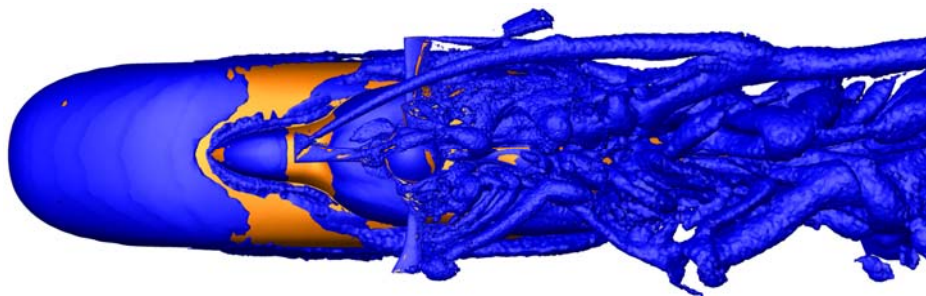


Abb. 4: Kinematische Wirbelstärke

Literatur:

- [1] European Commission. Research & Innovation – Transport.
http://ec.europa.eu/research/transport/projects/items/alef_en.htm, October 2011
- [2] Gerhold, T. Overview of the Hybrid RANS Code TAU. In *MEGAFLOW – NUMERICAL FLOW SIMULATION FOR AIRCRAFT DESIGN*, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Vol. 89/2005, Springer, 2005, pp. 81-92
- [3] Kroll, N., et al. The Navier Stokes Code FLOWer, Notes on Numerical Fluid Mechanics, Vol. 71, Vieweg, pp. 58-71
- [4] Schrauf, G. Lilo 2.1. user's guide and tutorial. Tech. Rep. 6, GSSC, 2006. Originally issued September 2004, modified for Version 2.1

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Drehflügleraerodynamik

Aerodynamische Optimierung von Hubschrauberrotoren durch Nutzung von numerischen Methoden unterschiedlicher Eindringtiefe

Gunther Wilke

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. Braunschweig, Lilienthalplatz 7.,
38106 Braunschweig, gunther.wilke@dlr.de

Die aerodynamische Optimierung von Hubschrauberrotoren mit RANS-Methoden ist bedingt durch die instationären Effekte sehr aufwendig. Das Strömungsfeld wird im Schwebeflug durch die Blattspitzenwirbel und dem Abwindfeld des vorherigen Blattes geprägt, im Vorwärtsflug kommen noch transonische Effekte auf dem vorlaufenden, sowie Strömungsablösung auf dem rücklaufenden Blatt hinzu. Die Fluid-Struktur Kopplung des Problems ist verpflichtend, da starke aero-elastische Effekte auftreten. Die Analyse eines Rotorblattes benötigt daher einen immensen Rechenaufwand.

Da in der Optimierung viele Evaluierungen von unterschiedlichen Rotor-Geometrien betrachtet werden müssen, ist es nötig, eine intelligente Strategie zu finden, den gesamten Rechenaufwand zu reduzieren.

Zum einen werden mathematische Ersatzmodelle genutzt, die den funktionalen Zusammenhang der Zielfunktion auf die Eingabeparameter genau, aber auch Ressourcen effizient wieder geben. Dies zeigt Imiela in seiner Arbeit [1]. Zum anderen werden in der Optimierung auch physikalisch vereinfachte Modelle herangezogen, wie Blatt-Element-Theorie (BET) oder reibungsfreie CFD Rechnungen, welche die Realität nicht exakt, aber hinreichend genau abbilden.

Eine Idee ist es, sich beides in der Optimierung zu Nutzen zu machen. Es wird ein Ersatzmodell basierend auf vielen Stützstellen einfacher physikalischer Modelle, sowie wenige Stützstellen genauer, physikalisch korrekteren Methoden erzeugt. Hierdurch kann bei gleicher Genauigkeit der Rechenaufwand stark reduziert werden. Collins demonstriert dies für einfache mathematische Ersatzfunktionen und zwei aerodynamischen Modellen [2]. Der Ansatz der Nutzung mehrere Methoden unterschiedlicher Eindringtiefe wird auch Variable Fidelity Methods (VFM) genannt.

In dieser Arbeit wurden in einer Voruntersuchung unterschiedliche aerodynamische Modelle beleuchtet in Hinblick auf die Tendenz der aufgenommen Leistung eines Rotorblattes, sowie eine mögliche Einbindung dieser Modelle in VFMs diskutiert. Han und Görtz zeigen einen guten VFM Ansatz, das Hierarchische Kriging [3], der im Folgenden genutzt wird.

Eine Sensitivitätsstudie für 41 unterschiedliche Geometrien wurde durchgeführt, um das Verhalten von Pfeilung, V-Stellung und Zuspitzung der Blattspitze, sowie die lineare Verwindung des gesamten Rotorblattes auf die aufgenommen Leistung zu erörtern. Im Anschluss wurde mit allen vier Parameter direkt in jedem aerodynamischen Modell optimiert. Untersucht wurden hierzu zwei Flugzustände, Schwebeflug und schneller Vorwärtsflug. Bild 1. zeigt den Verlauf von der Leistungsaufnahme in

Abhängigkeit der Pfeilung für die unterschiedlichen Modelle im Schwebeflug. Bild 2 skizziert den optimierten Rotor für den Schwebeflug.

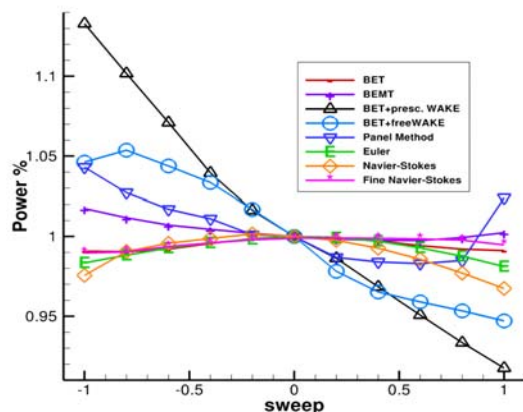


Bild 1: Einfluss der Pfeilung in verschiedenen aerodynamischen Modellen



Bild 2: Optimierter Rotor für den Schwebeflug

Für den Schwebeflug weisen die Modelle teils recht starke Abweichungen auf, deshalb eignen sich für den VFM-Ansatz nur CFD Methoden unterschiedlicher Genauigkeit. Der Vorwärtsflug zeigte eine bessere Übereinstimmung aller Methoden. Hier bietet sich der Einsatz der BET mit festen Abwindmodell und CFD Rechnungen für die Optimierung an.

Eine Optimierung mit Hierarchischem Kriging demonstrierte gute Ergebnisse in Bezug auf Reduktion des gesamten Rechenaufwands im Vergleich mit herkömmlichen Optimierungsmethoden. Bild 3 ist ein Schnitt durch die erstellte VFM-Hyperfläche aus der Optimierung für den Schwebeflug mit allen vier Parametern. Die Tendenz wird beim Hierarchischen Kriging im Vergleich zum einfachen Kriging sehr gut abgebildet. Die Differenz entsteht daher, dass keine der Stützstellen in diesen Schnitt liegen. Die Validierungspunkte (cross-check) stammen aus der Sensitivitätsstudie.

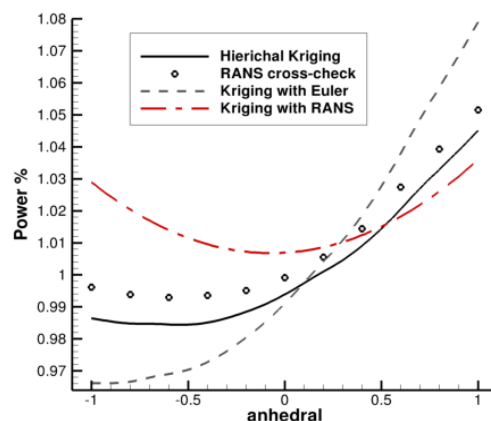


Bild 3: Schnitt durch VFM-Hyperfläche aus der Mehrparameter Optimierung im Schwebeflug

Im Rahmen weiterer Untersuchungen werden unterschiedliche Kombinationen aerodynamischen Modelle im VFM Ansatz genutzt, sowie weitere VFM Ersatzmodelle Co-Kriging und Neuronale Netze analysiert.

- [1] M. Imiela. High-fidelity optimization framework for helicopter rotors. AHS Conference Phoenix, AZ, 2010.
- [2] K. B. Collins. A Multi-Fidelity Framework for Physics Based Rotor Blade Simulation and Optimization. PhD thesis, Georgia Institute of Technology, 2008.
- [3] Zhong-Hua Han und Stefan Görtz, A Hierarchical Kriging Model for Variable-Fidelity Surrogate Modeling, im Review beim AIAA AC Journal

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Experimentelle Untersuchungen des Einflusses von widerstandsreduzierenden Maßnahmen im Unterbodenbereich einer Sattelzugkonfiguration auf das Nachlaufgebiet

Johannes Haff, Hugues Richard, Claus Wagner
DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Johannes.Haff@dlr.de

Ausgangssituation : Der Transport innereuropäischer Güter wird in der heutigen Zeit zum Großteil mit Hilfe von Sattelzügen bewältigt, da dieses Verkehrskonzept derzeit das höchste Maß an Flexibilität bietet. Der steigende Bedarf an zu transportierenden Gütern seitens der Industrie wird das Verkehrsaufkommen auf europäischen Fernverkehrsstrassen in den nächsten Jahren weiter erhöhen [1]. Bis zur Entwicklung und Umsetzung neuer effizienterer Verkehrskonzepte für den Straßengüterverkehr gilt es daher, das bestehende Konzept der Sattelzugkonfiguration weiterzuentwickeln. Dazu gehört unter anderem die Steigerung der Energieeffizienz.

Da der aerodynamische Widerstand heutiger Sattelzüge einen Anteil von ungefähr 20% am Gesamtwiderstand ausmacht [2] und somit maßgeblich den Energieverbrauch beeinflusst, ist eine Reduzierung des Luftwiderstands eine sowohl aus ökonomischer als auch ökologischer Sicht profitable Möglichkeit zur Erhöhung der Effizienz.

Obwohl eine Sattelzugkonfiguration bestehend aus Zugmaschine und Sattelaufleger ein aerodynamisch äußerst ungünstiger Körper ist, lassen sich Formoptimierungen, aufgrund enger gesetzlicher Vorgaben für die äußeren Abmaße und dem Hauptkriterium einer maximalen Transportkapazität, nur eingeschränkt umsetzen.

Ziel : Untersuchungen zur Reduzierung des aerodynamischen Widerstands führten in der Vergangenheit zu einer Vielzahl von Entwicklungen, wovon ein großer Teil bereits in der Serienfertigung heutiger Nutzfahrzeughersteller wiederzufinden ist. Weitgehend ungenutzt ist bisher noch das Potential, welches sich aus einer Beeinflussung des Ablösegebietes hinter dem Sattelaufleger ergibt. Bisherige Studien haben gezeigt, dass eine Heckverjüngung, sogenanntes 'boat-tailing', zu einer Verkleinerung des Ablösegebietes führt, was verbunden mit einem Druckrückgewinn den aerodynamischen Druckwiderstand reduziert [3].

Da sowohl die maximale Gesamtlänge als auch das Lichtraumprofil eines Sattelzuges gesetzlichen Beschränkungen unterliegen, müsste eine Heckverjüngung oder zusätzliche formgebende Anbauteile an Seiten oder Heck, durch eine Reduzierung des Laderaums teuer erkaufte werden. Eine Möglichkeit dies zu umgehen wäre die Nutzung des Aufliegerunterbodens zur Beeinflussung des Ablösegebietes. Bisherige wissenschaftliche Untersuchungen beschränkten sich meist auf die getrennte Betrachtung der Unterbodenströmung von der Gesamtumströmung des Fahrzeugs [4]. Das Ziel dieser Arbeit ist die Erhöhung des Basisdrucks an der Aufliegerrückwand durch gezielte Beeinflussung des Ablösegebietes hinter dem Sattelaufleger mit Hilfe einer veränderten Formgebung des Aufliegerunterbodens. Außerdem soll die Wirkung dieser widerstandsreduzierenden Maßnahmen auf das instationäre Ablösegebiet mit Hilfe einer simultanen Erfassung der Geschwindigkeitsfelddaten im Ablösegebiet, des Basisdrucks an der Aufliegerrückwand und des aerodynamischen Widerstands untersucht werden.

Lösungsweg und Ergebnisse : Für die Untersuchung der wissenschaftlichen Fragestellungen wurde ein Windkanalexperiment mit einem detaillierten Modell einer Sattelzugkonfigura-

tion im Maßstab 1 :15 in der Seitenwindversuchsanlage in Göttingen (SWG) durchgeführt. Das Modell wurde dazu auf einem 'ground board' 200mm über dem Windkanalboden installiert. Mit einem Messstreckenquerschnitt von 2,40m x 1,60m (B x H) betrug die Blockierung des Versuchsaufbaus bei dem untersuchten Nullanstellwinkel 4,1%. Die maximale Anströmgeschwindigkeit von 65m/s erlaubte Untersuchungen bis zu einer Reynoldszahl von 725.000 basierend auf der Modellbreite. Ein in das Modell integrierter 6-Komponenten-Piezokraftaufnehmer wurde für die Messung der auftretenden aerodynamischen Kräfte und Momente genutzt. Für die Messung der Oberflächendrücke am Heck wurden instationäre Druckaufnehmer in der Aufliegerrückwand installiert. Die messtechnische Erfassung des Geschwindigkeitsfeldes im Ablösegebiet erfolgte mit Hilfe von 2C- und 3C-PIV.

Eine Reihe verschiedener Unterbodenkonfigurationen wurde experimentell untersucht und zeigte unter anderem, dass ein am Sattelaufleger installierter Heckdiffusor zu einer Senkung des aerodynamischen Widerstands, verbunden mit einem Anstieg des Basisdrucks führt. Ein steigender Öffnungswinkel des Diffusors verstärkt diese Effekte, auch wenn dieser im überkritischen Bereich oberhalb von 8° betrieben wird.

Bereits Frost [5] und George [6] kamen zu dem Schluss, dass entstehende strömungsgerichtete Wirbel ein Abreißen der Strömung von der Diffusorrampe verhindern und damit die Effizienz eines Diffusor erhöhen.

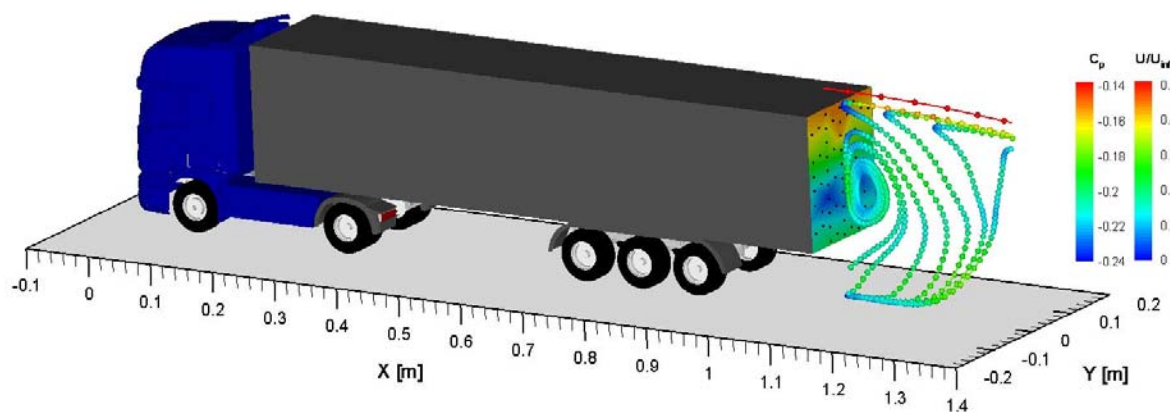


Abbildung 1: Mit PIV gemessene mittlere Geschwindigkeitsverteilung im Nachlauf und die gemessene mittlere Basisdruckverteilung am Sattelaufleger

Die Ergebnisse der vorliegenden Messung bringen Kraft-, Basisdruck- und Geschwindigkeitsfelddaten miteinander in Verbindung, um ein besseres Verständnis der Wirkungsweise der untersuchten widerstandsreduzierenden Maßnahmen auf das instationäre Ablösegebiet im Nachlauf zu erhalten (Abb.1).

Literatur :

- [1] Shell LKW-Studie, *Fakten, Trends und Perspektiven im Straßengüterverkehr bis 2030*, Hamburg/Berlin Deutschland, April 2010
- [2] Gilhaus, A., Hau E., Künster, R., Potthoff, J. : *Über den Luftwiderstand von Fernlastzügen, Ergebnisse aus Modellmessungen im Windkanal – Teil I+II*. Automobil-Industrie 9/79, 1979, pp. 125-137 + 3/80, 1980, 45-62
- [3] Mair, W.A., *Reduction of Base Drag by Boat-Tailed Afterbodies in Low-Speed Flow*, Aeronautical Quarterly, 20, 307-320, 1969
- [4] Sulitka, M., Nozicka, J. : *Aerodynamic devices to reduce the base- and underbody drag of semitrailer unit*, 2004
- [5] Frost, R.L.L., *Experimental investigation of the base pressure found on a bluff body in ground effect*, Aeronautical Journal, Feb., 63-70, 1981
- [6] George, A.R., *Aerodynamic effects of shape, camber, pitch and ground proximity on idealized ground vehicle bodies*, Journal of Fluids Engineering, 103, 631-638, 1981

Mitteilung

Projektgruppe: Technische Strömungen

Experimentelle Untersuchung zur Entstehung von Druckwellen in Eisenbahntunneln

Daniela Heine und 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 Druckwellen, die sich in den Tunnel ausbreiten. Diese Druckwellen können sich negativ auf die Struktur des Tunnels und des Zuges wie auch auf den Komfort und sogar die Gesundheit der Passagiere auswirken. Am Tunnelende kann ein Teil der Wellen in Form eines Knalls an die Umwelt abgegeben werden, sodass Anwohner gestört werden können. Somit ist die Untersuchung und Entwicklung möglicher Systeme zur Verminderung dieser Faktoren ein wichtiges Ziel der aktuellen Forschung an Tunneln und Zügen. Zu diesem Zweck kann die Tunnelversuchsanlage in Göttingen (TSG) eingesetzt werden. Diese Anlage zeichnet sich dadurch aus, dass nicht, wie in Windkanälen üblich, die bewegte Luft ein ruhendes Modell umströmt, sondern, dass das zu untersuchende Modell beschleunigt wird und frei durch die in der Messstrecke ruhende Luft fährt. Daher ist es hier möglich realistische Bedingungen beim Ein- und Durchfahren von Modellzügen durch einen Tunnel nachzustellen.

Die TSG besteht hauptsächlich aus einer Beschleunigungsvorrichtung in Katapultform, mit deren Hilfe das Modell auf bis zu 360km/h beschleunigt werden kann, der Messstrecke, welche mit unterschiedlichen Gleisumgebungen und Tunneln versehen werden kann, und einer aus einer mit Polystyrolkugeln gefüllten Auffangbox bestehenden Bremse für den Zug.

Der entscheidende Teil der Anlage, die Messstrecke, verfügt aktuell über einen eingleisigen Modelltunnel, der eine Länge von 10 Metern und einen Durchmesser von 32 Zentimetern aufweist. Zusätzlich kann ein Tunnelportal von 1.66 Metern Länge vor dem Tunnel platziert werden, welches zur Beeinflussung der Druckwellen gedacht ist.

In den Tunnel sind 20 Druckaufnehmer eingelassen, welche die zu untersuchenden Wellen detektieren und nachverfolgen können und die Auswirkung des verwendeten Tunnelportals oder anderer Systeme auf den Druckanstieg aufzeigen können.

Zur Untersuchung der Druckwelle ist es von Nöten, dass der verwendete Modelltunnel zur Gänze abgedichtet ist, weil, wie sich in den ersten Experimenten zeigte, nur so verwendbare und mit Messungen in Originaltunneln vergleichbare Ergebnisse erzielt werden können.

Zusätzlich zur Dichtigkeit des Modelltunnels wurde der Einfluss der Wandelastizität in den Messreihen sichtbar. Aufgrund der minimal nachgebenden Wände vermindert sich die Ausbreitungsgeschwindigkeit akustischer Signale, welche im Tunnel propagieren. Dieser Effekt lässt sich jedoch nicht mit einfachen Mitteln beheben, sofern nicht der komplette Tunnel verstärkt oder sogar durch einen festeren ersetzt werden soll. Da die Elastizität der Tunnelwände jedoch keinen nennenswerten Einfluss auf die zu untersuchenden Messgrößen besitzt, wird von einer baulichen Modifikation des Modelltunnels abgesehen.

Bevor der Einfluss des zu untersuchenden Tunnelportals auf die Druckwelle ermittelt werden kann, muss erst die Druckwelle an sich charakterisiert werden. Drei beispielhafte Messkurven sind in **Abbildung 1** dargestellt. Sie wurden aus 6 Versuchen gemittelt, welche bei einer Zuggeschwindigkeit von 44,4m/s vor und 43,2m/s hinter dem Tunnel an einem zweiteiligen ICE3-Modell im Maßstab 1:25 aufgenommen wurden. Die Querschnittsfläche des Zuges beträgt 160 Quadratzentimeter, was 20 Prozent der Querschnittsfläche des Tunnels entspricht. Zu sehen ist jeweils der zeitliche Druckverlauf an drei definierten Positionen im Tunnel, der Zeitpunkt $t=0s$ beschreibt dabei die Einfahrt des Zugkopfs in den Tunnel.

Auffällig ist ein steiler, erster Anstieg des Drucks, der teilweise auch schon vor dem Zeitpunkt $t=0s$ einsetzt. Diese zeitliche Verschiebung ist bedingt durch das Nahfeld des Zuges, welches auch schon vor dem Zug Wirkung zeigt.

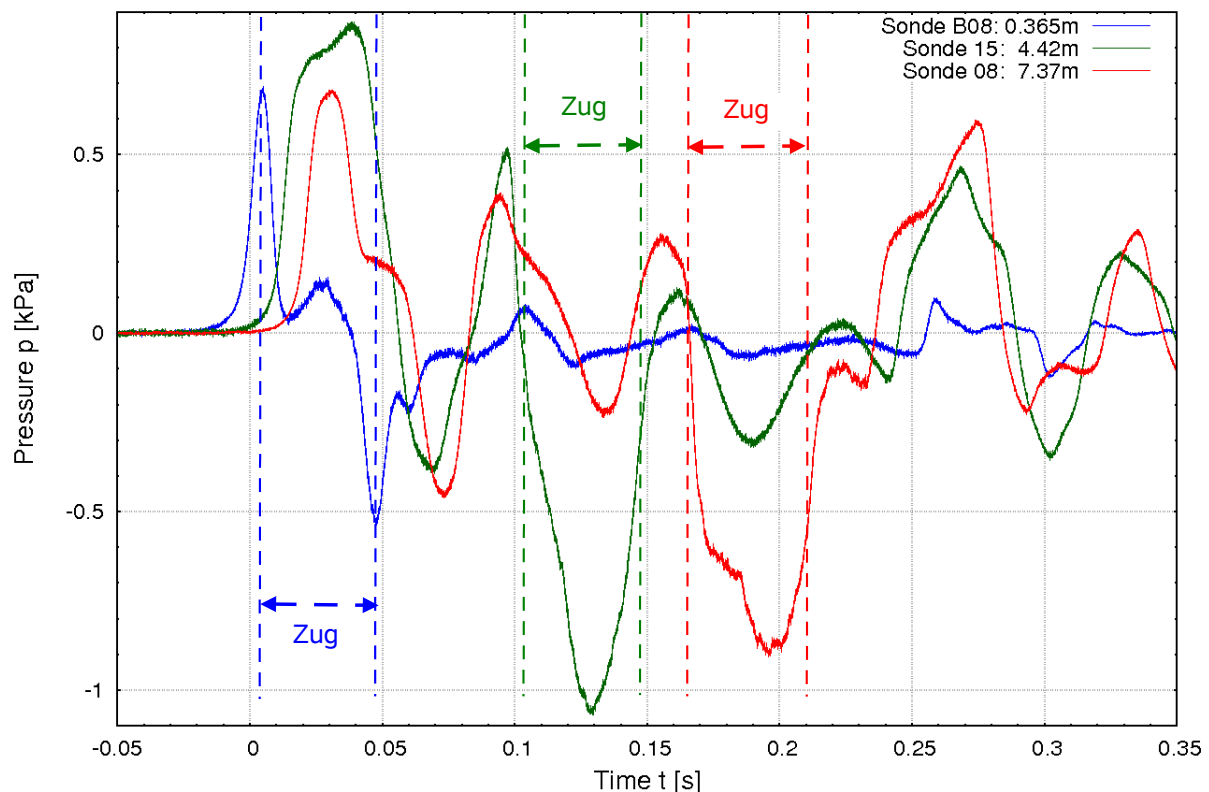


Abbildung 1: Drucksignale an drei verschiedenen Positionen im Tunnel

Fährt der Zug in den Tunnel ein, so entsteht bei der Einfahrt des Kopfs eine Druck- und bei der des Hecks eine Expansionswelle (siehe 1.)). Neben dem Zug herrscht aufgrund der Umströmung ein Unterdruck, der dann gemessen werden kann, wenn der Zug die Sonden passiert. Auch bei der Ausfahrt aus dem Tunnel entstehen jeweils zwei Wellen. Sämtliche Wellen, die sich im Tunnel ausbreiten, werden jeweils an den offenen Tunnelenden reflektiert, was zu einer komplizierten Überlagerung aller Signale führt.

In der Abbildung sind bei allen drei Sondenpositionen sowohl der erste Druckanstieg bei der Zugeinfahrt, als auch die Vorbeifahrt des Zugs an den Sonden sehr gut zu erkennen.

In der Abbildung gut zu sehen (besonders bei der roten Kurve) sind zusätzlich zu der ersten Druck- und Expansionswelle und der durch die Zugvorbeifahrt bedingten Signale zudem die weiteren an den offenen Tunnelenden reflektierten Wellen und auch die Wellen, die beim Verlassen des Zugs aus dem Tunnel entstehen ($t \sim 0.275s$).

Außer der Entstehung der verschiedenen Druckwellen hat das Vorhandensein des Tunnels um den Zug noch einen weiteren Effekt, er bewirkt ein zusätzliches Abbremsen des Zuges aufgrund des höheren Luftwiderstands. Nimmt man an, dass der Zug über die Strecke von 10 Metern gleichmäßig abgebremst wird, so kann man aus dem Geschwindigkeitsunterschied den Widerstandsbeiwert c_w des Zuges im Tunnel bestimmen. Aus der Mittelung über 100 bereits gewonnener Messwerte konnte bei vernachlässigter mechanischer Reibung ein c_w -Wert von 1,22 bestimmt werden, wobei der c_w -Wert bei freier Fahrt deutlich kleiner ist.

Obwohl die TSG erst kürzlich in Betrieb genommen wurde, können bereits erfolversprechende Messungen durchgeführt werden, die mit numerischen und weiteren experimentellen Daten verglichen werden können (vgl. 2.)). Zudem zeigten erste Experimente mit einem mit Fenstern ausgestatteten Portal vor dem Tunnel eine deutliche Veränderung im ersten Druckanstieg, welche von der Größe und Position der Fenster abhängt. Durch den Einfluss des Tunnelportals könnte der Komfort deutlich steigen, während die Betriebs- und Anschaffungskosten der Züge, sowie die strukturelle Belastung für den Tunnel und die Lärmbelastigung der Anwohner verringert werden könnten. Um dieses Ziel zu erreichen soll bei den folgenden Messkampagnen im TSG das Portal hinsichtlich dessen Funktionalität optimiert werden.

Referenzen:

- 1.) M. S. Howe: Review of the theory of the compression wave generated when a high speed train enters a tunnel, 1999
- 2.) S. Wagner: Potentialtheoretische Modellierung instationärer kompressibler Strömungen mit komplexen Randbedingungen, 2010

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Numerische Simulation der Strömung und Schallausbreitung in einem Rohr mit zwei Blenden

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

Einleitung:

Die Vorhersage des Passagierkomforts in der Flugzeugkabine hängt u. a. von dem dort herrschenden Lärmpegel ab. Hierzu tragen neben dem Triebwerks- und Grenzschichtlärm, auch die Geräusche bei, die im Luftverteilungssystem der Klimaanlage entstehen und von dort in die Kabine gelangen. Eine typische Schallquelle ist die Strömung in einer Rohrblende, mit der im Luftverteilungssystem üblicherweise der Volumenstrom gesteuert wird. Das Ziel unserer Untersuchung ist es, auf der Grundlage von instationären Ergebnissen von Simulationen der turbulenten Strömung in einem Messrohr mit zwei Blenden mit Hilfe der Computational Aero Acoustics (CAA) die Schallentstehung und Ausbreitung vorherzusagen. Zum Vergleich der Ergebnisse werden experimentelle und numerische Untersuchungen [1,2] herangezogen, in denen dieselben Konfigurationen verwendet wurden.

Lösungsweg:

Die Vorhersage der Schallausbreitung hängt eng mit der Strömungsberechnung und mit der Turbulenzmodellierung zusammen. Hierfür stehen im Prinzip zwei verschiedene Techniken zur Verfügung. Die Erste basiert auf der Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes (RANS) Gleichungen bei der die, für die Schallentstehung verantwortlichen, turbulenten Fluktuationen mit Hilfe von semi-empirischen Gesetzen modelliert werden. Dagegen ermöglicht die Large Eddy Simulation (LES) eine zuverlässigere Vorhersage der turbulenten Fluktuationen wodurch eine detailliertere Vorhersage der Schallquellen möglich wird. Daneben wird für Probleme mit Industrierelevanz oft auch die Detached Eddy Simulation (DES) verwendet, bei der es sich im Wesentlichen um eine Kombination aus RANS und LES handelt.

Es sollte die Berechnung eines geraden Messrohres mit zwei Blenden (Abb. 1) durchgeführt. Das Rohr hat den Durchmesser 0.1 m und die Länge ca. 1 m. Beim Eintritt wurde die Geschwindigkeit 10 m/s vorgegeben.

Die DES der Strömung in dem in Abb. 1 gezeigten geraden Messrohr mit zwei Blenden wurde mit $k-\omega$ lowRe (SST) Turbulenzmodell durch Nutzung des kommerziellen Code STAR-CCM+ durchgeführt. Für die Schallanalyse wurden die Aeroakustischen Modelle aktiviert. Die Drucksignale wurden sowohl an vier vordefinierten Punkten im Strömungsfeld, als auch an jedem Gitterpunkt auf der Rohroberfläche abgespeichert. Das für die Strömungssimulationen verwendete Rechenetz besteht aus ca. 6 Mio. Zellen. Die Zeitintegration wurde mit einem Zeitschritt von $\Delta t = 2.5e-5$ s durchgeführt. Zudem wurden Diskretisierungsschemen der zweiten Ordnung angewendet.

Ergebnis:

Aus den Ergebnissen lassen sich folgende Schlussfolgerungen ziehen:

- Die stationären RANS-Berechnungen mit CAA Modellierung ermöglichen die Lokalisierung von akustischen Schallquellen.
- In weiteren instationäre DES der Strömung werden die turbulenten Fluktuationen bestimmt, die für die Berechnung der Schallausbreitung benötigt werden. Insgesamt wurde bis 0.8 s berechnet.

- Es wurden die Schalldruckspektren an ausgewählten Punkten in der Strömung im gesamten Rohr mit dem Ffowcs Williams-Hawkings Modell analysiert.
- Es wurde der Schalldruck für charakteristische Frequenzen an der Rohroberfläche berechnet.

Abb. 2 zeigt exemplarisch ein Ergebnis der Vorhersage des Schalldruckpegels (SPL) an zwei Messpunkten. In Abb. 3 ist zudem der Schalldruck an der gesamten Rohroberfläche bei 720 Hz dargestellt.

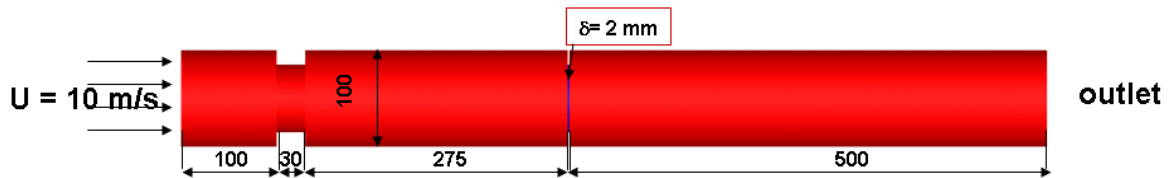


Abb. 1. Darstellung der Berechnungsstrecke

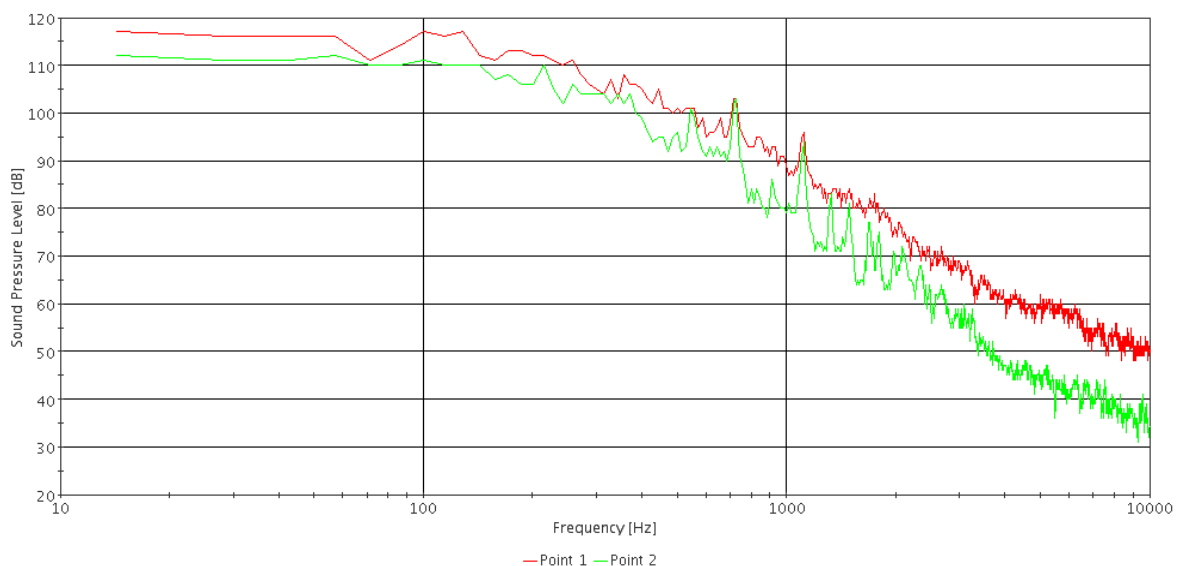


Abb. 2. SPL Spektrum für zwei Messpunkte

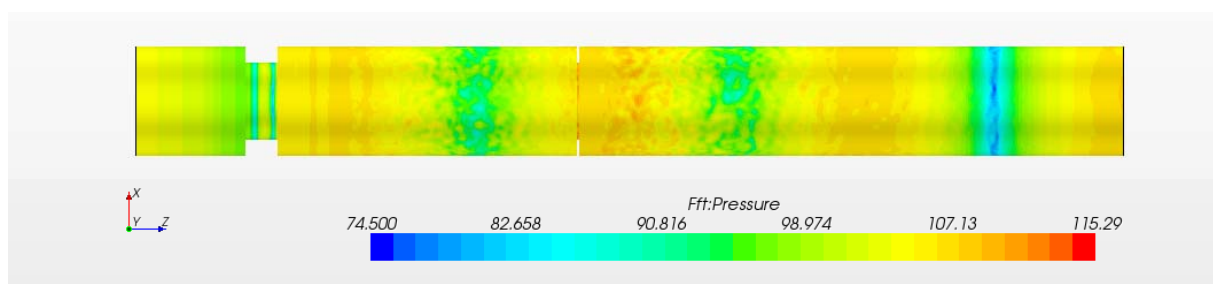


Abb. 3. Schalldruck @ 720 Hz

Literatur:

1. C. Spehr, R. Ewert, O. Kronow and J. Delfs, Broadband Simulation of Flow-Induced Noise Generation on Orifice Plates in Air Conditioning Ducts, (2009) 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference.
2. F. Mendonca, S. Caro, K. Debatin and B. Caruelle, *Aeroacoustic Simulation of Double Diaphragm Orifices in an Aircraft Climate Control System*, AIAA-2005-2976.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Strömungsmechanik

Charakterisierung des Strömungsfeldes einer abgelösten Diffusorströmung und deren Verhalten unter Einfluss einer Pulsationsbewegung

Alexandra Mieth

Technische Universität Berlin / Institut für Luft- und Raumfahrt
Fachgebiet Aerodynamik / Sekretariat F2
Marchstraße 12
10587 Berlin
Email: alexandra.mieth@ilr.tu-berlin.de

Instationäre Innenströmungen spielen in vielen technischen Anwendungen eine Rolle - z.B. bei der Verbesserung von Wärmeübergangs- oder Mischungsprozessen [1]. Sie sind auch in der Natur zu finden, etwa bei der menschlichen Atmung oder dem Blutkreislauf [2]. Dabei können Ablösungen auftreten, die u.a. mit unerwünschten Druckverlusten verbunden sind. Bei der Durchströmung künstlicher Organe kann eine Ablösung aufgrund der langen Verweilzeit des Blutes im Rezirkulationsgebiet zu Thrombenbildung führen [3].

Um diesen Problemen entgegenzuwirken, müssen die komplexen Vorgänge der Strömungsablösung genau verstanden werden. Die Entwicklung von freier Scherschicht und Rezirkulationsgebiet kann sich jedoch bei pulsierender Strömung gegenüber der stationären unterschiedlich verhalten [1]. Der Einfluss von Strömungsbeschleunigung und -verzögerung auf das Ablösegebiet soll daher untersucht und mit dem stationären Fall verglichen werden.

Die Versuche wurden am Örohrkanal des Instituts für Luft- und Raumfahrt der TU Berlin durchgeführt, der vorrangig für den Einsatz laseroptischer Messtechniken konzipiert ist. An einem 90°-Diffusor in der Messstrecke wird eine geometriebedingte Ablösung hervorgerufen. Die Variation der Strömungsgeschwindigkeit erfolgt über die Drehzahl der Antriebspumpe, wobei ein Reynoldszahlbereich von $3,4 \cdot 10^3 < Re_{qm} < 11,4 \cdot 10^3$ untersucht werden kann. Zur Umsetzung der Pulsationsbewegung werden sinusförmige Spannungssignale unterschiedlicher Frequenz von einem Signalgenerator direkt auf die Kanalansteuerung übertragen. Es können dabei Womersleyzahlen von $2,71 < Wo < 6,63$ realisiert werden. Zunächst wird das Geschwindigkeitsfeld der Diffusorströmung bei stationären Bedingungen vermessen. Zur Charakterisierung der Strömung am Diffusoreintritt kommt ein Laser-Doppler-Anemometer (LDA) zum Einsatz. Das gesamte Strömungsfeld wird mittels zeitaufgelöster PIV (TR-PIV) aufgenommen. Anschließend werden die Untersuchungen bei pulsierender Strömung durchgeführt. Um sicherzustellen, dass als Eintrittsbedingung am Diffusor ein voll turbulentes Geschwindigkeitsprofil vorliegt, wird etwa 60 Rohrdurchmesser stromauf der Diffusoreintrittsebene ein Turbulator in die Strömung eingebracht. Zur Identifizierung der periodisch auftretenden Strömungseigenschaften erfolgt die Aufnahme der pulsierenden Strömung über eine phasengemittelte PIV-Messung unter Verwendung eines Standard-PIV-Systems. Der Verlauf der über den Querschnitt gemittelten Strömungsgeschwindigkeit u_{qm} über einer Periode kann Abbildung 1 entnommen werden.

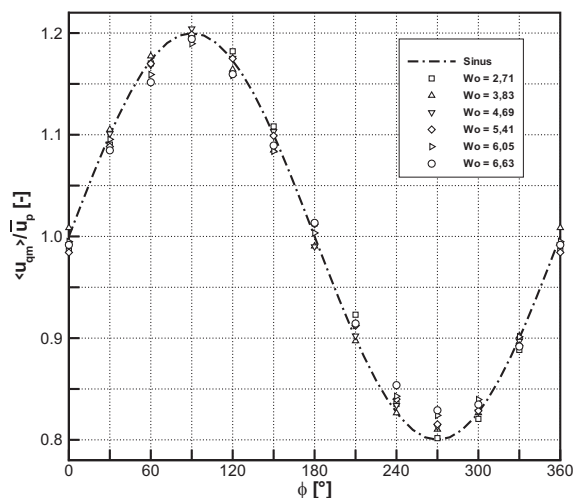


Abb. 1: Über Querschnitt gemittelte Geschwindigkeit $\langle u_{qm} \rangle / u_p$ für verschiedene Phasenwinkel und Womersleyzahlen

Es konnte am stationären Fall gezeigt werden, dass die Wiederanlegelänge bei laminarer Einlaufströmung mit steigender Reynoldszahl abnimmt, da sich die Transition in der freien Scherschicht stromauf verschiebt. Im Bereich der turbulenten Ablösung ($Re_{qm} > 7,5 \cdot 10^3$) ist ein leichter Anstieg der Ablöselänge mit zunehmender Reynoldszahl zu verzeichnen. Als Grund konnte die - relativ zur Eintrittsgeschwindigkeit - sinkende Schwankungsintensität in der Scherschicht und der daraus resultierende geringere Impulsaustausch zwischen Scherschicht und Rezirkulationsgebiet identifiziert werden. Die Ergebnisse, die in Abbildung 2 dargestellt sind, stimmen gut mit den Erkenntnissen überein, die bereits an der rückspringenden Stufe gewonnen wurden [4].

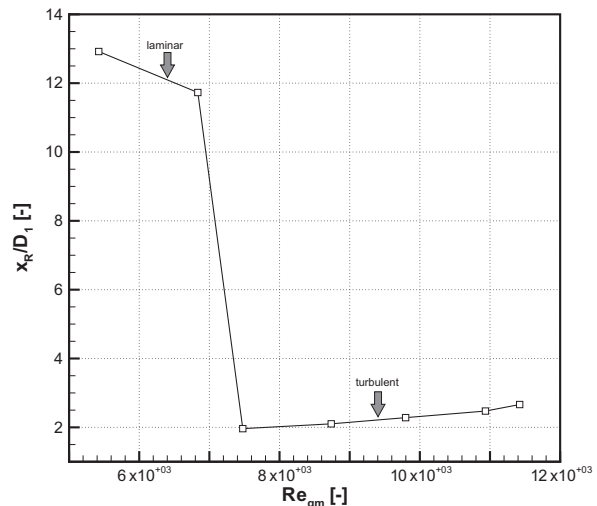


Abb. 2: Ablöselänge x_R/D_1 in Abhängigkeit von der Reynoldszahl Re_{qm}

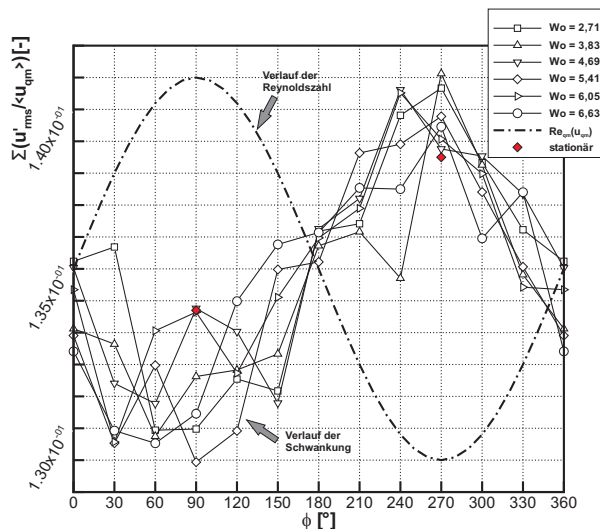


Abb. 3: Über Ablösegebiet integrierte normierte Schwankungswerte in Hauptströmungsrichtung

Bei pulsierender Strömung zeigt sich derselbe Trend. Es nimmt die normierte Schwankung in der Scherschicht mit steigender Reynoldszahl ab und umgekehrt. Für die Schwankungen in Strömungsrichtung konnte dieser Effekt - im Vergleich zum stationären Fall - durch die Beschleunigung bzw. Verzögerung der Strömung sogar verstärkt werden (siehe Abbildung 3). Es zeigt sich jedoch keine Auswirkung auf die Ausdehnung des Ablösegebiets, was an den Geschwindigkeitsprofilen in Abbildung 4 zu sehen ist. Da das Rezirkulationsgebiet nicht auf die stetig variierende Schwankungsintensität in der Scherschicht reagieren kann, stellt sich offenbar eine mittlere Wiederanlegelänge ein.

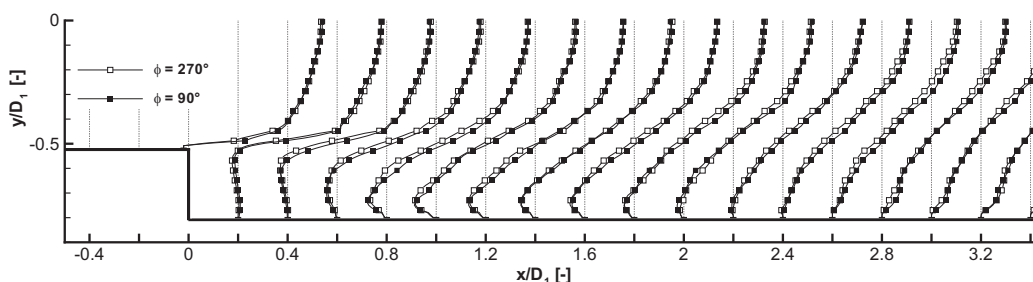


Abb. 4: Geschwindigkeitsprofile $\langle u \rangle / u_{qm}$ bei verschiedenen Phasenwinkeln; $Wo = 2,71$

- [1] Nabavi, M.; Siddiqui, K.: A critical review on advanced velocity measurement techniques in pulsating flows. In: *Measurment Science and Technology* 21 (2010)
- [2] Ünsal, B.; Ray, S.; Durst, F.; Ertunc, O.: Pulsating laminar pipe flows with sinusoidal mass flux variations. *Fluid Dynamics Research*, 2005, 37, S. 317-333
- [3] Affeld, K.; Schlichl, K.; Ziemann, A.; Freydefont, M.: Bildverarbeitung zur Erfassung der Verweilzeiten des Fluids im Nachlauf einer künstlichen Herzklappe. *ILR Mitteilungen*, 1991
- [4] Weiser, N.: Untersuchung zur Systematik abgelöster Diffusor-Strömungen. *VDI-Verlag*, 1992

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Large Eddy Simulation of the flow around an idealized high-speed train

Stefanie Schiffer, Claus Wagner
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Fluidsysteme
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
Stefanie.Schiffer@dlr.de

For the optimization of modern high-speed trains it is essential to fully understand the instantaneous and time-averaged flow around the train body. Recent numerical studies are mostly based on solutions of the Reynolds Averaged Navier Stokes (RANS) equations to investigate the development of the flow. For the study presented here however Large Eddy Simulation (LES) has been performed to obtain more details regarding the time-dependent aerodynamic loads and more reliable results in general. Since the front of a train is subjected to the largest forces¹, the focus of this study was laid on the flow around the train's nose. Therefore a simplified model of a high-speed train has been developed for the first simulations. Also geometrically more complex train models will be considered. A further simplification of the set-up was to investigate a low Reynolds number flow in order to lower the already quite high computational costs that the application of the LES technique usually implies. Typical Reynolds numbers for investigations of the flow around a modern high-speed train are of the order of 10-15 Mio, based on the free stream velocity and the standard train width ($d=3\text{m}$). This study was conducted with a Reynolds number of 280000, also based on the free stream velocity and, since the model is a scaled version of the original train, the scaled train width ($d=3/25\text{m}$). Simulations have been performed without and with a side-wind leading an angle of attack of 30° to examine cross-wind effects. For subgrid-scale modeling the Smagorinsky model² in combination with van Driest damping were used. The simulations have been carried out with a second order central differencing method on an unstructured grid with more than 9 Mio (no side-wind, 0°) and 15 Mio (angle of attack: 30°) cells.

In Figure 1(a) and (b) the instantaneous velocity field in streamwise direction is displayed. It shows the turbulent nature of the flow around this bluff body, especially in the wake of the train's head and below the undercarriage.

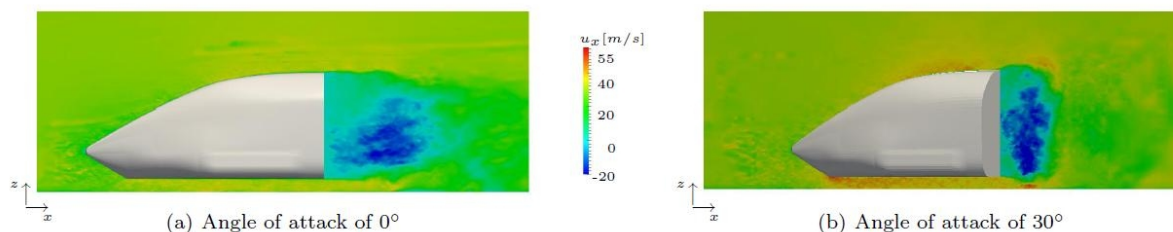


Figure 1: Instantaneous velocity field around the simplified train model in streamwise direction

- 1 Gawthorpe, R. G., (1978), Aerodynamics of Trains in the Open Air, ImechE Railway Engineer International
- 2 Smagorinsky, J., (1963), General Circulation Experiments with the Primitive Equations, Mon. Weath. Rev., Vol 91, pp. 99-164

The time-averaged flow behaviour around the train's head can be seen in Figure 2(a) and (b) where the streamlines projected onto the z-plane without and with side-wind component at a 30° angle of attack are presented. In Figure 2(a) two almost symmetrical vortices can be observed in the wake of the train's head. This is characteristic for a bluff body flow. For the 30° angle of attack there is a shift in the two vortices in the wake, since the flow around the body is no longer symmetrical.

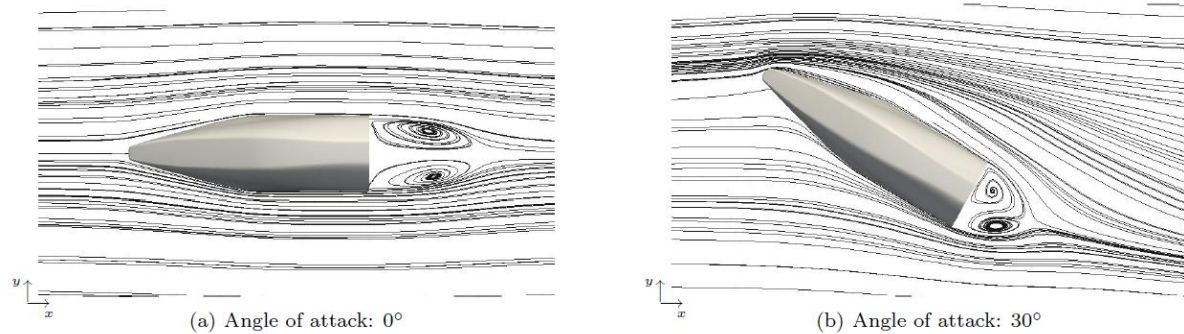


Figure 2: Time-averaged streamlines projected onto the z-plane for different angles of attack of the flow around the simplified train model

References

- [1] Gawthorpe, R. G., (1978), Aerodynamics of Trains in the Open Air, IMechE Railway Engineer International
- [2] Smagorinsky, J., (1963), General Circulation Experiments with the Primitive Equations, Mon. Weath. Rev., vol. 91, pp. 99-164

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Technische Strömungen

Ableitung großskaliger Strömungsstrukturen in Flugzeugkabinen auf der Basis von gemessenen Temperaturfeldern

Michael Thimm und Johannes Bosbach
DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Fluidsysteme
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
michael.thimm@dlr.de, johannes.bosbach@dlr.de

Ein aus Holz gefertigtes Kabinenmodell am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt in weist zwei Gänge, 6 Sitzreihe, 48 Sitzplätzen und eine Grundfläche von 6 x 7m (vgl. Abbildung 1) auf. Er wird zur experimentellen Untersuchung von turbulenter gemischter Konvektion in Flugzeugkabinen eingesetzt. Über 10 Luftauslässe, die in den Decken zwischen den Gepäckfachkonturen angebracht sind, wird Frischluft temperaturgeregelt in das Kabinenmodell eingeleitet und über 14 im Bodenbereich an den Seiten angebrachte Absaugkanäle wird die Luft abtransportiert. Der eingeleitete und abtransportierte Volumenstrom ist geregelt. Die Luftauslässe sind so konstruiert, dass sie der Kernbereich der Strömung in einem Winkel $\alpha=30^\circ$ gegenüber der Horizontalen mit einem näherungsweise rechteckigem Geschwindigkeitsprofil in die Kabine einströmt.

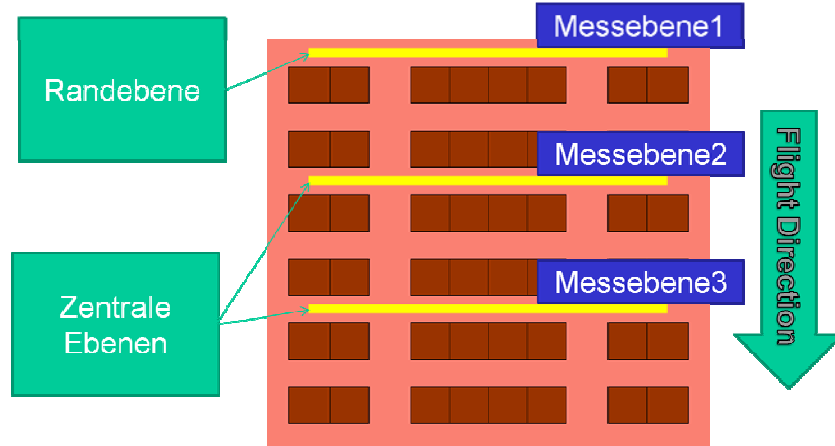


Abbildung 1: Grundriss des Kabinenmodells und Übersicht über die Messebenen

Die in einer realen Flugzeugkabine durch die Passagiere und die Beleuchtung zugeführten Wärmelasten werden in dem Kabinenmodell mit Hilfe von Heizschleifen, die in den Gepäckfachkonturen eingebaut sind, und durch heizbare Passagiermodelle (mit lokal konstanter Wärmestromdichte) simuliert. Mit Hilfe eines Rechners aus 36 Thermoelementen, dessen Position mit einem Schrittmotor verfahren werden kann, werden Temperaturen in einem Raster von ca. 10 x 10 cm und einer zeitlichen Auflösung von ca. 17 Hz in verschiedenen Querschnittsebenen erfasst. Dadurch können durch zeitliche Mittelung der instationären Temperaturwerte über ca. 20 Minuten auch statistische Größen wie zum Beispiel die Standardabweichung ausgewertet werden. Dies ermöglicht es Gebiete mit hoher Schwankungsbreite der Temperatur zu identifizieren und die Dynamik der Temperaturschwankungen zu quantifizieren.

Zudem können dadurch, abhängig vom Volumenstrom, die in Abbildung 2 skizzierten Strömungstopologien identifiziert und ihren Temperaturfeldern zugeordnet werden.

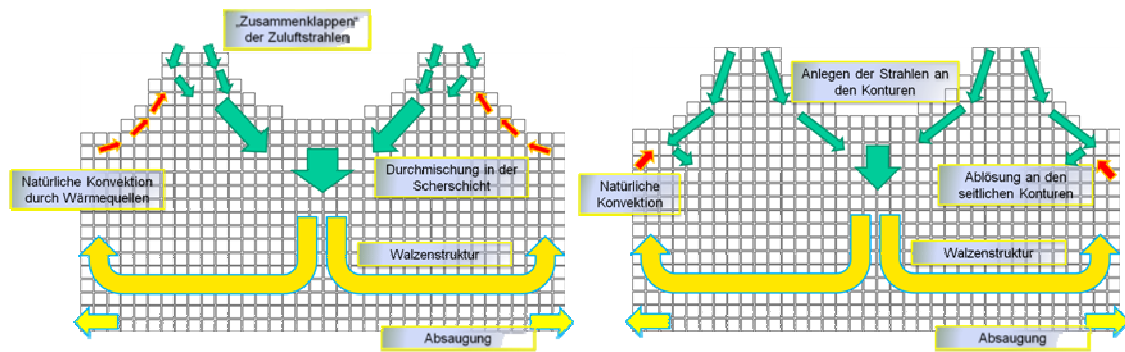


Abbildung 2: Typische Strömungstopologien – Links ist die Strömungstopologie eines Strömungsfalles mit einem kleinen Volumenstrom dargestellt. Die Zuluftstrahlen fallen zusammen. Rechts ist zum Vergleich die Topologie im Auslegungsfall der Luftauslässe skizziert.

Abbildung 3 zeigt die Verteilung der Standardabweichungen für die beiden zuvor skizzierten Strömungstopologien in der mittleren Querschnittsebene. Das Zusammenklappen der Zuluftstrahlen führt zu einer großen Schwankungsbreite der Temperaturwerte unterhalb der mittleren Gepäckfachkontur. Im Auslegungsfall hingegen sind die unterhalb der mittleren Gepäckfachkontur auftretenden Temperaturschwankungen nur noch etwa halb so groß.

Im Auslegungsfall werden allerdings große Temperaturschwankungen an den seitlichen Gepäckfachkonturen beobachtet. Sie sind Folge der instationären Ablösung, die bei niedrigen Volumenströmen nicht auftreten, weil dort aufgrund der zusammengeklappten Zuluftstrahlen nur noch reine Auftriebsströmung vorliegt.

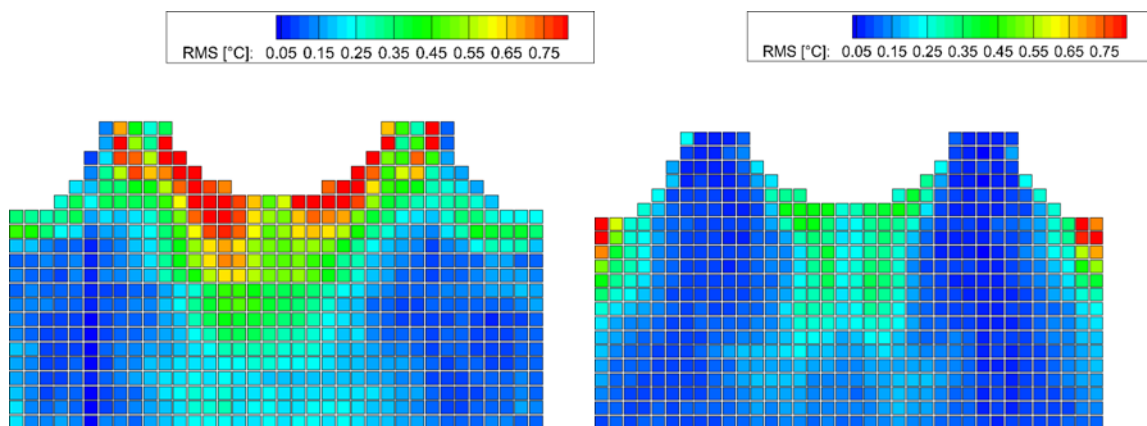


Abbildung 3: Vergleich der räumlichen Verteilung der Standardabweichungen der gemessenen Temperaturfelder im Strömungsfall mit kleinem Volumenstrom (links) und im Auslegungsfall des Luftauslasses.

Literatur

M. Thimm, G. Lauenroth, J. Bosbach, C. Wagner (2009), Experimental Techniques for Measurement and Simulation of Aircraft Cabin Flows, CEAS 2009, 26.10.-30.10.2009, Manchester, Großbritannien.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Helixförmige Strukturen in der Drallströmung

F. Wassermann und S. Grundmann
Center of Smart Interfaces,
Flughafenstrasse 19 – 64347 Griesheim,
wassermann@csi.tu-darmstadt.de

Ausgangssituation :

Die besonderen Eigenschaften von Drallströmungen werden in vielen technischen Anwendungen genutzt. U.a. fallen darunter Zyklonpartikelabscheider, das Ranque-Hilsch-Rohr, die Vorverdrallung in Brennkammern thermischer Turbomaschinen und die Zyklonkühlung in Turbinenschaufelkühlkanälen. Zentrale Elemente für die Bereitstellung und Konfiguration der drallbehafteten Strömung sind dabei der Drallerzeuger, das Drallrohr und der Auslass.

Besonders interessant dabei sind die spezifischen Strukturen in dieser Strömung, die über geometrische Veränderungen am Strömungseinlass und Strömungsauslass stark beeinflusst werden können (Alekseenko et al. (1)). Die Veränderung der Reynoldszahl oder hingegen führt zu keiner signifikanten Veränderung der qualitativen Strömungscharakteristik.

Mechanismen, die zu einem Verlust des Dralls führen, sind in der Drallzahldefinition von Gupta und Lilley (2) gegeben. Der Verlauf des Drallverlusts ist jedoch in vielen Literaturstellen unterschiedlich.

Ziel :

Das Ziel dieser Untersuchung ist ein besseres Verständnis der Drallströmung zu erreichen und mit Hilfe einer geeigneten Strömungsmessmethode qualitative und quantitative Aussagen über charakteristische Strömungseigenschaften treffen zu können.

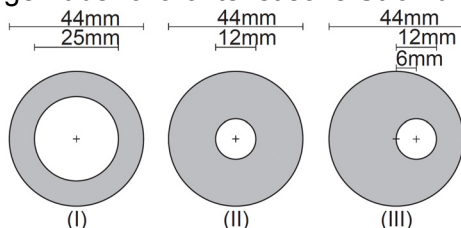


Abbildung 1: Blenden (ohne, zentrisch, exzentrisch)

Dabei sollen Zonen in den axialen und tangentialen Geschwindigkeitsverteilungen herausgearbeitet werden und darauf aufbauend, Veränderungen in der spezifischen Struktur der Drallströmung gefunden werden.

Ziel ist es, in dieser Untersuchung einen Drallerzeuger mit zwei orthogonal zur Rohrmittte angeordneten tangentialen Einlässen und verschiedenen Auslassblenden (siehe Abbildung 1) zu vermessen.

Lösungswege :

Mittels der drei Dimensionen, drei Komponenten (3D3C) Magnetic Resonance Velocimetry ist es möglich die Geschwindigkeitsverteilung in der Drallströmung hinreichend aufgelöst zu vermessen. Dabei wird Wasser als Strömungsmedium verwendet. Die Messungen fanden in einem 1,5 Tesla Siemens Magnetom MRT statt.

Ein eigens dafür konzipierter Pumpenwagen speist das Modell mit einem konstanten Volumenstrom und misst gleichzeitig die Temperatur und den Druck.

Das Modell ist in Abbildung 2 dargestellt. Ein axialer Strömungsgleichrichter entfernt Sekundärströmungen am Einlass. Ein Ringdiffusor verteilt den Massenstrom und führt diesen den tangentialen Drallerzeugerschlitzen zu. Die Drallströmung bildet sich im darauffolgenden Drallrohr mit einem Rohrinne Durchmesser von $D=44\text{mm}$ und einem Verhältnis von Länge zu Durchmesser von 10 aus. Eine Beeinflussung der Strömungsstruktur ist über die Wahl der Blendengeometrie am Drallrohrauslass möglich.

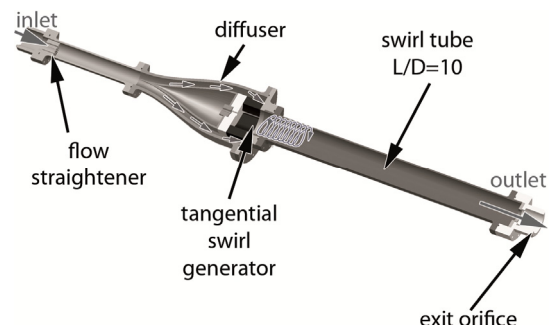


Abbildung 2: Modell des Drallerzeugers

Die gesamte Messstrecke ist aus Polyamid gesintert (Gleichrichter, Diffusor, Drallerzeuger) oder aus Plexiglas gefertigt (Drallrohr, Blenden). Gefügt wurden die Teile mittels Schrauben aus PVC.

Ergebnis :

Wie aus einigen Literaturstellen bekannt (z.B. (3)), kann die Drallströmung in axiale und tangential Geschwindigkeitszonen unterteilt werden. Aus Profilen der axialen Geschwindigkeiten lassen sich die Ringzone mit hohen positiven Geschwindigkeiten, die Rezirkulationszone mit leicht negativen Geschwindigkeiten und die Kernzone mit wiederum hohen positiven Geschwindigkeiten ableiten. Voneinander abgegrenzt werden die Bereiche von Transitionszonen, in denen die axiale Geschwindigkeit einen Nulldurchgang hat.

Bezogen auf die tangentialen Geschwindigkeitsprofile lassen sich eine Starrkörperwirbelzone in der Rohrmitte und eine Potentialwirbelzone im Rohraußenbereich definieren.

Besonders interessant ist die Verwendung der exzentrischen Blende, bei der sich die Strömungsformen im Vergleich zur Konfiguration ohne exzentrischen Auslass stark verändern. Sowohl Kern- (hellgraue Flächen in den Abbildungen 3 und 4), Rezirkulations- (schwarze Flächen), als auch Ringzone (graue Flächen) bekommen eine helixförmige Struktur.

In der Konfiguration ohne Blende (Abb. 3) haben sich leichte Streifen hoher axialer Geschwindigkeiten im Randbereich eingestellt (Wall-jets), die sich in gleicher Orientierung wie der Drallerzeugereinlass (linkshändig) und in gleicher Orientierung, wie die Bahnlinien der Fluidpartikel ausgebildet haben. Unter Verwendung der exzentrischen Blende dagegen (Abb. 4) sind diese Wall-jets wesentlich deutlicher ausgebildet allerdings dieses Mal gegenläufig (rechtshändig) zu den Bahnlinien orientiert.

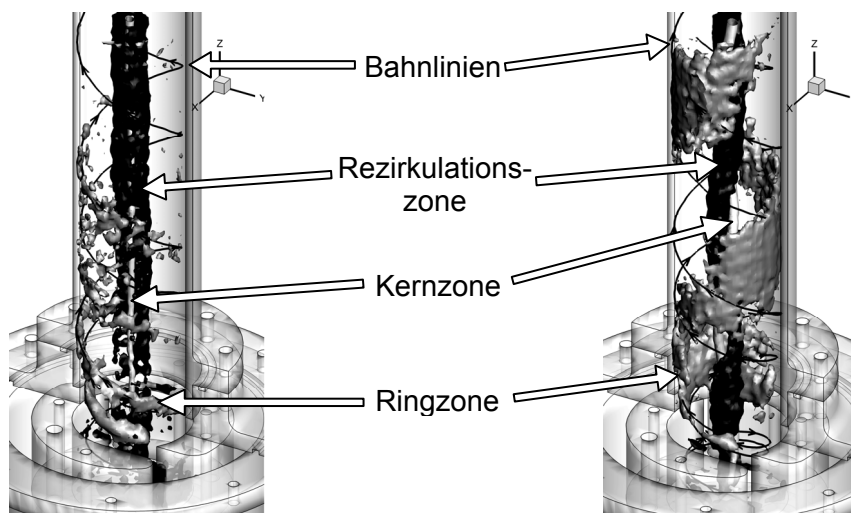


Abbildung 3: Axiale Geschwindigkeitszonen (ohne Blende)

Abbildung 4: Axiale Geschwindigkeitszonen (exzentrische Blende)

Weiteres Vorgehen :

Weitere Messungen zum Verlauf der Strömung im Bereich der Blende, sowie weitere geometrische Parameterveränderungen, wie Vergrößerung der Drallerzeugereinlassfläche oder Krümmung der Auslassströmung um 180° wären zu untersuchen.

Literatur :

1. **Alekseenko, S.V., et al.** Helical Vortices in Swirl Flow. *Journal of Fluid Mechanics*. 1999, S. 195-243.
2. **Gupta, A.K. und Lilley, D.G.** *Swirl Flows*. s.l. : Abacus Press, 1984.
3. **Kumar, R. und Conover, T.** Flow Visualization Studies of a Swirling Flow in a Cylinder. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 1993, 7, S. 254-262.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

Optimale Runge-Kutta-Glätter für instationäre Strömungsprobleme

Philipp Birken

Universität Kassel, Heinrich-Plett-Str. 40, 34132 Kassel, birken@mathematik.uni-kassel.de

Nachdem im 20. Jahrhundert der Fokus der Entwicklung und Anwendung numerischer Verfahren in der numerischen Strömungsmechanik auf stationären Problemen lag, haben die Verbesserung der Verfahren und der Rechnerleistung die Betrachtung instationärer Strömungsprobleme vermehrt in den Fokus rücken lassen. Betrachtet man als Zielanwendung dreidimensionale instationäre kompressible reibungsbehaftete Strömungen, so wird klar, dass ein schnelles Lösungsverfahren zum einen parallel skalieren und zum anderen einen geringen Speicherbedarf haben muss. Nun ist für eine große Zahl an Anwendungen, insbesondere Strömungen mit Grenzschicht und hoher Reynolds-Zahl, eine implizite Zeitintegration die Methode der Wahl, da explizite Verfahren durch die CFL-Bedingung zu ineffizient werden. Bei impliziten Verfahren ist nun die Wahl des Löser für die auftretenden nichtlinearen Gleichungssysteme entscheidend was die Effizienz des Gesamtverfahrens angeht.

Kandidaten sind dabei zum Einen nichtlineare Mehrgitter-Verfahren (FAS), wie sie in Form des Dual Time Steppings Anfang der 90er für instationäre Probleme vorgeschlagen wurden [1]. Dabei wird der schnelle Mehrgitterlöser von Jameson für stationäre Probleme auf instationäre Probleme übertragen. Da das Verfahren in der Regel unverändert übernommen wird, hat dieser Weg einen vernachlässigbaren Programmieraufwand und ist somit in der Industrie sehr populär und wird beispielsweise im DLR TAU-Code gegangen. Dieses Verfahren skaliert parallel sehr gut und hat einen geringen Speicherbedarf. Das Problem ist, dass die Konvergenzgeschwindigkeit eines Mehrgitter-Verfahrens von der betrachteten Gleichung abhängt und hier ein Verfahren, das für stationäre Gleichungen optimiert wurde, auf instationäre Gleichungen angewendet wird. Damit wird die Konvergenzgeschwindigkeit drastisch reduziert.

Die Alternative sind vorkonditionierte Jacobian-Free-Newton-Krylov-Verfahren (JFNK) [2], bei denen die auftretenden linearen Gleichungssysteme mittels Krylov-Unterraumverfahren, etwa GMRES, gelöst werden und die auftretenden Matrix-Vektor-Multiplikationen durch finite Differenzen approximiert werden, was die Speicherung und Berechnung der Jacobi-Matrix unnötig macht. Allerdings wird zur Effizienzsteigerung ein Vorkonditionierer benötigt und so stellt sich hier das Problem, einen Vorkonditionierer zu finden, der parallel skaliert und einen geringen Speicherbedarf hat. Ein Kandidat sind hier wiederum lineare Mehrgitterverfahren.

Wenn also Mehrgitter-Verfahren, die für stationäre Probleme optimiert wurden, für instationäre Probleme langsam sind, stellt sich die Frage, ob man die Verfahren für die Anwendung auf instationäre Probleme optimieren kann. Dieser Frage soll hier nachgegangen werden. Bereits in den 80er Jahren wurden Mehrgitter-Verfahren anhand von Modellgleichungen optimiert [3]. Dieselbe Vorgehensweise wurde kürzlich im Kontext von p-Mehrgitter-Verfahren für DG-Diskretisierungen stationärer Probleme wieder aufgegriffen [4].

Als Modellgleichung betrachten wir die lineare Advektionsgleichung in 1D mit periodischen Randbedingungen auf einem äquidistanten Gitter. Im Raum wird eine Upwind-Diskretisierung erster Ordnung verwendet und das implizite Euler-Verfahren in der Zeit. Das entstehende lineare Gleichungssystem hängt dabei von der Größe $a \cdot dt/dx$ ab, wobei a der Advektionskoeffizient, dt die Zeitschrittweite und dx die Diskretisierungsfeinheit. Hier sieht

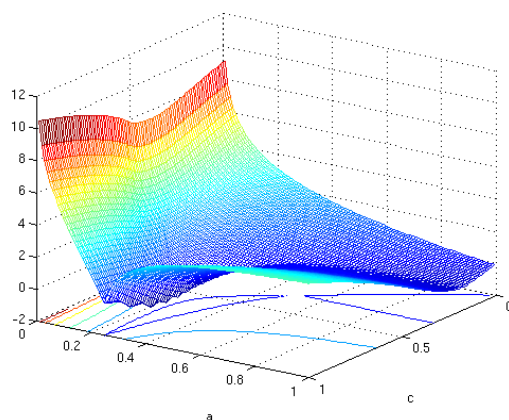
man auch den Unterschied zum stationären Fall, wo die Zeitschrittweite nicht auftauchen würde.

Das Gleichungssystem wird dann mit einem linearen Mehrgitter-Verfahren mit V-Zyklus gelöst, wobei als Glätter s-stufige explizite Runge-Kutta-Verfahren verwendet werden mit $s=2,3,4$. Diese haben $s-1$ Koeffizienten und die freie Wahl der Zeitschrittweite, die wir über eine CFL-Zahl angeben, womit sich s freie Parameter ergeben.

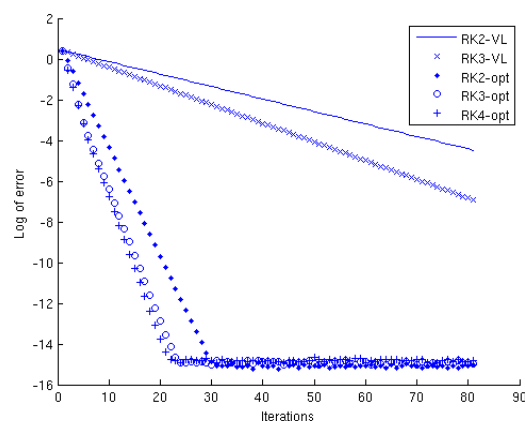
Zur Bestimmung der Parameter lösen wir ein Optimierungsproblem über diesen Parametern, wobei wir zwei verschiedene Ansätze vergleichen. Zum Einen berechnen wir die Iterationsmatrix eines 3-Level-Mehrgitter-Verfahrens und optimieren den Spektralradius dieser Matrix. Da das Grundverfahren ein lineares Verfahren ist, liefert dies das Verfahren, welches am schnellsten konvergiert. Zum Anderen nehmen wir den von van Leer et. al. in den 80ern vorgeschlagenen Ansatz, nur den Glätter zu optimieren in Hinsicht auf seine Glättungseigenschaft bezüglich der Eigenvektorkomponenten die sich auf dem groben Gitter schlecht darstellen lassen, was die Berechnung der Eigenwerte umgeht und somit wesentlich schneller ist [5].

Die so gefundenen optimalen Verfahren hängen von der CFL-Zahl im impliziten Euler ab, allerdings nur geringfügig, so dass für die instationäre lineare Advektionsgleichung, neue Runge-Kutta-Glätter vorgeschlagen werden können, siehe Bild links. Darüberhinaus stellt sich heraus, dass ab einer gewissen CFL-Zahl der Spektralradius des optimalen Mehrgitterverfahrens größer als Eins ist und somit kein konvergentes Mehrgitter-Verfahren mit diesem Glätter gefunden werden kann.

Im Falle der Konvergenz sind die gefundenen Verfahren erheblich schneller als die für das stationäre Problem, siehe Bild rechts.



Zielfunktion im 2-Stufen Fall, VL-Variante



Konvergenzverlauf, VL-Variante

Literatur

- [1] A. Jameson: Time dependent calculations using multigrid, with applications to unsteady flows past airfoils and wings, AIAA paper, AIAA-91-1596, 1991
- [2] D. Knoll, D. Keyes: Jacobian-Free Newton-Krylov methods: a survey of approaches and applications, J. Comp. Phys. 193, 2004, pp. 357-397
- [3] F. Bassi, A. Ghidoni, S. Rebay: Optimal Runge-Kutta smoother for the p-multigrid discontinuous Galerkin solution of the 1D-Euler equations, J. Comp. Phys., 2010
- [4] B. van Leer, C.B.H. Tai, K. G. Powell: Design of Optimally Smoothing Multi-Stage Schemes for the Euler equations, AIAA Paper AIAA 89-1933-CP, 1989, pp. 40-59
- [5] P. Birken: Designing optimal smoothers for multigrid methods for unsteady flow problems, AIAA Paper AIAA-2011-3233, 2011

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: T 2.1 Numerische Aerodynamik

Transitional Flow Computations of the NASA Trapezoidal Wing

Simone Crippa and Normann Krimmelbein

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, simone.crippa@dlr.de

The validation of CFD methods is an important aspect of the tool development cycle, to benchmark the capabilities and identify research priorities. The participation in the first AIAA High Lift Prediction Workshop (HiLiftPW-1) marks the latest step in a long series of validation activities of DLR's TAU code[1]. The configuration chosen for HiLiftPW-1, NASA's trapezoidal wing shown in figure 1, is geometrically relatively simple. Nonetheless, the 3-element wing mounted on a body pod, develops most of the relevant flow features of subsonic transport aircraft high lift configurations. The geometric simplicity allows to perform grid convergence studies to assess the discretization errors, while enabling manageable grid point counts.

The grid generation tool of choice, Solar, resolves the solid surfaces with a quad-dominant mesh. Anisotropic quadrilateral elements enable to discretize simple-curvature surfaces, such as wing leading edges, in an optimal way. The inclusion of some triangles increases surface grid flexibility and improves the mean element quality. Due to the mixed-element surface grid, the advancing-layer step is hexahedra-dominant, with some triangle-based prismatic layer stacks. Solar has been developed jointly by ARA, QinetiQ, BAE Systems, and Airbus. Some of the recent algorithmic developments take place at ARA[2].

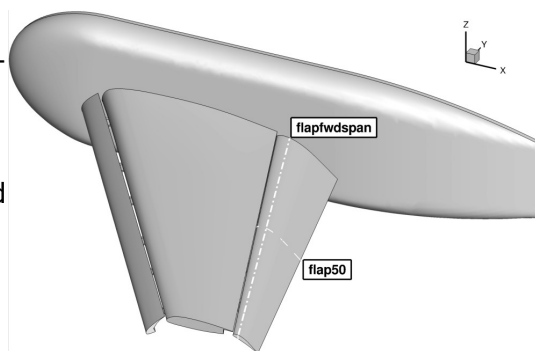


Figure 1: NASA trapezoidal wing with two of the measured surface cut planes.

Only a limited subset of the full contribution by DLR to HiLiftPW-1 is presented here, for the complete set see Crippa et al.[3]. A post-workshop activity to improve the prediction accuracy is presented hereafter. One of the outcomes of the workshop was the insight that the similarity of the discretized geometry to the wind-tunnel geometry plays a vital role in the prediction of maximum lift. Simplifying the geometry by neglecting the slat and flap holding brackets allows for a faster grid generation process, but leads to discrepancies between the computed and measured flow-field in the slat and wing coves, in the wake of the brackets on the suction and pressure sides of the lifting surfaces and ultimately to a substantially different surface loading. Fully turbulent computations, as required by the workshop organizing committee, were also identified as a possible source of discrepancy between computed and measured data. After the workshop, transitional computations on the full geometry were undertaken over the angle-of-attack range of 6 to 38 degrees at a Mach number of 0.2 and Reynolds number of 4.3 million, based on the mean aerodynamic chord.

For each angle of attack, the TAU transition module[4] was used to perform a transition prediction step, based on the turbulent surface pressure data of the simplified geometry, in approx. 80 line-in-flight cuts for each component. The resulting poly-lines are then used to prescribe the transition locations. The experimental free-stream turbulence level is used to determine N_{TS} to 8.5 and data obtained in a comparable wind-tunnel campaign is used to estimate N_{CF} to 8.5.

The forces and pitching moment coefficients for the three evaluated cases and the experimental data are presented in figure 2. The seemingly good agreement between the turbulent computations on the simplified geometry to the free-transition, measured data on the full geometry is misleading. The turbulent computations on the full geometry show improvements in some areas, most importantly the flap loading, but fail to match integrated forces

and moments. The transitional computations finally deliver a satisfactory match to the experimental data.

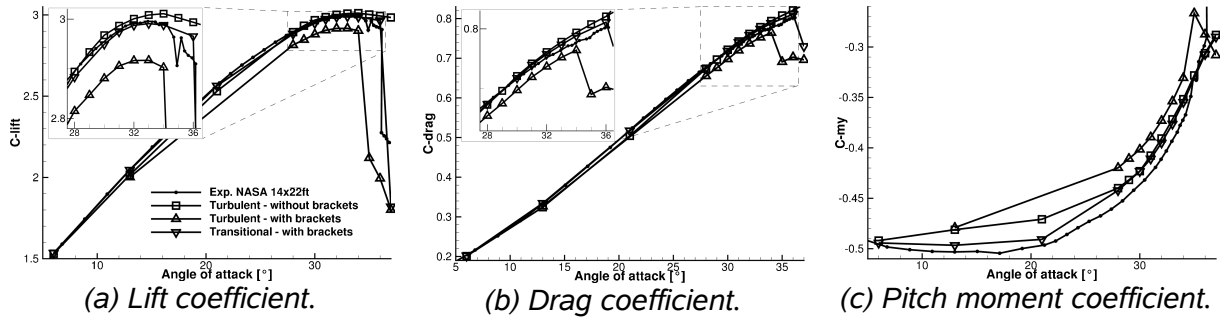


Figure 2: Forces and pitching moment coefficients over the complete angle-of-attack range, with inserts for the region 28° to 37° .

The detailed analysis of the surface pressure coefficient of the analyzed cases, reveals no drastic differences on the slat and main wing elements, but a substantial difference on the flap. The effect of the missing brackets is clearly seen in figure 3(a), where the C_p loss due to the wakes of the brackets is missing on the clean configuration. By discretizing also the brackets, this effect is captured. The stream-wise surface C_p cut on the flap at mid-span presented in figure 3(b), shows the improved flow prediction on the flap due to the presence of the brackets. From this figure it is also possible to deduce a reason for the seemingly good agreement of the results on the clean configuration to the experimental data. The higher loading of the flap leading edge, together with the lower loading of the flap trailing edge, integrates to a net lift coefficient that compares well to the experimental data. On the other hand, due to the shifted loading towards the front of the flap (closer to the reference point), the resulting pitching moment is higher than measured. Only thanks to the transitional flow computations on the full geometry, it is possible to further improve the predicted forces and moment coefficients.

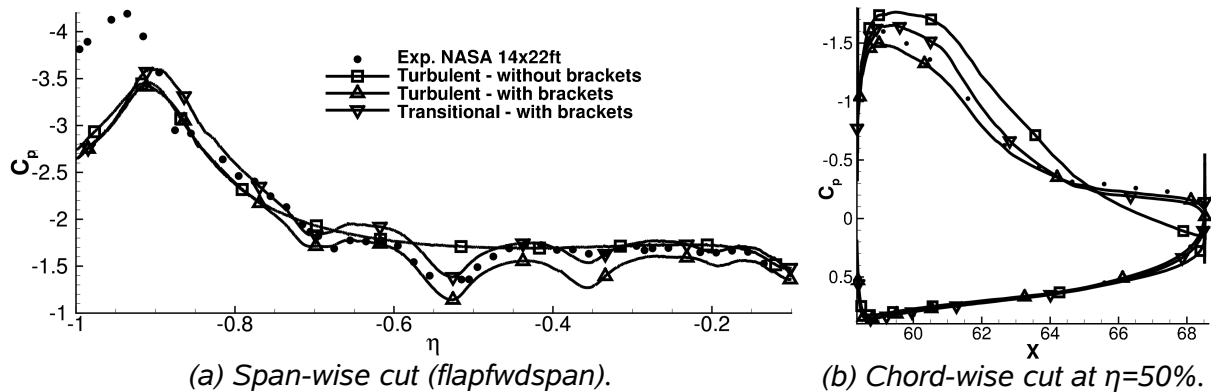


Figure 3: Pressure coefficient (C_p) on selected surface cuts for the angle of attack of 28° .

A major area of discrepancy between the computations and the experimental data remains in the tip region. This deficiency is conjectured to be attributable to an under-resolved vortical flow system starting at the slat-tip and merging subsequently with the main-tip vortex system. Future activities will focus on improving the computed flow-field in the tip region.

References

- 1 Schwamborn, D., Gerhold, T., and Heinrich, R., The DLR TAU-code: recent applications in research and industry, ECCOMAS CFD 2006.
- 2 Leatham, M., Stokes, S., Shaw, J. A., Cooper, J., Appa, J., and Blaylock, T., Automatic mesh generation for rapid-response Navier-Stokes calculations, FLUIDS 2000 Conf. and Exh., Jun 2000, AIAA 2000-2247.
- 3 Crippa, S., Melber-Wilkending, S., and Rudnik, R., DLR contribution to the first high lift prediction workshop, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Jan 2011.
- 4 Krimmelbein, N., and Radespiel, R., Transition prediction for three-dimensional flows using parallel computation, J. Comp. & Fl., Volume 38, Issue 1, Jan 2009.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Mathematische Grundlagen / Numerische Simulation

Untersuchung des Einflusses der Deformation und des Turbulenzmodells auf
Simulationsergebnisse am Beispiel der HiReTT-Konfiguration

Bernhard Eisfeld, Frank Spiering
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Lilienthalplatz 8, 38108 Braunschweig
bernhard.eisfeld@dlr.de, frank.spiering@dlr.de

Einleitung

Um die Entwicklungsrisiken und –kosten zu senken, streben Flugzeughersteller wie Airbus danach, immer größere Teile der für den Entwurf neuer Fluggeräte benötigten Daten aus Simulationen zu gewinnen und diese mit wenigen, dafür aber sehr hochwertigen Messungen abzusichern. Die numerische Strömungssimulation ist deshalb zu einer Schlüsseldisziplin im modernen Flugzeugentwurf geworden, innerhalb derer der Turbulenzmodellierung eine entscheidende Rolle für die Vorhersagegenauigkeit zukommt.

Bislang werden numerische Strömungssimulationen überwiegend für eine fest gegebene, d.h. als starr angenommene Geometrie durchgeführt. Reale Flugzeuge wie auch Windkanalmodelle verformen sich jedoch elastisch unter den angreifenden Luftkräften. Um das reale Verhalten korrekt wiederzugeben, muss daher die Deformation der betrachteten Konfiguration in der Strömungsberechnung berücksichtigt werden.

Zu diesem Zweck werden gekoppelte Simulationen der Strömung und der Struktur durchgeführt, bei denen die Strömungssimulation die angreifenden Kräfte für die Struktursimulation liefert, die wiederum die resultierende Verformung der umströmten Geometrie zurückgibt. In der vorliegenden Untersuchung werden dabei nur Fälle betrachtet, bei denen sich ein statisches Gleichgewicht einstellt.

Durchgeführte Untersuchung

Im Mittelpunkt der Untersuchung steht die Frage nach der Vorhersagegenauigkeit numerischer Strömungssimulationen. Dabei soll geklärt werden, welchen quantitativen Einfluss die Berücksichtigung der Strukturverformung im Vergleich zum Einfluss der Turbulenzmodellierung auf die Vorhersage besitzt.

Zu diesem Zweck wurde die transsonische Umströmung der sogenannten HiReTT-Konfiguration betrachtet, die im gleichnamigen EU-Projekt im Europäischen Transsonischen Windkanal (ETW) vermessen wurde. Die hohe Reynolds-Zahl von $32.5 \cdot 10^6$ konnte experimentell nur durch einen entsprechend hohen Druck im Kanal erreicht werden, der offenbar zu einer Verformung des Windkanalmodells führte, wie die damaligen Ergebnisse nahelegen.

Allerdings wurde erst nach dem Ende des Projekts ein detailliertes Strukturmodell für eine Simulation mit dem kommerziellen Strukturlöser Nastran aufgebaut. Außerdem wurde erst kürzlich eine Prozesskette entwickelt, mit der sich eine gekoppelte Simulation der Strömung mit dem DLR-TAU-Code und der Struktur mit Nastran automatisch durchführen lässt.

Mit dieser Prozesskette wurden nun die Experimente an der HiReTT-Konfiguration erneut simuliert. Dabei wurde der Anstellwinkel in einem Bereich $\alpha \approx 0^\circ$ bis zum höchsten vermessenen Anstellwinkel bei einer Anström-Mach-Zahl von $Ma = 0.85$ und einer Reynolds-Zahl, bezogen auf die mittlere Profiltiefe, von $Re = 32.5 \cdot 10^6$ variiert. Zum Vergleich dazu wurden Strömungssimulationen für die starre Konfiguration in der sogenannten „Jig-Shape“ (Idealkontur ohne jegliche Lasten) durchgeführt. In beiden Simulationsreihen wurde sowohl das SST-Modell von Menter als auch das als SSG/LRR- ω bezeichnete differentielle Reynolds-Spannungsmodell eingesetzt, um den Einfluss des Turbulenzmodells relativ zum Einfluss der Deformation bewerten zu können.

Ergebnis

Abb. 1 zeigt die berechneten Auftriebskurven im Vergleich mit der Windkanalmessung. Wie man erkennt, zeigen sich bei der ungekoppelten Rechnung (Jig-Shape) erst zu den höchsten Anstellwinkeln hin zunehmend Unterschiede zwischen den Turbulenzmodellen, die auf unterschiedlich vorhergesagte Stoßlagen bzw. stoßinduzierte Ablösung zurückgeführt werden. Die Abweichungen vom Experiment sind jedoch erheblich.

Die Ergebnisse der beiden gekoppelten Simulationen von Strömung und Struktur zeigen dagegen eine sehr gute Übereinstimmung. Insbesondere wird die Krümmungsänderung der Auftriebskurve sehr gut wiedergegeben. Gleichzeitig verringern sich auch die Unterschiede zwischen den Vorhersagen mit den beiden Turbulenzmodellen. Als Ursache wird die Entlastung des Flügels durch die Deformation angesehen, die mit einer Abschwächung von Stößen und stoßinduzierter Ablösung einhergeht.

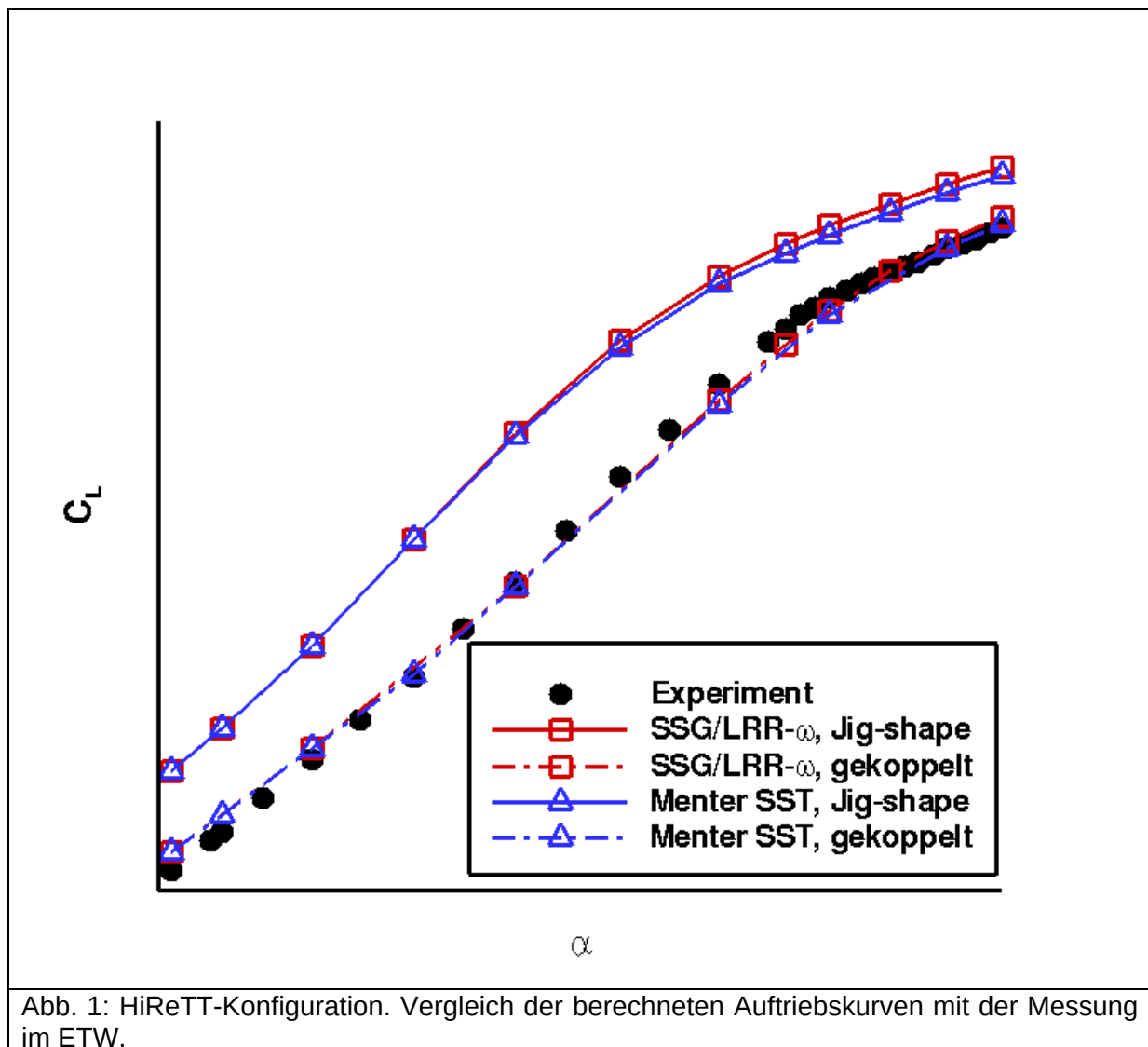


Abb. 1: HiReTT-Konfiguration. Vergleich der berechneten Auftriebskurven mit der Messung im ETW.

Schlussfolgerung und Ausblick

Eine erste Betrachtung der Ergebnisse zeigt, dass bei der HiReTT-Konfiguration die Berücksichtigung der Deformation durch Kopplung der Strömungssimulation mit der Struktursimulation einen sehr viel größeren Einfluss auf die Ergebnislösung besitzt als die Verwendung unterschiedlicher Turbulenzmodelle. Eine detaillierte Auswertung erfolgt zum Workshop.

Für die Zukunft sind ergänzende Untersuchungen mit dem Spalart-Allmaras-Turbulenzmodell geplant.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Verfahren / Aerodynamik

Formoptimierung einer umströmten Kugel durch Gitterverformung mit Hilfe radialer Basisfunktionen

Daria Jakubek, Jens Künemund, Stefan Saalfeld, Claus Wagner

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung Fluidsysteme
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
daria.jakubek@dlr.de

Bei der numerischen, aerodynamischen Formoptimierung mit Hilfe adjungierter Methoden werden auf der Grundlage gemittelter Strömungsfelder, die mit Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Verfahren (RANS) berechnet wurden, Sensitivitätsanalysen durchgeführt. Bei den dabei ermittelten Sensitivitätsverteilungen handelt es sich um skalare Größen, die für jede Zelle des Oberflächengitters die Auswirkungen einer Normal-Verschiebung des jeweiligen Zellenmittelpunktes auf eine bestimmte Zielfunktion wiedergeben. Die Sensitivitäten geben also an, wie stark sich die untersuchte Zielfunktion verändert, sobald das besagte Oberflächenelement in senkrechter Richtung verschoben wird. Im Rahmen einer Optimierungsaufgabe, bei der es um die Minimierung einer Zielfunktion - wie z.B. Widerstand - geht, geben die Sensitivitäten somit fast unmittelbar die vorzunehmenden Korrekturen der Körperoberfläche vor. Angemessen geglättet und skaliert können sie in Verbindung mit den Normalenvektoren der Oberflächenzellen zur Bestimmung der Verschiebungsvektoren herangezogen werden. ([1], [2] und [3])

Es gibt dann zwei Möglichkeiten, diese Resultate auf das untersuchte Objekt anzuwenden und die veränderte Form für eine erneute Simulation zur Verfügung zu stellen:

1. Man geht zurück zum Entwurf und modifiziert die CAD-Geometrie entsprechend den Vorgaben, um anschließend ein neues Rechennetz zu erzeugen.
2. Man lässt die CAD-Geometrie unverändert und benutzt die Sensitivitäten zur direkten Verschiebung der alten Gitterpunkte.

Bei den meisten Anwendungen im Rahmen industrieller Formoptimierung mit Hilfe adjungierter Methoden werden vergleichsweise kleine Modifikationen gesucht, da es sich oftmals um bereits voroptimierte Geometrien handelt und der Optimierungsprozess in kleinen Schritten iterativ durchlaufen werden kann. In solchen Fällen ist es erheblich einfacher und effizienter, direkt das bestehende Rechengitter in der näheren Umgebung der behandelten Oberflächenbereiche zu verformen, anstatt die gesamte Prozesskette aus CAD-Entwurf und Gittergenerierung neu zu durchlaufen. Dies gilt allerdings nur, solange die in einem Iterationsschritt durchgeführten Verformungen in einem angemessen kleinen Rahmen bleiben. Zu große Änderungen können andernfalls dazu führen, dass einzelne Gitterzellen zu stark deformiert werden, was wiederum Probleme bei der Strömungssimulation verursachen kann. Doch auch bei sinnvoll gewählter Schrittweite können im Verlauf des Prozesses die Abweichungen von der Ausgangsgeometrie, für die das Ausgangsgitter ursprünglich konzipiert war, irgendwann zu groß werden, wodurch das Gitter unbrauchbar werden kann. In vielen Fällen müssen außerdem erst noch die Sensitivitätsverteilungen selbst vorgefiltert werden, da sie nicht selten unstetige Bereiche aufweisen.

Das hier vorgestellte Verfahren ermöglicht es, den Prozess so zu steuern, dass auch nach der Verformung eine hinreichende Qualität des Gitters gewährleistet werden kann. Zunächst können zur Vermeidung von Ausreißern die Sensitivitäten bei einem bestimmten Maximalwert gekappt werden. Danach werden die Sensitivitätsverteilungen mit Hilfe eines Gauß-Filters geglättet und entsprechend der gewünschten Schrittweite skaliert. Abschließend werden mit einer Radialen Basisfunktion (RBF) die resultierenden Verschiebungen der Oberflä-

chen-Gitterzellen in der Umgebung der verformten Oberfläche auf das Volumengitter interpoliert. Dabei können die Parameter der Glättungs- und Interpolationsfunktionen nach Bedarf angepasst werden. Das Verfahren wurde zunächst auf die Umströmung einer Kugel angewendet, bei der die entstehende Druckwelle einseitig (oben) minimiert werden sollte. Abb. 1 zeigt das Oberflächennetz der Originalgeometrie der Kugel und die im Rahmen des ersten Optimierungsschrittes ermittelte ungeglättete Sensitivitätsverteilung. In Abb. 2 ist die Sensitivitätsverteilung nach der Glättung und in Abb. 3 das auf Basis radialer Basisfunktionen verformte Oberflächennetz dargestellt.

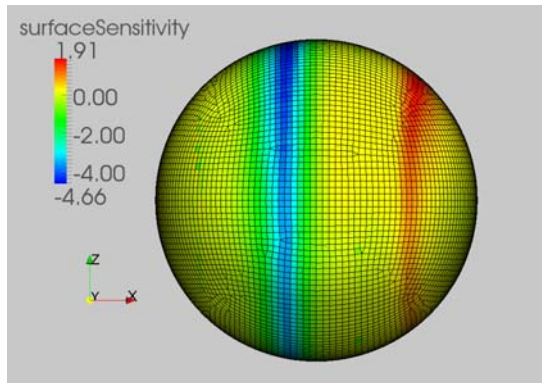


Abb. 1: Oberflächennetz der Originalgeometrie und - farbkodiert – die ungeglättete Sensitivitätsverteilung

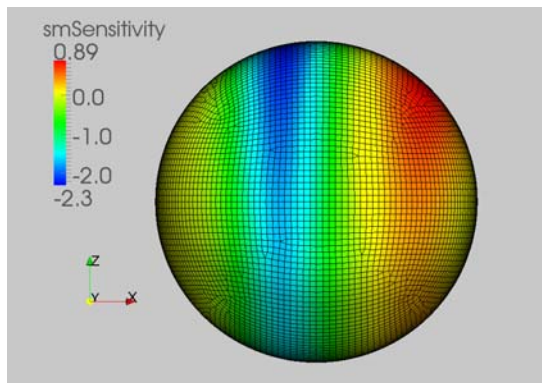


Abb. 2: Oberflächennetz der Originalgeometrie mit geglätteter Sensitivitätsverteilung

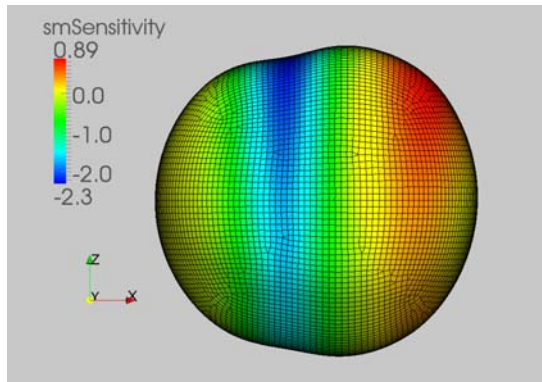


Abb. 3: Oberflächennetz des verformten Gitters

Literatur:

- [1] Stück, A., Rung, Th. (2011), 'Filtered Gradients for Adjoint-based Shape Optimisation', *20th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, 27-30 Jun 2011, Honolulu, Hawaii
- [2] Bos, F. M. (2009), 'Numerical simulations of flapping foil and wing aerodynamics - Mesh deformation using radial basis functions', Ipskamp Drukkers B.V., Netherlands
- [3] Boer de, A., van der Schoot, M. S. & Bijl, H. (2007), 'Mesh deformation based on radial basis function interpolation', *Computers & Structures* 85, 784-795

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Numerische Verfahren / Aerodynamik

Drag reduction of a 2D airfoil with constraints on lift and pressure distribution using adjoint approach.

Fei Ma, Joël Brezillon, Mohammad Abu-Zurayk, Caslav Ilic
DLR-AS, Lilienthalplatz 7, 38108, Braunschweig, Germany
e-mail: fei.ma@dlr.de

Ausgangssituation:

For the design of laminar profile, specific pressure distribution - such as a smooth continuous pressure decrease at the suction side - is desired to delay as far as possible the Tollmien-Schlichting laminar-turbulent transition point. An efficient inverse design tool based on the adjoint approach has been therefore developed to provide the airfoil geometry that satisfies a given target pressure distribution ^[1]. Such tool is based on a gradient-based optimization strategy to minimize the L2-norm of the target pressure residual - measured as the difference between the current and target pressure - over the body surface.

Ziel:

The inverse design tool developed so far requires the definition of the target pressure distribution over the complete airfoil. Such target pressure is however complex to find since it has to be physically feasible and match some specific aerodynamic performance, in terms of lift and pitching moment coefficients. An alternative is to minimize the target pressure residual over parts where laminar flow should occur - typically some percent of the upper and lower front parts – and to perform a classical drag minimization at target lift and pitching moment at the same time. This approach allows 1) to ensure that the final geometry satisfies the target aerodynamic performance 2) to design a laminar profile with a low wave drag, without the use of laminar transition criteria in the optimization process. The transition criteria are in fact used to define the target pressure prior to the optimization. The objective of the current study is focused on demonstrating the feasibility of the approach using the adjoint framework.

Lösungsweg:

The goal of the optimization is to minimize the cost function I , which is defined as:

$$I = \int_{S1}^{S2} (Cp - Cp^*)^2 ds + w_1 (Cl - Cl^*)^2 + w_2 Cd$$

where Cp^* is the target pressure defined between S1 and S2 on the profile, Cl^* is the target lift and w_1 and w_2 represent constant weighting factors. By choosing proper weighting factors, the optimization is expected to reduce the drag while matching target lift and target pressure distribution.

The shape parameterization method used for optimization is mesh point parameterization. The gradients at the trailing edge are usually extremely high because the cost function is very sensitive to the deformation at trailing edge. In order to avoid the high deformations at trailing edge, the gradients at trailing edge are scaled to 1% of their actual value before they are passed to the optimizer.

Ergebnis:

In this optimization, the NACA2412 airfoil is selected as the initial airfoil with $Cl|_{initial}=0.413$ and $Cd|_{initial}=0.0229$. The pressure distribution up to 60% of the upper surface of the laminar DLR-LV2 airfoil is set as the partial target pressure, and the lift coefficient of DLR-LV2 airfoil is set as the target lift $Cl^* = Cl|_{LV2} = 0.590$, where $Cd|_{LV2}=0.0144$. The weighting factors w_1 and w_2 are set as: $w_1 = 100.0, w_2 = 10.0$.

Fig.1 shows the convergence of the aerodynamic coefficients Cl , Cd and the cost function versus the design iterations. The optimization converged after 895 iterations. The cost function decreases quickly at the beginning of the optimization, and the convergence rate of the optimization slows down after 150 design iterations. The lift of the optimized shape matches the target value with a difference of about $\Delta = 0.5\%$. The drag coefficient of the optimized shape is $Cd|_{optimised}=0.0119$. Compared to the DLR-LV2 profile, the drag is reduced by 17.4%. Fig.2 shows the comparison of shape and pressure distribution between the optimized shape and the NACA2412 airfoil: the partial pressure on the upper surface of optimized shape matches the target pressure distribution very well.

Abschluss:

The drag minimization at target lift and pressure distribution based on the adjoint approach is a promising way to design laminar profile, without the need of transition criteria during the optimization run. First encouraging results have been achieved and the methods will be further improved by including the pitching moment and by defining a target pressure at the pressure side.

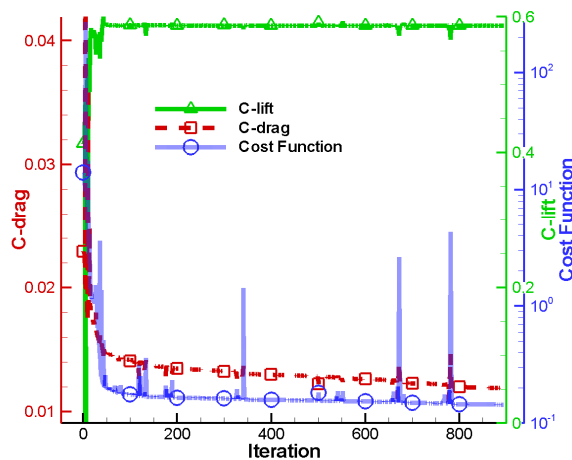


Fig.1 : Convergence of Cl , Cd and Cost function

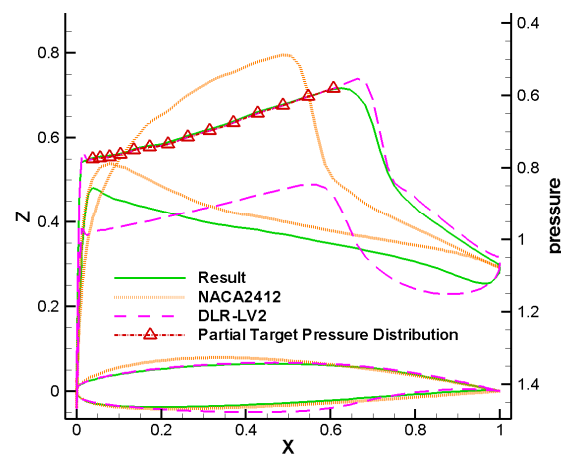


Fig.2 : Comparison of pressure and shape

Literatur :

1. Brezillon, Joël and Abu-Zurayk, Mohammad (2010) *Aerodynamic Inverse Design Framework using Discrete Adjoint Method*. 17. DGLR-Fach-Symposium der STAB, Berlin, Deutschland.

Datum : 07.10.2011 , Braunschweig

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Thema / Titel : Anwendung erster Ordnung impliziter Verfahren zur Simulation stationärer Strömungen auf unstrukturierten Netzen
Autor : Stefan Langer
Institution : DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Adresse : Lilienthalplatz 7 Telefon : 0531/2953615
38108 Braunschweig Telefax : 0531/2952914
e-mail : stefan.langer@dlr.de

Die Entwicklung genauer, robuster und effizienter numerischer Algorithmen zur approximativen Lösung der Navier-Stokes Gleichungen ist eine der wesentlichen Herausforderungen in der Strömungssimulation.

Eine wesentliche Technik sowohl zur Steigerung der Robustheit als auch der Effizienz ist die Mehrgittertechnik [1]. Für unstrukturierte Gitter werden hierbei üblicherweise Agglomerationstechniken in Verbindung mit verschiedenen Relaxationsverfahren verwendet. Explizite Runge-Kutta Verfahren weisen häufig für RANS Rechnungen einen signifikanten Verlust an Robustheit und Effizienz auf. Hierfür sind insbesondere die im Grenzschichtbereich stark anisotropen Zellen verantwortlich.

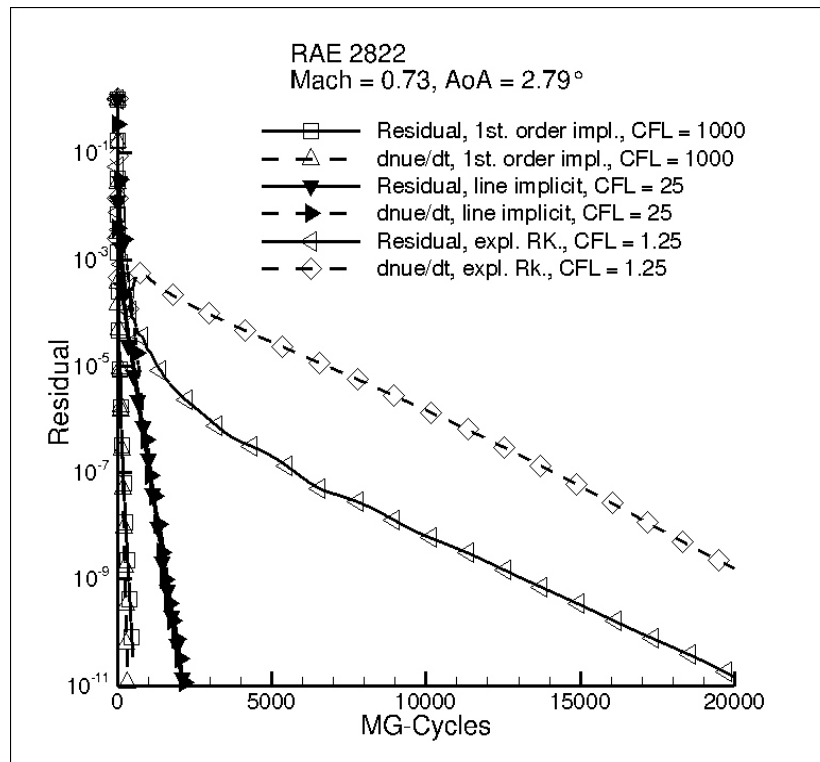
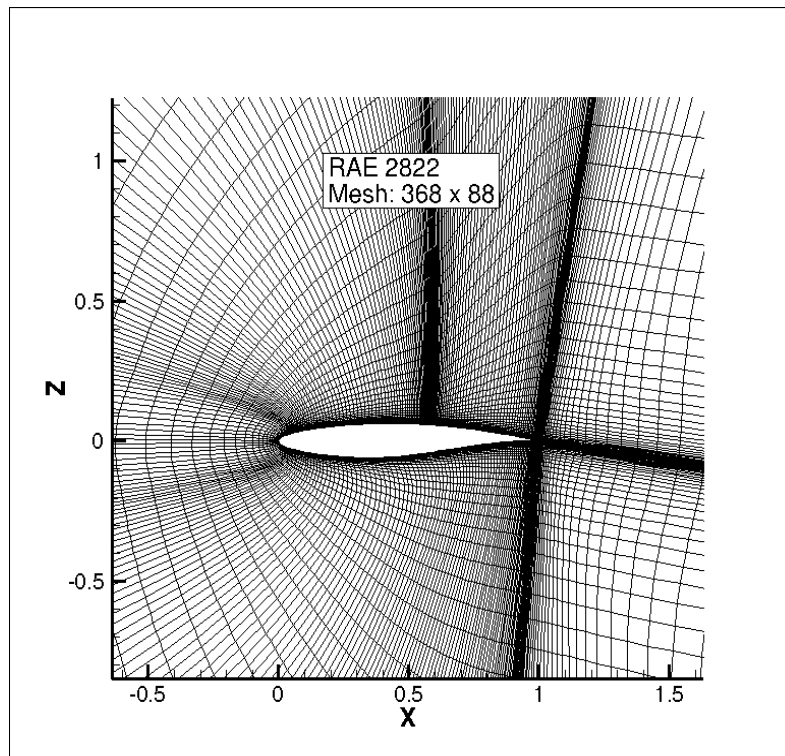
Um diesen Problemen gerecht zu werden, wurden in die bestehenden expliziten Runge-Kutta Verfahren Vorkonditionierer eingebettet. Als Vorkonditionierer wurden entlang der Anisotropien vorher bestimmter Linien im Gitter Teile der ersten Ordnung Ableitungsmatrizen verwendet. Die so entstehenden block-tridiagonalen Gleichungssysteme können leicht durch direkte Verfahren, zum Beispiel einem block LU-Verfahren gelöst werden. An Beispielen wurden gezeigt, dass diese Vorkonditionierer zu einer signifikanten Robustheits- und Effizienzsteigerung führen [2]. Trotzdem sind bei diesen Methoden die erreichbaren CFL Zahlen immer noch begrenzt.

Daher schlagen wir vor, den impliziten Anteil im Relaxationsverfahren zu erhöhen, indem als Vorkonditionierer eine vollständige erste Ordnung Ableitung verwendet wird. Zur approximativen Lösung der linearen Gleichungssysteme wird eine symmetrischer Gauss-Seidel Algorithmus verwendet. Entlang der vorher bestimmten Linien werden im Gauss-Seidel Algorithmus tridiagonale Blöcke zusammengefasst. Dem so formulierten Algorithmus reichen üblicherweise zwei bis drei Iterationen aus, um eine hinreichend genaue Approximation an die Lösung des linearen Gleichungssystems zu bestimmen.

An numerischen Beispielen wird die Überlegenheit dieses Lösungsverfahrens gegenüber den expliziten und linien-impliziten Runge-Kutta Verfahren demonstriert. Insbesondere können für das erste Ordnung implizite Verfahren CFL Zahlen von 1000 und noch größer auch für turbulente Rechnungen auf stark anisotropen Netzen erreicht werden.

- [1] Mavriplis : Multigrid Strategies for Viscous Flow Solvers on Anisotropic Unstructured Meshes, Journal of Computational Physics 145, 141-165, 1998

- [2] Langer : Point and line implicit methods to improve the efficiency and robustness of the DLR TAU code, STAB 2010



Diskretisierung des Residuums: 2. Ordnung finite Volumen Verfahren

Mitteilung

Stumpfe Körper / Numerische Simulation:

Verbesserte Simulation der Mischung in Triebwerksstrahlen

Dipl.-Ing. Sebastian Saegeler, Univ.-Prof. Dr.-Ing. Christian Mundt
Universität der Bundeswehr München, Institut für Thermodynamik
Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg
sebastian.saegeler@unibw.de

Partner: Rolls-Royce Deutschland

Teil des Forschungsvorhabens ist die Untersuchung des Mischungsverhaltens von Kern- und Nebenstrom von Flugtriebwerken. Dieses spielt für das Leistungsverhalten sowie Lärmemission eines strahlangetriebenen Flugzeuges eine wesentliche Rolle. Dabei kommen rechnergestützte Verfahren zum Einsatz, bei dem RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes)-Modelle verwendet werden.

Bei den hier betrachteten Triebwerken mit mittlerem Bypass-Verhältnis findet eine Ausmischung z.T. noch intern, also vor dem Austritt aus der Düse, statt. Sogenannte Lobed-Mixer bzw. Blütenmischer die in dieser Triebwerksklasse eingesetzt werden, generieren komplexe Wirbelsysteme und können dadurch den Mischungsgrad erheblich steigern.

Wichtige Parameter für das Mischungsverhalten sind dabei auftretende Temperaturgradienten und Schwankungsgrößen wie die Geschwindigkeits-, Temperatur- bzw. Dichtefluktuationen.

Generell lässt sich sagen, dass die Mischungsrate bei Jets von den RANS-Modellen unterschätzt wird. Dies liegt unter anderem daran, dass sich die verschiedenen Zweigleichungs-RANS-Modelle fast ausschließlich darauf beschränken, die Wiedergabe des Strömungsfeldes hinsichtlich der kinetischen Energie zu verbessern. Die bekanntesten Vertreter hierfür sind die Zweigleichungsturbulenzmodelle k - ω und k - ϵ . Sie liefern für kalte Strahlen im niedrigen Machzahlbereich gute Lösungen. Für Hochtemperaturjets kommen hier jedoch wesentliche physikalische Größen gar nicht erst zum Tragen. Der Einfluss der Temperaturgradienten und Temperatur- bzw. Dichteschwankungen im Bereich der Scherschicht auf die Mischungsrate des Strahls wird von den Standard-RANS-Modellen nur unbefriedigend oder gar nicht berücksichtigt. Für eine rechnerische Bestimmung des Strahlärms sollte jedoch eine gute Kenntnis über das Temperaturfeld, sowie die genannten Schwankungsgrößen vorhanden sein.

Ziel ist es nun ein verbessertes numerisches Verfahren zu finden, um anisotherme Strömungen besser zu beschreiben. Mit dem neuen Verfahren soll der Einfluss der mittleren Temperaturgradienten und -fluktuationen auf den Mischungsprozess untersucht werden, sowie die Rechengenauigkeit bei der Leistungsbestimmung verbessert werden.

Neue Erweiterungen zu den bekannten Zweigleichungsturbulenzmodellen gibt es bereits [1], [2], [3]. Besonders ersteres scheint für den Einsatz im Hinblick auf unser Anwendungsgebiet vielversprechend. Hier wird die erhöhte Mischungsrate infolge von Temperaturschwankungen nachmodelliert. Erste Testrechnungen diesem Turbulenzmodell zeigen ein deutlich verbessertes Mischungsverhalten von heißen und kalten Strahlen (siehe Bild 1).

Einen ebenso qualitativ und quantitativ starken Einfluss auf die Rechenergebnisse weisen unterschiedliche Vernetzungsstrategien auf.

Ein Vergleich von Tetraeder-Hybrid-Netzen mit reinen Hexaedernetzen hat gezeigt, dass erstere eine deutlich höhere numerische Diffusion aufweisen. Trotz zum Teil gröberer Netze mit deutlich weniger Zellen lösen die strukturierten Netze Strömungsphänomene deutlich besser auf als die feineren Tetra-Hybrid-Netze.

Dies zeigt vor allem die Betrachtung mit Fokus auf die Mischungsschichten. Wenn die Gitternetzlinien in Strömungsrichtung verlaufen und zu wenig turbulente kinetische Energie für eine Erhöhung der turbulenten Viskosität sorgt, ist bei den strukturierten Netzen kaum Ausmischung erkennbar. Der Heiß- und Kaltstrahl laufen dann geschichtet ohne Ausmischung übereinander hinweg.

Wie Versuche gezeigt haben liegen die Ergebnisse, die mit Tetraedernetzen erzielt wurden näher an der realen Physik. Die numerische Diffusion infolge der unstrukturierten Netzbeschaffenheit sorgt hier für eine scheinbar bessere Ausmischung der Strahlen und auch die Leistungsbeiwerte liegen näher an den Experimenten.

Es wird daher vermutet, dass sich bei der Verwendung von unstrukturierten Netzen zwei Fehler gegenseitig aufheben. Die mangelhaft modellierte Physik beim Ausmischen von Heiß- und Kaltstrahlen in den Standard-Turbulenzmodellen wird zum Teil durch die zusätzliche numerische Diffusion wieder revidiert. Mit einer verbesserten Modellierung sollten folglich mit den prinzipiell genaueren strukturierten Netzen bessere Ergebnisse möglich sein als dies bisher der Fall ist.

Als Strömungslöser wurde zum einen der kommerzielle Code Ansys FLUENT verwendet. Hier sind die Standard-Turbulenzmodelle bereits eingebaut und der Löser bietet mit seinen eingebauten Tools (wie z.B. Multigrid, blockimplizite Formulierung, etc.) selbst für sehr große Netze eine gute Performance bzgl. Rechenzeit.

Für das Testen verschiedener Turbulenzmodelle kommt ein an der TU München geschriebener dichtebasierter Riemannlöser zum Einsatz, welcher auf dem open source Code OpenFOAM basiert. Der Löser befindet sich allerdings noch im Entwicklungsstadium. Verschiedene Validierungsrechnungen bescheinigen dem Löser eine sehr gute Genauigkeit. Allerdings kommt es bei der Anwendung des Löses in manchen Fällen noch zu ungewollten Störungen. Bei einer Düsenströmung, welche in ein Fernfeld austritt und der Co-Flow nur eine geringe Machzahl aufweist, kommt es zu unphysikalischen Instabilitäten in der Mischungsschicht ausgehend von der Düsenhinterkante. Die Ursachen dieser Störung sind noch nicht bekannt und müssen noch untersucht werden um den Löser universell einsetzbar zu machen.

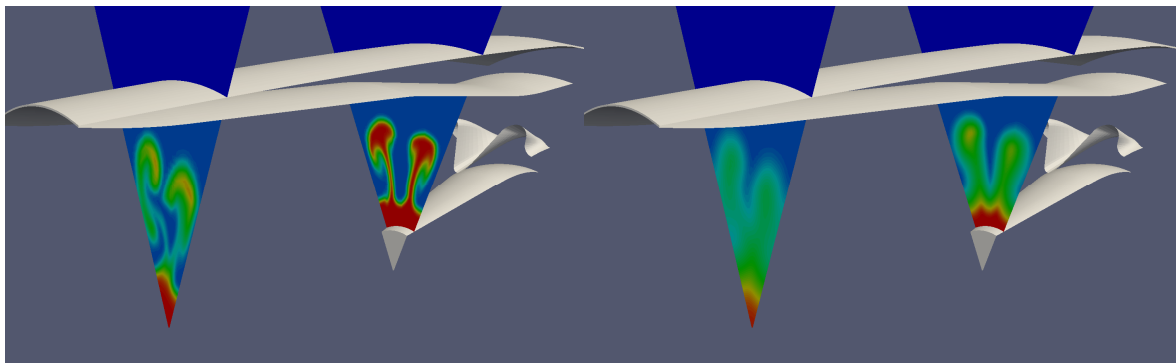


Bild 1: Totaltemperatur der Strömung durch die Düse hinter dem Blütenmischer.

links: standard k-omega Turbulenzmodell

rechts: nach [1] modifiziertes k-omega Turbulenzmodell

Literatur:

- [1] Khaled S. Abdol-Hamid, S. Paul Pao, Steven J. Massey, and Alaa Elmiligui, *Temperature Corrected Turbulence Model for High Temperature Jet Flow*, Journal of Fluids Engineering 126 (2004), 844–850.
- [2] William A. Engblom, Nicholas J. Georgiadis, and Abbas Khavaran, *Investigation of Variable-Diffusion Turbulence Model Correction for Round Jets*, AIAA Paper 3085 (2005).
- [3] Christopher K. W. Tam and Anand Ganesan, *Modified k-epsilon Turbulence Model for Calculation Hot Jet Mean Flows and Noise*, AIAA Journal 42 (2004), 26–34.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

An Extension of the γ - $Re_{\theta t}$ Transition Transport Model for the Prediction of Crossflow-induced Transition

Cornelia Seyfert

DLR, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Abteilung C²A²S²E,
Bunsenstraße 10, 37073 Göttingen
cornelia.seyfert@dlr.de

The γ - $Re_{\theta t}$ transition transport model was implemented into the DLR-TAU Code and validated for various 2D testcases such as a flat plate, 1-element airfoils and 3-element airfoils [1]. The application of the model to 3D configurations is restricted by the ability of the γ - $Re_{\theta t}$ model to predict 2D transitions mechanisms like separation-induced, Tollmien-Schlichting-based and by-pass transition, only. The present work shows an approach for extending the γ - $Re_{\theta t}$ model in order to predict the 3D transition mechanism of crossflow-induced transition.

The motivation for building the γ - $Re_{\theta t}$ model was to enable transition prediction within a RANS-based CFD code. While modern CFD-codes are based on the concept of local variables, the transition process is driven by non-local variables like the growth of disturbances along streamlines. Thus, a correlation of local to non-local quantities was needed to develop such a transport model.

To set up the correlation, Menter and Langtry [2] used an approach that was already successfully applied by Liepmann [3] and Van Driest and Blumer [4]: if the ratio of turbulent to viscous stress in the boundary layer reaches a critical value, transition will take place. This approach was applied to a 2D boundary layer which resulted into the Reynolds number based on the streamwise vorticity Re_{vx} , which is a local quantity. An approximation of the velocity profile according to Pohlhausen [5] with the dimensionless variables $\eta = y/\delta$ and $U = u/U_\infty$ was introduced into the Reynoldsnumber Re_{vx} . The distribution of Re_{vx} over the boundary layer thickness has a maximum. The maximum value was taken as the critical value, which resulted into the following formula:

$$Re_{vx,max} = \frac{\rho}{\mu} \delta U_\infty \left[\eta^2 \frac{dU}{d\eta} \right]_{\eta=\eta_{max}} \quad (1)$$

The term in the parenthesis is 0.2575. The right hand side of the equation was extended by the momentum thickness θ and the approximation of Schlichting [5] $\delta/\theta = 315/37$ was introduced. The final correlation is given in equation (2).

$$\frac{Re_{vx,max}}{Re_{\theta t}} = 2.193 \quad (2)$$

Here, the stress ratio was considered in a 2D boundary layer, which prevents the prediction of 3D transition phenomena. To extend the model to the prediction of crossflow instability on wing-type geometries, the stress ratio was modified. Instead of taking the streamwise stress ratio, the spanwise stress ratio in the boundary layer was considered and a spanwise vorticity Reynolds number Re_{vy} was obtained.

While the 2D velocity profile in the boundary layer was replaced by an analytical approximation, there exists no analytical approximation for the spanwise velocity component of a 3D boundary layer. Instead, the Falkner-Skan-Cooke-ODE system [6]

was used which is an approximately similarity solution of the 3D boundary layer equations.

Again, the maximum of Re_{vy} was taken as the critical value. The Falkner-Skan-Cooke (FSC)-equations were solved numerically. In order to apply the empirical C1-transition-criterion given by Arnal [7] to correlate the local stress ratio with the non-local information of the transition criterion, the Reynolds number based on displacement thickness was introduced. Finally, the local to non-local Reynolds number correlation to predict crossflow instability was derived:

$$\frac{Re_{vy,max}}{Re_{\delta 2t}} = f(\text{locally evaluated FSC-equations}) \quad (3)$$

Different to the correlation that is valid for Tollmien-Schlichting-based transition in equation (2), the correlation for crossflow-induced transition in equation (3) depends on the local sweep angle ϕ and the local Hartree-Parameter β_H .

The extended $\gamma-Re_{\theta t}-Re_{\delta 2t}$ model was implemented into TAU and tested on the infinite swept ONERA D wing. The results for the transition locations as a function of the geometric sweep angle were compared to experimental data, results obtained by the e^N -method and the C1-criterion as well as results from the original $\gamma-Re_{\theta t}$ model. (Figure 1 (a) and (b)).

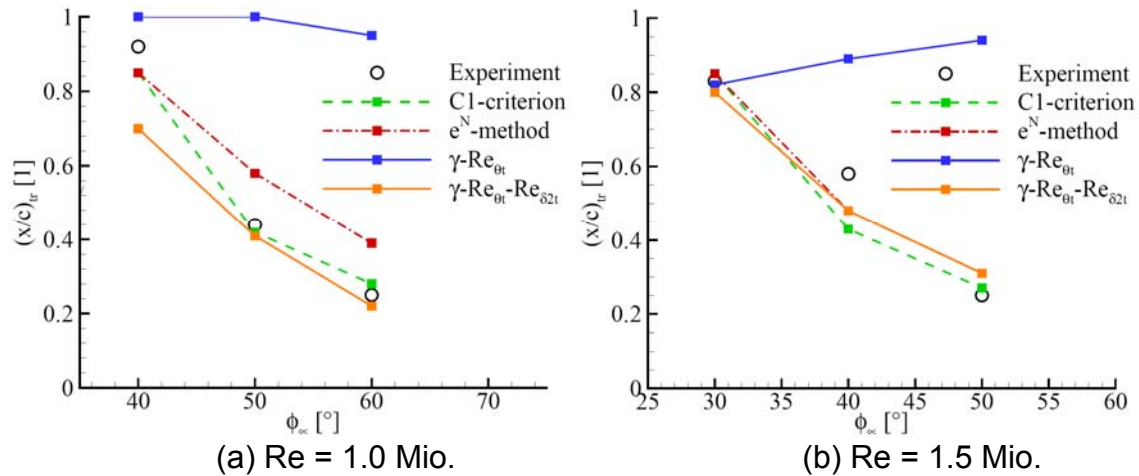


Figure 1: Transition locations on the ONERA D wing

Future work will include the application of the extended $\gamma-Re_{\theta t}-Re_{\delta 2t}$ model to the ONERA M6 wing, which is a 3D plain wing. If the prediction of crossflow-induced transition yields reasonable results for this configuration, the $\gamma-Re_{\theta t}-Re_{\delta 2t}$ model provides transition prediction capabilities for a wide range of aerodynamic applications.

- [1] Seyfert, C., Krumbein, A.: "Evaluation of a Correlation-based Transition Model and Comparison with the e^N -method", AIAA-2010-4443, 40th AIAA Fluid Dynamics Conference, Chicago, USA, 2010.
- [2] Menter, F. R. and Langtry, R. B.: "Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes" *AIAA Journal*, Vol. 47, No. 12, 2009, pp. 2894-2906.
- [3] Liepmann, H. W.: "Investigation of Boundary Layer Transition on Concave Walls", Wartime Report, National Advisory Committee for Aeronautics, 1945.
- [4] Van Driest, E. R. and Blumer, C. B.: "Boundary Layer Transition: Freestream Turbulence and Pressure Gradient Effects", *AIAA Journal*, Vol. 1, No. 6, June 1963, pp. 1303-1306.
- [5] Schlichting, H.: "Boundary Layer Theory", 7th ed., McGraw-Hill, New York, 1979.
- [6] Rosenhead, L.: "Laminar Boundary Layers", Oxford, At the Clarendon Press, 1963.
- [7] Arnal, D., Habiballah, M., Coutols, E.: "Théorie de l'instabilité laminaire et critères de transition en écoulement bi et tridimensionnel", *La Recherche Aéronautique*, No. 2, 1984, pp. 125-143.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Aerodynamik

p-multigrid for RANS-*k*- ω turbulent flows

Marcel Wallraff

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

The last decade has seen a tremendous interest in high order numerical methods, in particular in the discontinuous Galerkin (DG) Finite Element method. This method enables an intuitive and convenient treatment of convective terms via approximate Riemann solvers employed as numerical flux functions over element interfaces. This property leads to a large interest in the DG approach for CFD applications in the area of compressible aerodynamic flows. The analysis of turbulent flows employing steady-state computations based on Reynolds-averaged Navier–Stokes (RANS) models might be considered as the work-horse in this field. Nevertheless, DG results are relatively rare for this particular application [2]. 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 solution of turbulent boundary layers.

These stiffness issues necessitate the use of a strong solver. A rather robust method can be achieved with Newton-like methods. For complex problems, typically some form of stabilization has to be introduced, e.g. a pseudo-time stepping, which transforms the method into a Backward–Euler approach. This method is a fully implicit method, it is the standard solver in the DLR PADGE code to solve the RANS-*k*- ω equations. This approach is predominantly used for recent results [2], but it introduces very high memory requirements, as the full Jacobian of a high order discretization is stored. The necessity to use efficient preconditioners for iterative solvers of the linear systems often yields a further increase in memory consumption.

The DG method lends itself to a *p*-multigrid solution procedure, in which the solution of the original problem is accelerated with the help of coarser problems defined on the same computational mesh, but with a reduced order discretization [1]. In the *p*-multigrid the equations are solved by considering a hierarchy of linear spaces on the same grid

$$\mathbf{V}_{h,p_{\min}} \subset \mathbf{V}_{h,p_{\min}+1} \subset \cdots \subset \mathbf{V}_{h,p-1} \subset \mathbf{V}_{h,p}.$$

On every level $l > p_{\min}$ a smoother $GL_l^s(\mathbf{u}_l, \mathbf{f}_l)$ is used. At the coarsest level $p_{\min}$ a Backward–Euler solver is applied. The solution and the defect between the various approximation levels have to be transferred. The restriction operator for the nonlinear

state vector is given by an orthogonal L^2 -projection $\hat{I}_l^{l-1} : \mathbf{V}_{h,l} \rightarrow \mathbf{V}_{h,l-1}$ [1]. Furthermore, the prolongation of the nonlinear state vector is obtained via a natural injection $\hat{I}_{l-1}^l : \mathbf{V}_{h,l-1} \rightarrow \mathbf{V}_{h,l}$ and a restriction operator for the defect between the various approximation levels is defined by $I_l^{l-1} := (\hat{I}_{l-1}^l)^T$. The p -multigrid algorithm is stated as follows:

Algorithm 1 p -multigrid algorithm $NMG(\mathbf{f}_l, \mathbf{u}_l, m, l, p_{min}, \tau)$

```

1: if  $l = p_{min}$  then
2:   Solve  $\mathbf{L}_{p_{min}}(\mathbf{u}_{p_{min}}) = \mathbf{f}_{p_{min}}$ 
3:   Set Solution to  $\tilde{\mathbf{u}}_{p_{min}}$ .
4: if  $l > p_{min}$  then
5:   for  $i = 1$  to  $m$  do
6:      $\mathbf{u}_l := GL_l^s(\mathbf{u}_l, \mathbf{f}_l)$  /* pre-smoothing */
7:      $\mathbf{u}_{l-1}^0 := \hat{I}_l^{l-1} \mathbf{u}_l$ 
8:      $\mathbf{f}_{l-1} := \mathbf{f}_{l-1} + I_l^{l-1}(\mathbf{f}_l - \mathbf{L}_l(\mathbf{u}_l)) - (\mathbf{f}_{l-1} - \mathbf{L}_{l-1}(\mathbf{u}_{l-1}^0))$ 
9:     for  $k = 1$  to  $\tau$  do
10:       $\mathbf{u}_{l-1}^k := NMG(\mathbf{f}_{l-1}, \mathbf{u}_{l-1}^{k-1}, m, l-1, p_{min}, \tau)$ 
11:       $\tilde{\mathbf{u}}_l := \mathbf{u}_l + \hat{I}_{l-1}^l(\mathbf{u}_{l-1}^\tau - \mathbf{u}_{l-1}^0)$ 
12:      for  $i = 1$  to  $m$  do
13:         $\tilde{\mathbf{u}}_l := GL_l^s(\tilde{\mathbf{u}}_l, \mathbf{f}_l)$  /* post-smoothing */
14: return  $\tilde{\mathbf{u}}_l$ 

```

The p -multigrid algorithm is recursively defined. While $l > p_{min}$ the state vector $\mathbf{u}_l$ is smoothed m -times using a smoother and then the state vector and the defect between the various approximation levels is restricted to the space $\mathbf{V}_{h,l-1}$. After these steps the recursion takes place with adapted values. When $\tau = 1$ a V-cycle is done, whereas $\tau = 2$ produces a W-cycle. The error between the processed state vector from the lower levels and the restricted state vector from the beginning is prolonged and added to the state vector $\mathbf{u}_l$ on level l . After that a second smoothing takes place. On the coarsest level, a Backward–Euler solver is applied.

In this setting, an efficient smoother is required on each level, i. e., for each discretization order. While explicit time-stepping schemes are very memory efficient, they typically yield unacceptable rates of convergence, in particular for stiff problems. In contrast to that, fully implicit methods suffer from tremendous memory requirements. An efficient smoothing strategy might be found as a compromise between these extremes.

References

- [1] F. Bassi, A. Ghidoni, S. Rebay, and P. Tesini. High-order accurate p -multigrid discontinuous galerkin solution of the euler equations. *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, 60:847–865, July 2009.
- [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.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Simulation und Versuchstechniken

Experimentelle Untersuchung der Rinnsalströmung auf einer umströmten Oberfläche

Filip Beckmann, Thorsten Möller

Institut für Strömungsmechanik TU Braunschweig, Bienroder Weg 3 38106 Braunschweig, t.moeller@tu-braunschweig.de

Einleitung

Die Strömung von Rinnsalen ist ein Spezialfall der Strömung von dünnen Filmen. Rinnsale werden ausgebildet, wenn der Volumenstrom der Filmströmung so klein wird, dass der Film aufreißt. Diese Art der Strömung kann in vielen technisch relevanten Anwendungen gefunden werden. Wenn überkritische Wassertropfen auf der Flügeloberfläche nicht sofort gefrieren, sondern durch Koaleszenz einen dünnen Film bilden, kann bei der Vereisung an Flugzeugen dieses Phänomen ebenfalls auftreten. Diese Erscheinung wird in der Literatur als ‚runback water film‘ bezeichnet [1]. Aus diesem Film können sich ebenfalls Rinnsale entwickeln.

Bisherige Untersuchungen betrachten überwiegend den Einfluss der Gravitation auf die Entwicklung der Rinnsale [2]. Experimentelle Untersuchungen zum Einfluss von Überströmung von Rinnsalen diskutieren Samenfink et al. Myers et al. [3]. Sie stellen analytische und numerische Ergebnisse zu diesem Thema vor.

Messtechnik

Zur quantitativen Beschreibung der Strömung von Rinnsalen stellen Johnson et al. [2] ein Fluoreszenzverfahren vor, welches grundsätzlich ermöglicht, die Höhe der Rinnsale, die Ausbreitungsgeschwindigkeit der Kontaktlinie der Rinnsale und die Ausbildung von Strukturen zu beschreiben. Weiterhin ist die Bestimmung von dynamischen und statischen Kontaktwinkeln möglich.

In der vorliegenden Untersuchung wird ein System eingesetzt, das für die Bildaufnahme Standardkomponenten eines Particle Image Velocimetry Systems verwendet. Als Fluoreszenzfarbstoff wird Rhodamin B verwendet. Abweichend von bisherigen Untersuchungen [4] wird für die Anregung ein Argon-Ionen-Laser (Ar+-Laser) verwendet. Dieser liegt mit einer seiner Emissionlinien von 514.5nm etwas entfernt vom Maximum des Anregungsspektrums von Rhodamin B. Nach Anregung mit dem Ar+-Laser wurde die Intensität des Fluoreszenzlichtes mittels einer PCO 4000 CCD Kamera aufgenommen. Den Grauwerten der aufgenommenen Bildern wird eine Höhe zugeordnet. Diese Zuordnung wird durch eine vorher durchgeführte Kalibrierung möglich. So sind berührungslose, flächige Messungen der Höhe von Rinnsalen an einer überströmten ebenen Oberfläche in einem Windkanal möglich. Die Messungen wurden im Großen-Gitterwindkanal Braunschweig (GGB) des Instituts für Strömungsmechanik durchgeführt.

Ergebnis:

In Vorversuchen konnte gezeigt werden, dass ein Argon+-Laser geeignet ist als Anregungslichtquelle für den Fluoreszenzfarbstoff Rodamin B zu dienen. Der Zusammenhang zwischen Intensität des Fluoreszenzlichtes und der Rinnsalhöhe wurde mit einer Kalibrierung ermittelt. In ersten Windkanalversuchen wurde der Einfluss der Geschwindigkeit der Überströmung und des Volumenstroms der Rinnsale betrachtet, wobei im ersten Fall die Rinnsale sich horizontal entwickeln. Abb. 1 zeigt die Verteilung der Höhe h eines Rinnsals über den Querschnitt für zwei verschiedene Volumenströme für eine Anströmgeschwindigkeit

$U_\infty=20\text{m/s}$. An derselben Position aber für einen festen Volumenstrom $Q=600\text{ ml/h}$ des Rinsals zeigt Abb. 2 die Verteilung der Höhe h über den Querschnitt des Rinsals.

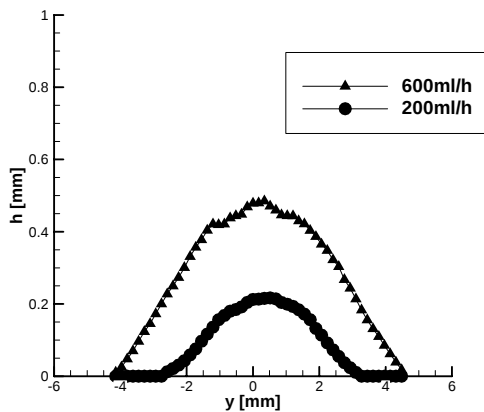


Abbildung 1 Höhenverteilung für $U=20\text{m/s}$, horizontale Ebene

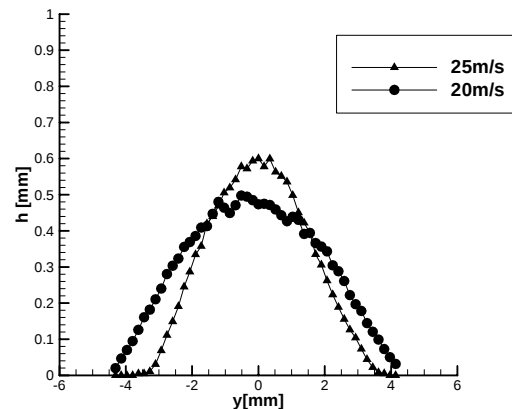


Abbildung 2: Höhenverteilung für $Q=600\text{ml/h}$, Horizontale Ebene

Die Verteilung von h bei der Überströmung einer vertikal ausgerichteten Ebene bei einer Anströmgeschwindigkeit von $U_\infty=20\text{m/s}$ für zwei Volumenströme zeigt Abb. 3.

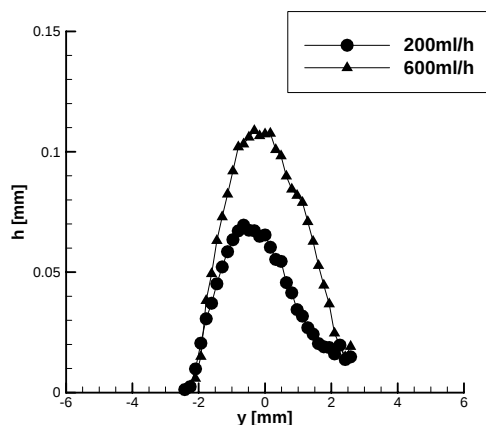


Abbildung 3 Höhenverteilung für $U_\infty=20\text{m/s}$ vertikale Ebene

Es konnte gezeigt werden, dass die Fluoreszenzmessmethode auch unter Verwendung eines Ar^+ -Lasers in einem Windkanal auf ebenen Oberflächen eingesetzt werden kann. Es konnte in ersten Versuchen der Einfluss von Überströmungsgeschwindigkeit und Volumenstrom bestimmt werden. Die Höhe der Rinnsaale nimmt mit zunehmenden Volumenstrom zu und mit steigender Überströmungsgeschwindigkeit ab. Die Gravitation bewirkt im Fall der vertikal aufgebauten ebenen Platte eine unsymmetrische Verformung der Rinnsaale und einen nur noch geringen Einfluss des Austrittsvolumenstroms auf die Höhe der Rinnsaale.

Ausblick

In weiteren Untersuchungen soll das hier vorgestellte Messfahren für zeitaufgelöste Messungen eingesetzt werden. Ausserdem werden die vor-

liegenden Daten flächenhaft ausgewertet und ebenfalls werden die statischen Kontaktwinkel ermittelt.

Literatur:

- [1] Myers TG, Charpin JPF, Chapman SJ: The Flow and Solidification of a thin fluid Film on an arbitrary three-dimensional Surface. Phys. Fluid, 14 (8), pp 2788-2802, 2002.
- [2] Johnson MFG, Schluter RA, Miksis MJ, Bankhoff SG: Experimental study of rivulet formation on an inclined plate by florescent imaging. J. Fluid Mechanics, vol. 394, pp 339-354, 1999.
- [3] Myers TG, Liang HX, Wetton B: The Stability and Flow of a Rivulet driven by interfacial Shear and Gravity. Non-Linear Mechanics 39, pp 1239-1249, 2004.
- [4] Chinnov EA, Kabov OA: Marangoni Effect on Wave Structure in Liquid Films. Micro-gravity sci. technol. XIX-3/4, 2007.

Mitteilung

Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Characterization of unsteady wake dynamics using pressure-sensitive paint

Ansprechpartner: Martin Bitter, Christian J. Kähler

Institution: Institut für Strömungsmechanik und Aerodynamik, Universität der Bundeswehr, München, Germany

Adresse: Werner-Heisenberg-Weg 39, 85577 Neubiberg
Tel.: 089 6004-2132
martin.bitter@unibw.de

Weitere Partner: Tatsuya Hara, Daisuke Yorita, Keisuke Asai
Tohoku University, Department of Aerospace Engineering,
Sendai, Japan

A future space transportation system as a successor of the European Ariane 5 space-craft is recently studied in an expansive joint project. Due to material safety aspects and efficient design parameters the dynamic flow interaction with the main nozzle in the rear of such a launcher is from major interest from the fluid mechanical side. In order to examine the fluid/structure interaction for an accurate estimation of the mechanical loads, unsteady velocity field measurements were already carried out, see [1]. Unsteady pressure-sensitive paint (iPSP) measurements were recently performed and presented here for a better assessment of the dynamic loads on the nozzle originating from large-scale coherent structures. The wind tunnel model used for these investigations is partly presented in Fig. 1. The diameter of



Fig. 1 Close-up on the model of the generic space launcher made from aluminum and covered with unsteady pressure-sensitive paint (iPSP). The model is equipped with unsteady pressure and temperature sensors; left: coating for sting investigations; right: coating for base investigations

the rear-sting mounting is derived from the nozzle diameter which originally is present at that place. Earlier investigations on the model carried out with high-repetition rate PIV confirmed the appearance of highly unsteady large- and small-scale coherent structures in the wake interacting with the sting mounting (nozzle). Results as well as the model geometry are presented in [1]. From these investigations, this model made from aluminum is derived and optimized for iPSP measurements (p -, T - sensors, markers for image resection).

The tests were carried out in the trisonic wind tunnel facility Munich, see [1]. Due to the blow-down design of the wind tunnel a strong temperature change within the run time is acting on the model. Due to this, a series-like image acquisition of wind-on and wind-off signal images was chosen. The wind tunnel was started and after a certain time (15-20 seconds) for model-temperature adaption the recording was started. Within the recording time of the camera (6-20 seconds, depending on the sampling-rate) the wind tunnel was stopped so that the reference wind-off signal images were directly recorded as well. A comparable image acquisition procedure was chosen for steady PSP investigations already, compare [2], and it revealed its potential for economic data acquisition in this wind tunnel facility. The image num-

ber varied between 12000 and 44000 images for each test case. Investigations at Mach number 0.3 and 0.7 at several sampling-rates were carried out for the sting and the base region of interest. A *Phantom V12* CMOS high-speed camera was used for image acquisition. The frame-size was adapted in order to obtain higher sampling-rates. A single polymer PtTFPP dye was used as optical pressure sensor. The dye was anchored in a porous polymer/ceramic layer, [3]. The PSP signal was filtered, using a $\lambda = 570$ nm long-pass interference filter with high optical density. The excitation of the PSP was performed using 2×10 Watt *Luminus* high-power LEDs in continuous-wave mode positioned approx. 30 cm away from the model.

Fig. 2 shows the power spectra versus the Strouhal number measured on the base at Mach number 0.7 derived from the unsteady pressure sensors (top, black) sampled with 10 kHz and derived from the iPSP results (bottom, orange) sampled with 2 kHz. The significant spectral peaks shown in the *Kulite* signals were also resolved with iPSP.

In Fig. 3 the instantaneous pressure fluctuations on the base are presented for one time step. A mode-like structure of the fluctuations was predicted by numerical simulations and it is confirmed with iPSP. In Fig. 4 the pressure distributions for two time steps with $\Delta t = 0.003$ indicate the convection of a large coherent structure along the sting at Mach number 0.3. The dashed line indicates the location of the mean wake vortex reattachment.

References

- [1] Bitter, M; Scharnowski, S; Hain, R.; Kähler, C (2011): *High-repetition-rate PIV investigations on a generic rocket model in sub- and supersonic flows*. Experiments in Fluids, **50**, 1019-1030.
- [2] Bitter, M; Kähler, C (2011): *Optische Bestimmung von Oberflächendruck- & Temperaturverteilungen am NACA Profil im Unter- und Transschall*. 19. Lasermethoden in der Strömungsmesstechnik, Ilmenau, 6.-8. Sept.
- [3] Gregory, J; Asai, K; Kameda, M; Liu, T; Sullivan, J (2008): *A review of pressure-sensitive paint for high-speed and unsteady aerodynamics*. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, **222**, 249-290.

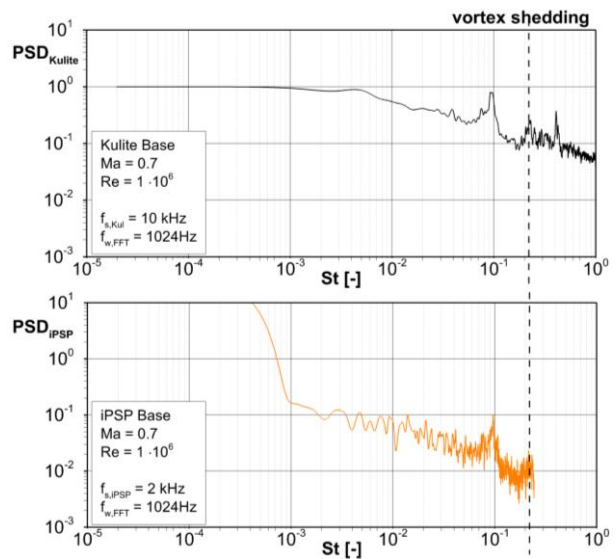


Fig. 2 Power spectra versus Strouhal number on the base measured with *Kulites* (top, black) and iPSP (bottom, orange) at Mach number 0.7. The sampling rate of the *Kulite* sensors was $f_{s,Kul} = 10$ kHz and $f_{s,iPSP} = 2$ kHz for iPSP, respectively. The dashed line indicates the Strouhal number for dominant vortex shedding, f_{shed} ($Ma = 0.7$) ≈ 900 Hz or $St \approx 0.21$.

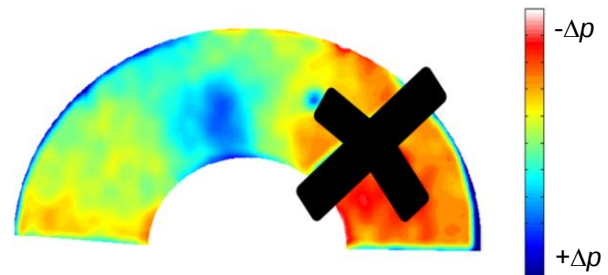


Fig. 3 Color-coded distribution of pressure modes on the base measured with iPSP at $Ma = 0.7$. Red indicates low pressure regions and blue high pressure regions, respectively.

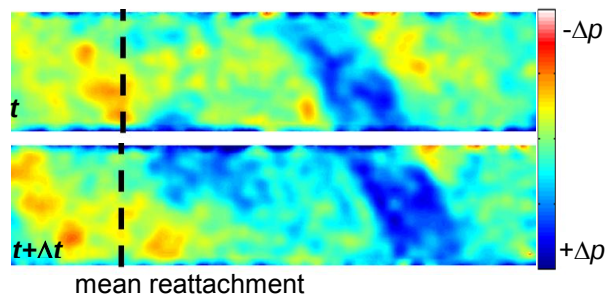


Fig. 4 Convection of coherent vortex structures on the sting for 2 time steps ($\Delta t = 0.003$ s) at Mach number 0.3, red indicates low pressure regions and blue high pressure regions, respectively. The dashed line shows the spatial position of the mean wake vortex reattachment.

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis:

Experimentelle Aerodynamik / Mess- und Versuchstechnik

Kernspintomografie zur Strömungsmessung

Sven Grundmann

Technische Universität Darmstadt

grundmann@csi.tu-darmstadt.de

Weitestgehend unbeachtet in den Ingenieurwissenschaften wurden im Bereich der medizinischen Physik Verfahren zur Strömungsmessung mithilfe von Kernspinresonanztomographie entwickelt. Dieses Messverfahren (MRV/MRI – Magnetic Resonance Velocimetry/Imaging) bietet eine bisher ungeahnte Datendichte im dreidimensionalen Raum kombiniert mit überraschend kurzen Messzeiten für gleich mehrere Messgrößen: Komplette dreidimensionale Datensätze von Geschwindigkeit, Turbulenz und Konzentrationsverteilungen [1].

Die vielseitige Anwendung dieser Verfahren im Bereich des Maschinenbaus ist bisher noch nicht richtig verbreitet, wird jedoch seit ein paar Jahren äußerst erfolgreich an der Stanford University und seit kurzem auch an der TU Darmstadt praktiziert. In Kombination mit modernen Rapid-Prototyping Herstellungsverfahren für die zu untersuchenden Modelle, erlaubt die Kernspintomographie den Aufbau des Experiments, die Durchführung und die Datenbereitstellung innerhalb weniger Tage. Beliebig komplexe Geometrien und Strömungen können ohne aufwendige Maßnahmen, wie sie z.B. für heutige laser-optische Messmethoden notwendig sind, untersucht werden. Das für den Maschinenbau noch junge Verfahren ist schon äußerst überzeugend, befindet sich jedoch noch immer im Stadium der Erforschung und Entwicklung. Der Fokus und zugleich die künftige wissenschaftliche Herausforderung auf der technologischen Seite liegt hierbei auf der Verbesserung der Genauigkeit, der Validierung mit anderen Messmethoden, der Entwicklung neuer Messverfahren für weitere Größen und der weiteren Reduktion der Messzeit.

Messprinzip: Das gesamte Messprinzip beruht auf der Beeinflussung und anschließenden Messung von Eigenschaften der sogenannten Spins – in der Regel von den Protonen in Wasserstoffkernen. Diese vollführen eine Präzessionsbewegung um eine Achse, welche durch Anlegen eines starken äußeren Magnetfeldes im Raum orientiert wird. Durch Modulation dieses Magnetfeldes, sowie durch hochfrequente elektromagnetische Pulse kann diese Präzessionsbewegung koordiniert werden und physikalische Eigenschaften des Fluides in den von den Spins selbst ausgesendeten elektromagnetischen Signalen kodiert werden. Die zu messenden physikalischen Eigenschaften können Einfluss auf die Frequenz der Präzessionsbewegung nehmen oder eine Verschiebung des Phasenwinkels hervorrufen. Durch geeignete Sequenzen von Magnetfeldgradienten und HF Pulsen, sowie von Referenzmessungen können diese Veränderungen als räumliche Information dekodiert werden.

Messapparatur: Generell sind bildgebende Kernspintomografen für diese Art von Messungen geeignet. Dazu zählen größere und kleinere Laborgeräte, aber auch herkömmliche Ganzkörperscanner, wie sie in vielen Kliniken oder Radionologenpraxen zu finden sind. Die Geräte müssen mit speziellen Sequenzen (Messprogrammen) betrieben werden, um die gewünschte Information extrahieren zu können. Hierfür ist hochspezialisiertes know-how erforderlich, welches von unseren Partnern des Universitätsklinikums Freiburg beigesteuert wird. Die Radiologieabteilung verfügt über Forschungsgeräte welche für Messmethodenentwicklungen, hauptsächlich für medizinische Zwecke, genutzt werden. Ein absolut zuverlässiges Pumpensystem und ein perfekt dichtes und MR kompatibles Modell werden dann für die jeweilige Messaufgabe angepasst und hergestellt und im Kernspintomografen vermessen.

Messbare Größen: Im Bereich der Ingenieurwissenschaften ist die Magnetresonanztomografie bereits vielfach zur Messung von **3D3C Geschwindigkeitsverteilungen** verwendet worden z.B. [1,2]. Bei diesen Messungen werden in einem dreidimensionalen kartesischen Raster die Geschwindigkeiten in die drei Raumrichtungen in jedem Punkt gemessen. Es

muss betont werden, dass es sich hierbei um zeitlich gemittelte Daten handelt und keine zeitabhängigen Geschwindigkeitsverläufe gemessen werden können. Die Messungen können mit einer räumlichen Auflösung von 0,4mm aufwärts durchgeführt werden dabei können in der Größenordnung von 10^7 Vektoren anfallen. Je nach erforderlichem Signalausabstand braucht es dafür 10-20 einzelne Scans, von denen jeder etwa 6 Minuten dauert.

Die Messungen können in laminaren oder in turbulenten Strömungen durchgeführt werden. In turbulenten Strömungen kommt es zu einer Verringerung der Signalmagnitude durch die permanent wechselnde Geschwindigkeit (-sverteilung) in den einzelnen Voxeln. Dieser Effekt kann zur Bestimmung der Standardabweichung der Geschwindigkeit herangezogen werden, und so einige Komponenten des **Reynoldsspannungstensors** [3] ermittelt werden.

Die Messungen werden mit Wasser als Medium durchgeführt. Einerseits sind die verwendeten klinischen Tomografen für die Spins und die Signalstärke im menschlichen Gewebe optimiert, andererseits ermöglicht die hohe Dichte des Wassers die kurzen Messzeiten bei guten Signalausabständen. Dem Wasser muss zusätzlich ein Kontrastmittel in geringer Konzentration hinzugefügt werden, um die signalerzeugenden quantenmechanischen Prozesse zu beschleunigen. Das ermöglicht es, mit zwei Pumpen zu arbeiten und zwei Volumenströme zu fördern, von welchen einer kein Kontrastmittel enthält und somit kein Signal liefert. In den räumlichen Daten kann man anhand der Signalstärke auf das Mischungsverhältnis in jedem Punkt schließen und auf diese Weise **Konzentrationsmessungen** [4] durchführen, sowie Mischungsprozesse beobachten. Besonders im Hinblick auf Kühlaufgaben, wie z.B. Filmkühlung von Turbinenschaufeln, liefern derartige Konzentrationsmessungen wertvolle Informationen.

Die Temperatur des Mediums übt ebenfalls einen Einfluss auf die Eigenschaften der Spins aus. Verschiedene Verfahren ermöglichen die Verschlüsselung der Temperatur im gemessenen Signal, und stellen eine gleichzeitige **Temperaturfelderfassung** zusammen mit der Geschwindigkeitsfeldmessung in Aussicht [5]. Die Trennung der Effekte von Geschwindigkeit und Temperatur auf die Spins ist jedoch noch eine Herausforderung und erfordert einen Entwicklungsaufwand.

Stark verkürzte Messsequenzen können verwendet werden, um Momentaufnahmen der Strömung zu erhalten. Diese Daten haben jedoch einen unzureichenden Signalausabstand und eignen sich daher nur zur Erfassung periodischer Strömungen, indem mit einem geeigneten Trigger mehrfach derselbe Phasenwinkel der periodisch schwankenden Strömung gemessen wird. Auf diese Weise können periodische Strömungen phasengemittelt mit großer Datendichte und verhältnismäßig geringem Aufwand gemessen werden.

Zusammenfassend kann die Kernspintomografie zur Strömungsmessung als ein überaus potentes Messverfahren bewertet werden, dessen ganzes Potential für den Maschinenbau als auch für die medizinische Diagnostik bei weitem noch nicht ausgeschöpft ist. Eine neu eingerichtete Nachwuchsgruppe an der TU Darmstadt „Kernspintomografie im Maschinenbau“ hat in Kooperation mit dem Universitätsklinikum Freiburg mit der Anwendung dieser Technologie auf ingenieurwissenschaftliche Problemstellungen begonnen.

[1] Elkins, C.J., Alley, M.T.: Magnetic resonance velocimetry: applications of magnetic resonance imaging in the measurement of fluid motion. Experiments in Fluids 43, 823-858 (2007)

[2] Grundmann, S., Sayles, E., Elkins, C., Eaton, J.K.: Sensitivity of an asymmetric 3d diffuser to vortex-generator induced inlet condition perturbations. Experiments in Fluids, DOI: 10.1007/s00348-011-1205-0 (2011)

[3] Elkins, C.J., Alley, M.T., Saetran, L., Eaton, J.K.: Three-dimensional magnetic resonance velocimetry measurements of turbulence quantities in complex flow. Exp Fluids (2008)

[4] Benson, M., Elkins, C., Eaton, J.: Measurements of 3d velocity and scalar field for a filmcooled airfoil trailing edge. Experiments in Fluids 51, 443-455 (2011)

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

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Experimentelle Aerodynamik

Particle Tracking Velocimetry in einem Hochenthalpiefreistrah

Dipl.-Ing. Marco Kirschner, Prof. Dr.-Ing. Christian Mundt
Institut für Thermodynamik der Universität der Bundeswehr, Werner Heisenberg Weg 39,
85579 Neubiberg, Marco.Kirschner@unibw.de

1. Einführung

Um den Wirkungsgrad und die Treibstoffeffizienz von Flugtriebwerken und stationären Gasturbinen weiter zu steigern, werden immer höhere Turbineneintrittstemperaturen angestrebt. Dies wird erreicht indem innengekühlte Schaufeln mit Wärmedämmschichtsystemen (TBCs) aus Y_2O_3 -stabilisierten ZrO_2 eingesetzt werden. Auf diese Weise können bisher Turbineneintrittstemperaturen bis zu 1400°C erreicht werden.

Kommt es zum Betrieb der Turbinen in einer staubigen Atmosphäre, führt dies unweigerlich zur Erosion auf den betroffenen Komponenten. Auftreffende Partikel können die keramische Wärmedämmschicht beschädigen, was zu einer höheren thermischen Belastung des Metallsubstrats führt. Beeinflusst wird die Erosion durch Faktoren wie Partikelgröße, Angriffswinkel, Geschwindigkeit und Umgebungsbedingungen.

Die Erosionsmessungen der Universität der Bundeswehr finden in einem Plasmawindkanal statt, bei dem Partikel radial in den Heißgasstrahl zugeführt werden. Mit Hilfe dieser Testmethode ist man in der Lage zu beurteilen, welche Faktoren auf das Erosionsverhalten der Werkstoffe Einfluss hat. Die Ergebnisse dienen der Eingruppierung der Werkstoffe und ihrem Erosionswiderstand unter bestimmten Versuchsbedingungen.

Da der Partikelgeschwindigkeit eine besondere Rolle innerhalb des Erosionsprozesses zugeschrieben wird, behandelt diese Arbeit vor allem die diagnostische Möglichkeit zur Bestimmung der Partikelgeschwindigkeit. In diesem Fall bietet die PIV-Messung den Vorteil, dass das Messgebiet eine größere Fläche abdeckt und nicht auf einen Punkt konzentriert ist. Typische Messfeldgrößen liegen im Bereich von 6 cm^2 .

2. Konzept der Erosionsmessung

Mit Hilfe der Erosionsmessung lässt sich der Materialverlust bestimmen, der durch das Auftreffen fester Partikel auf die Materialprobe verursacht wird. Bisher sind standardisierte Testbedingungen nur für den niederen Temperaturbereich bekannt. Für den Hochtemperaturbereich ist es erforderlich neue Standards zu entwickeln, welche sich zusätzlich an den Standards zur Messung des Werkstoffabtrags bei Stahl orientieren [1]. Zur Festlegung unterschiedlicher Testbedingungen wird dazu der Plasmawindkanal des Instituts für Thermodynamik der Fakultät für Luft- und Raumfahrttechnik der Universität der Bundeswehr verwendet.

Als Werkstoff für die Partikel wird kantiges (gebrochenes) Al_2O_3 verwendet und zusätzlich eine einheitliche Charakteristik aufweist, wie z.B. Partikelgröße, Feuchtigkeit und chemische Zusammensetzung.

Durch den regelmäßigen Einsatz von Referenzmaterialien wird gewährleistet, dass eine Rückführung der Messergebnisse auf anerkannte Bezugsgrößen (Standards) erfolgen kann. Die Kalibrierung der Anlage unter Standard-Testbedingungen findet auch dann statt, wenn Materialien unter anderen Randbedingungen getestet werden.

3. Konzept des PIV-Systems

Das Prinzip des PIV-Systems basiert auf der Messung von Wegstrecken kleiner Partikel innerhalb einer Strömung, während eines kurzen Zeitintervalls. Beleuchtet werden die Partikel mit Hilfe eines Lasersheets, das reflektierte Licht wird so von einer Kamera detektiert. Bei der Auswertung der PIV-Bilder erkennt man Partikel-paare die um einen bestimmten Betrag zueinander verschoben sind.

Wenn die Partikeldichte sehr niedrig ist, dass heißt der Abstand zwischen zwei unterschiedlichen Partikel größer ist, als die Partikelverschiebung, dann lässt sich die Wegstrecke sehr einfach bestimmen. Diese Methode wird häufig als 'low-image-density PIV' oder auch 'particle tracking velocimetry PTV' genannt [2].

3.2. Autokorrelation

In dieser Arbeit soll nur die Analyse von doppelt oder mehrfach belichteten Bilder beschrieben werden. Für die Berechnung der Autokorrelationsfunktion stehen zwei Methoden zur Verfügung, zum einen die direkte numeri-

sche Berechnung und zum anderen über die Fourier-Transformation des Leistungsdichtespektrums, entsprechend dem Wiener-Kinchin-Theorem [3].

Bei der durchzuführenden Berechnung multipliziert man die beiden Fouriertransformierten der komplex konjugierten Matrix und der originalen Matrix und gelangt so zur Spektralen Leistungsdichte der Funktion. Für eine bessere Darstellung im Zeitbereich bildet man anschließend die Umkehrfunktion (IFFT) zur schnellen Fourier-Transformation (FFT). Der größte Vorteil der Fourier-Transformation gegenüber der direkten Autokorrelation liegt in der niedrigen Rechenzeit, die sich von $O[N^2]$ Operationen auf $O[N \log N]$ reduziert.

4. Versuchsaufbau

Zu dem PIV-System gehört ein gepulster Nd:YAG-Laser mit einer Leistung von 30 W und einer Repetitionsrate zwischen 10 kHz und 50 kHz.

Für die Aufzeichnung der Bilddaten wird eine schwarz-weiß CCD-Kamera mit kurzen Integrationszeiten verwendet. Auf Grund der hohen Ströme des Plasmalichtbogens können elektrische Interferenzen auftreten, damit das Kamerasignal nicht gestört wird, ist die Kamera über ein Glasfaserkabel mit der PCI-Karte des Steuerrechners verbunden. Zum Schutz der Kamera vor Pulver und Heißgasstrahl wird ein Nikon Objektiv mit 100 mm Festbrennweite verwendet. Somit werden hohe Gegenstandsweiten erreicht und der Abbildungsmaßstab lässt sich im Bereich von $M = 0.24$ bis 0.4 variieren.

Auf Grund seiner hohen Temperaturen besitzt der Heißgasstrahl ein hohes Eigenleuchten. Damit das von den Partikeln reflektierte Laserlicht ein genügend hohes Signal-Rausch Verhältnis aufweist, wird ein schmalbandiger Filter im Bereich der Laserwellenlänge verwendet.

5. Ergebnisse

In den ersten Messungen wurde der Einfluss des Plenumdrucks auf die Partikelgeschwindigkeit untersucht. Eine eindeutige Korrelation zwischen Plenumdruck und Partikelgeschwindigkeit, lässt sich bei der kritisch durchströmten Laval-Düse nicht erkennen (Abb. 1). Auf Grund der breiten Spanne der Partikeldurchmesser, variiert auch die Partikelgeschwindigkeit stark. Dennoch zeigt sich, dass im Mittel mit einer Partikelgeschwindigkeit von 300 m/s zu rechnen ist.

Die Plausibilität der Ergebnisse spiegelt unter anderem die Darstellung des Geschwindigkeitsprofils radial zur Düsenachse wider (Abb. 2). Hier nähert sich das Profil der Partikelgeschwindigkeit einem ausgebildeten Freistrahprofil an.

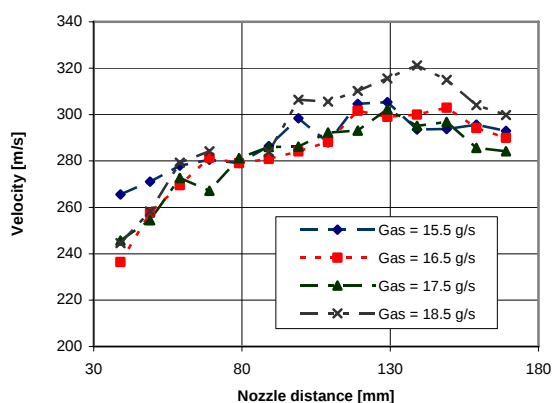


Abb. 1: Gemittelte Partikelgeschwindigkeit im Freistrah entlang der Düsenachse

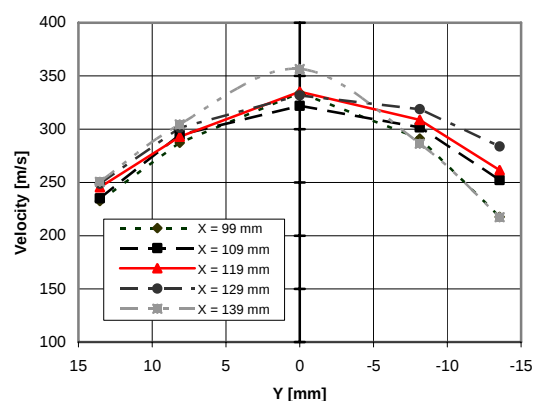


Abb. 2: Geschwindigkeitsprofil an unterschiedlichen Positionen im Freistrah für Gas = 18.5 g/s

Literatur

- [1] ASTM Standard G 76 - 07, Standard Test Method for Conducting Erosion Tests by Solid Particle Impingement Using Gas Jets, ASTM International, West Conshohocken, PA, DOI: 10.1520/G0076-07, 2007
- [2] C. Tropea, A.L. Yarin, J.F. Foss, Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics, 1557 p., 2007
- [3] J. Kompenhans, M. Raffel, S.T. Wereley, C.E. Willert, Particle image velocimetry: a practical guide, 468 p., 2007

Mitteilung

Projektgruppe/Fachkreis:	Experimentelle Aerodynamik	
Thema:	Flügeldeformationsmessungen an einem Ultraleichtflugzeug	
Ansprechpartner:	Ralf Meyer, Tania Kirmse,	ralf.meyer@dlr.de tania.kirmse@dlr.de
Institution:	Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e.V. Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik Bunsenstraße 10 37073 Göttingen	
Weitere Partner:	FBZ - Forschungs- und Beratungszentrum für Maschinen- und Energiesysteme e.V., An-Institut an der Hochschule Merseburg	

Ausgangssituation:

Zur Erstellung eines Flugzeug-Systemmodells, werden Ergebnisse aus theoretischen Berechnungen und experimentell ermittelten Daten abgeglichen. Dieser als Systemidentifikation bezeichnete Prozess baut auf einer umfangreichen Datenbasis auf, wovon ein Teil nur unter realen Flugbedingungen gewonnen werden kann.

Wird zum Beispiel die Verformung einer Flugzeugtragfläche mit einem optischen Messverfahren erfasst, lassen sich mit den Materialkennwerten Aussagen zu auftretenden Belastungen treffen. Der Installationsaufwand einer solchen berührungslosen Methode, wie etwa der Image Pattern Correlation Technique (kurz: IPCT) [1] [2], ist verhältnismäßig gering und erfüllt die Genauigkeitsanforderungen. Darüber hinaus können auf diese Art und Weise zusätzlich flächige Informationen ganzer Oberflächenbereiche gewonnen werden, ohne dafür direkt in die Struktur eingreifen zu müssen.

Ziel:

Die aktuellen Bestrebungen haben das Ziel, das berührungslose, optische IPCT-System für die Anwendung an Kleinflugzeugen im Flug weiterzuentwickeln. Hierfür stand das Ultraleichtflugzeug UW-9 „Sprint“ des FBZ in Merseburg zur Verfügung. Die relativ geringen Gesamtmaße des Versuchsträgers ermöglichten es, einen großen Teil des Außenflügels am Stück zu erfassen.

Lösungsweg:

- Das DLR-Videoastroboskop-System wurde bezüglich Gewicht, Bauraum, Energiebedarf, Performance und Schnittstellen an die Anforderungen des Versuchsträger für IPCT-Messungen angepasst.
- Für die IPCT ist ein spezielles, zufälliges Punktemuster nötig. Dafür wurde ein Verfahren zur Aufbringung mit einer bedruckten Polymerfolie entwickelt.
- Flugversuche wurden durchgeführt und verschiedene Manöver mit IPCT aufgezeichnet.
- Erste Auswertungen erfolgten mit einer neuen, intern entwickelten Software.

Ergebnis:

Erstmals wurden optische Flügeldeformationsmessungen an einem Ultraleichtflugzeug mit IPCT im Flugversuch erfolgreich durchgeführt. Diese Methode ermöglichte eine detaillierte, dreidimensionale Rekonstruktion des Messbereichs, wie Bild 1 zeigt. Für weiterführende Untersuchungen konnten Daten aus den ausgewerteten Flächen extrahiert werden. In Bild 2

ist dies beispielhaft für Biege- und Torsionsschnittansichten dargestellt. Außerdem wurden verschiedene Datenpunkte aus den gemessenen Zeitreihen analysiert.

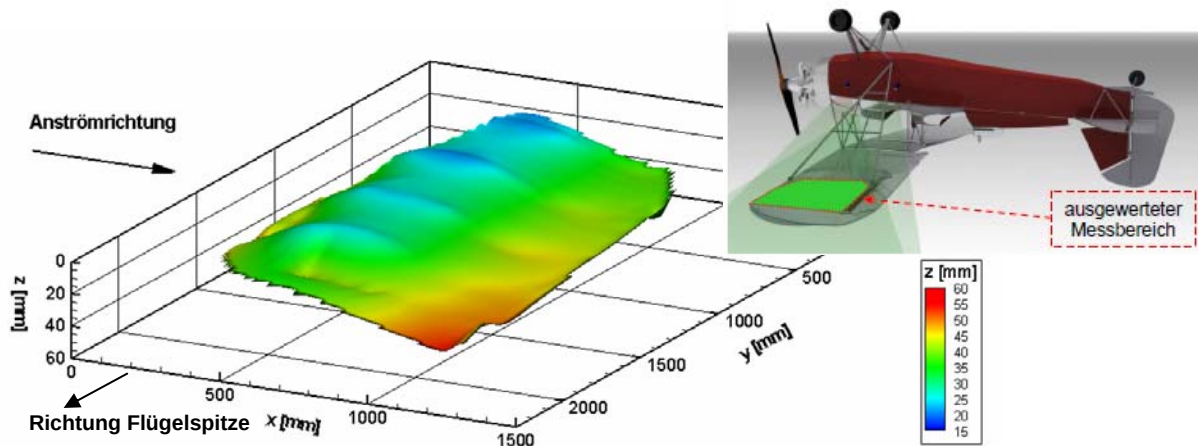


Bild 1: Dargestellt ist die mit IPCT ausgewertete 3D-Fläche des Messbereichs einer Bodenreferenzmessung (z-Komponente 5-fach überhöht).

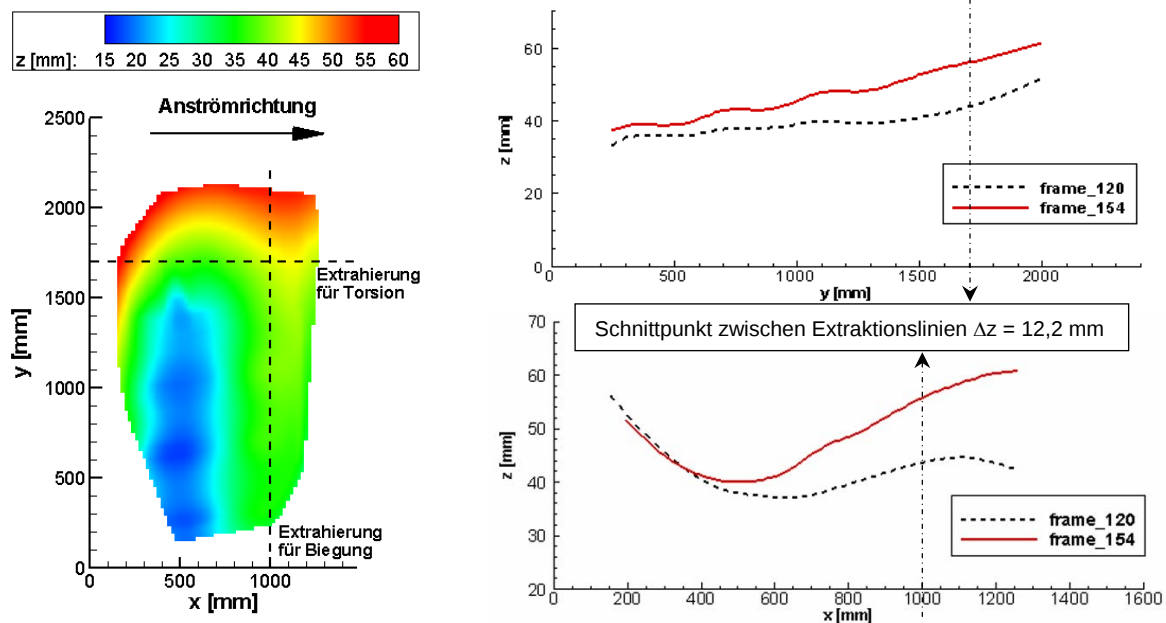


Bild 2: Rechts wird beispielhaft die Biegung (oben) und Torsion (unten) des Messbereichs während eines Phygoide-Manövers visualisiert. Die Übersicht links zeigt, entlang welcher Schnittlinien Daten für die Darstellungen rechts extrahiert wurden.

Literatur:

- [1] Boden, F.; Kirmse, T.; Weikert, T.; Wolf, T.; Petit, C.; Jentink, H., W.: Application of a New Optical Measurement Technique for Non-Intrusive Wing Deformation Measurements on a Large Transport Aircraft, DLR Göttingen, 21. SFTE (EC) Symposium, Vergiate (VA), Italien, 2010
- [2] Kompenhans, J.; Schröder, A.; Engler, R.; Klinge, F.; Stasicki, B.: Development and application of image based measurement techniques for aerodynamic investigations in wind tunnels, DLR Göttingen, Konferenzbeitrag „High-Speed Flow: Fundamental Problems“, Zhukovsky, Russland, 2004

Ausblick:

- Validierung der IPCT-Messergebnisse mit zeitsynchron aufgenommenen DMS-Daten
- Weiterentwicklung der Auswertesoftware (Automatisierung, Prozessdauer, Handhabung)

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Mess- und Versuchstechnik

Anwendung der Hintergrund-orientierten Schlieren-Anemometrie im Windkanal

Dirk Raiser, Markus Raffel
DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung für Hubschrauber
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
dirk.raiser@dlr.de, markus.raffel@dlr.de

Bei aerodynamischen Untersuchungen ist die Ermittlung der Strömungsgeschwindigkeit von zentraler Bedeutung. Dabei ist oftmals nicht nur die Anströmgeschwindigkeit sondern auch die lokale Geschwindigkeitsverteilung sehr wichtig. In der Vergangenheit wurden diverse Verfahren entwickelt um Strömungsgeschwindigkeiten sowohl intrusiv als auch nicht-intrusiv zu messen. Die neuartige Hintergrund-orientierte Schlieren-Anemometrie (engl. Density Tagging Velocimetry [1], DTV) bietet dafür eine weitere optische nicht-intrusive Möglichkeit. Das Ziel dieser Arbeit ist die erstmalige Anwendung dieser Messmethode in einem Freistrah im Windkanal, wobei die Auswertung neben der herkömmlichen Art auf eine neue Weise durchgeführt wird. In Abbildung (1) ist eine typische Anordnung der verwendeten Komponenten für die Hintergrund-orientierte Schlieren-Anemometrie dargestellt.

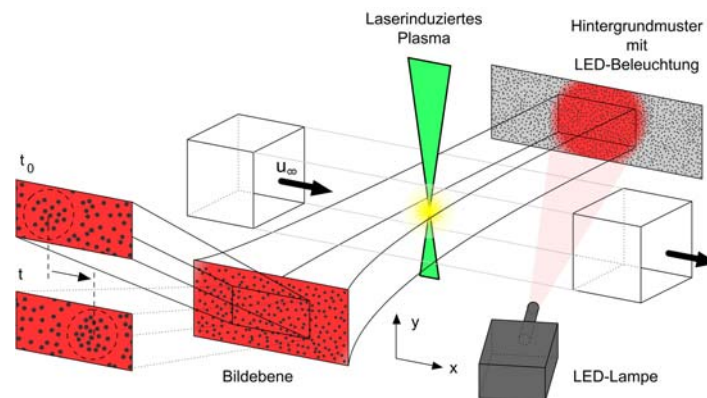


Abb. 1: Schematische Darstellung der Hintergrund-orientierten Schlieren-Anemometrie.

Bei der hier dargestellten Anwendung wird ein laserinduzierter Plasmafunkens in die zu untersuchende Strömung eingebracht. Die resultierende lokale Veränderung der Dichte wird mit Hilfe der Hintergrund-orientierten Schlieren Methode (engl. Background Oriented Schlieren Method [2] (Kap. 10.2), BOS) bildlich dargestellt. Eine Hochleistungs-LED-Lampe wird von einem Sequenzer so angesteuert, dass der Hintergrund zu zwei Zeitpunkten t_0 und $t = t_0 + \tau$ beleuchtet wird, während zeitgleich die Kamera zwei Aufnahmen macht. Die zeitliche Abfolge der Ereignisse ist in Abbildung (2) dargestellt.

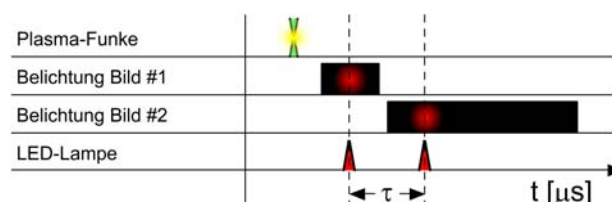


Abb. 2: Zeitliche Abfolge der Ereignisse.

Im Vergleich zu einem zuvor gemachten Referenzbild ohne eingebrachte Veränderung der Dichte können dann die beiden Positionen $s_1(t_0)$ und $s_2(t)$ des Plasmafunken auf den Bildern bestimmt werden. Üblicherweise wird dazu die Kreuzkorrelation verwendet. Da diese sehr rechenaufwendig ist, wurde in einer ersten Messung überprüft, in wie fern die Ergebnisse einer deutlich einfacheren Subtraktionsmethode von denen der Kreuzkorrelation abweichen. Bei der Subtraktionsmethode wird die Intensitätsverteilung des Referenzbildes von denen der Messbilder abgezogen. Sowohl die aus der Kreuzkorrelation ermittelten Beträge der Verschiebung als auch die resultierenden Bildpunkte der Subtraktion der Bilder wurden jeweils iterativ in mehreren Schritten mit den umliegenden $n \times n$ Bildpunkten gemittelt, um das Bild zu glätten und ein automatisches Auffinden der Mittelpunkte der Plasmafunken via Anpassung an eine zweidimensionale Gausskurve zu ermöglichen. Bei bekannter Vergrößerung M kann die resultierende Verschiebung des Mittelpunkts Δs zwischen den digitalen Bildern in die reale Verschiebung Δx und anschließend durch Division mit der Zeit τ in die Geschwindigkeit u umgerechnet werden:

$$\Delta x = \Delta s / M \quad \text{und} \quad u = \Delta x / \tau$$

Die nachfolgende Abbildung (3) zeigt das Ergebnis der Geschwindigkeitsmessung im Freistrah des 1m-Windkanals am DLR in Göttingen in Abhängigkeit von der Rotordrehzahl f des Windkanals. Dabei ist links das Resultat der Kreuzkorrelation und rechts das Resultat der Subtraktion dargestellt. In beiden Bildern sind die Ergebnisse der Referenzmessung mit einer Prandtlsonde ebenfalls abgebildet.

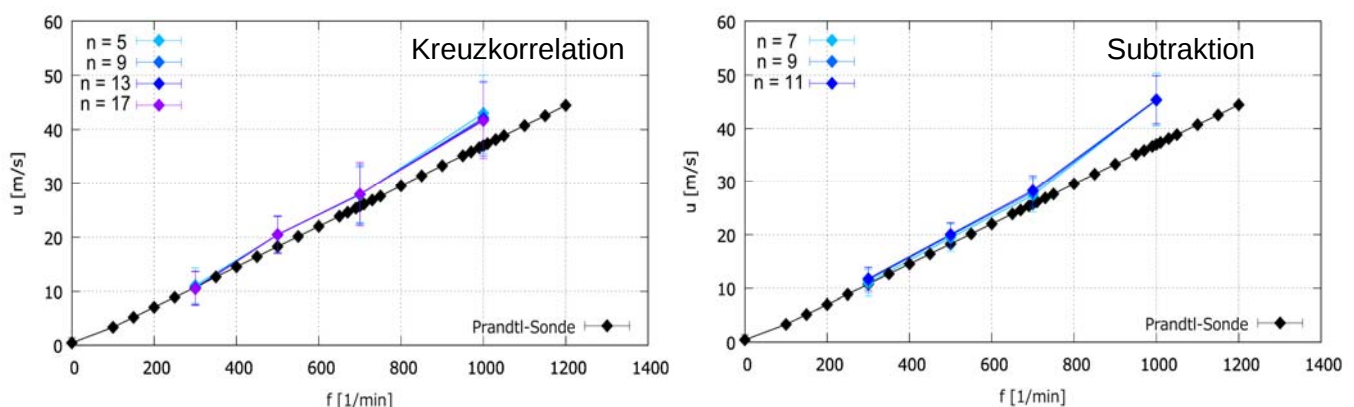


Abb. 3: Freistrah-Messung mittels Hintergrund-orientierter Schlieren-Anemometrie

Bei beiden Methoden liegt das Ergebnis hierbei nah am linearen Verlauf der Prandtlsondenmessung, wobei in beiden Fällen die ermittelten Geschwindigkeiten etwas oberhalb der eigentlichen Geschwindigkeiten liegen. Bei der Subtraktion weicht das Ergebnis für hohe Geschwindigkeiten etwas stärker ab als bei den anderen Werten. Insgesamt zeigt sich, dass die Hintergrund-orientierte Schlieren-Anemometrie eine geeignete Methode ist um Geschwindigkeiten im Freistrah zu bestimmen. Darüber hinaus bietet die Subtraktion eine verlässliche Alternative zur Kreuzkorrelation.

Literatur:

- [1] M. Raffel et al. *Density Tagging Velocimetry*. Experiments in Fluids, Volume 51, Number 2, S. 573-578. 2011.
- [2] M. Raffel et al. *Particle Image Velocimetry - A Practicle Guide*. 2. Auflage. Springer Verlag, 2007.

Datum: 11.10.2011

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Mess- und Versuchstechnik

Temperaturmessungen durch laserinduziertes Plasma

Frank Schuster, Markus Raffel
DLR Göttingen, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik,
Abteilung für Hubschrauber
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen
frankschu18@gmail.com, markus.raffel@dlr.de

Besonders im Bereich der Antriebstechnologie ist die Vermessung der Temperatur im Strömungsfeld von großer Bedeutung. So ist beispielsweise bei der Entwicklung von Triebwerken eine präzise Temperaturmessung nötig, um die Materialbelastung der Bauteile zu ermitteln. Dabei ist es meist aufgrund baulicher Unzugänglichkeiten oder aufgrund zu hoher Temperaturen nicht möglich, eine Messung mit Sonden durchzuführen, sodass nicht intrusive Verfahren benötigt werden.

Eine neuartige nicht intrusive Methode zur Geschwindigkeitsmessung bietet die *Density Tagging Velocimetry (DTV)*. Dabei wird ein Volumenelement mit erniedrigter Dichte erzeugt, ein sog. *Density Tag*, welches der Strömung wie jedes andere Volumenelement folgt und dessen Bewegung gemessen wird. In der Praxis wird das Density Tag durch einen Laser erzeugt, der auf einen Punkt fokussiert wird. Dabei wird so viel Wärme in ein sehr kleines Volumenelement eingebracht, dass die Dichte lokal sehr klein wird. Da die Absenkung der Dichte an einem Punkt in einem sonst isotropen Dichtefeld nicht stabil ist, bildet sich am Ort der Zündung eine Stoßwelle aus, die im Fernfeld mit der Schallgeschwindigkeit propagiert. Einen genauen zeitlichen Ablauf der Evolution der Welle findet sich in Quelle [1].

In dieser Arbeit geht es um die Vermessung der Geschwindigkeit der Welle mithilfe einer *hintergrundorientierten Schlierenmethode (engl. BOS)*. Da die Ausbreitungsgeschwindigkeit eine wohlbekannte Temperaturabhängigkeit hat, kann auf diese Weise die Temperatur ermittelt werden.

Dazu wurden mit einem gepulsten Laser Plasmafunken mit einer Frequenz von 5 Hz erzeugt, welche nach einer einstellbaren Verzögerungszeit Δt mithilfe einer CCD-Kamera und mehreren Hochleistungs-LEDs vor einem gepunkteten Hintergrundmuster aufgezeichnet wurden. Um die Temperatur regelbar zu machen, wurde der

Plasmapunkt im Zentrum eines Plexiglaswürfels erzeugt, wobei die Temperatur im Inneren des Würfels regelbar und mithilfe eines Thermometers kontrollierbar gemacht wurde. Dieser Aufbau ist in der Abbildung 1 dargestellt.

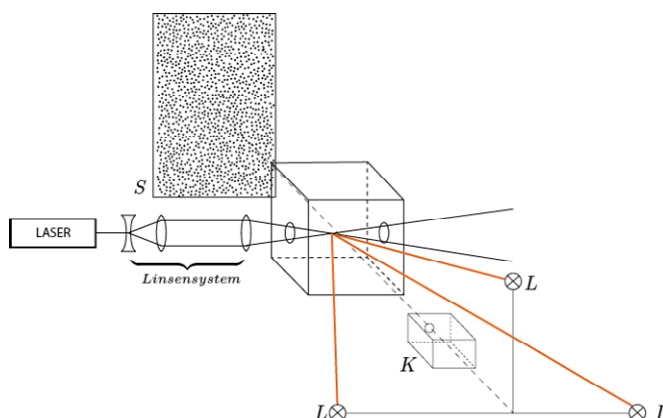


Abbildung 1: Versuchsaufbau zur Temperaturbestimmung mit Referenztemperaturmessung

Da sich der Brechungsindex der Luft proportional zur Dichte ändert, wird das Licht in einem anisotropen Dichtefeld abgelenkt. Vergleicht man also eine Aufnahme im isotropen und im anisotropen Dichtefeld, so kann die Schallwelle sichtbar gemacht werden. Mithilfe der Kreuzkorrelation, welche die lokalen Verschiebungsvektoren zwi-

schen der isotropen und der anisotropen Aufnahme ermittelt, kann also die Änderung der Dichte des Mediums bestimmt werden.

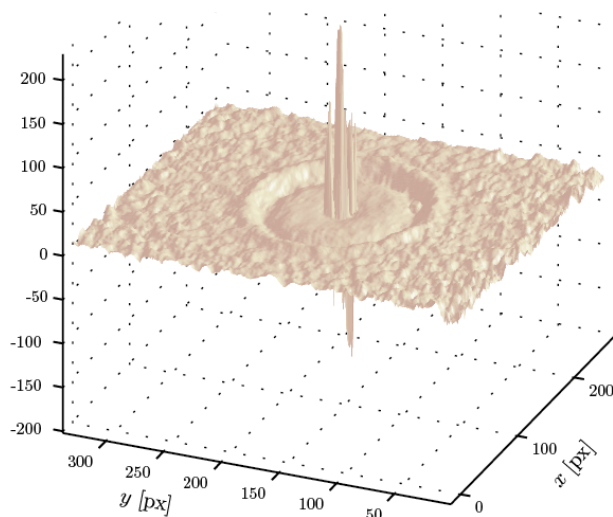


Abbildung 2: Radiale Komponente des Gradientenfelds der Dichte 20 μs nach Zündung des Funkens

Durch die Integration der Dichteänderung in Polarkoordinaten entlang der r -Richtung und Mittelung über die φ -Koordinate, kann der Ort minimaler Dichte und damit die r -Koordinate der Stoßfront ermittelt werden. Da die Verzögerungszeit Δt aus dem Versuchsaufbau bekannt ist, kann die konstante Schallgeschwindigkeit durch den Zusammenhang

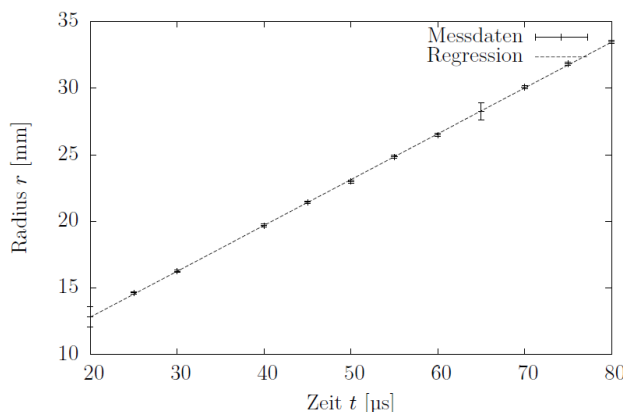
$$c_s = \frac{r_{\text{Kreis}}}{\Delta t}$$

ermittelt, sowie mit

$$c_s = \sqrt{\gamma R T}$$

die Temperatur gefolgert werden.

Die Messung und Auswertung wurden für vier verschiedene Referenztemperaturen durchgeführt. Zu jeder Temperatur wurden jeweils zehn unterschiedliche Verzögerungszeiten vermessen. Die Steigung einer linearen Regression im r - t -Diagramm liefert schließlich die Schallgeschwindigkeit. In Abbildung 3 sind eine Messreihe und



c_s [m/s]	T_{gem} [K]	T_{ref} [K]	$\Delta T/T$
$347,4 \pm 1,0$	$299,9 \pm 1,8$	296,3	1,2 %
$344,0 \pm 1,1$	$294,0 \pm 1,9$	301,2	2,3 %
$351,1 \pm 2,4$	$306,3 \pm 4,2$	306,5	0,0 %
$353,0 \pm 4,1$	$309,5 \pm 3,8$	311,2	0,5 %

Abbildung 3: Lineare Regression im r - t -Diagramm (oben) und Tabelle mit Ergebnissen der Temperaturbestimmung (unten)

eine Tabelle mit den erzielten Ergebnissen zu sehen. Die lineare Regression liefert dabei sehr präzise Ergebnisse und die Schallgeschwindigkeit kann bis auf kleine Abweichungen bestimmt werden und so die theoretischen Erwartungen bestätigen. Auch die relativen Fehler der Temperaturmessung liegen im geringen einstelligen Prozentbereich und liefern damit sehr gute Ergebnisse. Der größte gemessene absolute Fehler liegt bei $\Delta T = 7,2$ K, welcher durch den Versuchsaufbau bedingt ist. Im Inneren des recht kleinen Plexiglasgefäßes wurde mit einer lokalen Wärmequelle und einem Luftumwäler geheizt. Vergrößert man das geheizte Volumen und stellt durch ausreichende Wärmeisolation sicher, dass die Temperatur sich während des Versuchs nicht ändert, kann die Genauigkeit dieses Verfahrens sicherlich noch erhöht

werden. Doch bereits nach dieser ersten Anwendung lässt sich zusammenfassend sagen, dass mit diesem Verfahren die Umgebungstemperatur des Mediums mit großer Präzision bestimmt werden kann.

Literatur:

- [1] Rui et. al. Mechanism of laser induced plasma shock wave evolution in air. *Chinese Physics B*. 2009
- [2] Raffel et al. Density Tagging Velocimetry. *Experiments in Fluids*, 2011

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Analyse des Vogelfluges

Optische Vermessung der Flügeloberfläche einer frei fliegenden Schleiereule im Schlagflug

Thomas Wolf, Robert Konrath

DLR - Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, Bunsenstraße 10 Göttingen,
thomas.wolf@dlr.de

Bereits die ersten Pioniere der Luftfahrt, wie Leonardo da Vinci und später auch Mouillard und Lilienthal, beschäftigten sich mit dem Vogelflug. Der „Kodex über den Vogelflug“ von Leonardo da Vinci enthält bereits Beschreibungen zur Flügelform und -Bewegung eines Vogels. Der Schlagflug ist jedoch bis heute nicht vollständig verstanden. Mit den Entwicklungen im Bereich von Micro Air Vehicles (MAVs) ist ein neues Interesse an dem Vogelflug gekommen, da der Schlagflug eine effektive Methode zur Erzeugung von Auf- und Vortrieb bei kleinen Reynoldszahlen darstellen könnte. Die hierbei auftretenden instationären Strömungseffekte sind derzeit Gegenstand zahlreicher wissenschaftlicher Arbeiten, wie beispielsweise von Hubbel (2006), Rival et al. (2009), Ehlers et al. (2011). Grundlage der betrachtenden Bewegungsabläufe bilden hier zumeist qualitativ ermittelte Schlagbahnen von Vögeln und Insekten. Genaue Daten zur Flügelform und deren Änderungen beim Schlagflug stehen bis dato noch nicht zur Verfügung. Ziel des von der Deutschen Forschungsgesellschaft (DFG) geförderten Projektes „Analyse des Vogelfluges“ ist es, neue optische Messtechniken für eine Vermessung von Vögeln im freien Flug zu entwickeln und auch anzuwenden, um diese Lücke zu schließen.

Das DLR - Göttingen verfolgt im Rahmen dieses Projektes das Ziel, korrelationsbasierte optische Messtechniken zur Anwendung zu bringen. Das realisierte Verfahren verwendet hierzu hochauflösende Kameras, die stereoskopisch um das Messobjekt angeordnet werden. Gleichzeitig wird ein feines stochastisches Punktemuster auf die Flügeloberfläche projiziert. Anhand von Kreuzkorrelationen zwischen Kamerabildern aus verschiedenen Blickrichtungen werden räumliche Punktekorrespondenzen bestimmt, so dass die dreidimensionale Oberfläche durch Triangulation rekonstruiert werden kann. Erste Versuche wurden mit einem stationären Messaufbau an einer Schleiereule durchgeführt (Wolf et al., 2010). Um auch Messungen des Schlagfluges zu ermöglichen, wurde vom DLR - Göttingen ein bewegtes Messsystem aufgebaut, welches sich mit dem Vogel bewegt und daher die Erfassung eines bzw. mehrerer Schlagzyklen erlaubt.

In Abbildung 1 ist eine Skizze des verwendeten Messaufbaus gezeigt. Kameras und Projektoren sind an einem starren Leichtbaurahmen befestigt, der mit einem Schlitten - Schienen - System geradlinig bewegt werden kann. Die gelb markierten Bereiche in Abbildung 1 zeigen die einzelnen Messbereiche der Kamerasysteme, die von den Projektoren ausgeleuchtet werden. Mit dem realisierten Fahrsystem werden Geschwindigkeiten von bis zu 12 m/s erreicht, wodurch die typischen Fluggeschwindigkeiten einer Schleiereule (ca. 4 - 6 m/s) abdeckt werden. Es werden insgesamt 8 High-Speed-Kameras eingesetzt, jeweils 4 zur Aufnahme der Flügeloberseite (Phantom V12, 1280 x 800 Pixel) und vier für die Unterseite (PCO - Dimax, 2016 x 2016 Pixel). Die Aufnahme Frequenz (bis 1 kHz) der Kamerasysteme wird bei diesem Aufbau zusammen mit der Anfangsbeschleunigung des Rahmens und dem maximalen Fahrweg durch ein LabView Programm vorgegeben. Dabei kann als Startsignalgeber für eine Messung auch eine Lichtschranke in das System integriert werden.

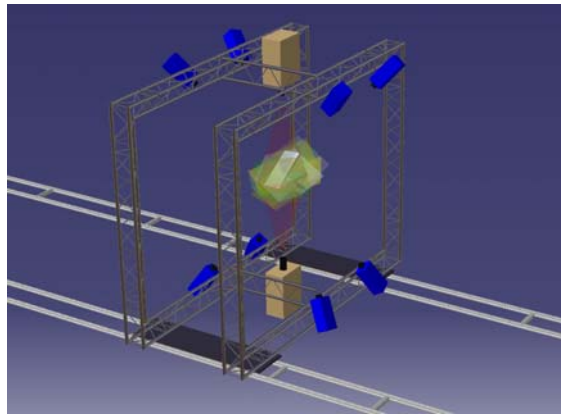


Abb. 1, Skizze Setup des mitbewegten Messsystems.

Erste Messungen mit diesem System wurden an Schleiereulen durchgeführt. Diese wurden von der RWTH zu Verfügung gestellt und für einen Flug zusammen mit dem Fahrsystem trainiert. Insgesamt stand hierzu eine Flugstrecke von ca. 30 m zur Verfügung. Die Geschwindigkeit des Messsystems wurde halbmanuell über eine Handsteuerung kontrolliert, so dass sich der Rahmen in etwa mit der Geschwindigkeit der Eule bewegt. In Abbildung 2 ist ein Messbild aus den Schlagflugversuchen zu sehen. Das aufprojizierte Muster ist dabei neben der natürlichen Textur des Flügels deutlich erkennbar. In der Abbildung 3 ist ein beispielhaftes Messergebnis der dreidimensionalen Oberfläche dargestellt. Die Auflösung des Messaufbaus ist hinreichend groß, so dass selbst Feinheiten der einzelnen Federn zu erkennen sind.



Abb. 2 Schleiereule im Freiflug mit aufprojiziertem Muster.

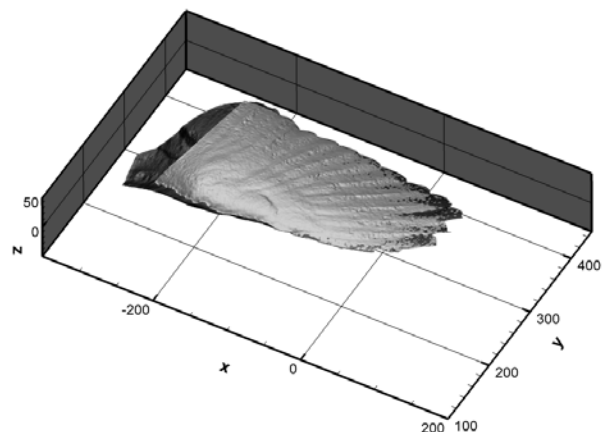


Abb. 3 Gemessene momentane 3d-Oberfläche der Schleiereule.

Im weiteren Verlauf des Projektes wird ein zweiter Versuch mit dem mitbewegten Messsystem durchgeführt. Dabei sollen neben Schleiereulen auch andere Vögel vermessen werden. Zudem sollen auch Strömungsfeldmessungen mit der Particle Image Velocimetry durchgeführt werden.

Literatur :

Ehlers H., R. Konrath, J. Agocs, R. Radespiel, R. Wokoeck: Ermittlung der Massenkräfte periodisch bewegter Tragflügelmodelle unter Anwendung von optischer Messtechnik, 60. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress Bremen, 2011

Hubbel T.: Untersuchungen zur instationären Aerodynamik an einem vogelähnlichen Flügelschlagmodell. Dissertation TH Darmstadt, 2006

Rival D., C. Tropea: Characteristics of Pitching and Plunging Airfoils under Dynamic-Stall Conditions. Orlando, Florida, 2009. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting 5-8 January 2009. AIAA 2009-537

Konrath R., F. Klinge, A. Schröder, J. Kompenhans, U. Füllekrug: The projected pattern correlation technique for vibration measurements, Proc. of 6th Int. Conf. on Vibration Measurements by Laser Techniques: Advances and Applications, A.I.V.E.L.A., 22-25 June, Ancona, (2004).

Wolf T., T. Kirmse, R. Konrath, T. Erlinghagen: Measuring Shape of Bird Wings during Flight using an optical correlation based Method, ISFV14 - 14th International Symposium on Flow Visualization June 21-24, 2010, EXCO Daegu, Korea

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Strömungsakustik/Fluglärm

CFD am Triebwerksstrahl für den Reiseflug

Christina Appel

DLR Braunschweig, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Technische Akustik
christina.appel@dlr.de

Langfristiges Ziel des DLR Projektes ECCO (Enhanced Cabin Comfort Computations) ist die Durchführung von Simulationen zur Vorhersage der Druckschwankungen am Flugzeugrumpf infolge von Triebwerksstrahlärm im Reiseflug am Beispiel des DLR Forschungsflugzeugs ATRA. Dazu werden Methoden der CFD und CAA miteinander gekoppelt. Die vorgestellten Ergebnisse sind Teil des Projektes und stellen den gegenwärtigen Stand der laufenden Arbeiten dar.

Problemstellung

Betrachtet wird ein A320 im Reiseflug. Daraus ergeben sich einerseits eine komplexe, dreidimensionale Flugzeugkonfiguration im realen Maßstab, und andererseits herausfordernde Umgebungsbedingungen wie eine hohe Fluggeschwindigkeit, eine große Reiseflughöhe mit entsprechend geringer Luftdichte sowie sehr große Reynoldszahlen. Besonderes Augenmerk wird auf die Berechnung der Rumpfgrenzschicht gelegt, um deren Einfluss infolge von Brechung und Streuung auf einfallenden Triebwerksstrahlärm untersuchen zu können.

Weiterhin werden Simulationen zur Schallerzeugung am Triebwerksstrahl benötigt, die ebenfalls unter Reiseflugbedingungen erfolgen sollen.

Methode

Angewendet wird ein hybrider CFD/CAA-Ansatz. Dazu werden zuerst zeitlich gemittelte Strömungs- und Turbulenzgrößen mit Hilfe von RANS-Simulationen ermittelt. Dies wird sowohl für die Flugzeugumströmung als auch für den isolierten Triebwerksstrahl an vereinfachter Triebwerksgeometrie durchgeführt.

Die Schallerzeugung am Triebwerksstrahl kann zum einen mit Hilfe semi-empirischer Verfahren modelliert werden. Längerfristig ist es auch denkbar, eine Quellmodellierung auf Basis der statistischen Turbulenzdaten mit Hilfe des stochastischen Quellmodells RPM (Random Particle Mesh) für Reiseflugbedingungen einzusetzen. In beiden Varianten kann das akustische Feld im anschließenden CAA-Schritt bestimmt werden.

Diese akustischen Daten sollen anschließend mit Hilfe eines FW-H (Ffowcs-Williams und Hawkins) Löser auf die Rumpfoberfläche propagiert werden. In ausgewählten Bereichen des Rumpfes soll die Wechselwirkung mit der turbulenten Grenzschicht anhand von schräg einfallenden Schallwellen, angepasst an die Ergebnisse für den isolierten Triebwerksstrahl, untersucht werden.

Ergebnisse

Die Präsentation beschränkt sich auf bisherige Ergebnisse der CFD Simulation. Thema ist zum einen die Strömungssimulationen eines A320. Dazu werden verschiedene Zwischenergebnisse gezeigt und hinsichtlich der Rumpfgrenzschicht diskutiert.

Ein weiterer Schwerpunkt stellt die Strömungssimulationen des isolierten Triebwerksstrahles im ruhenden Medium und unter Reiseflugbedingungen dar. Diese Simulationsergebnisse sollen anhand von experimentellen Daten und bekannten semi-empirischen Zusammenhängen aus der Literatur diskutiert werden. Die Abb. 1 zeigt exemplarische Simulationsdaten zum Strahl.

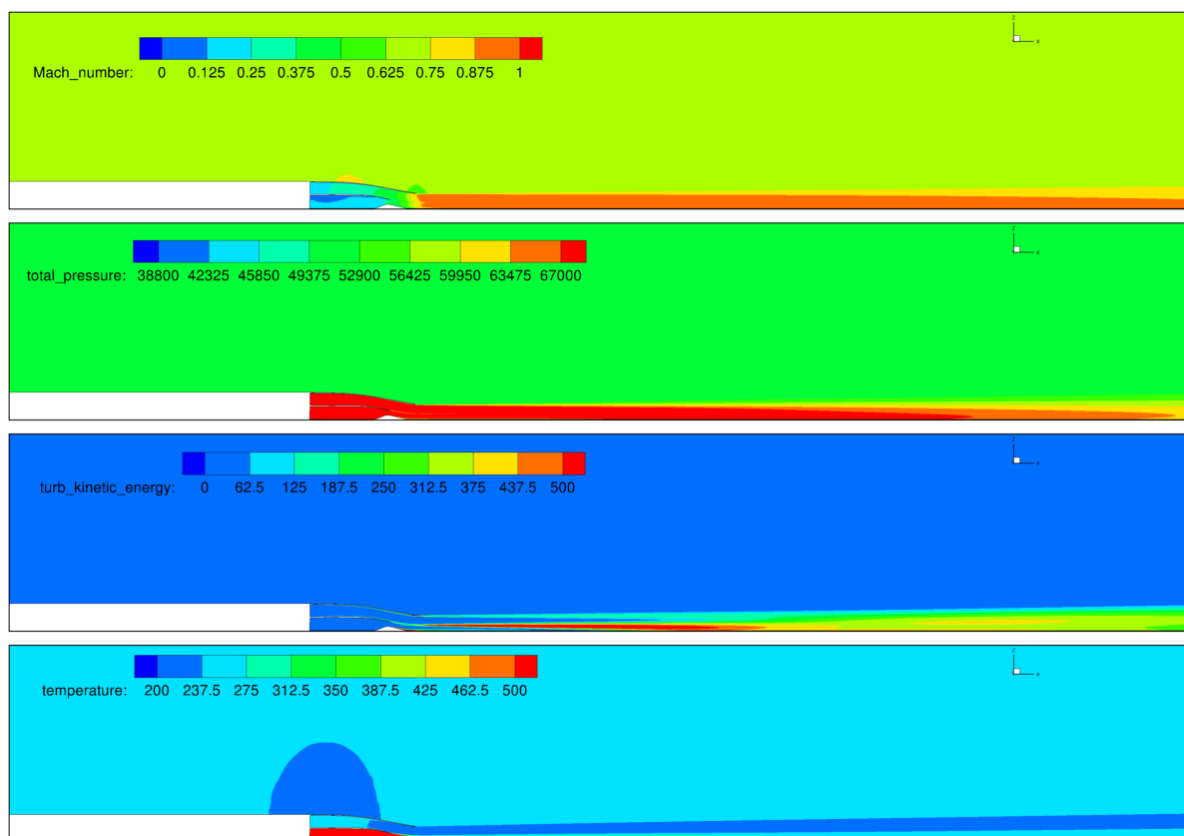


Abb.1 : CFD Simulation für einen Triebwerksstrahl unter Reiseflugbedingungen

Namensverzeichnis der Autoren und Ko-Autoren

Abu-Zurayk	110	Krämer	22, 28,	Thimm	98
Adams	82		62, 72	Tropea	46, 48,
Appel	136	Kriegseis	66		58, 66
Avila, K.	44	Krimmelbein	104	Wagner	88, 92,
Avila, M.	44	Kruse	60		96, 108
Babosek	82	Künemund	108	Wallraff	118
Barkley	44	Kurz	58	Wassermann	100
Bastide	76, 80	Langer	112	Weber	26
Beckmann	120	Lenfers	32	Weinand	76
Birken	102	Lutz	22, 28, 72	Wendisch	84
Bitter	122	Ma	110	Wilke	86
Bogdanski	22	Martinez	40, 42	Wolf, A.	72
Bosbach	98	Schramm		Wolf, T.	134
Breitsamter	82	Merbold	38	Würz	62
Brezillon	30, 110	Meyer	128	Zengl	74
Cleemann	24	Mieth	94		
Crippa	104	Möller	120		
Dahlem	80	Moxey	44		
de Lozar	44	Mundt	114, 126		
Dietrich	46	Olivier	52, 54		
Duchmann	48	Pascual-	26		
Dumitra	36	Fuertes			
Edelmann	50	Paul	24		
Egbers	38	Petzold	60		
Ehrenfried	90	Plogmann	62		
Eisfeld	106	Radespiel	60		
Fischer	26	Raffel	130, 132		
Gansel	28	Raiser	130		
Gnemmi	76	Reeh	46		
Goldin	58	Reß	82		
Grawunder	82	Richard	88		
Grundmann	48, 58,	Riedeberger	64		
	66, 100,	Rist	50, 64,		
	124		68, 74		
Günther	70	Rutschmann	40		
Haff	88	Saalfeld	108		
Heine	90	Saegeler	114		
Hermes	52, 54	Sauerwein	76, 80		
Hof	44	Schiffer	96		
Höll	56	Schnepf	78		
Hruschka	80	Schülein	78		
Ilic	30, 110	Schuster	132		
Jakubek	108	Schwarz	66		
Kabat vel Job	56	Seiler	76, 80		
Kähler	36	Selent	68		
Kähler	122	Send	34		
King	58	Seyfert	116		
Kirmse	128	Spiering	106		
Kirschner	126	Springer	70		
Kliouchnikov	52, 54	Srulijes	76, 80		
Konrath	134	Steinmacher	42		
Konstantinov	92	Storch	42		
		Thiele	56, 70		